



انجمن هوافضای ایران

وزارت ارتباطات و فناوری اطلاعات



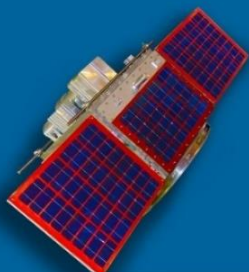
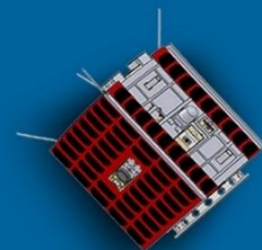
پژوهشگاه فضایی ایران

دوفصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره دوم

پاییز و زمستان ۱۴۰۴



- ۱ مقایسه موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ از منظر هزینه و قابلیت اطمینان با موتور نسلهای پیشین
حمید رضا علی محمدی، حسن ناصح، فتح اله امی
- ۱۴ رویکردی نوآورانه به منظور شناسایی مدارهای متناوب بادبان خورشیدی در مساله سه جسم محدود شده دایروی غیرخودمختار
احسان عباسعلی، امیررضا کوثری، مجید بختیاری
- ۲۳ به‌گزینی منظومه‌های ماهواره‌ای با محموله‌های پایش اقلیم فضای ایران
مسعود خوش سیما، سحر امین‌آبادی، هادی جلیلی، صابر کرمی
- ۳۴ تخمین عمر خستگی کم چرخه و محاسبه احتمال واماندگی مورد الکترونیکی فضایی تحت بارگذاری سیکلی حرارتی
امیرحسین رهبر، سید محمد نوید قریشی
- ۵۴ کنترل وضعیت ماهواره‌های مبتنی بر کنترل پیش‌بین مدل کلیدزنی H_{∞}/H_2 با قابلیت مانور در یک محدوده عملکردی گسترده
طالب عبداللهی
- ۷۵ بررسی مفهوم انتخاب فناوری در صنعت فضایی با رویکرد تحلیل علم‌سنجی
سید سعید نصرالهی، عماد چیذری، حسن صدیقی
- ۸۹ طراحی و پیاده‌سازی چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر بر روی FPGA
عباس دست‌مزد، محمدرضا موسوی، کورش حسینی، سحر عبدی، مهدی حاتم
- ۱۰۳ بررسی وضعیت علمی و مروری بر آخرین دستاوردهای علمی در حوزه کیوب‌ست
فرهاد کیانی فلاورجانی
- ۱۲۳ امکان‌سنجی فنی اتصال مستقیم ماهواره به تجهیزات ارتباطی زمینی و ارائه سرویس در ایران
رقیه کریم زاده بایی، پدram حاجی پور، حسین صمیمی، لیلا محمدی، مرضیه احمدی
- ۱۳۶ مشاهده امواج گرانشی در اثر سامانه گرمایش مصنوعی
محمد رضا کاردگر، امیر حسین ربیعی
- ۱۴۴ ارزیابی طول عمر سیستم کولر استرلینگ با در نظر گرفتن حالت‌های مختلف خرابی
محمدعلی فارسی
- ۱۵۶ بررسی محموله‌های ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای: پیشنهاد یک محموله و تحلیل الزامات پلتفرمی آن
عصمت کیشانی فراهانی، آذر انوری



دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

نشریه علمی

سال پنجم، شماره دوم

پاییز و زمستان 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 نادر مکاری یامچی

سر دبیر: دکتر مهدی فکور

مدیر داخلی: دکتر الهام شریفی مقدم

مدیر اجرایی: مهندس سمانه جعفری

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 هر تفوردشایر	دکتر محمود چیدری
استاد دانشگاه صنعتی شریف	دکتر حسن حدادپور
استاد دانشگاه صنعتی شریف	دکتر حسن سالاریه
استاد دانشگاه علم و صنعت ایران	دکتر محمد سلیمانی
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 تربیت مدرس	دکتر بیژن عباسی آرند
استاد دانشگاه تربیت مدرس	دکتر پاییز عزمی
استاد دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی	دکتر مجید قاسمی
استاد دانشگاه تهران	دکتر مهدی فکور
دانشیار دانشگاه تهران	دکتر امیررضا کوثری
استاد دانشگاه شهید بهشتی	دکتر علی اکبر متکان
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 امیررضا کوثری

داوران این شماره به ترتیب الفبا

دکتر سیدمحمد رضوی زاده	مهندس مهدی ابوالقاسمی
دکتر سعید شاخصی	دکتر محمدعلی امیری آتشگاه
دکتر مصطفی عابدی	دکتر محمدحسین برزگری بافقی
دکتر مسعود عیدی عطارزاده	دکتر وحید بهلوری
دکتر امیر لبیبیان	مهندس شاهرخ جلیلیان
دکتر پرویز محمدزاده	دکتر محمدرضا جهان نما
دکتر علی مصاحب فرد	دکتر محمد حاجی جعفری
دکتر سیدمهدی موسوی	دکتر مجید حقگو
دکتر سجاد مولایی	دکتر زهرا خاجی
دکتر مسعود میرزایی	دکتر مسعود خوش سیما
مهندس راضیه نریمانی	دکتر زهرا دانشجو

الکترونیک	تیراژ:
-----------	--------



Comparison of electro-pump liquid propellant engines from the viewpoint of cost and reliability with the previous Engine generations

Hamidreza Alimohammadi^{*1}, Hassan Naseh², Fatolah Omi³

^{1*} Ph.D. graduate, Aerospace research institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran
hataf1353@gmail.com

²Assistant professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran.
hnaseh@ari.ac.ir

³ Full professor, Aerospace Group, Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.
fommi@modares.ac.ir

Article Info

Received: 2024-05-31
Accepted: 2025-02-17

Keywords

New approaches, liquid propellant engines, Cost, Reliability, Electro- pump engine

How to Cite this article

H. Alimohammadi, H. Naseh and F. Omi, "Comparison of electro-pump liquid propellant engines from the viewpoint of cost and reliability with the previous Engine generations", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 1-13, 2026.

Abstract

Achieving new technologies for designing Liquid Propellant Engines (LPEs) with high reliability, along with cost reduction, is one of the most important challenges of designers. Hence, the subject of optimization and utilization of new technologies in order to realize the above approaches has always been considered. Therefore, it is necessary to provide a solution to reduce the challenges faced by the previous two generations of LPE, i.e. pressurizing and turbopump engines. So, a new generation of LPE, called electro pump liquid propellant engines, has been noticed in the space industries of the world. In this paper, an attempt has been made to compare the electro pump LPE with the previous two generations, i.e. pressurizing and turbopump from the point of view of cost and reliability. To this end, reliability and cost modeling has been performed for LPEs specifically for electro-pump LPE. Based on these results, it can be seen that the cost of the electro-pump engine is 65% of the turbopump engine. That is important; the reliability of this kind of engines is 2% higher than the turbopump engines.

مقایسه موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ از منظر هزینه و قابلیت اطمینان با موتور نسل‌های پیشین

حمیدرضا علی‌محمدی^{۱*}، حسن ناصح^۲ و فتح‌اله امی^۳
۱- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران-hataf1353@gmail.com
۲- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران-hnaseh@ari.ac.ir
۳- دانشگاه تربیت مدرس، دانشکده فنی و مهندسی-fommi@modares.ac.ir
* نویسنده مسئول

چکیده

دستیابی به فناوری‌های نوین طراحی موتورهای سوخت مایع با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه، یکی از مهم‌ترین چالش‌های طراحی این‌گونه موتورها است. لذا، موضوع بهینه‌سازی و بهره‌گیری از فناوری‌های نوین در راستای تحقق بخشیدن به رویکرد فوق، همواره موردتوجه طراحان است؛ بنابراین، پیش‌زمینه پرداختن به موضوع و بررسی امکان‌پذیری تحقق توأمان افزایش قابلیت اطمینان با ملاحظات کاهش هزینه، ارائه راهکاری برای کاهش چالش‌های پیش‌روی دو نسل پیشین موتورهای سوخت مایع یعنی موتورهای دمشی و توربوپمپی است. به این منظور، نسل جدیدی از موتورهای سوخت مایع با رویکرد استفاده از الکتروپمپ در سامانه تغذیه این دسته از موتورها، در صنایع فضایی جهان موردتوجه قرار گرفته است. در مقاله حاضر، به مقایسه موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ با دو نسل پیشین (سامانه‌های دمشی محض و تغذیه توربوپمپ) از منظر هزینه و قابلیت اطمینان پرداخته شده است. بدین منظور، نحوه مدل‌سازی قابلیت اطمینان و هزینه برای موتور سوخت مایع و در حالت خاص موتور سوخت مایع الکتروپمپی ارائه شده است. با بررسی نتایج این تحقیق، ملاحظه می‌شود که هزینه توسعه موتور الکتروپمپ، ۶۵ درصد موتور با سیستم تغذیه توربوپمپی است. در صورتی که قابلیت اطمینان این دسته از موتورها ۲ درصد بالاتر از موتورهای توربوپمپی است.



دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۱۳-۱
پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

[10.22034/issta.2025.460476.1166](https://doi.org/10.22034/issta.2025.460476.1166)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۱۱
پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۰۵

واژه‌های کلیدی

رویکردهای نوین، موتورهای
سوخت مایع، هزینه، موتور
الکتروپمپ

نحوه استناد به این مقاله

حمیدرضا علی‌محمدی، حسن ناصح و
فتح‌اله امی، "مقایسه موتورهای
سوخت مایع الکتروپمپ از منظر هزینه
و قابلیت اطمینان با موتور نسل‌های
پیشین"، دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره
دوم، صفحات ۱-۱۳، ۱۴۰۴.

۱- مقدمه

قابلیت اطمینان و آنالیز هزینه در طراحی موتور سوخت مایع مورد توجه قرار گرفته شده است [۹-۱۳]. پژوهش‌های انجام شده در سه رویکرد فوق، به‌طور معمول در موضوعات جرمی، انرژی و گاهی نیز هزینه و قابلیت اطمینان تمرکز داشته است. در ادامه، به بررسی برخی از این پژوهش‌ها در سه رویکرد فوق پرداخته می‌شود و در پایان دستاوردهای این مقاله در ادامه پژوهش‌های قبلی به‌عنوان جمع‌بندی ارائه می‌شود.



شکل (۱): رویکردهای نوین در طراحی محصولات پیچیده [۴]

۱-۱- پیشینه پژوهش در خصوص رویکرد اول طراحی (بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی موتور)

در زمینه انتخاب پارامترهای بهینه موتور سوخت مایع می‌توان به نتایج مطالعات آقای کازلف اشاره کرد [۱۴]. بر اساس این روش پیشنهادی، انتخاب پارامترهای اصلی طراحی به‌منظور بهینه‌سازی تابع هدف (سرعت نهایی)، صورت می‌پذیرد. روش پیشنهادی در مورد انواع موتورهای توربوپمپی و بدون توربوپمپ قابل استفاده است. در سال ۱۳۹۳، رساله دکتری تحت عنوان تدوین روندنمای بهینه‌یابی استاتیکی و دینامیکی سامانه‌های پیشران سرمازای سیکل بسته، توسط رمش ارائه شد. در این رساله، روندنمایی برای بهینه‌یابی استاتیکی پارامترهای سامانه‌های پیشران سرمازای سیکل بسته ارائه شد [۱۵].

۱-۲- پیشینه پژوهش در خصوص رویکرد دوم طراحی (بهینه‌سازی چند موضوعی و ارتقا کارایی موتور):

در سال ۲۰۰۵، ایده جالبی توسط بوخمتاف و همکاران، برای علاقه‌مندان به حوزه بهینه‌سازی موتورهای سوخت مایع از منظر

در حال حاضر، کاهش هزینه در محصولات فضایی، محرک اصلی توسعه حامل‌های فضایی محسوب می‌شود. همچنین در صورتی می‌توان موفقیت حامل فضایی با فناوری پیشرفته جدید را تضمین کرد که تابع هزینه در به‌کارگیری حامل در نظر گرفته شود. از منظر دیگر، دستیابی به فناوری‌های نوین طراحی سامانه‌های فضایی با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه و زمان چرخه طراحی، یکی از مهم‌ترین چالش‌های صنایع فضایی است. این‌گونه نگرش‌ها به طراحی و توسعه حامل‌های فضایی، با ایده توسعه حامل‌های فضایی چند بار مصرف شروع شد [۱]. علی‌رغم مطالعات بسیار زیاد در خصوص حامل‌های فضایی چند بار مصرف، حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف چندمرحله‌ای، بهترین گزینه برای پرتاب ماهواره‌ها و محموله‌های بدون سرنشین محسوب می‌شوند [۲-۳]. به‌منظور بررسی اهمیت موضوع هزینه و قابلیت اطمینان، در اینجا به‌عنوان یک مثال می‌توان طرح اولیه شاتل فضایی کاملاً چند بار مصرف را بیان کرد. در این طرح، به دلیل عدم ملاحظات توانمان هزینه و قابلیت اطمینان، طرح عملیاتی آن به‌صورت جزئی چند بار مصرف (نه کاملاً چندبار مصرف) به بهره‌برداری رسید. درنهایت، این طرح و بسیاری از طرح‌های مشابه چندبارمصرف (همانند ایکس-۳۳) به‌دلیل عدم ملاحظات هزینه‌ای نشأت گرفته از مشکلات فنی، کنار گذاشته شد [۴]؛ بنابراین، می‌توان توسعه روش‌های نوین طراحی را برای پیشگیری از شکست طرح‌ها و مأموریت‌های فضایی دانست. با توجه به شکل ۱، در خصوص روش‌ها و رویکردهای نوین در طراحی می‌توان به: رویکردهای مهندسی سیستم‌ها، بهینه‌سازی چندموضوعی، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، طراحی مقاوم، کاهش هزینه و رویکرد هیبریدی (رویکرد ترکیبی از رویکردهای دیگر) اشاره داشت. به‌صورت کلی، می‌توان رویکردهای نوین در طراحی زیرسامانه پیشران را در قالب سه رویکرد اصلی ذیل مورد مطالعه قرار داد.

در رویکرد اول طراحی، به بهینه‌یابی و یا بهینه‌سازی پارامترهای اصلی موتور سوخت مایع معطوف می‌شود [۵، ۶]. در رویکرد دوم طراحی، بهینه‌سازی چند موضوعی و ارتقا کارایی زیرسامانه‌های موتور سوخت مایع از منظر انرژی و جرمی مدنظر قرار گرفته است [۷، ۸]. به‌عنوان مثال در این رویکرد، از سامانه الکتروپمپ به‌منظور افزایش کارایی و بهره‌وری (جرمی و انرژی)، در سامانه تغذیه استفاده شده است. در رویکرد سوم طراحی، آنالیز

مورد بررسی، یک موتور سیکل باز اکسیژن مایع و هیدروژن است. علاوه بر این، عدم قطعیت در عملکرد موتور، مانند فشار محفظه احتراق و نسبت مؤلفه‌ها به عنوان متغیرهای تصادفی در بهینه‌سازی مبتنی بر قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده است. نتایج به دست آمده، مصالحه بین عملکرد موتور و الزامات قابلیت اطمینان را نشان می‌دهد.

موتا و همکاران [۲۲]، عملکرد و جرم خشک موتور در حال توسعه L75 را با پیش‌رانه اکسیژن-تانول مورد بررسی قرار داده‌اند. در نهایت، تأثیر تغییرات در پارامترهای طراحی بر عملکرد و جرم خشک موتور موشک L75، مورد تحلیل قرار گرفته است. سولدا و همکاران [۲۳]، در سال ۲۰۰۸ سیستم تغذیه جدیدی برای موتورهای سوخت مایع براساس پمپ‌های الکتریکی که توان خود را از باتری تأمین می‌کنند، پیشنهاد کردند. این سیستم تغذیه جدید، به نام الکتروپمپ نام‌گذاری شد. ایشان در پژوهشی ثابت کردند که سیستم جدید، جایگزین مناسبی برای سیستم تغذیه دمشی محض است. وابستگی سیستم تغذیه به پارامترهای مختلف عملکردی بررسی شد تا شرایط عملکرد مطلوب شناسایی شود، یعنی زمان سوزش نسبتاً طولانی و فشار محفظه نسبتاً بالا. همچنین نشان داده شد تا در صورت استفاده از فناوری‌های جدید باتری، سیستم پیشنهادی در مقایسه با سیستم تغذیه دمشی محض صرفه‌جویی قابل توجهی در جرم خواهد شد. این مزیت با اثر مطلوب فشار محفظه بر ضربه ویژه، افزایش می‌یابد. در این پژوهش، تنها به مقایسه سیستم الکتروپمپ با سیستم دمشی محض پرداخته شده است و مبنای قیاس فقط الزام جرمی است.

در سال ۲۰۱۳ راجوف و تاکا [۲۴]، دریافتند که موتور سوخت مایع با تغذیه الکتروپمپ می‌تواند جایگزین مناسبی برای نسل‌های پیشین خود، یعنی دمشی محض و تغذیه توربوپمپی باشد. در این پژوهش، علاوه بر سیستم دمشی محض، سیستم‌های تغذیه توربوپمپ نیز مورد مقایسه قرار گرفته‌اند. همچنین، نشان داده شده که برای برخی از کاربردها، سیستم پیشنهادی می‌تواند حتی از سیستم تغذیه توربوپمپی مناسب‌تر باشد. همچنین، ثابت شد که با بهره‌گیری از این فناوری در حامل‌های فضایی کلاس سبک، برتری جرمی با حامل فضایی است، که از این موتور بهره گرفته است.

زیرسامانه‌ها و مؤلفه‌های موتور در موسسه ثبت اختراعات روسیه منتشر شد [۱۶]. نکته‌ی کلیدی این ایده، بهره‌گیری از ساختاری جدید در توربین هیدرولیکی است که می‌تواند با افزایش راندمان بوستر توربوپمپ همراه باشد. در صورتی که این ایده در بهینه‌یابی سیستمی موتور به اثبات برسد، می‌تواند ابزاری مناسب برای طراحی مدار پنوموهیدرولیکی موتورهای سوخت مایع سرمازا باشد. چرا که در اینگونه از موتورها، بوسترپمپ نقش مهمی را ایفا می‌کند. همچنین در سال ۲۰۰۷، آرخانگلسکی و خازف [۱۷]، ایده‌ی استفاده از پیش‌رانه سه مؤلفه‌ای اکسیژن کراسین آمونیاک را خود مطرح کردند. بالتین [۱۸] در سال ۲۰۱۰، استفاده از موتورهایی با سه مؤلفه و قابلیت کار با دو زوج پیش‌رانه را مطرح کرد. از جمله مزایای ایده مطرح‌شده، استفاده از این موتورها در حامل‌های فضایی چندمرحله‌ای است.

ایگور و همکاران [۱۹]، بهبود سیکل‌های عملکردی موتورهای سوخت مایع سیکل باز، را پیشنهاد کردند و با مقایسه سیکل‌های پیشین، عملکردشان را مورد تجزیه و تحلیل قرار داده‌اند. در این پژوهش، نشان داده شده است که خنک‌کاری بازیابی با اکسیژن مایع، طرحی مناسب برای جایگزینی موتورهای سوخت مایع سیکل باز اکسیژن-کراسین است. همچنین اثبات شده است که ترکیب طرح‌های خنک‌کاری بازیابی با اکسیژن و طرح نیمه‌انبساط، باعث کمترین افت ضربه ویژه می‌شود. در این پژوهش، برای نخستین بار از نرم‌افزار جدید RECS^۱ برای تحلیل مقایسه‌ای سیکل‌های عملکردی استفاده شده است.

سانبوک و همکاران [۲۰]، برنامه تحلیل سیستمی برای طراحی اولیه موتور سوخت مایع، با توجه به متغیرهای ورودی و الزامات را توسعه داده‌اند. این برنامه، شامل ماژول‌های تحلیل زیرسیستم‌هایی نظیر: محفظه تراست، مولد گاز، توربوپمپ و توربین است. همچنین این برنامه، پارامترهای طراحی را با حداکثر ضربه ویژه و تراست به وزن، بر اساس الگوریتم ژنتیکی تعیین می‌کند. نتایج تجزیه و تحلیل برنامه با موتورهای سوخت مایع مرجع سازگار است. برنامه توسعه‌یافته، ابزاری مناسب برای طراحی اولیه موتورهای سوخت مایع محسوب می‌شود.

گوبیا و همکاران [۲۱]، چارچوب بهینه‌سازی طراحی برای انتخاب بهترین پارامترهای سیستمی موتورهای سوخت مایع سیکل باز را ارائه کرده‌اند. تابع هدف، حداکثر کردن ضربه ویژه و نسبت تراست به وزن موتور، با در نظر گرفتن الزامات سیستمی و مفروضات طراحی با تغییر فشار و نسبت مؤلفه است. موتور

^۱ Regenerative Engine Cooling System (RECS)

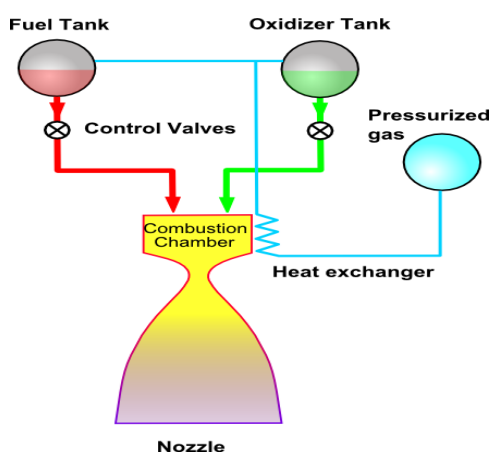
۳-۱- پیشینه پژوهش در خصوص رویکرد سوم طراحی

(آنالیز قابلیت اطمینان و هزینه)

در سال ۲۰۱۷، علی محمدی و همکاران، آنالیز قابلیت اطمینان حامل فضایی را مورد مطالعه و پیاده‌سازی قرار داده‌اند. همچنین، در سال ۲۰۲۳، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان را برای یک موتور الکتروپمپ در قالب یک چارچوب بهینه‌سازی چندموضوعی ارائه و اجرا شد [۲۵-۲۷].

در حوزه آنالیز هزینه، در سال ۲۰۲۱ و ۲۰۲۲، جعفرپناه و همکارانش ضمن ارائه مدل آنالیز هزینه برای سامانه‌های پیشران‌ش سرمازا و نیمه سرمازا، تأثیر زمان و هزینه نیروی انسانی اجرای طرح سامانه پیشران‌ش بررسی کردند [۲۸-۲۹].

براساس پیشینه پژوهش ارائه شده در رویکردهای مختلف طراحی، می‌توان دریافت که یکی از چالش‌های مهم پژوهشی، بررسی تلفیقی آنالیز هزینه و قابلیت اطمینان در موتورهای سوخت مایع است. در همین راستا، در پژوهش حاضر ضمن مقایسه‌ی جرمی بین سیستم الکتروپمپ با سیستم دمشی محض و تغذیه توربوپمپی، لزوم پرداختن به موضوعاتی نظیر ویژگی‌های جرمی، انرژی، هزینه و قابلیت اطمینان در طراحی نسل جدید موتورهای سوخت مایع، یعنی موتورهای الکتروپمپ از هر زمان دیگر خود را بیشتر نمایان می‌کند؛ بنابراین، دستاورد این پژوهش، مقایسه موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ از منظر هزینه و قابلیت اطمینان با دو نسل پیشین است. در ارزیابی قابلیت اطمینان از دو روش تقسیم برابر و روش مبنا استفاده شده است و در معیار هزینه، تخمین هزینه جامع به کار رفته است (شکل ۲). در ادامه، به معرفی موتورهای دمشی محض، توربوپمپی و الکتروموتور پرداخته می‌شود.



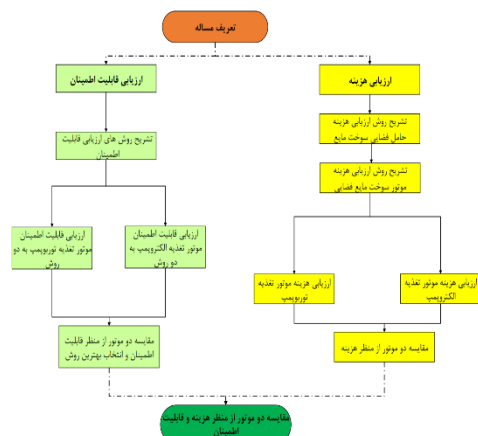
شکل (۳): طرح‌واره موتور سوخت مایع دمشی محض

۲-۱- مزایای موتورهای دمشی [۴]

- قابلیت اطمینان بالاتر؛
- هزینه کمتر؛
- ایمنی بالاتر؛

۲-۲- معایب موتورهای دمشی [۴]

- ناپایداری احتراق فرکانس پایین؛
- زمان سوزش کم؛



شکل (۲): نمودار جریانی ارزیابی قابلیت اطمینان و هزینه

۱-۳- مزایای موتورهای تغذیه توربوپمپی

از منظر مزایای این گونه موتورها، می توان به موارد ذیل اشاره کرد:

- تراست بالا؛
- ضربه ویژه بالا؛

۲-۳- معایب موتورهای تغذیه توربوپمپی

از منظر معایب این گونه موتورها، می توان به موارد زیر اشاره کرد:

- جرم بالا؛
- راندمان پایین (بخصوص در توربین و پمپ ها)؛
- هزینه بالا؛
- پیچیدگی بالا؛
- آلایندگی بالا (در برخی از پیشرا نه ها و مدارها)؛
- زمان اکتساب فن آوری و طراحی و توسعه بالا؛

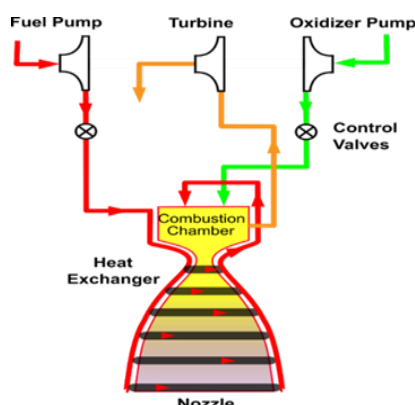
۴- موتور سوخت مایع الکتروپمپ

سامانه الکتروپمپ، یک موتور الکتریکی ساده، در دسترس و ارزان قیمت است. با هدف کاهش هزینه نسبت به موتورهای توربوپمپی، از سیستم تغذیه پمپ الکتریکی استفاده می شود. این نوآوری برای نخستین بار در جهان سال ۲۰۱۷ میلادی، یک پرتاب ناموفق را در ساختار ماهواره بر تجربه کرده است. در این موتور از فناوری چاپ سه بعدی برای ساخت مجموعه ها استفاده شده است [۴]. مجموعه هایی که شامل: محفظه احتراق، باتری، پمپ ها و شیرآلات می شود. سیستم تغذیه این موتور دمو لفه ای، شامل دو پمپ الکتریکی سوخت و اکسیدکننده است (شکل ۵). عملکرد موتور در رژیم نامی با استفاده از سیستم کنترل سرعت ظاهری و سیستم تخلیه هم زمان مخازن پیشرا نه تضمین می شود. سیستم کنترل سرعت ظاهری، فشار محفظه را طوری تنظیم می کند که همواره فشار محفظه نامی باشد. سیستم تخلیه هم زمان مخازن پیشرا نه ها، با استفاده از عملکرد شیر کنترل نسبت مؤلفه ها، متناسب با تغییرات سطح مخازن سوخت و اکسیدکننده، تخلیه هم زمان مخازن را تضمین می کند. سیستم تخلیه هم زمان مخازن پیشرا نه ها، با کنترل نسبت مؤلفه ها میزان باقی مانده پیشرا نه های مخازن را به حداقل می رسانند.

- مشکل تثبیت فشار محفظه؛
- با توجه به فشار پایین محفظه نیاز به نسبت انبساط بالا؛
- نیاز به فناوری مخازن کروی و سبک؛
- قطر و طول موشک بیشتر؛

۳- موتور سوخت مایع تغذیه توربوپمپی

در موتورهای سوخت مایع تغذیه توربوپمپی، برای غلبه بر مشکلات موتورهای سوخت مایع دمشی محض و دستیابی به عملکرد برتر، تأمین فشار بالای پیشرا نه در ورود به محفظه ی احتراق، به وسیله پمپ ها تأمین می شود (شکل ۴).



شکل (۴): طرحواره موتور سوخت مایع تغذیه توربوپمپی [۴]

در این صورت، برای راه اندازی و گردش مداوم پمپ ها از توربین استفاده می شود و این مجموعه «توربوپمپ» نامیده می شود. از این رو مجموعه توربوپمپ شامل دو جزء مهم، «پمپ» و «توربین» است. می توان ویژگی های کلی سامانه های پیشرا نش توربوپمپی را به شکل زیر خلاصه کرد:

- تأمین فشار محفظه با استفاده از پمپ های گریز از مرکز؛
- کاهش شدید فشار بالشتک گازی تانک ها نسبت به سامانه های بدون توربوپمپ؛
- مستقل بودن فشار محفظه از فشار مخازن و در نتیجه افزایش فشار محفظه و ضربه ی ویژه؛
- کاهش قابلیت اطمینان (در مقایسه با سامانه های بدون توربوپمپ)؛
- افزایش زمان و هزینه طراحی تا تولید نهایی؛

مزایا و معایب این دسته از موتورها را می توان به صورت بخش های ذیل دسته بندی کرد [۴]:

قابلیت اطمینان آورده شده است. البته دو روش اول، پرکاربردترین و دقیق‌ترین روش‌ها محسوب می‌شوند که در این مقاله نیز از آن‌ها استفاده شده است.

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

روش دوم: روش مینا؛

روش سوم: تسهیم ARTNC؛

روش چهارم: روش BOYD؛

روش پنجم: روش AGREE؛

روش ششم: روش امکان‌پذیری اهداف؛

روش هفتم: روش حاصل ضرب عوامل مؤثر؛

روش هشتم: روش استفاده از مجموع فاکتورهای وزنی؛

هر یک از روش‌های اشاره‌شده مزایا و معایب خاص خودشان را دارند. در پژوهش حاضر از روش‌های یک و دو که از پرکاربردترین روش‌های ارزیابی قابلیت اطمینان محسوب می‌شوند استفاده شده است. در ادامه، به معرفی روش‌های مذکور پرداخته شده است.

۲-۵- تسهیم برابر عدد قابلیت اطمینان یا تقسیم برابر

در این روش، قابلیت اطمینان به اندازه مساوی بین زیرسیستم‌ها (زیرمجموعه یا اجزا) تقسیم می‌شود. شایان‌ذکر است، استفاده از این روش زمانی توصیه می‌شود که اهمیت عملکرد، پیچیدگی و ... کلیه زیرسیستم‌ها برابر باشد. روابط ۱ و ۲ برای حالت سری نشان داده شده است [۳۰]:

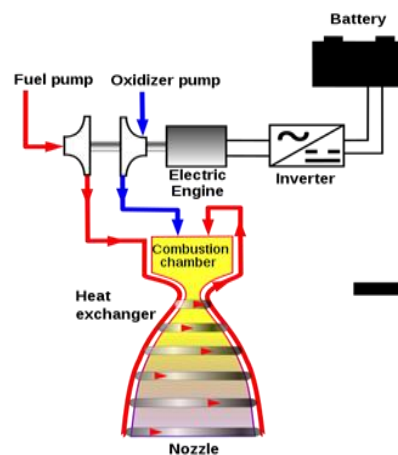
$$R^* = \prod_{i=1}^n R_i^* \quad (1)$$

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

که در آن: R^* : قابلیت اطمینان موردنیاز سیستم؛ R_i^* : قابلیت اطمینان تخصیص‌یافته به زیرسیستم i .

موتور سوخت مایع که از ۹ زیرمجموعه تشکیل شده است، برای کارکرد درست، بایستی کلیه زیرمجموعه‌ها مأموریت خود را به‌درستی انجام دهند. اگر مأموریت هر یک از زیرمجموعه‌ها با شکست مواجه شود، مأموریت موتور با شکست مواجه خواهد شد. بنابراین، در تشریح نمودار جعبه‌ای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مینا زیرمجموعه‌ها بایستی به‌صورت سری در کنار هم قرار بگیرند [۳۰]. مدل ریاضی قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مینا، از حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۹ زیرمجموعه اصلی موتور حاصل می‌شود.

$$R_{LRE} = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot R_5 \cdot R_6 \cdot R_7 \cdot R_8 \cdot R_9 \quad (3)$$



شکل (۵): طرح‌واره موتور سوخت مایع الکتروپمپ [۴]

۴-۱- مزایای موتورهای الکتروپمپ [۴]

- قابلیت اطمینان بالاتر؛
- هزینه کمتر؛
- جرم کمتر؛
- ضربه ویژه بالا؛

۴-۲- معایب موتورهای الکتروپمپ [۴]

- سطح بلوغ پایین فناوری باطری؛

۵- پیاده‌سازی قابلیت اطمینان در موتورهای

سوخت مایع

به‌طورمعمول در بهینه‌سازی بر مبنای قابلیت اطمینان سیستم‌ها و به‌طور خاص موتور سوخت مایع، هشت گام وجود دارد. اولین گام، طرح‌ریزی و هفت گام بعدی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ است که شامل: تعیین مدهای شکست، مدل‌سازی قابلیت اطمینان، تخصیص قابلیت اطمینان، انتشار عدم قطعیت، پیاده‌سازی روش انتخابی در تحلیل قابلیت اطمینان، پیش‌بینی قابلیت اطمینان و ارزیابی قابلیت اطمینان، می‌شود. در پژوهش حاضر، ارزیابی قابلیت اطمینان موردنظر است که در ادامه به معرفی شیوه ارزیابی قابلیت اطمینان در موتورهای سوخت مایع پرداخته می‌شود.

۵-۱- ارزیابی قابلیت اطمینان موتورهای سوخت مایع

تقسیم‌بندی‌های مختلفی برای روش‌های ارزیابی قابلیت اطمینان ارائه شده است. برخی از عمومی‌ترین روش‌های ارزیابی

جدول (۲): قابلیت اطمینان ماهواره‌های کلاس سبک (وزن محموله تا ۲۰۰۰ کیلوگرم) [۲۶]

ردیف	نام حامل فضایی	تعداد پرتاب‌های موفق	تعداد پرتاب‌های ناموفق	قابلیت اطمینان
۱	آتنا ۱ و ۲	۵	۲	۰/۷۱
۲	کاسموس ۳	۴۰۰	۲۳	۰/۹۴
۳	مولنیا ۴	۲۶۶	۱۹	۰/۹۳
۴	پیگاسوس ۵x۱	۳۲	۳	۰/۹۱
۵	راکوت ۶	۲۷	۲	۰/۹۳
۶	استارت-۷۱	۵	۱	۰/۸۳
۷	تاروس ۸	۵	۱	۰/۸۳
۸	تیتان ۹۲	۱۰	۰	۱
۹	شاویت (اسرائیل) ۱۰	۳	۱	۰/۷۵
۱۰	استلا ۱۱	۱	۰	۱

موتورهای به‌کار رفته در این ماهواره‌ها از نوع توربوپمپی هستند. با فرض اینکه قابلیت اطمینان موتور، همان قابلیت اطمینان ماهواره‌ها باشد؛ لذا قابلیت اطمینان ۰/۹۴ برای موتورهای توربوپمپی فرض شده است. همان‌طور که در رابطه (۹) نشان داده شده است، قابلیت اطمینان موتور دمشی ۰/۹۷، توربوپمپی ۰/۹۴ و الکتروپمپی ۰/۹۷ است. از طرفی دیگر قابلیت اطمینان موتور، حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۹ زیرسامانه است؛ در نتیجه، قابلیت اطمینان هر یک از زیرسامانه‌ها، برابر ۰/۹۹۳ قرار داده می‌شود. با ارزیابی مجدد قابلیت اطمینان موتورهای موردنظر، قابلیت اطمینان موتور و در نتیجه ماهواره‌ها محاسبه می‌شود [۴].

$$\begin{aligned} R_{ps} &= R^5 = 0.97 \\ R_{tf} &= R^9 = 0.94 \\ R_{ef} &= R^5 = 0.97 \end{aligned} \quad (9)$$

۳-۵- روش مبنا

این روش مبتنی بر نرخ خرابی زیرسیستم‌ها است. از جمله فرضیات استفاده از این روش، نرخ خرابی ثابت و استقلال خرابی زیرسیستم‌ها است. اگر نرخ خرابی تخصیص یافته به i امین زیرسیستم در یک سیستم λ_i^* باشد و نرخ خرابی هدف برای سیستم λ_s^* باشد؛ مطابق با رابطه (۱۰) داریم [۴]:

$$R_s^*(t) = e^{-\lambda_s^* t} \quad (10)$$

گام‌های تخصیص قابلیت اطمینان در روش فوق عبارتند از:

رابطه (۳) قابلیت اطمینان موتورهای سوخت مایع را معرفی می‌کند.

جدول (۱): شاخص قابلیت اطمینان موتورهای سوخت مایع مدنظر

ردیف	نام زیرسیستم	موتور دمشی محض	موتور توربوپمپی	موتور الکتروپمپ
۱	محفظه تراست	R1	R1	R1
۲	مولد گاز	-	R2	-
۳	استارتر	-	R3	-
۴	توربین	-	R4	-
۵	پمپ‌ها	-	R5	R5
۶	شیرآلات کنترلی	R6	R6	-
۷	شیرآلات غیر کنترلی	R7	R7	R7
۸	لوله و اتصالات	R8	R8	R8
۹	سایر اجزا	R9	R9	R9

$$R_{ps} = R_1, R_6, R_7, R_8, R_9 \quad (4)$$

رابطه (۴) ارزیابی قابلیت اطمینان موتور دمشی محض را نشان می‌دهد.

$$R_{tf} = R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6, R_7, R_8, R_9 \quad (5)$$

قابلیت اطمینان موتور توربوپمپی در رابطه (۵) نشان داده شده است.

$$R_{ef} = R_1, R_5, R_7, R_8, R_9 \quad (6)$$

ارزیابی قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپی با رابطه (۶) به‌دست می‌آید.

$$R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R_5 = R_6 = R_7 = R_8 = R_9 = R \quad (7)$$

با فرض این‌که قابلیت اطمینان کلیه زیرسیستم‌های ۹ گانه برابر باشد، می‌توان به رابطه (۷) رسید. اکنون به ارزیابی مجدد قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌ها، پرداخته می‌شود:

$$\begin{aligned} R_{ps} &= R^5 \\ R_{tf} &= R^9 \\ R_{ef} &= R^5 \end{aligned} \quad (8)$$

با توجه به این‌که ماهواره‌های کشور، از منظر کلاس در دسته سبک قرار دارند؛ لذا در جدول (۲) قابلیت اطمینان ۱۰ ماهواره‌ها بر مبنای براساس تعداد مأموریت‌ها، میزان شکست و موفقیت موردبررسی قرار گرفته است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، قابلیت اطمینان میانگین ماهواره‌های منتخب جهان ۹۴ درصد است [۳۰].

⁷ Start-1

⁸ Taurus

⁹ Titan 2

¹⁰ Shavit (Israel)

¹¹ Stella (Russia)

² Athena 1 and 2

³ Kosmos

⁴ Molniya

⁵ Pegasus XL

⁶ Rockot

جدول (۴): محاسبه ضرایب وزنی، نرخ خرابی تخصیص یافته و قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌های موتور

ردیف	عنوان مجموعه	W_i	λ_i^*	$R_i^*(t)$
۱	محفظه احتراق	۰/۳۰۳	۰/۰۰۰۶	۰/۹۹۱
۲	مولد گاز	۰/۳۰۳	۰/۰۰۰۶	۰/۹۹۱
۳	استارت	۰/۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۱
۴	توربین‌ها	۰/۳۰۳	۰/۰۰۰۶	۰/۹۹۱
۵	پمپ‌ها	۰/۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۱
۶	شیرآلات کنترلی	۰/۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۱
۷	شیرآلات غیر کنترلی	۰/۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۹۹۱
۸	لوله و اتصالات	۰/۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۹۹۱
۹	سایر اجزاء	۰/۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۶	۰/۹۹۹۹۹۱

در ادامه، همانند روش اول از طریق روابط (۴) تا (۶) قابلیت اطمینان موتورهای موردنظر، محاسبه می‌شود. همان‌طور که در رابطه (۱۴) نشان داده شده است، قابلیت اطمینان موتورهای دمشی و الکتروپمپی ۰/۹۹ است، قابلیت اطمینان موتور تغذیه توربوپمپی ۰/۹۷ است. همانند روش اول، در این روش هم قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپی بالاتر از توربوپمپی است. با مقایسه نتایج ارزیابی سه دسته از موتور، ملاحظه می‌شود که قابلیت اطمینان موتورهای الکتروپمپ برابر با موتورهای دمشی و بالاتر از موتورهای تغذیه توربوپمپی است؛ یعنی به عبارت دیگر، قابلیت اطمینان موتورهای الکتروپمپ ۲ درصد بالاتر از موتورهای توربوپمپی است که در حال حاضر در ماهواره‌ها از آن استفاده می‌شود. در این پژوهش، با رویکرد سطح اطمینان بالاتر تخمین‌ها، می‌توان روش اول را برای مقایسه مبنا قرار داد.

۴- ارزیابی هزینه موتورهای سوخت مایع

در دوره‌های آغازین توسعه صنایع هوافضایی، پرداختن به مقوله هزینه اهمیت چندانی نداشت؛ اما برای ادامه مسیر با توجه به لزوم بازنگری در هزینه بخش هوافضا از یک سو و لزوم تجاری‌سازی و رقابتی‌شدن فناوری‌های هوافضایی از سوی دیگر، کشورها را به سمت مدیریت هزینه‌ها سوق داد. نمونه‌هایی از این رویکرد را می‌توان در طراحی سامانه‌های هوافضایی کشورهای پیشرو نظیر آمریکا، اروپا، هند و چین دنبال کرد. به عنوان نمونه، اتحادیه اروپا در طراحی ماهواره بر وگا، رویکرد کاهش هزینه را مبنا قرار داده است [۳]. مثال بعدی چین است که با رویکرد تجاری‌سازی، در اکثر موشک‌ها هزینه طراحی را کاهش داده است و یا کشور هند با ثبت رکورد بیشترین تزریق ماهواره در یک پرتاب

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

در این پژوهش، قابلیت اطمینان هدف برای زیرسیستم موتور در یک مأموریت ۱۵ دقیقه ۰/۹۷ است؛ یعنی $R_{eng}^* = 0.97$. لذا، با توجه به رابطه (۱۰)، $\lambda_s^* = 0.002(fr/min)$ همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، از منظر قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌های موتور عملکرد سری دارند. نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیرمجموعه‌های موتور مطابق با جدول (۳) است. شایان ذکر است، در این پژوهش مبنای نرخ خرابی براساس مراجع [۳۱، ۳۲] و همچنین تجربیات صنعتی نویسندگان مقاله حاضر است.

جدول (۳): نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیرمجموعه‌های موتور

ردیف	عنوان مجموعه	شاخص نرخ خرابی	میزان نرخ خرابی (خرابی بر دقیقه)
۱	محفظه احتراق	1λ	$6.7e-4$
۲	مولد گاز	2λ	$6.7e-4$
۳	استارت	3λ	$6.67e-5$
۴	توربین‌ها	4λ	$6.7e-4$
۵	پمپ‌ها	5λ	$6.67e-5$
۶	شیرآلات کنترلی	6λ	$6.67e-5$
۷	شیرآلات غیر کنترلی	7λ	$4.44e-7$
۸	لوله و اتصالات	8λ	$4.44e-7$
۹	سایر اجزاء	9λ	$4.44e-7$

گام دوم: ضرایب وزنی زیرسیستم‌ها مطابق با رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود:

$$W_i = \frac{\lambda_i}{\sum_{i=1}^N \lambda_i} \quad (11)$$

λ_i : نرخ خرابی زیرسیستم مشابه

گام سوم: رابطه (۱۲) نحوه محاسبه نرخ خرابی تخصیص یافته به زیرسیستم‌ها را نشان می‌دهد:

$$\lambda_i^* = W_i \lambda_s^* \quad (12)$$

گام چهارم: محاسبه قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیرسیستم‌ها به واسطه رابطه (۱۳) انجام می‌شود:

$$R_i^*(t) = e^{-\lambda_i^* t} \quad (13)$$

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

$$\begin{aligned} R_{ps} &= 0.99 \\ R_{tf} &= 0.97 \\ R_{ef} &= 0.99 \end{aligned} \quad (14)$$

ردیف	نام زیرسیستم	نسبت جرمی زیرسیستم به کل حامل فضایی (درصد)	نسبت هزینه زیرسیستم به کل حامل فضایی (درصد)
۱	بار محموله	۱-۳	چند برابر قیمت حامل
۲	پیشران	۸۰-۸۵	۵-۱۰
۳	سازه	۱۰	۱۵
۴	سیستم پیشران بعلاوه سیستم هدایت و کنترل	۴-۵	۶۰-۷۰

از منظر دیگر، در مقایسه هزینه توسعه موتور سوخت مایع الکتروپمپ با تغذیه توربوپمپی، لازم است نزدیک ترین موتور تغذیه توربوپمپی توسعه یافته به موتور رادرفورد را شناسایی کرد. با جستجو در اطلس موتورهای سوخت مایع جهان، موتور RD-0105 را مشابه ترین موتور با ویژگی های انرژی موتور رادرفورد است. با مراجعه به جدول ۷، ملاحظه می شود که جرم موتور RD-0105 معادل ۱۳۰ کیلوگرم است. این در حالی است که این عدد برای نمونه تغذیه الکتروپمپی ۷۵ کیلوگرم است [۴]. در ادامه مطالب به مقایسه هزینه توسعه دو موتور پرداخته می شود.

روابط تخمین هزینه (CER)، کل هزینه توسعه حامل فضایی سوخت مایع برحسب نفر سال که شامل: هشت المان (سازه خشک غیرفعال (سازه مخازن و موتور و المان های وزنی دیگر)، سازه خشک فعال (عایق های حرارتی و مواد فناشونده)، تجهیزات، موتور، تجهیزات قابل بازیابی و اجزای هیدرولیک، مخزن سوخت، مخزن اکسیدکننده، پوشش آیرودینامیک)، برای هر مرحله حامل و ساختار آن به صورت زیر است [۲۸]:

جدول (۷): ویژگی های عمومی و عملکردی موتور تغذیه توربوپمپی RD-0105

ردیف	ویژگی های عمومی	ویژگی های عملکردی
۱	کشور اصلی	USSR
۲	اولین پرواز	1959
۳	سازنده	Voronezh
۴	کاربرد	Upper Stage
۵	پیشران	LOX/RG-1
۶	سیکل	Gas Generator
۷	-	-

و همچنین کاهش هزینه های پرتاب، این رویکرد را در موشک PSLV دنبال کرده است.

در حال حاضر، هزینه محرک اصلی توسعه حامل های فضایی محسوب می شود. در صورتی برای موفقیت حامل فضایی با فناوری پیشرفته، تضمین می شود که صرفه اقتصادی در به کارگیری حامل در نظر گرفته شده باشد [۲۸]. لذا با توجه به اهمیت موضوع، لازم است در ابتدا هزینه پرتاب حامل های فضایی مطرح دنیا را مرور و سپس با ماهواره بر الکترون مقایسه کرد. در ادامه، به نقش زیرسیستم پیشران در هزینه ماهواره برها پرداخته می شود و در نهایت مقایسه ای بین هزینه توسعه و تولید موتورهای سوخت مایع توربوپمپی و الکتروپمپ، انجام خواهد شد.

در جدول ۵ مقایسه هزینه پرتاب حامل های فضایی مطرح کلاس سبک دنیا، نشان داده می شود. همان طور که ملاحظه می شود، هزینه تزریق ماهواره در مدارهای پایین زمین (لئو)، برای هر کیلوگرم ۱۶۶۷۵ دلار است. از طرفی، میانگین هزینه پرتاب ماهواره برهای کلاس سبک ۱۹ میلیون دلار است. این هزینه برای ماهواره بر الکترون ۴/۸ میلیون دلار است [۴]. یعنی به عبارتی ۲۵ درصد هزینه پرتاب دیگر حامل های فضایی. در جدول ۶ مقایسه نسبت جرمی و هزینه زیرسیستم های حامل فضایی به کل، را نشان می دهد که با توجه به نقش بالای سامانه ی پیشران در هزینه های حامل فضایی، کاهش هزینه توسعه و تولید سامانه ی پیشران به معنای کاهش قابل توجه هزینه حامل فضایی است.

جدول (۵): مقایسه هزینه پرتاب حامل های فضایی مطرح کلاس سبک دنیا

کلاس	کشور	نام حامل	وزن محموله (کیلوگرم)	هزینه (دلار/کیلوگرم)	هزینه (دلار) مدار لئو ۲۰۱۵
۱	آمریکا	آتنا ۲	۲۰۶۵	۱۶۸۵۱.۹	۳۴۷۹۹.۱۷۳
۲	روسیه	کاسموس	۱۵۰۰	۱۲۵۶۷.۱۵	۱۸۸۵۰.۷۲۵
۳	آمریکا	پگاسوس xl	۴۴۳	۴۴۱۸۷.۳	۱۹۵۷۴.۹۷۳
۴	روسیه	راکوت	۱۸۵۰	۱۰۵۸۰.۶۵	۱۹۵۷۴.۲۰۲
۵	روسیه	استارت	۶۳۲	۱۶۹۴۶.۱۵	۱۰۷۰۹.۹۶۶
۶	آمریکا	تاروس	۱۳۸۰	۱۹۹۶۳.۶	۲۷۵۴۹.۷۶۸
۷	آمریکا	تیتان ۲	۱۹۰۰	۱۱۶۳۳.۳۵	۲۲۱۰۳.۳۶۵
۸	روسیه	اشتیل	۴۳۰	۶۷۴.۲۵	۲۸۹۹.۲۷۵
۹	میانگین	-	-	۱۶۶۷۵.۵۴	۱۹۱۸۱.۵۱۲

جدول (۶): جدول مقایسه نسبت جرمی و هزینه زیرسیستم های حامل فضایی به کل

ردیف	پیشرانش			هزینه توسعه (نفر سال)
۱	جرم سازه خشک موتور	m(kg)	۷۵	۱۵۷
۲	ضریب پیچیدگی توسعه	f _{1e}		
۲-۱	موتور نسل اول	۱.۲۵		
۲-۱	موتورهای در دسترس مشابه	۰.۸-۱		
۲-۳	با تغییرات موتورهای موجود	۰.۴-۰.۸		
۳	قابلیت اطمینان موردنیاز	f _{2e}	۰.۹۹	
۴	ضریب تجربه تیم توسعه موتور	f _{3e}		
۴-۱	دفتر طراحی با تیم جدید	۱-۱.۳	۰.۸	
۴-۲	دفتر طراحی با تیم با تجربه	۰.۶-۱		

جدول (۱۰): هزینه توسعه موتور سوخت مایع تغذیه توربوپمپ

ردیف	پیشرانش			هزینه توسعه (نفر سال)
۱	جرم سازه خشک موتور	m(kg)	۱۳۰	۲۱۲
۲	ضریب پیچیدگی توسعه	f _{1e}		
۲-۱	موتور نسل اول	۱.۲۵		
۲-۲	موتورهای در دسترس مشابه	۰.۸-۱		
۲-۳	با تغییرات موتورهای موجود	۰.۴-۰.۸		
۳	قابلیت اطمینان موردنیاز	f _{2e}	۰.۹۷	
۴	ضریب تجربه تیم توسعه موتور	f _{3e}		
۴-۱	دفتر طراحی با تیم جدید	۱-۱.۳	۰.۸	
۴-۲	دفتر طراحی با تیم با تجربه	۰.۶-۱		

۷- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در پژوهش حاضر، نسل جدید موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ با شاخص‌های جرمی، انرژی، قابلیت اطمینان و هزینه با نسل‌های پیشین آن‌ها مورد مقایسه و ارزیابی قرار گرفتند. برای این منظور، سه نسل موتورهای سوخت مایع، شامل: دمش محض، تغذیه توربوپمپی (سیکل باز و بسته) و تغذیه الکتروپمپی مورد مقایسه قرار گرفتند. همان‌طور که در جدول ۱۱ نشان داده شده است، نتایج نشان می‌دهد که برتری فراوانی در فناوری الکتروپمپ در مقایسه با دو نسل پیشین وجود دارد. با مقایسه نتایج ارزیابی سه دسته از موتور ملاحظه می‌شود، قابلیت اطمینان موتورهای

$$C_E = \left(\sum C_{E-STR} + \sum C_{E-TPS} + \sum C_{E-EQU} + \sum C_{E-EN} + \sum C_{E-RE} + \sum C_{E-LOX} + \sum C_{E-LH2} + \sum C_{E-SHR} \right) \quad (15)$$

$$\cdot (F_{IT} + F_{M\&E})$$

$$F_{IT} = 1.06n \quad (16)$$

در رابطه (۱۶) FIT، ضریب یکپارچه‌سازی برای n مرحله؛ FM&E، هزینه سربار مهندسی سیستم و مدیریت پروژه. همان‌طور که از رابطه (۱۷) مشخص است، هزینه توسعه موتورهای سوخت مایع، تابع متغیرهایی نظیر جرم موتور، ضریب پیچیدگی توسعه، ضریب تجربه تیم، هزینه سربار مهندسی سیستم‌ها و قابلیت اطمینان موتور، است [۲۸]. در جدول ۸، ضرایب به کار گرفته شده در معادله تخمین هزینه توسعه موتور سوخت مایع اکسیژن-کراسین، آورده شده است.

$$C_{E-EN} = 162 \cdot K_W \cdot f_{1e} \cdot f_{2e} \cdot f_{3e} \cdot m^{0.58} \quad (17)$$

جدول (۸): توصیف ضرایب تخمین هزینه توسعه موتور سوخت مایع

[۲۸]

ردیف	عنوان	نماد
۱	ضریب اصلاح استفاده مجدد	KW
۲	جرم موتور	m
۳	ضریب پیچیدگی توسعه	f _{1e}
۴	قابلیت اطمینان مورد انتظار	f _{2e}
۵	ضریب تجربه تیم توسعه موتور	f _{3e}

اکنون با جایگذاری اعداد در معادله (۱۷)، برای دو موتور سوخت مایع تغذیه توربوپمپی و تغذیه الکتروپمپ، درمی‌یابیم که هزینه توسعه موتورهای به ترتیب ۲۱۲ و ۱۵۷ نفر سال است؛ یعنی هزینه توسعه موتور الکتروپمپ، ۶۵ درصد موتور تغذیه توربوپمپی است. در صورتی که قابلیت اطمینان موردنظر دو نسل موتور برابر ۰/۹۷ باشد (مقایسه هزینه با قابلیت اطمینان برابر) هزینه توسعه موتور الکتروپمپ، ۶۲ درصد، موتور تغذیه توربوپمپی خواهد شد. شایان ذکر است که جرم موتور، از جدول ۷ قابلیت اطمینان، از بخش پنج؛ در خصوص ضریب تجربه تیم، فرض می‌شود. موتور توسط یک تیم با تجربه یکسان طراحی می‌شود و نیز در خصوص ضریب پیچیدگی در توسعه فناوری نیز یکسان در نظر گرفته شده است. جداول ۹ و ۱۰، به ترتیب هزینه‌های توسعه موتورهای سوخت مایع تغذیه الکتروپمپ و توربوپمپی را نشان می‌دهند.

جدول (۹): هزینه توسعه موتور سوخت مایع تغذیه الکتروپمپ

- f1e ضریب پیچیدگی توسعه
- f2e قابلیت اطمینان مورد انتظار
- f3e ضریب تجربه تیم توسعه موتور
- KW ضریب اصلاح استفاده مجدد
- m جرم موتور
- R1 قابلیت اطمینان محفظه احتراق
- R2 قابلیت اطمینان مولد گاز
- R3 قابلیت اطمینان استارت
- R4 قابلیت اطمینان توربین
- R5 قابلیت اطمینان پمپها
- R6 قابلیت اطمینان شیرآلات کنترلی
- R7 قابلیت اطمینان شیرآلات غیر کنترلی
- R8 قابلیت اطمینان لوله اتصالات
- R9 قابلیت اطمینان سایر اجزا
- Rps قابلیت اطمینان موتور دمشی محض
- Rtf قابلیت اطمینان موتور توربوپمپی
- Ref قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپ
- $R_i^{*}(t)$ قابلیت اطمینان زیرمجموعه‌های i ام
- λ_i نرخ خرابی زیرمجموعه‌های i ام
- t زمان عملکرد زیرمجموعه
- W_i ضریب وزنی زیرمجموعه‌های i ام

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

نویسندگان صمیمانه از تمامی مدیران و کارکنان پژوهشگاه هوافضای ایران که در جلسات خبرگی پروژه "ترسیم درخت خطا" حضور و مشارکت موثر داشته اند، تشکر و قدردانی به عمل می آید. بدون حمایت‌ها و توصیه‌های ایشان، انجام این مطالعه به شکل کنونی ممکن نبود.

مراجع

- [1] Futron Corporation, *Closing the Business Case for Commercial Reusable Launch Vehicles*, Bethesda, MD, USA, 2002.

الکتروپمپ بالاتر از موتورهای تغذیه توربوپمپی است؛ یعنی به عبارت دیگر، قابلیت اطمینان موتورهای الکتروپمپ ۲ درصد بالاتر از موتورهای توربوپمپی است که در حال حاضر در ماهواره‌ها از آن استفاده می‌شود. این مقدار افزایش قابلیت اطمینان فراوان است و با توجه به اهمیت بالای موتور در ماهواره‌ها با جایگزینی این دسته از موتورهای می‌توان شاهد افزایش قابلیت اطمینان ماهواره‌ها بود. در مورد هزینه نیز، همان‌طور که بررسی شد هزینه توسعه موتورهای تغذیه توربوپمپی و الکتروپمپ، به ترتیب ۲۱۲ و ۱۵۷ نفر سال است؛ که به آن معنی است هزینه توسعه موتور الکتروپمپ ۶۵ درصد موتور تغذیه توربوپمپی است. در صورتی که قابلیت اطمینان موردنظر دو نسل موتور برابر ۰/۹۷ باشد (مقایسه هزینه با قابلیت اطمینان برابر) هزینه توسعه موتور الکتروپمپ، ۶۲ درصد موتور تغذیه توربوپمپی خواهد شد.

جدول (۱۱): مقایسه سه نسل موتورهای سوخت مایع از منظر انرژی،

جرمی، هزینه و قابلیت اطمینان

ردیف	نوع سامانه پیش‌ران	دسته‌بندی	انرژی	جرمی	هزینه	قابلیت اطمینان
۱	دمش محض	دمش محض	ضربه‌ی ویژه پایین	جرم متوسط	هزینه پایین	قابلیت اطمینان متوسط
۲	تغذیه توربوپمپی	سیکل باز	ضربه‌ی ویژه به سمت بالا	جرم بالا	هزینه بالا	قابلیت اطمینان متوسط
		سیکل بسته	ضربه‌ی ویژه بالا	جرم بالا	هزینه بالا	قابلیت اطمینان به سمت بالا
۳	تغذیه الکتروپمپی	تغذیه الکتروپمپی	ضربه‌ی ویژه بالا	جرم پایین	هزینه پایین	

۸- فهرست علائم

- CE هزینه توسعه حامل فضایی مایع
- CE-EN هزینه توسعه موتور حامل فضایی
- CE-RE هزینه تجهیزات قابل بازیابی
- CE-LOX هزینه مخزن اکسیژن حامل فضایی
- CE-STR هزینه سازه حامل فضایی
- CE-SHR هزینه پوشش آیرودینامیک

- [18] N. B. Balotin, *Multistage Launch Vehicle, Ternary Propellant LRE*, Russian patent, 2010, (in Russian).
- [19] N. Igor, D. Raymond and A. Roman, "Improving the performance of LOX/kerosene upper stage rocket engines," *Journal of Propulsion and Power Research*, vol. 6, pp. 157-176, 2017.
- [20] L. Sangbok, L. Taekyu, and R. Tae-Seong, "Development of a system analysis program for a liquid rocket engine," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 29, no. 6, pp. 2365–2380, 2015.
- [21] C. Guobiao, F. Jie, Z. Yuntao, and T. Xiaoyan, "Optimization of system parameters for liquid rocket engines with gas-generator cycles," *Journal of Propulsion and Power Research*, vol. 26, no. 1, 2010.
- [22] F. Mota, J. Hinckel, E. M. Rocco, and H. Schlingloff, "Modeling and analysis of a LOX/ethanol liquid rocket engine," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 10, e3018, 2018.
- [23] N. Soldà and D. Lentini, "Opportunities for a liquid rocket feed system based on electric pumps," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 24, no. 6, 2008.
- [24] P. Rachov and H. Tacca, "Electric feed systems for liquid-propellant rockets," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 29, no. 5, 2013.
- [25] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "Increasing the reliability of the country's launch vehicles by replacing a new generation of engines," in *Proc. 5th Int. Conf. Reliability and Safety Engineering*, Shiraz Univ., Shiraz, Iran, May 18–20, 2017.
- [26] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "Studying the world's prominent launch vehicles from the perspective of reliability," in *Proc. 5th Int. Conf. Reliability and Safety Engineering*, Shiraz Univ., Shiraz, Iran, May 18–20, 2017.
- [27] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Ommi, "An integrated methodology applied for reliability-based multidisciplinary design optimization in EPFE with LOX/kerosene," *Reliability Engineering & System Safety*, vol. 240, Art. no. 109570, 2023.
- [28] H. Naseh and M. Jafarpanah, "Cost estimation for space propulsion systems and human resource cost and the project implementation time optimization," *Journal of Space Science & Technology*, vol. 15, no. 53, 2022, (in Persian).
- [29] M. Jafarpanah and H. Naseh, "Cost estimation model presentation for cryogenic/semi-cryogenic space propulsion systems," *Journal of Space Science & Technology*, vol. 14, no. 49, 2022, (in Persian).
- [30] H. R. Alimohammadi and H. Naseh, "Design for reliability of a space system in the conceptual design phase," *Journal of Space Science & Technology*, vol. 16, no. 55, 2023, (in Persian).
- [31] L. A. Fernández, C. Wiedemann, and V. Braun, "Analysis of space launch vehicle failures and post-mission disposal statistics," *Aerotecnica Missili & Spazio*, vol. 101, pp. 243–256, 2022.
- [32] S. S. Lee, "Reliability drivers for advanced space vehicles," AE 8900 Special Project Report, July 2001.
- [2] Futron Corporation, *The Space Launch Industry: Recent Trends and Near-Term Outlook*, Bethesda, MD, USA, 2004.
- [3] D. Koelle, "Cost engineering – The new paradigm for space launch vehicle design," *Journal of Reducing Space Missions Cost*, vol. 1, no. 1, 1998.
- [4] H. R. Alimohammadi, "Multi-objective design and optimization of electropump liquid propellant engines with regard to reliability," Ph.D. dissertation, Aerospace Research Institute, Dept. Astronautics, Tehran, Iran, 2021.
- [5] B. Mosley, "RD-180 engine: An established record of performance and reliability on Atlas launch vehicles," in *Proc. IEEE Aerospace Conf.*, Big Sky, MT, USA, 2011, pp. 1–6, doi: 10.1109/AERO.2011.5747485.
- [6] K. S. Jeon, J. W. Lee, C. Lee, and J. W. Chang, "Optimal gas generator design for the liquid rocket engine," in *Proc. AIAA Conf.*, 2004.
- [7] H. Burkhardt, M. Sippel, A. Herbertz, and J. Klevanski, "Comparative study of kerosene and methane propellant engines for reusable liquid booster stages," in *Proc. 4th Int. Conf. Launcher Technology (Space Launcher Liquid Propulsion)*, 2002.
- [8] D. R. Jones, "Multivariable optimization of liquid rocket engines using particle swarm algorithms," Ph.D. dissertation, The University of Alabama, Tuscaloosa, AL, USA, 2013.
- [9] W. J. Larson and J. R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*. Torrance, CA, USA: Microcosm Press, 1992.
- [10] A. Butt, C. G. Popp, H. M. Pitts, and D. J. Sharp, "NASA Ares I launch vehicle roll and reaction control systems design status," in *Proc. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit*, 2008, p. 5130.
- [11] M. Kanazaki, A. Ariyairt, K. Chiba, K. Kitagawa, and T. Shimada, "Conceptual design of single-stage rocket using hybrid rocket by means of genetic algorithm," *Procedia Engineering*, vol. 99, pp. 198–207, 2015.
- [12] A. A. Kazlov, *Propellant, Schematic and Main Parameters Selection for Liquid Propellant Rocket Engines*, 1997, (in Russian).
- [13] A. A. Kazlov, *Control and Feed System's Elements of Liquid Propellant Rocket Engines*, 1988, (in Russian).
- [14] A. A. Kazlov, *Propellant, Schematic and Main Parameters Selection for Liquid Propellant Rocket Engines*. Moscow, Russia, 1997, (in Russian). Persian translation by D. Ramesh, 2001.
- [15] H. Karimi and D. Remesh, "Development of static and dynamic optimization algorithm of closed cycle cryogenic propulsion systems," Ph.D. dissertation, Khajeh Nasir University of Technology, Tehran, Iran, 2013.
- [16] A. A. Bookhmatov, B. T. Bookanov, U. I. Kanalin, and I. A. Klepikov, *LRE Turbopump Feed System*, Russian patent, 2005, (in Russian).
- [17] V. E. Arkhangelski and V. N. Khazov, "Oxygen–kerosene–ammonia ternary propellant for LREs," 2007, (in Russian).



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 14-22
2026

DOI:
[10.22034/jssta.2025.465162.1185](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.465162.1185)

Article Info

Received: 2024-06-28
Accepted: 2024-12-19

Keywords

Earth-Moon three-body
Problem
Solar sail
Non-autonomous systems
Poincaré map
Differential correction

How to Cite this article

E. Abbasali, A. R. Kosari, M. Bakhtiari, "Innovative Approach for Solar Sail Periodic Orbits Identification in Non-Autonomous Circular Restricted Three-Body Systems", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 14-22, 2026.

Innovative Approach for Solar Sail Periodic Orbits Identification in Non-Autonomous Circular Restricted Three-Body Systems

Ehsan Abbasali¹, Amirreza Kosari^{2*}, Majid Bakhtiari³

¹ PhD student in Aerospace engineering, School of Aerospace Engineering, College of Multidisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran, ehsan.abbasali@ut.ac.ir

^{2*} Associate Professor of Aerospace engineering, School of Aerospace Engineering, College of Multidisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran, Kosari_a@ut.ac.ir

³ Assistant Professor of Mechanical Engineering, School of Advanced Technologies, Iran University of Science and Technologies, Tehran, Iran, bakhtiari_m@iust.ac.ir

Abstract

Solar sails are currently being widely used for various space applications, including deep space missions. While most of these applications are studied within the framework of the Sun-Earth three-body problem, limited research has been conducted to explore the potential of solar sails in the Earth-Moon three-body problem. The aim of this paper is to identify new periodic orbits for solar sails within the context of the Earth-Moon three-body problem. By incorporating the acceleration caused by solar sail radiation pressure into the Earth-Moon three-body problem, the system becomes non-autonomous, requiring different methods for extracting periodic orbits. In this study, the identification of periodic orbits for solar sails in the circular restricted Earth-Moon three-body problem is formulated as a two-point boundary value problem. Initially, preliminary guesses for periodic orbits of a simple spacecraft, without considering solar sail acceleration, are obtained using a Poincaré map. Then, the precise initial conditions for the periodic orbits of the solar sail are determined through a differential correction algorithm. To validate the proposed approach, the resulting orbits are plotted and their stability is compared with the periodic orbits of a spacecraft without a solar sail.

رویکردی نوآورانه به منظور شناسایی مدارهای متناوب بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدودشده دایروی غیرخودمختار

احسان عباسعلی^۱، امیررضا کوثری^{۲*} و مجید بختیاری^۳

۱- دانشگاه تهران، دانشکده‌گان علوم و فناوری های میان رشته ای-ehsan.abbasali@ut.ac.ir

۲- دانشگاه تهران، دانشکده‌گان علوم و فناوری های میان رشته ای-kosari_a@ut.ac.ir

۳- دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده فناوری‌های نوین- bakhtiari_m@iust.ac.ir

نویسنده مسئول *

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۱۴-۲۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/isssta.2025.465162.1185

چکیده

بادبان‌های خورشیدی در حال حاضر به‌طور گسترده‌ای برای کاربردهای متنوع فضایی، از جمله مأموریت‌های اعماق فضا، مورد استفاده قرار می‌گیرند. بیشتر این کاربردها در چارچوب مسئله سه‌جسمی خورشید-زمین تعریف می‌شوند، در حالی که پژوهش‌های اندکی به بررسی پتانسیل بادبان‌های خورشیدی در مسئله سه‌جسمی زمین-ماه پرداخته‌اند. هدف مقاله حاضر، شناسایی مدارهای دوره‌ای جدید برای بادبان‌های خورشیدی در چارچوب مسئله سه‌جسمی زمین-ماه است. با افزودن شتاب ناشی از فشار تابشی بادبان خورشیدی به مسئله سه‌جسمی زمین-ماه، سیستم به یک سیستم غیرخودمختار تبدیل می‌شود، که این امر روش‌های متداول استخراج مدارهای دوره‌ای را تغییر می‌دهد. در این پژوهش، مسئله شناسایی مدارهای دوره‌ای بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدودشده دایروی زمین-ماه، به‌عنوان یک مسئله دو مقدار مرزی مورد تحلیل قرار گرفته است و بدین‌منظور، ابتدا حدس‌های اولیه مدارهای دوره‌ای یک فضایم‌ای ساده، بدون در نظر گرفتن شتاب بادبان خورشیدی، از طریق نگاشت پوانکاره به دست می‌آید. سپس شرایط اولیه دقیق این مدارهای دوره‌ای با استفاده از یک الگوریتم اصلاح دیفرانسیلی تعیین می‌شود. به‌منظور اعتبارسنجی رویکرد پیشنهادی، مدارهای استخراج‌شده رسم می‌شود و از نظر پایداری با مدارهای دوره‌ای یک فضایم‌ای بدون بادبان خورشیدی مقایسه خواهد شد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۰۸

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۰۵

واژه‌های کلیدی

مساله سه جسم زمین-ماه، بادبان خورشیدی، سیستم غیرخودگردان، نگاشت پوانکاره، الگوریتم اصلاح دیفرانسیلی

نحوه استناد به این مقاله

احسان عباسعلی، امیررضا کوثری و مجید بختیاری، "رویکردی نوآورانه به‌منظور شناسایی مدارهای متناوب بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدودشده دایروی غیرخودمختار"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات ۱۴-۲۲، ۱۴۰۴.

۱- مقدمه

خورشیدی می‌شود که منجر به تغییر رفتار این سیستم به یک سیستم غیر خودکار خواهد شد. این امر باعث آن خواهد شد که دیگر رویکردهای مورد استفاده برای فضاپیما بدون بادبان خورشیدی در این سیستم‌ها معتبر نباشند؛ بنابراین هدف اصلی مقاله حاضر ارائه یک رویکرد نو به منظور شناسایی مدارهای متناوب یک بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم زمین-ماه است. بدین منظور پیشنهاد شده است که ابتدا حدس‌های اولیه مدارهای مذکور توسط نگاشت پوانکاره [۱۱، ۱۲] برای سیستم مسئله سه جسم ساده (بدون در نظرگیری بادبان خورشیدی) استخراج شود سپس حدس‌های مذکور توسط یک الگوریتم اصلاح دیفرانسیلی برای مسئله دارای بادبان خورشیدی اصلاح شود. علت این کار این است که با توجه به رفتار غیر خودکار سیستم بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم زمین-ماه، نگاشت پوانکاره برای این سیستم قادر به شناسایی حدس‌های اولیه نخواهد بود. به منظور صلاحیت سنجی در نهایت مدارهای متناوب بادبان خورشیدی در سیستم زمین-ماه رسم شده و پایداری آن‌های نسبت به مدارهای متناوب فضاپیما بدون بادبان خورشیدی مقایسه خواهد شد.

۲- دینامیک سیستم

به‌طور معمول، حرکت یک فضاپیما دارای جرم m در میدان پتانسیل گرانشی دو سیاره با جرم‌های $m_1 > m_2$ ک در آن جرم فضاپیما نسبت به جرم سیارات بسیار ناچیز است در محیطی بانام مسئله سه جسم محدود شده انجام خواهد شد [۱۳]. درک سیستم مذکور در گام اول نیازمند شناخت دقیق قاب‌های مورد استفاده در آن است. مهم‌ترین قاب مورد استفاده در مسئله سه جسم محدود شده دایروی، قاب چرخان است که در آن فرض بر آن است که مرکز این قاب در مرکز جرم کل سیستم قرار گرفته است. جهت‌گیری محور $\hat{x}$ به سمت سیاره کوچک‌تر است و این محور همواره در راستای دو سیاره باقی خواهد ماند. محور $\hat{z}$ عمود بر صفحه حرکت سیارات بوده و محور $\hat{y}$ طبق نون راستگرد تعیین خواهد شد. فاصله سیاره بزرگ‌تر، سیاره کوچک‌تر و مرکز جرم سیستم تا مرکز جرم بادبان خورشیدی به ترتیب با نمادهای r_1 ، r_2 و r در شکل ۱ نمایش داده شده است. قاب چرخان با سرعت زاویه‌ای ω نسبت به قاب اینرسی دوران می‌کند و قاب اینرسی به‌گونه‌ای تعریف می‌شود که در زمان $t = 0$ کاملاً هم‌راستای قاب چرخان باشد. در سیستم بی‌بعد شده مسئله سه جسم، یکی از پارامترهای اساسی بانام پارامتر جرمی

استفاده از فناوری بادبان‌های خورشیدی پس از موفقیت‌های اخیر مانند مأموریت ایکاروس جاکسا [۱] و مأموریت NanoSail-D2 ناسا [۲] به سرعت در حال افزایش است. بادبان‌های خورشیدی دارای مزیت‌های متعددی همچون بی‌نیاز ساختن فضاپیما از سوخت-های شیمیایی و یونی است [۳]. به‌طور کلی، استفاده از بادبان خورشیدی فضایی یک امکان بسیار جذاب برای توسعه مأموریت‌های فضایی در آینده است. این تکنولوژی با توانایی‌هایش در کاهش وابستگی به سوخت، افزایش سرعت و کارایی، کاهش هزینه‌ها، اکتشافات علمی بیشتر و کاهش آلودگی، می‌تواند نقش مهمی در پیشرفت فعالیت‌های اکتشافی فضایی ایفا کند. پتانسیل بادبان خورشیدی در این واقعیت نهفته است که برخلاف سایر فناوری‌های رانش مانند نیروی محرکه الکتریکی، به یک منبع پیشران روی برد متکی نیست [۳، ۴]. بادبان‌های خورشیدی با بهره‌برداری از فشار تشعشع تولید شده توسط فوتون‌های خورشیدی که به یک غشای بزرگ و بسیار بازتابنده برخورد می‌کنند و منعکس می‌شوند، می‌توانند نیروی رانش پیوسته‌ای تولید کنند که تنها با طول عمر مواد غشایی در محیط فضا محدود می‌شود. تنها محدودیت‌های واقعی بادبان‌های خورشیدی ناتوانی آن‌ها در تولید یک جزء شتاب در جهت خورشید و این واقعیت است که فشار تابش خورشید با مجذور فاصله تا خورشید کاهش می‌یابد و کاربرد آن‌ها در خارج از منظومه شمسی را محدود می‌کند؛ بنابراین یکی از کاربردهای اصلی بادبان‌های خورشیدی، انجام مأموریت در اعماق فضا در داخل منظومه شمسی است. مسئله سه جسم محدود شده به‌عنوان یک تخمین مناسب از محیط فضا شناخته می‌شود که در آن یک فضاپیما در میدان پتانسیل گرانشی دو سیاره همانند زمین و ماه شناور است و جرم آن در مقابل سیارات بسیار ناچیز است [۵-۷]. این در حالی است که در مسئله دو جسم، فرض بر آن است که یک فضاپیما تنها تحت تأثیر میدان پتانسیل یک سیاره همانند زمین قرار دارد و اثر جسم سوم به‌عنوان اغتشاش در آن لحاظ می‌شود. بررسی حرکت بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم زمین-خورشید به‌شرط تحلیل و حل یک سیستم خودکار است و با فرض آنکه تابش خورشید همواره عمود بر صفحه بادبان خورشیدی است، درک حرکت طبیعی آن فرق چندانی با یک فضاپیما بدون بادبان خورشیدی در مسئله مذکور ندارد [۸-۱۰]. در مقابل بررسی حرکت بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم زمین-ماه، منجر به اضافه شدن ترمی به نام ترم شتاب

$$a_s = a_0(\hat{S}(t) \cdot \hat{n})^2 \hat{n} \quad (1)$$

که در آن $\hat{S}(t)$ جهت خط خورشیدی است که طبق رابطه زیر به دست خواهد آمد:

$$\hat{S} = [\cos(\Omega_s t) \quad -\sin(\Omega_s t) \quad 0]^T \quad (2)$$

در نهایت لازم به ذکر است که a_0 شتاب مشخصه بادبان واحدی غیر بعدی است. شتاب مشخصه، شتابی است که بادبان خورشیدی هنگام مواجهه با خورشید (در ۱ واحد نجومی) ایجاد می‌کند که در فرم بدون بعد برابر با $a_0 = 0.07$ است [۱۶]. در نهایت بردار نرمال خورشید طبق رابطه زیر استخراج خواهد شد. باید توجه شود که در این رابطه تابع پله u_s به منظور تنظیم بردار نرمال در زمان قرارگیری سطح بادبان در سایه (زمانی که نور خورشید به سطح بادبان نمی‌تابد) است:

$$\hat{n} = u_s(\cos(\Omega_s t))[1 \ 0 \ 0]^T \quad (3)$$

در ادامه با در اختیار داشتن شتاب تابش خورشیدی، معادله برداری حرکت بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدود شده زمین-ماه به صورت زیر نوشته خواهد شد:

$$\ddot{r} + 2\omega \times \dot{r} = a_s - \nabla U \quad (4)$$

که در آن تابع شبه پتانسیل U به صورت زیر خواهد بود:

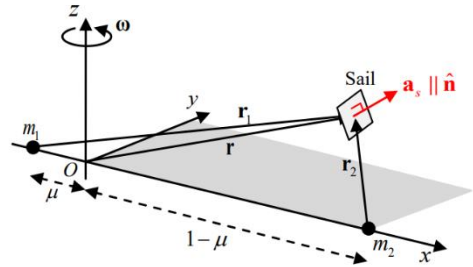
$$U = -\frac{x^2 + y^2}{2} - \left(\frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2} \right) \quad (5)$$

در معادله بالا x, y نشان دهنده موقعیت بادبان خورشیدی در قاب چرخان بوده و فاصله بادبان به ترتیب از زمین و ماه با نمادهای r_1 و r_2 نمایش داده شده است:

$$r_1 = [x + \mu \quad y \quad z]^T \quad (6)$$

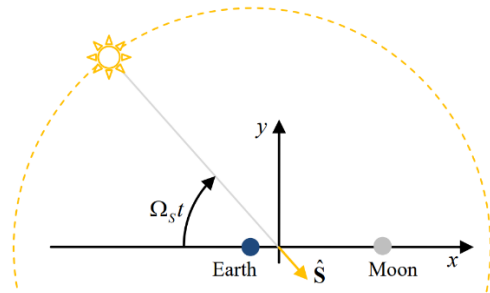
$$r_2 = [x - (1-\mu) \quad y \quad z]^T \quad (7)$$

شناخته می‌شود که از رابطه $\mu = \frac{m_2}{m_1+m_2}$ به دست می‌آید. در سیستم بدون بعد، مکان سیارات همان‌طور که در شکل ۱ نیز نمایش داده شده است برحسب پارامتر جرمی μ بیان خواهد شد.

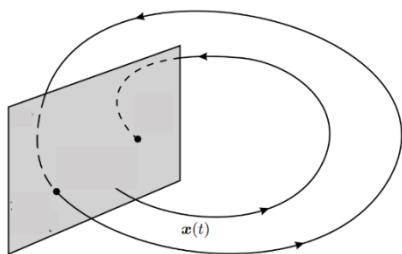


شکل (۱): شماتیکی از حرکت بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدود شده

همان‌طور که در شکل ۱ مشخص است، فرض بر آن است که بردار شتاب خورشیدی a_s همواره عمود بر صفحه بادبان خورشیدی است و یا به بیانی دیگر همواره موازی با بردار نرمال بادبان خورشیدی $\hat{n}$ است [۱۴]. به منظور درک حرکت بادبان خورشیدی در سیستم زمین-ماه ابتدا نیاز است تا بردار شتاب خورشیدی در این سیستم مدل سازی شود. بدین منظور نیاز است تا زاویه تابش خورشیدی در سیستم زمین-ماه سه جسم مدل سازی شود. به منظور این مدل سازی شکل شماتیکی از نرخ زاویه ای خط خورشید در واحد بدون بعد Ω_s در سیستم زمین-ماه در شکل ۲ آورده شده است.



شکل (۲): شکل شماتیک سیستم غیر خودکار سیستم زمین-ماه در شکل ۲، برای شتاب بادبان خورشیدی، یک مدل بادبان ایدئال در نظر گرفته شده است [۲، ۱۵]. بادبان خورشیدی ایدئال بادبانی است که کاملاً منعکس کننده و کاملاً مسطح باشد. در این صورت بردار شتاب خورشیدی به صورت زیر نوشته خواهد می‌شود:



شکل (۳): شماتیکی از نگاشت پوانکاره سیستم خودکار

به منظور رسم این نگاشت برای مسئله بادبان خورشیدی در سیستم زمین- ماه ابتدا معادلات فضاپیما بدون بادبان خورشیدی که نوعی سیستم خودکار است در نظر گرفته می شود. این معادلات در تحقیقات عباسعلی یافت می شود [۹] سپس صفحه $y = 0$ که دارای مختصات $x - \dot{x}$ است به صورت عمودی در مسیر جریان دینامیکی قرار گرفته و رفته رفته نگاشت مذکور تشکیل خواهد شد. مرز جزایر به دست آمده به عنوان حدس های اولیه مناسب و ورودی های الگوریتم دیفرانسیلی که در قسمت بعد به آن اشاره شده است انتخاب خواهند شد. ذکر این نکته الزامی است که با توجه به تحقیقات قبلی [۹]، رسم نگاشت پوانکاره فقط برای پارامترهای x و $\dot{x}$ منجر به رسم نگاشتی شامل جزایری خواهد شد که شرایط اولیه مناسب پارامترهای مداری از آن استخراج خواهد گردید و رسم این نگاشت برای پارامترهای دیگر منجر به پیدایش جزایر نخواهد شد.

۵- الگوریتم اصلاح دیفرانسیلی

فرض کنید که مدار حرکت سیارات اصلی در صفحه xz قرار گیرند. در حالت کلی بردار حدس های اولیه پارامترهای حالت مداری به صورت $\bar{X}_0 = [x_0, y_0, z_0, v_{x_0}, v_{y_0}, v_{z_0}]$ نوشته می شود اگر عبور مجدد مدار متناوب از صفحه xz به صورت $\bar{X}(\frac{T}{2}) = [x, 0, z, 0, v_x, 0]$ تعریف شود که در آن T زمان تناوب است، آنگاه هر دو شرط تقارن و نیز عمود بودن به صفحه حرکت جاذب ها در تمام مسیر ارضا شده و مدار متناوب خواهد بود. به مداری که دارای ویژگی های مذکور باشد اصطلاحاً مدارهای هاله ای گفته می شود. بدین منظور با در نظرگیری شرایط اولیه، فرآیند انتگرال گیری از معادلات حاکم بر حرکت مداری (۴) تا زمانی که مؤلفه y تغییر علامت دهد انجام خواهد شد. در این زمان اگر $v_x = 0, v_z = 0$ باشد آنگاه به مداری متناوب هاله ای دست یافته ایم. در غیر این صورت اگر در این زمان $v_x \neq 0, v_z \neq 0$ باشد، آنگاه فرض می کنیم که

۳- مدارهای متناوب بادبان خورشیدی

پس از استخراج معادلات حرکت بادبان خورشیدی، به هدف اصلی این پژوهش یعنی دست یافتن به مدارهای متناوب بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدود شده زمین- ماه پرداخته خواهد شد. با توجه به غیرخطی بودن معادلات استخراج شده، هیچ حل حلقه بسته ای برای این معادلات موجود نیست و استفاده از حل های عددی غیر قابل اجتناب است. حل های عددی وابستگی بسیار زیادی به شرایط اولیه داشته و لذا شناسایی پاسخ های متناوب مداری، نیازمند شرایط دقیقی از پارامترهای مداری است. تاکنون مطالعات متعددی بر نحوه به دست آوردن شرایط اولیه مذکور انجام شده است؛ اما باید توجه داشت که با توجه به رفتار غیر خودکار بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدود شده زمین- ماه در حضور تابش خورشید، استفاده از روش های مذکور سودمند نخواهد بود چراکه این روش ها به منظور شناسایی شرایط اولیه دقیق در مسائل خودکار توسعه یافته اند. بدین منظور در این مطالعه پیشنهاد می شود که ابتدا بردار حدس های اولیه توسط نگاشت پوانکاره استخراج شود و سپس این بردار توسط یک الگوریتم اصلاح دیفرانسیلی موجود در کارهای عباسعلی [۸] مورد اصلاح قرار گیرد.

۴- نگاشت پوانکاره

در مبحث معادلات دیفرانسیلی خودکار نگاشت پوانکاره ابزاری قدرتمند به منظور شناسایی پاسخ های پریودیک یک سیستم دیفرانسیلی n بعدی به فرم $\dot{X} = F(X)$ است که این کار با استفاده از تقلیل ابعاد سیستم به $n - 1$ بعد صورت خواهد گرفت. روش کار بدین صورت است که ابتدا صفحه ای شامل مختصات پارامترهای مطلوب مطالعه ساخته شده و سپس این صفحه به صورت عمود بر مسیر جریان قرار گرفته و با هر بار بازگشت معادلات دیفرانسیلی به صفحه مذکور در حل های متوالی، مختصات نقاط بازگشتی با یک نقطه بر روی صفحه مذکور مشخص خواهند شد. مرز جزایر به دست آمده می توانند به عنوان حدس های اولیه مناسب انتخاب شوند. در ادامه شکل شماتیکی از نگاشت پوانکاره در شکل ۳ نشان داده می شود:

$$\begin{pmatrix} \delta v_x \\ \delta v_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_{o41} & \Phi_{o45} \\ \Phi_{o61} & \Phi_{o65} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta z_0 \\ \delta v_{y0} \end{pmatrix} - \frac{1}{v_y} \begin{pmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_z \end{pmatrix} (\Phi_{o23} \quad \Phi_{o25}) \quad (12)$$

۶- نتایج

هدف اصلی این مقاله به دست آوردن مدارهای متناوب یک بادبان خورشیدی در سیستم زمین-ماه است. ثوابت سیستم مذکور در جدول ۱ خلاصه شده است:

جدول (۱): ثوابت سیستم زمین-ماه

μ	0.01215
Totale μασσ ($\mu_1 + \mu_2$)	$6.04718 \times 10^{24} \text{ kg}$
Εαρτη-Μοον διασταυχε	384,401 km
Ονε τιμε υνιτ	$3.7749 \times 10^5 \text{ s}$
Ω_Σ	0.9252

در ادامه همان طور که در قبل نیز اشاره شد، سعی می شود تا ابتدا نداشت پوانکاره برای سیستم مسئله سه جسم محدود شده زمین-ماه برای یک فضاپیما بدون بادبان خورشیدی (سیستم خودکار) رسم شود. شرایط اولیه این حل معادل مختصات نقطه لاگرانژی L_1 سیستم زمین ماه انتخاب شده و نتایج این حل در شکل ۴ نشان داده شده است:

بردار اصلاح حدس های اولیه به صورت $[\delta x_0, 0, \delta z_0, 0, \delta v_{y0}, 0]$ نوشته شود. در زمانی که $y(\frac{T}{2}) = 0$ باشد آنگاه مقادیر δv_{z0} و δv_{x0} باید به گونه ای تغییر یابد که حدس های اولیه را به منظور رسیدن به شرایط اولیه دلخواه، اصلاح کند. ماتریس انتقال حالت معادلات مداری ($STM_o = \Phi_o$) در زمان $(\frac{T}{2})$ می تواند ارتباط بین بردار حدس اولیه مداری در زمان اولیه و در زمان نصف تناوب را فراهم سازد. این ماتریس در کلی ترین حالت به صورت زیر تعریف می شود که در آن ماتریس ژاکوبین^۱ معادلات (۴) در فضای حالت و $I_{6 \times 6}$ نماینده ماتریس یکه^۲ است.

$$\begin{aligned} \Phi_o(t, 0) &= I_{6 \times 6} \Phi_o \\ \Phi_o(0, 0) &= I_{6 \times 6} \end{aligned} \quad (8)$$

الگوریتم اصلاح شرایط اولیه مداری از رابطه زیر به دست خواهد آمد [۱۷]:

$$\delta \bar{X} = \Phi_o \left(\frac{T}{2}, 0 \right) \delta \bar{X}_0 + \frac{\partial \bar{X}}{\partial t} \delta \left(\frac{T}{2} \right) \quad (9)$$

باید توجه کرد که تغییرات مؤلفه y در زمان ابتدایی نسبت به زمان پایانی صفر خواهد بود، بنابراین خواهیم داشت:

$$\delta y = 0 = \Phi_{o21} x_0 + \Phi_{o23} z_0 + \Phi_{o25} v_{y0} + v_y \delta \left(\frac{T}{2} \right) \quad (10)$$

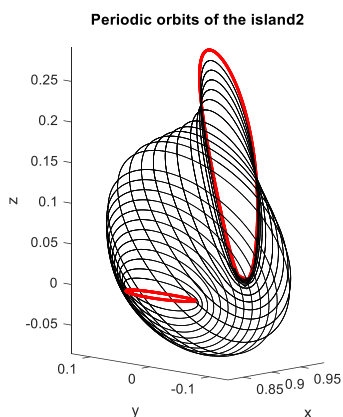
حال اگر $x_0 > z_0$ باشد بهتر است z_0 را ثابت لحاظ کرده و اعمال تغییرات تنها روی x_0 و v_{y0} ایجاد شود:

$$\begin{pmatrix} \delta v_x \\ \delta v_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_{o43} & \Phi_{o45} \\ \Phi_{o63} & \Phi_{o65} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta x_0 \\ \delta v_{y0} \end{pmatrix} - \frac{1}{v_y} \begin{pmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_z \end{pmatrix} (\Phi_{o21} \quad \Phi_{o25}) \quad (11)$$

و اگر $z_0 > x_0$ باشد بهتر است x_0 را ثابت لحاظ کرده و اعمال تغییرات تنها روی z_0 و v_{y0} ایجاد شود:

² Identify matrix

¹ Jacobian matrix



شکل (۴): مدارهای متناوب به دست آمده از جزایر ۲ در شکل ۴

با توجه به مدارهای به دست آمده در شکل های ۵ و ۶ می توان به صلاحیت روند پیشنهادی به منظور استخراج مدارهای متناوب یک بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدودشده زمین-ماه پی برد. برخی از شرایط اولیه رسم مدارهای آورده شده در شکل ۵ و ۶ در جدول ۲ و جدول ۳ خلاصه شده است:

جدول (۲): برخی از شرایط اولیه مدارهای متناوب بادبان خورشیدی

رسم شده در شکل ۵

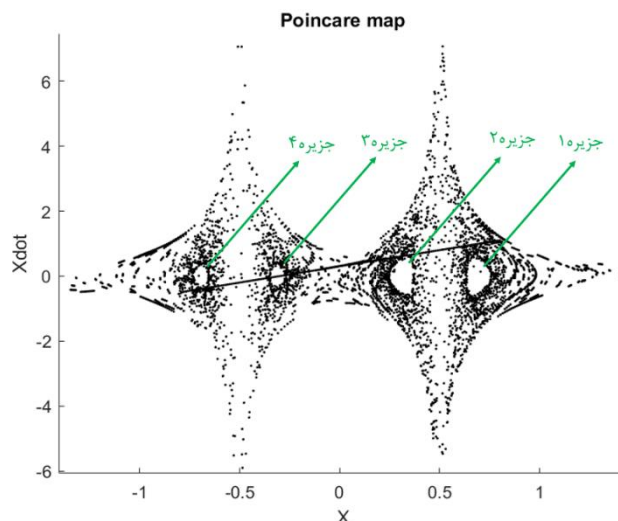
مدار	x	y	z	$\dot{x}$	$\dot{y}$	$\dot{z}$	T
شکل ۵	-0.94	0	0.24	0	0.43	0	3.60
شکل ۵	-0.97	0	0.21	0	0.421	0	3.54
شکل ۵	-0.98	0	0.225	0	0.419	0	3.49
شکل ۵	-1.00	0	0.228	0	0.417	0	3.33
شکل ۵	-1.02	0	0.17	0	0.41	0	3.25
شکل ۵	-1.21	0	0.18	0	0.38	0	3.21

جدول (۳): برخی از شرایط اولیه مدارهای متناوب بادبان خورشیدی

رسم شده در شکل ۵

مدار	x	y	z	$\dot{x}$	$\dot{y}$	$\dot{z}$	T
شکل ۶	0.86	0	0.15	0	-0.21	0	3.52
شکل ۶	0.93	0	0.19	0	-0.18	0	3.61
شکل ۶	0.97	0	0.23	0	-0.31	0	3.69
شکل ۶	0.981	0	0.27	0	-0.32	0	3.71
شکل ۶	0.984	0	0.283	0	-0.35	0	3.78
شکل ۶	0.993	0	0.289	0	-0.37	0	3.82

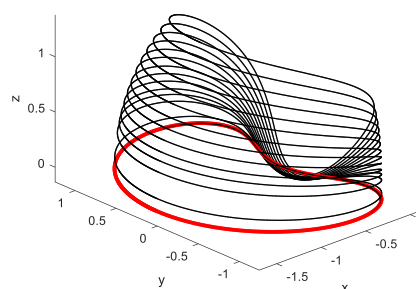
مطالعات انجام شده بر روی مدارهای استخراج شده نشان می دهد که این مدارها به طور میانگین تا ۱۵ دوره تناوب در مدار خود باقی مانده و رفتار متناوب پایداری از خود نشان می دهند. این در



شکل (۴): نگاشت پوانکاره سیستم زمین-ماه خودکار

همان طور که اشاره شد، مرز جزایر به دست آمده در شکل ۴، می تواند کاندید مناسبی به منظور ورودی الگوریتم اصلاح دیفرانسیلی استخراج شده باشد؛ بنابراین در ادامه نقاط مرزی جزایر فوق به عنوان حدس های اولیه انتخاب شده و سپس توسط الگوریتم دیفرانسیلی اصلاح مداری اصلاح خواهند شد تا شرایط اولیه دقیق مدارهای متناوب بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدودشده زمین-ماه استخراج شود. نمونه هایی از نتایج روند پیشنهادی در شکل های ۵ و ۶ آورده شده است. این شکل ها به ترتیب مربوط به جزایر ظاهر شده (جزایر ۱ و ۲) در شکل ۴ است:

Periodic orbits of the island 1



شکل (۵): مدارهای متناوب به دست آمده از جزایر ۱ در شکل ۴

جزایر ظاهر شده در نگاشت در ادامه به عنوان حدس‌های اولیه الگوریتم اصلاح دیفرانسیلی که بر مبنای معادلات غیر خودکار توسعه داده شد، انتخاب شد و سپس توسط الگوریتم اصلاح دیفرانسیلی پیشنهادی مورد اصلاح قرار گرفت. به منظور صلاحیت سنجی روش پیشنهادی، در گام آخر، مدارهای متناوب به دست آمده از جزایر ظاهر شده در نگاشت پوانکاره رسم شد. متناوب بودن مدارهای مذکور دلیل خوبی بر صلاحیت رویکرد پیشنهادی بود. همچنین نشان داده شد که مدارهای مذکور تا ۱۵ دوره تناوب در مدار خود باقی مانده و رفتاری متناوب نشان می‌دهند. این در صورتی است که طبق مطالعات پیشین، مدارهای متناوب سیستم خودکار تنها تا ۷ دوره متناوب خواهند بود که این امر نشان‌دهنده پایداری بالاتر مدارهای به دست آمده در پژوهش حاضر بود.

تعارض منافع

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

مراجع

- [1] Y. Tsuda and et al., "Achievement of IKAROS—Japanese deep space solar sail demonstration mission," *Acta Astronaut.*, vol. 82, no. 2, pp. 183–188, 2013.
- [2] J. Lieve, "Solar sailing attitude control of large geostationary satellite," in *Automatic Control in Space 1985*, Elsevier, pp. 29–32, 1986.
- [3] A. Colagrossi and M. Lavagna, "Preliminary results on the dynamics of large and flexible space structures in Halo orbits," *Acta Astronaut.*, vol. 134, pp. 355–367, 2017, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.02.020>.
- [4] M. Xu and S. Xu, "Structure-Preserving Stabilization for Hamiltonian System and its Applications in Solar Sail," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 32, no. 3, pp. 997–1004, May 2009, doi: 10.2514/1.34757.
- [5] H. D. Curtis, *Orbital mechanics for engineering students*. Butterworth-Heinemann, 2013.
- [6] K. I. Alvarado and S. K. Singh, "Orbit maintenance via homeomorphic, periodic orbit revs in the Elliptic Restricted Three-Body Problem," in *Proceedings of the 2023 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Big Sky, MT, USA*, pp. 13–17, 2023.
- [7] V. Y. Kezerashvili and R. Y. Kezerashvili, "Theoretical approach to circular solar sail deployment," *Adv. Sp. Res.*, vol. 73, no. 9, pp. 4731–4741, 2024.
- [8] E. Abbasali and M. Bakhteiari, "Restricted three body problem considering the perturbations of both oblate massive primaries," *J. Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 13, no. 2.

حالی است که طبق [۱۸]، مدارهای متناوب سیستم‌های خودکار به طور متوسط تنها تا ۷ دوره تناوب پایدار می‌مانند. این امر به طور واضح نشان‌دهنده پایداری بالاتر مدارهای به دست آمده در این مقاله نسبت به روش‌های پیشین است.

یکی از ویژگی‌های بارز روش ارائه شده در این پژوهش، جامعیت و انعطاف‌پذیری بالا در مواجهه با شرایط مختلف است. به عبارتی، در صورت بروز هرگونه اغتشاش یا وجود عدم قطعیت در پارامترهای سیستم، فرآیند شناسایی مدارهای متناوب تحت تأثیر قرار نمی‌گیرد و بدون تغییر ادامه می‌یابد. این ویژگی مهم، کاربردپذیری گسترده، روش ارائه شده را در شرایط واقعی و پیچیده فضایی نشان می‌دهد. علاوه بر این، مقایسه انجام شده میان روش پیشنهادی و روش‌های متداول، نشان می‌دهد که روش ما نه تنها از نظر پایداری مدارها بلکه از لحاظ دقت و سازگاری نیز عملکرد بهتری دارد. این موضوع می‌تواند مسیر را برای کاربردهای عملی در مأموریت‌های فضایی و سیستم‌های دینامیکی پیچیده هموار کند.

بنابراین، روش پیشنهادی نه تنها یک ابزار قدرتمند برای شناسایی مدارهای متناوب پایدارتر ارائه می‌دهد، بلکه می‌تواند به عنوان یک راه حل مطمئن برای مواجهه با عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات احتمالی نیز مطرح شود.

۷- جمع‌بندی

هدف اصلی مطالعه حاضر، استخراج مدارهای متناوب یک فضاپیما دارای بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم محدود شده زمین-ماه بود. بدین منظور ابتدا نشان داده شد که، برخلاف مطالعه رفتار یک فضاپیما بدون بادبان خورشیدی در مسئله سه جسم زمین-ماه که جزو مسائل خودکار حساب می‌شود، مسئله مذکور در حوزه مسائل غیر خودکار قرار می‌گیرد که این موضوع به دلیل اضافه نمودن شتاب خورشیدی به مسئله خودکار و معرفی زاویه نرخ تابش خورشیدی است. اشاره شد که رویکردهای مورد مطالعه به منظور شناسایی شرایط اولیه مدارهای متناوب در مسئله سه جسم محدود شده خودکار نمی‌توانند در مسئله سه جسم محدود شده غیر خودکار کارآمد باشند. به همین علت پیشنهاد شد که ابتدا بردار حدس‌های اولیه حالت‌های مداری توسط نگاشت پوانکاره یک سیستم سه جسم محدود شده خودکار استخراج شود. نقاط مرزی

- “Vacuum deployment and testing of a 4-quadrant scalable inflatable rigidizable solar sail system,” in *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2005, p. 2122.
- [15] J. ACORD and J. Nicklas, “Theoretical and Practical Aspects of Solar Pressure Attitude Control for Interplanetary Spacecraft,” in *Guidance and Control Conference*, 1964, p. 327.
- [16] P. Musen, “The influence of the solar radiation pressure on the motion of an artificial satellite,” *J. Geophys. Res.*, vol. 65, no. 5, pp. 1391–1396, 1960.
- [17] K. C. Howell, “Three-dimensional, periodic, ‘halo’ orbits,” *Celest. Mech.*, vol. 32, no. 1, pp. 53–71, 1984.
- [18] V. K. Srivastava, J. Kumar, and B. S. Kushvah, “Regularization of circular restricted three-body problem accounting radiation pressure and oblateness,” *Astrophys. Space Sci.*, vol. 362, no. 3, p. 49, 2017.
- [9] A. Soumakh, K. Raeisi, O. Negarash, and M. Navabi, “Orbital altitude increase maneuver using an ideal solar sail up to the L1 Lagrange point for a Galileo satellite located in MEO orbit,” presented at the International Conference of the Iranian Aerospace Society, 2014.
- [10] M.-H. Salehnia, J. Shirazi, and R. Esmailzadeh, “Attitude control of an Earth-pointing satellite using solar panels without azimuth angle and gyroscope measurements,” presented at the International Conference of the Iranian Aerospace Society, 2013.
- [11] E. Abbasali, A. Kosari, and M. Bakhtiari, “Effects of oblateness of the primaries on natural periodic orbit-attitude behaviour of satellites in three body problem,” *Adv. Sp. Res.*, 2021.
- [12] E. I. Abouelmagd, A. A. Alshaery, and F. Gao, “New dynamical system for circular satellites relative motion,” *Chaos, Solitons & Fractals*, vol. 182, p. 114879, 2024.
- [13] M. Bakhtiari, E. Abbasali, and K. Daneshjoo, “Minimum Cost Perturbed Multi-impulsive Maneuver Methodology to Accomplish an Optimal Deployment Scheduling for a Satellite Constellation,” *J. Astronaut. Sci.*, vol. 70, no. 3, p. 18, 2023.
- [14] D. Lichodziejewski, B. Derbes, K. Slade, and T. Mann,



Selection of satellite constellations with space weather monitoring payloads for Iran

Available in: Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 23-33
2026

DOI:
[10.22034/jsssta.2024.464398.1192](https://doi.org/10.22034/jsssta.2024.464398.1192)

Article Info

Received: 2024-07-02
Accepted: 2024-08-30

Keywords

Space weather, Satellite
constellation, STK, Coverage
area, Visible satellite, Payload

How to Cite this article

M. Khoshshima, S. Aminabadi,
H. Jalili, S. Karami
“Selection of satellite
constellations with space
weather monitoring payloads
for Iran”, *Journal of Space
Science, Technology &
Applications*, Vol. 5, No. 2, pp.
23-33, 2026

Masoud Khoshshima^{1*}, Sahar Aminabadi², Hadi Jalili³, Saber Karami⁴

^{1*} Associate professor, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
m.khoshshima@isrc.ac.ir

² M.Sc. in Aerospace Engineering, College of Interdisciplinary Science and Technology,
University of Tehran, Tehran, Iran
sahar.aminabadi@ut.ac.ir

³ Assistant Professor, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
h.jalili@isrc.ac.ir

⁴ Researcher in Astronomy and Astrophysics, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
s.karami@isrc.ac.ir

Abstract

Monitoring the space weather and managing its disruptive phenomena is crucial to mitigate its adverse effects. Research shows that space platforms, especially satellite constellations with appropriate payloads, can complement ground-based monitoring networks. This study focused on selecting satellite constellations to ensure full Iran and the Middle East coverage. Payload selection was based on the country's space weather monitoring needs and strategies. The payloads include a magnetometer, proton-electron ion detector, radio occultation, Ion drift meter, and radiation monitor. STK software was used to design and analyze the satellite constellations. The design was initially performed assuming one ground station and then by creating a network of ground stations (5 stations) at an orbital altitude of 500 km, inclination of 45 and 55 degrees, and using a symmetric satellite constellation with a Walker Delta pattern. The superior satellite constellations were chosen from 778 scenarios using the statistical parameter comparison method, which included minimum visible satellites and cumulative coverage. After evaluating scenarios, the two superior constellations identified were 7x10 and 14x1. Utilizing a 45 degree orbital inclination and a network of dispersed ground stations minimizes the required number of satellites and provides comprehensive coverage of Iran.

به‌گزینی منظومه‌های ماهواره‌ای با محموله‌های پایش اقلیم فضای ایران

مسعود خوش‌سیما^{۱*}، سحر امین‌آبادی^۲، هادی جلیلی^۳ و صابر کرمی^۴

۱- پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران - m.khoshsima@isrc.ac.ir

۲- دانشجویان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران - sahar.aminabadi@ut.ac.ir

۳- پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران - h.jalili@isrc.ac.ir

۴- پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران - s.karami@isrc.ac.ir

نویسنده مسئول*

چکیده

پایش پیوسته اقلیم فضا و مدیریت پدیده‌های مخرب آن، جهت کاهش آسیب‌های ناشی از اقلیم فضا امری حیاتی است. تحقیقات نشان می‌دهد که سکوه‌های فضایی، به‌ویژه منظومه‌های ماهواره‌ای با محموله‌های مناسب می‌توانند به‌عنوان مکمل شبکه پایش زمینی عمل کنند. این پژوهش بر به‌گزینی منظومه‌های ماهواره‌ای جهت پوشش کامل ایران و خاورمیانه تمرکز داشته است. محموله‌های این مأموریت شامل حسگر میدان مغناطیسی، آشکارسازی پروتون‌ها، الکترون‌ها و یون‌های آسیب‌زا، نهفتگی رادیویی، اندازه‌گیری حرکت یونی و پیشگر تشعشعات جهت پایش اقلیم فضا متناسب با راهبرد کشور انتخاب‌شده‌اند. از نرم‌افزار اس‌تی‌کی به‌منظور طراحی و تحلیل منظومه‌های ماهواره‌ای استفاده شده است. طراحی ابتدا با فرض یک ایستگاه زمینی و سپس ایجاد شبکه ایستگاه‌های زمینی (۵ ایستگاه) در ارتفاع مداری ۵۰۰ کیلومتری، میل مداری ۴۵ و ۵۵ درجه و به‌کارگیری منظومه ماهواره‌ای متقارن با الگوی واکر، انجام شد. منظومه‌های ماهواره‌ای برتر، با استفاده از مقایسه پارامترهای آماری شامل حداقل تعداد ماهواره در دید و پوشش تجمعی، از میان ۷۷۸ سناریو انتخاب شد. بر اساس نتایج، دو منظومه ۷×۱۰ و ۱۴×۱ کوچک‌ترین سناریوهایی هستند که الزامات مسئله را برآورده می‌کنند. علاوه بر این، استفاده از میل مداری ۴۵ و شبکه ایستگاه‌های زمینی پراکنده سبب کاهش تعداد کل ماهواره‌ها شده و پوشش کامل ایران را فراهم می‌آورد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۱۲

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۶/۰۹

واژه‌های کلیدی

اقلیم فضا، منظومه ماهواره‌ای، اس‌تی‌کی، سطح پوشش، ماهواره درگذر، محموله ماهواره

نحوه استناد به این مقاله

مسعود خوش‌سیما، سحر امین‌آبادی، هادی جلیلی و صابر کرمی، "به‌گزینی منظومه‌های ماهواره‌ای با محموله‌های پایش اقلیم فضای ایران"، *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات ۳۳-۲۳، ۱۴۰۴.

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۲۳-۳۳
پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

[10.22034/jsssta.2024.464398.1192](https://doi.org/10.22034/jsssta.2024.464398.1192)

۱- مقدمه

اقلیم فضا برای توصیف تغییرات خورشید، بادهای خورشیدی، هواسپهر^۱، مغناطیس‌سپهر^۲ و گرم‌سپهر^۳ استفاده می‌شود و می‌تواند بر عملکرد و قابلیت اطمینان سامانه‌ها و زیرساخت‌های زمین پایه و فضاپایه تأثیر بگذارد [۱]. گستردگی رخدادهای اقلیم فضا و تأثیر این رخدادهای بر سامانه‌های زمینی، هوایی و فضایی، تمامی کشورهای دنیا را تحت تأثیر قرار می‌دهد. از جمله زیان‌های حاصل از رخدادهای اقلیم فضا می‌توان به آسیب فضاانوردان، اختلال ارتباطات و آسیب به شبکه انتقال توان اشاره نمود.

با پیشرفت صنعت مخابرات ماهواره‌ای، ظهور تورسم فضایی و وابستگی به شبکه بی‌سیم در برقراری ارتباط، تمدن بشری در برابر مشکلات ناشی از رخدادهای اقلیم فضا آسیب‌پذیرتر می‌شوند [۲]؛ بنابراین، لازم است کشورهای مختلف در قالب ایجاد شبکه‌های مشترک و تشکیل سازمان‌هایی باهدف مشترک به درک بهتر و پیش‌بینی چنین پدیده‌هایی بپردازند. باین‌حال، به دلیل شدیدتر بودن برخی از اثرات پدیده‌های اقلیم فضا در نواحی جغرافیایی مختلف، نیاز است تا هر کشور علاوه بر بهره بردن از اطلاعات و پیش‌بینی‌های بین‌المللی در حوزه اقلیم فضا، گام‌های راهبردی در جهت بومی‌سازی رصد و پایش اقلیم فضا برداشته شود [۳].

به‌عنوان نمونه، خطوط لوله در ایران یکی از اصلی‌ترین اهدافی هستند که پایش آن می‌تواند در طولانی‌مدت به کشور کمک کند؛ زیرا آشفته‌گی‌های مغناطیسی ناشی از رویدادهای خورشیدی در خوردگی خطوط لوله مؤثر است. خوردگی توسط جریان‌های الکتریکی ناشی از طوفان‌های مغناطیسی و طوفان‌های فرعی افزایش می‌یابد. اختلاف پتانسیل موجود بین خطوط لوله و زمین می‌تواند تا چندین ولت نیز افزایش یابد که این پدیده منجر به نشت الکترون می‌شود. همچنین، صنعت نفت و معدن که به‌عنوان یکی از اصلی‌ترین صنایع فعال در کشور شناخته می‌شوند، از اندازه‌گیری‌های مغناطیسی به‌صورت گسترده برای جست‌وجوی منابع طبیعی در داخل زمین و جهت‌دهی در حفاری استفاده می‌کنند. طوفان‌های مغناطیسی ناشی از رخدادهای اقلیم فضا می‌توانند میدان مغناطیسی را مختل کرده و باعث کاهش دقت در حفاری شوند. علاوه بر این،

این رخدادهای بر هوانوردی، شبکه‌های برق، خودروها، مخابرات رادیویی و دیگر زیرساخت‌ها نیز تأثیرات مخربی دارند [۴]. طبق بررسی‌های انجام‌شده در [۵]، واکنش هواسپهر به فعالیت‌های خورشیدی، به‌ویژه در عرض‌های جغرافیایی پایین تا متوسط (محل قرارگیری کشور ایران) در طول طوفان‌های ژئومغناطیسی، به عواملی مانند زمان محلی و تغییرات فصلی وابسته است. این پژوهش نشان می‌دهد که دینامیک و الکتروپدینامیک گرم‌سپهر-هواسپهر در ایجاد ناپایداری‌ها و تغییرات در سراسر محتوای الکترونی^۴ نقش مهمی دارند. همچنین، این تغییرات می‌توانند به تشکیل حباب‌های پلاسما و گسترش ناهنجاری یونیزاسیون استوایی^۵ به عرض‌های جغرافیایی بالاتر منجر شوند که اختلالات قابل‌توجهی در سیگنال‌های سیستم ناوبری ماهواره‌ای جهانی^۶ ایجاد می‌کند. به‌عنوان نمونه، در طول طوفان‌های شدید، شاخص جهانی Kp که نمایانگر فعالیت‌های ژئومغناطیسی است، به مقدار ۸ ارتقا می‌یابد که نمایانگر افزایش فعالیت ژئومغناطیسی است. چنین مقادیر بالایی با اختلالات شدید هواسپهر در ارتباط است و بر سامانه‌های ارتباطی و ناوبری در عرض‌های جغرافیایی کم تا متوسط تأثیر می‌گذارد. از این‌رو، توسعه سامانه‌هایی که اقلیم فضایی کشور را پایش کنند بسیار ضروری و راهبردی است.

روش‌های پایش اقلیم فضا به دودسته کلی اندازه‌گیری زمینی (در محل) که شامل زیرساخت‌های زمینی برای بررسی شرایط مغناطیسی، بادهای خورشیدی و جریان ذرات پرانرژی است و همچنین زیرساخت‌های فضایی که شامل پیش‌بینی انفجارهای خورشیدی و فوران جرم از تاج خورشیدی^۷ است، تقسیم می‌شود. درحالی‌که پایش خورشید از نقاط لاگرانژی در فضا صورت می‌گیرد، پایش مغناطیس کره، هواسپهر و گرم‌سپهر نیازمند اندازه‌گیری در محل است. از این‌رو، با توجه به پیچیدگی و عدم تقارن ساختار میدان مغناطیسی محیط ذرات درگیر و دینامیک آن‌ها لازم است تا وضعیت میدان مغناطیسی و توزیع ذرات در نقاط مختلف محیط نمونه‌برداری و به تصویر کشیده شود تا بتوان با داشتن نظارت کافی بر آن‌ها، فرایندهای درگیر را با دقت مناسبی مدل‌سازی نمود [۶]؛ بنابراین،

^۵ Equatorial ionization anomaly^۶ GNSS^۷ Coronal Mass Ejection^۱ Ionosphere^۲ Magnetosphere^۳ Thermosphere^۴ Total electron content

یادشده بین ۴۰۰ تا ۶۵۰ کیلومتری از سطح زمین قرار داشت و مدار اغلب آن‌ها دایروی بود. از جمله محموله‌های مورد استفاده توسط این کیوب‌ستها می‌توان به کاوشگر لانگمیر^{۱۸}، حسگر اندازه‌گیری حرکت یونی^{۱۷} و مگنتومتر^{۱۸} اشاره کرد که اغلب در پایش پلاسما استفاده می‌شوند [۹]. استانیسکیا^{۱۹} و همکاران در ۲۰۲۳ منظومه ماهواره‌ای کوچکی را به‌عنوان بخشی از D3S جهت پایش تأثیر اقلیم فضا بر زمین از طریق نظارت بر نوار قطبی، طراحی کردند. مأموریت اصلی این منظومه پایش شفق شمالی^{۲۰} و جنوبی^{۲۱} بود. علاوه بر ابزارهای حیاتی در پایش اقلیم شامل تصویرگرهای لیزری^{۲۲} و میدان گسترده^{۲۳}، می‌توان از پایشگر رادیویی و مغناطیس‌سنج به‌عنوان محموله ثانویه جهت پایش میدان مغناطیسی و رادیویی استفاده نمود. این تحقیق، برای کمینه‌سازی تعداد ماهواره با حفظ پوشش پیوسته در نوار شفق^{۲۴} از مدار میان زمین (مئو) استفاده کرده است. به‌کارگیری این مدار، چالش‌هایی نظیر دسترسی، پایداری و دوز تشعشعی در استفاده از ماهواره‌های کوچک^{۲۵} ایجاد می‌کند. این پروژه نسبت به پروژه قبلی این گروه اینوست^{۲۶} در حوزه‌های مانورپذیری، مخابرات و اطمینان‌پذیری بهبود داشته است [۷].

در پژوهش پیش رو، هدف به‌گزینی منظومه‌های ماهواره‌ای برتر با محموله‌های منتخب برای پایش اقلیم فضا به‌منظور پوشش کشور ایران و منطقه خاورمیانه است. گزینش منظومه ماهواره‌ای با مأموریت پایش، الزام سیستمی فرکانس زمانی هر رویداد و پوشش سطح کشور در هر شبانه‌روز صورت می‌گیرد. بر اساس موارد یادشده، منظومه منتخب باید بتواند در هر شبانه‌روز حداقل یک‌بار سراسر ناحیه کشور ایران را تحت پوشش خود قرار داده و در هر لحظه حداقل یک ماهواره بر فراز هر یک از ایستگاه‌های زمینی باشد. انتخاب محموله‌های این منظومه متناسب با نیازها و راهبرد کشور در حوزه پایش اقلیم تعیین خواهد شد. طراحی و تحلیل این منظومه ماهواره‌ای با استفاده از نرم‌افزار است‌کی^{۲۷} انجام‌شده است. استخراج مشخصات فنی و پارامترهای مداری، پوشش و

به‌کارگیری منظومه‌های ماهواره‌ای در درک، پیش‌بینی و شناخت تأثیر رخدادهای اقلیم فضا، مؤثر است.

طی سال‌های اخیر تحقیقات زیادی در حوزه به‌کارگیری منظومه‌های ماهواره‌ای در پایش اقلیم فضا ارائه‌شده است. سازمان فضایی اروپا در قالب سامانه D3S^۸ در تلاش است تا با فراهم آوردن زیرساخت‌های زمین‌پایه و فضاپایه بتواند نظارت بر اقلیم فضا را توسعه دهد. از جمله زیرساخت‌های فضایی می‌توان به توسعه محموله‌های متنوع و پر مصرف^۹ جهت نظارت بر اقلیم فضا اشاره کرد. هدف آژانس فضایی اروپا از توسعه چنین محموله‌هایی افزایش دقت پایش اقلیم فضا و کاهش هزینه‌های اقتصادی است، اما به دلیل محدود بودن فرصت‌های پرتاب، این سنجنده‌ها معمولاً به‌عنوان محموله ثانویه در ماهواره‌های دیگر به فضا پرتاب می‌شوند؛ لذا الزامات اندازه‌گیری شامل پایش کمربند رادیویی و مغناطیس‌سپهر، سنجش هواسپهر و گرم‌سپهر، اندازه‌گیری جو زمین و محیط مغناطیسی آن و آشکارسازی ذرات میکرو است که به ترتیب بر روی انتشار سیگنال‌های رادیویی بین ماهواره و ایستگاه زمینی، ماهواره‌های پائین زمین و طول عمر ماهواره‌ها تأثیر می‌گذارند [۶، ۷]. ژانگ^{۱۰} و همکاران در سال ۲۰۲۲ با استفاده از منظومه ماهواره‌ای فنگیان (در دو مدار قطبی پائین زمین و زمین ثابت) پدیده‌های مربوط به هواشناسی و اقلیم فضا را با نگرشی عمیق‌تر درک و پیش‌بینی کردند. در این پروژه، ۷ ماهواره فنگیان در حال فعالیت بودند که از این تعداد ۳ ماهواره در مدار قطبی پائین زمین و ۴ ماهواره در مدار زمین ثابت قرار گرفته بودند. از جمله محموله‌های مورد استفاده در این مأموریت می‌توان به حسگرهای پایش محیط فضا^{۱۱}، اندازه‌گیری طیف مرئی تا مادون‌قرمز^{۱۲}، پایشگر ردوبرق^{۱۳} و اندازه‌گیری پروفایل‌های دما و رطوبت جو زمین از مدار زمین ثابت^{۱۴} اشاره کرد [۸]. فرانسیسکو^{۱۵} و همکاران در سال ۲۰۲۳ به‌مرور و معرفی کیوب‌ست‌هایی پرداختند که جهت پایش هواسپهر به فضا پرتاب‌شده‌اند یا در انتظار پرتاب هستند. ارتفاع تمام مأموریت‌های

¹⁸ Magnetometer

¹⁹ Staniscia

²⁰ Aurora Borealis

²¹ Aurora Australis

²² Optical imagers

²³ UV wide-field imagers

²⁴ Auroral Oval

²⁵ smallsat

²⁶ InnoSat

²⁷ STK

⁸ Distributed Space weather Sensor System

⁹ Hosted payloads

¹⁰ Zhang

¹¹ SEM

¹² MERSI

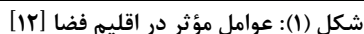
¹³ LMI

¹⁴ GIIRS

¹⁵ Francisco

¹⁶ Langmuir probes

¹⁷ Ion Drift Meter



مدت تأثیر بر زمین	پدیده ها و اثرات	مدت رسیدن به زمین	سازوکار
از چند دقیقه تا چند ساعت	توفانهای یونوسفیری: سوسو زنی یونوسفیری و بروز خطا در سیگنالهای GPS خطای داده های زمانی، ازکارافتادن سرویس های رادیویی، اختلال در خطوط پروازی	۸ تا ۳۰ دقیقه	شوراهای خورشیدی (تابشهای RF X)
تا چند روز	توفانهای تابشی: تأثیر بر سلامت فضانوردان، اختلال در عملکرد ماهواره ها، تأثیر بر مخابرات رادیویی در عرضهای جغرافیایی بالا، ایجاد خطای موقعیت در سامانه های ناوبری	۱۵ دقیقه تا ۲۴ ساعت	تابش ذرات پرتاوتزی
۱ الی ۲ روز	توفانهای ژئومگناطیسی: تأثیر بر شبکه های انتقال برق، اختلال و اغتشاش ارتباطات رادیویی، اختلال و اغتشاش در لایه یونسفر، تأثیر بر ناوبری ماهواره ای، افزایش درگ و کاهش ارتفاع ماهواره ها	۱ تا ۴ روز و بیشتر	اجرام خروجی از کرونا
			لاسما

شکل (۲): مکانیسم پدیده‌های اقلیم فضا و تأثیرات زمانی و کیفی آن‌ها بر سامانه‌های فضایی و زمینی [۳]

۲- مبانی فیزیکی و اهمیت یایش اقلیم

پدیده‌های اقلیم فضا شامل فعالیت‌های خورشیدی، هورسپهر، مغناطیس‌سپهر، شفق قطبی، هواسپهر و جو فوقانی هستند که هرکدام تأثیرات خاصی بر محیط فضایی زمین دارند. از آنجاکه خورشید منبع اصلی است، شراره‌های آن باعث افزایش چگالی هواسپهر و در نتیجه ایجاد طوفان‌های ژئومغناطیسی می‌شود. علاوه بر این، هورسپهر، به عنوان یک حباب مغناطیسی عظیم که منظومه شمسی را احاطه کرده است، امکان پیش‌بینی اثرات احتمالی این اقلیم بر زمین را فراهم می‌کند. مغناطیس‌سپهر که منطقه‌ای محافظ در اطراف جو زمین است، با جلوگیری از ورود پلاسمای باد خورشیدی، از زمین در برابر طوفان‌های ژئومغناطیسی محافظت می‌کند. همچنین، شفق قطبی که از برهم‌کنش ذرات باردار پرانرژی با گازهای جوی پدید می‌آید، گاهی موجب ایجاد اختلالاتی در ارتباطات و ناوبری می‌شود. هواسپهر که لایه‌ای در جو بالایی زمین است، بر انتشار امواج رادیویی و دقت سامانه‌های ناوبری تأثیر می‌گذارد. نهایتاً، جو فوقانی که شامل لایه‌های میان‌سپهر^{۳۳}، گرم‌سپهر و برون‌سپهر^{۳۴} است، نقشی کلیدی در محاسبه پسار^{۳۵} جوی و تأثیرات آن بر سامانه‌های فضایی دارد؛ بنابراین، این عوامل همگی در کنار هم به شکل‌گیری و تغییرات اقلیم فضا منجر می‌شوند.

Downloaded from <http://ajphaphysocpharm.sagepub.com/>

ایستگاه زمینی ۳	۶۰.۶۴۹۶	۲۵.۲۹۲۷
ایستگاه زمینی ۴	۴۵.۶۲۸۹	۳۸.۹۳۰۷
ایستگاه زمینی ۵	۵۹.۶۰۶۲	۳۶.۲۹۷



شکل (۳): پراکندگی ایستگاه‌های زمینی

۳-۳- عناصر مداری

در گام دوم، به تعیین پارامترهای مداری پرداخته شده است. ۶ المان مداری کپلری، با در نظر گرفتن محدودیت‌های پرتابگر و شرایط محیطی ایران انتخاب شدند.

در مشخص کردن ارتفاع مداری (h)، باید توجه داشت که هرچند قرار دادن ماهواره در ارتفاع بالاتر سبب کاهش تعداد کل ماهواره‌ها می‌شود؛ اما مشخصات پرتابگر (پرتابگر سیمرغ) نقش مهمی در تعیین ارتفاع مأموریت دارد، لذا ارتفاع مداری در مأموریت پیش رو را برابر با ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین فرض می‌کنیم. با توجه به ارتفاع مداری مفروض، خروج از مرکز (e) برابر با ۰ فرض شده است. میل مداری (i) یکی دیگر از عناصر مداری است که به مختصات جغرافیایی محل پرتاب و همین‌طور منطقه پایش وابسته است. در پژوهش پیش رو با توجه به قرارگیری ایران در میل مداری میانه، یک‌بار مسئله با در نظر گرفتن پایگاه پرتاب در سمنان و بار دیگر با در نظر گرفتن پایگاه پرتاب در چابهار حل و تأثیر تغییر شیب مداری بررسی شد. بنابراین، اگر پایگاه پرتاب سمنان به عنوان محل پرتاب و ناحیه ایران به عنوان هدف پایش انتخاب شود، می‌توان میل مداری ۵۵ درجه را به عنوان شیب مداری مأموریت فرض کرد. در ادامه، اگر پایگاه پرتاب در چابهار مفروض باشد، میل مداری ۴۵ درجه برای مأموریت مفروض است. میل مداری تأثیر زیادی بر روی چگونگی تشکیل الگوی پوششی دارد و پوشش را تابعی از عرض جغرافیایی (L) معرفی می‌کند. در عرض‌های جغرافیایی میانه (پژوهش حاضر)، میل مداری و عرض جغرافیایی تقریباً بر یکدیگر منطبق هستند [۱۳].

۳- طراحی و تحلیل پیکره‌بندی منظومه ماهواره‌ای

همان‌طور که پیش‌تر ذکر شد هدف این پژوهش گزینش پیکره‌بندی برتر جهت پایش اقلیم فضا و انتخاب محموله‌های سنجشی و پایشی با تمرکز بر ایران است. منظومه‌های ماهواره‌ای در شرایط ایدئال، بدون در نظر گرفتن اغتشاشات مداری و با رعایت محدودیت‌ها و فرضیات مناسب، طراحی و تحلیل خواهند شد تا ارتباط دائمی با ایستگاه زمینی برقرار باشد. این تحقیق تلاش کرده است تا با بهره‌گیری از ظرفیت‌های موجود کشور در بخش پرتاب که بر پارامترهای مداری نظیر میل مداری و ارتفاع تأثیرگذار است و همچنین محدودسازی سایر المان‌های مداری، بهترین مدل منظومه را برای کاربری در پایش اقلیم فضا انتخاب کند. محدودسازی المان‌های مداری در یک منظومه ماهواره‌ای از جمله روش‌هایی است که به کمک آن می‌توان پاسخ حدودی مسئله را یافت [۱۰]. علاوه بر این، به شناسایی اهداف و نیازهای کشور در حوزه اقلیم فضا کمک می‌کند و به پژوهش‌های آتی در زمینه طراحی مأموریت‌های پایش اقلیم فضا، نظیر ارزیابی حساسیت المان‌های مداری، بهینه‌سازی منظومه ماهواره‌ای و انتخاب ایستگاه‌های زمینی و محموله‌های مناسب، یاری می‌رساند.

۳-۲- ایستگاه زمینی

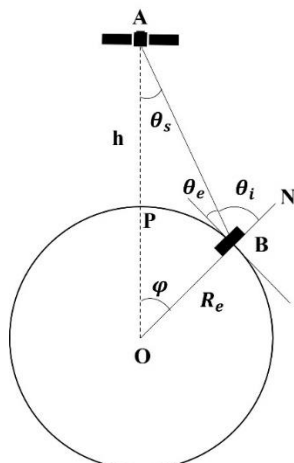
در گام اول به تعیین محل ایستگاه زمینی پرداخته می‌شود. موقعیت مکانی ایستگاه فضایی ماهدشت کرج، در جدول ۱ بیان شده است؛ بنابراین، در گام اول، با فرض این ایستگاه به عنوان دریافت‌کننده داده‌ها، به بررسی مسئله پرداخته شد. سپس، با اضافه کردن به تعداد ایستگاه‌های زمینی و ساخت شبکه ایستگاه‌های زمینی، تلاش گردید تا تعداد کل ماهواره‌ها کاهش یابد. مشخصات ایستگاه‌های زمینی مفروض و محل آن‌ها به ترتیب در جدول ۲ و شکل ۳ نشان داده شده است. همچنین، تمامی ایستگاه‌های زمینی یادشده دارای زاویه فراز ۲۰ درجه‌ای هستند.

جدول (۱): مشخصات ایستگاه زمینی ماهدشت

طول جغرافیایی (درجه)	۵۰.۸۱۱۴
عرض جغرافیایی (درجه)	۳۵.۷۲۷۷

جدول (۲): مشخصات ایستگاه‌های زمینی مفروض

ایستگاه زمینی ۲	طول جغرافیایی (درجه)	عرض جغرافیایی (درجه)
	۵۰.۰۹۲۵	۳۰.۲۶۰۲



شکل (۴): هندسه حسگر در پوشش [۱۳]

جدول (۴): معرفی پارامترهای شکل ۴

عنوان	پارامتر
میدان دید	θ_s
زاویه فراز	θ_e
زاویه برخورد	θ_i
زاویه مرکزی زمین	φ

برای محاسبه حداکثر زاویه میدان دید به‌صورت زیر عمل

می‌شود:

$$\theta_e + \theta_i = 90 \quad (۱)$$

$$\Delta OAB \rightarrow \hat{B} = 90 + \theta_e \quad (۲)$$

$$\frac{\sin \theta_s}{\sin \theta_s} = \frac{\sin B}{\sin B} = \frac{\sin \varphi}{AB} \quad (۳)$$

$$\frac{OB}{\sin \theta_s} = \frac{OA}{\sin B} \quad (۴)$$

$$\frac{R_e}{\sin \theta_s} = \frac{R_e + h}{\sin B} \quad (۵)$$

$$\sin \theta_s = \frac{\sin B \times R_e}{R_e + h} \quad (۶)$$

$$\theta_s = \sin^{-1} \left(\frac{\sin B \times R_e}{R_e + h} \right)$$

حسگر با پهنای نوار پوشش ۱۰۰ کیلومتری ($\theta_s = 6^\circ$) در

شکل ۵ نشان داده‌شده است:

مقدار آرگومان حضیض (ω) که یکی دیگر از عناصر مداری است، برابر با ۰ فرض می‌شود. دو المان مداری دیگر یعنی ناسانی حقیقی (θ) و صعود راست از گره صعودی (Ω) با توجه به استفاده از منظومه ماهواره‌ای از ۰ تا ۳۶۰ درجه تغییر می‌کنند. جدول ۳ به‌صورت خلاصه المان‌های مداری مفروض را نشان می‌دهد:

جدول (۳): مقادیر مفروض برای پارامترهای مداری

پارامتر مداری	مقدار
h	۵۰۰ (کیلومتر)
i	۴۵ و ۵۵ (درجه)
e	۰
ω	۰ (درجه)
θ	۳۶۰-۰ (درجه)
Ω	۳۶۰-۰ (درجه)

آخرین پارامتری که در این بخش مورد بحث قرار می‌گیرد پهنای نوار پوشش^{۳۶} است که به‌عنوان یک خروجی در طراحی سیستمی یکی از پارامترهای تأثیرگذار در پوشش است. در حالت ایدئال و بدون در نظر گرفتن حسگرهای موجود و وزن آن‌ها، بیشترین زاویه دید در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین با توجه به زاویه فراز ۲۰ درجه‌ای می‌تواند برابر با ۶۰ درجه باشد (شکل ۴). اما در واقعیت این اتفاق نمی‌افتد و همواره میدان دید حسگر با توجه به الزامات مربوط به وزن و هزینه کمتر از این مقدار خواهد بود. در این پژوهش، این پارامتر برابر با ۶ درجه فرض شد که پهنای نوار پوشش ۱۰۰ کیلومتری ایجاد کرده است. به‌عبارت دیگر، پهنای نوار پوشش به‌صورت حداقلی در نظر گرفته شده است. پارامتر پهنای پوشش، در درک مساحت تحت پوشش جهت دستیابی به هدف مسئله مفید است و در بخش پوشش تجمعی مورد استفاده قرار خواهد گرفت.

کل ماهواره‌ها، p تعداد صفحات مداری بافاصله مساوی و f بیانگر فاصله نسبی ماهواره‌ها در صفحات مجاور است. منظومه‌های ماهواره‌ای در این مدل به صورت $m \times n$ نمایش داده می‌شوند، که n تعداد مدار و m تعداد ماهواره در هر مدار است.

۳-۵- محموله‌ها

مطابق با مطالبی که در بخش مقدمه و مبانی فیزیکی و اهمیت پیش اقلیم به تفصیل بیان شد، نظارت مستمر بر اقلیم فضا از اهمیت بالایی برخوردار است. انتخاب دقیق محموله‌های تخصصی برای مأموریت، تأثیر مستقیمی بر طراحی ماهواره، مشخصات مداری و موفقیت کلی مأموریت خواهد داشت.

انتخاب محموله‌های مناسب، جهت پیش اقلیم فضا فرایندی چندوجهی است که معیارهای علمی، فنی و اهداف مأموریت را در برمی‌گیرد. با عنایت به اینکه محموله‌ها در ارتفاع‌های مداری مختلف، عملکرد متفاوتی دارند، مؤثرترین محموله‌های پیش اقلیم فضا در مدار لئو، محموله‌هایی هستند که می‌توانند شرایط دینامیکی محیط فضا را با تمرکز بر فعالیت‌های خورشیدی و اثرات آن بر مغناطیس‌سپهر و هواسپهر را به صورت دقیق پایش کنند [۱۵ و ۱۶]؛ لذا در پژوهش حاضر، با الگوبرداری از تحقیقات مشابه و همچنین برنامه‌های راهبردی کشور در پیش اقلیم فضا، محموله‌های مناسب در این حوزه مطابق با جدول ۵ پیشنهاد می‌گردد:

جدول (۵): محموله‌های مأموریت هدف

نشان اختصاری	محموله
RM	پایشگر تشعشعات
MAG	پایشگر میدان مغناطیسی
RO	نهفتگی رادیویی برای اندازه‌گیری هواسپهر
PEID	آشکارساز پروتون‌ها، الکترون‌ها و یون‌های آسیب‌زا
IDM	اندازه‌گیری حرکت یونی

۴- شبیه‌سازی

برای شبیه‌سازی منظومه‌های ماهواره‌ای از نرم‌افزار استی‌کی که به عنوان یکی از کاربردی‌ترین نرم‌افزارهای حوزه شبیه‌سازی مأموریت‌های فضایی شناخته می‌شود، استفاده شده است. این نرم‌افزار با دریافت ورودی‌های مسئله به شبیه‌سازی مأموریت



شکل (۵): پهنای نوار پوشش

۳-۳-۱- تعداد ماهواره و مدار

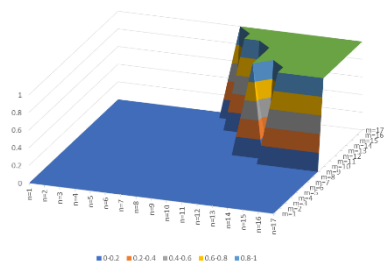
تعداد کل ماهواره‌ها عامل اساسی در تعیین هزینه است. از این رو، طراحی مطلوب، طراحی است که با حداقل تعداد ماهواره بتوان به پوشش مطلوب دست یافت. نکته قابل توجه در تعیین تعداد ماهواره این است که حداقل تعداد ماهواره الزاماً منجر به حداقل هزینه نمی‌شود، زیرا یک منظومه کوچک ممکن است ماهواره‌های بزرگ‌تر و یا ماهواره‌هایی با فناوری پیچیده‌تر نیاز داشته باشد. علاوه بر این یک منظومه با تعداد ماهواره کمتر باید در ارتفاع بالاتر قرار گیرد که این مسئله سبب افزایش هزینه پرتاب می‌شود. در تحقیق حاضر از ماهواره‌های کوچک برای حمل محموله‌ها استفاده شده است. در تعیین تعداد صفحات مداری باید توجه داشت که تغییر صفحه پیش‌ران‌ش زیادی مصرف می‌کند؛ بنابراین تغییر صفحه فقط گاهی به صرفه است. این موضوع بدین معنی است که منظومه‌های ماهواره‌ای با تعداد صفحات کم مداری از نظر عملکردی ثبات بیشتری دارند [۱۳].

۳-۴- مدل منظومه ماهواره‌ای

گام بعدی در طراحی منظومه ماهواره برای پیش اقلیم فضا، ارائه مدل پیشنهادی برای چینش ماهواره‌ها و مدارها است. یکی از مدل‌های پرکاربرد در منظومه‌های ماهواره‌ای، مدل واکر [۱۴] است. این مدل که توسط واکر در سال ۱۹۷۷ ارائه شد، دارای دو زیر مدل دلتا ۳۷ و ستاره‌ای ۳۸ است. در طراحی منظومه ماهواره‌ای هدف در این پژوهش از مدل دلتای واکر استفاده خواهیم کرد. این مدل به صورت $i = t/p/f$ نشان داده می‌شود؛ i میل مداری، t تعداد

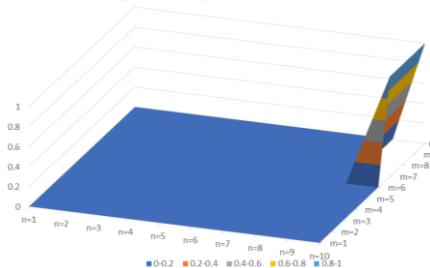
اساس نتایج، می‌توان دریافت که استفاده از میل مداری ۴۵ درجه، بر روی تعداد کل ماهواره‌ها اهمیت به سزایی دارد و تعداد کل ماهواره‌ها را به شکل محسوسی کاهش می‌دهد.

حداقل ماهواره در دید (تک ایستگاه زمینی)



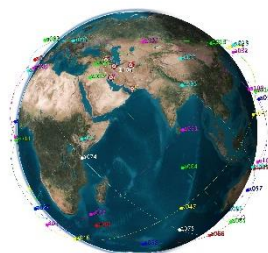
شکل (۶): حداقل تعداد ماهواره در دید (تک ایستگاه زمینی) در میل مداری ۴۵ درجه

حداقل تعداد ماهواره در دید (پنج ایستگاه زمینی)



شکل (۷): حداقل تعداد ماهواره در دید (پنج ایستگاه زمینی) در میل مداری ۴۵ درجه

شکل ۸، نمای سه‌بعدی سناریو ۷×۱۰ در میل مداری ۴۵ درجه را نمایش می‌دهد:



شکل (۸): منظومه ماهواره‌ای ۱۰×۱۰ با فرض ۵ ایستگاه زمینی در میل مداری ۴۵

پرداخته و علاوه بر ارائه نمایش گرافیکی، گزارش‌هایی در مورد عملکرد هر سناریو ارائه می‌دهد.

در تحقیق پیش رو، ۵۷۸ سناریو متفاوت با در نظرگیری یک ایستگاه زمینی و ۲۰۰ سناریو با در نظرگیری ۵ ایستگاه زمینی در سراسر ایران در نرم‌افزار استی کی شبیه‌سازی شد. پیکره‌بندی‌های شبیه‌سازی‌شده از نظر تعداد مدار (n) و تعداد ماهواره در مدار (m) با یکدیگر متفاوت هستند. کوچک‌ترین منظومه ماهواره‌ای شبیه‌سازی‌شده، منظومه ماهواره‌ای ۱×۱ و بزرگ‌ترین منظومه ماهواره‌ای شبیه‌سازی‌شده در این پژوهش ۱۷×۱۷ بوده است. به عبارت دیگر با افزایش گام به گام تعداد ماهواره و تعداد مدار تلاش شده است تا اهداف نهایی مسئله برآورده شود. همان‌طور که گفته شد، منظومه‌های ماهواره‌ای در این پژوهش از الگوی دلتای واکر تبعیت می‌کنند. سایر المان‌های مداری در جدول ۳ ارائه شده است. نتایج تحقیق در مورد پارامتر آماری حداقل تعداد ماهواره در گذر از منظر ایستگاه زمینی و همچنین تجمعی پوشش ۳۹ بحث کرده است. پوشش تجمعی، نشان‌دهنده نسبت مساحت تحت پوشش به کل مساحت مورد نظر توسط منظومه ماهواره‌ای در یک شبانه‌روز است. پوشش تجمعی به محل و تعداد ایستگاه‌های زمینی وابسته نیست. طبق هدف مسئله مدلی برتر از سایرین است که همواره یک ماهواره در دید ایستگاه زمینی باشد و بتواند کل مساحت ایران را در یک شبانه‌روز تحت پوشش قرار دهد.

۵- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش نتایج برای میل مداری ۴۵ درجه به صورت کامل و همراه با نمودارهای مربوطه مورد بحث قرار می‌گیرد و در مورد میل مداری ۵۵ درجه به ذکر سناریوهای برتر بسنده خواهد شد. شکل ۶ و ۷ به ترتیب نشان‌دهنده تعداد ماهواره در دید برای یک ایستگاه زمینی و پنج ایستگاه زمینی در میل مداری ۴۵ درجه است. بر این اساس، سناریوهای ۱۱×۱۲ و ۷×۱۰ به ترتیب نشان‌دهنده کوچک‌ترین منظومه‌های ماهواره‌ای هستند که با فرض داشتن یک و پنج ایستگاه زمینی، شرط در دید بودن حداقل یک ماهواره از منظر ایستگاه زمینی در هر لحظه را برآورده می‌کنند. همچنین، سناریوهای ۱۷×۱۵ و ۱۰×۱۰ نیز دو سناریو در میل مداری ۵۵ درجه هستند که به الزامات یادشده پاسخ می‌دهند. بر

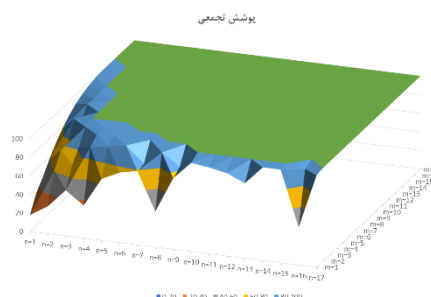
مشاهده شده است، همین‌طور اگر تعداد ایستگاه‌های زمینی را از ۱ به ۵ افزایش و شبکه ایستگاه‌های زمینی تشکیل داده شود، سناریوهای 7×10 و 10×10 اولین سناریوها در میل مداری ۴۵ و ۵۵ درجه خواهند بود که شرط یادشده را برآورده می‌سازند؛ بنابراین، ایجاد شبکه ایستگاه‌های زمینی و استفاده از میل مداری ۴۵ درجه به‌صورت چشمگیری می‌تواند تعداد کل ماهواره را جهت دستیابی به هدف کاهش دهد. علاوه بر این، استفاده از میل مداری ۴۵ درجه سبب دستیابی به منظومه ماهواره‌ای کوچک‌تر در بررسی پارامتر پوشش تجمعی شد.

توسعه فناوری و استفاده از پرتابگرهای پیشرفته‌تر، بهینه‌سازی محل ایستگاه‌های زمینی، حساسیت سنجی در محیط پیوسته، استفاده از لینک بین ماهواره‌ای، استفاده از حسگرهایی با میدان دید بزرگ‌تر و بهینه‌سازی‌های عددی می‌تواند منجر به دستیابی به منظومه‌های ماهواره‌ای کوچک‌تر شود.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

شکل ۹، درصد تجمعی پوشش را نشان می‌دهد. طبق نتایج به‌دست‌آمده، سناریو 14×1 کوچک‌ترین منظومه ماهواره‌ای با کمترین تعداد مدار در میل مداری ۴۵ و با پهنای نوار پوشش ۱۰۰ کیلومتری است که به پوشش تجمعی صددرصدی در طول یک شبانه‌روز رسیده است. همچنین، سناریو 17×1 اولین سناریو در میل مداری ۵۵ درجه است که می‌تواند در طول یک شبانه‌روز حداقل یک‌بار تمام مساحت ایران را تحت پوشش قرار دهد. بر اساس نتایج، استفاده از میل مداری میان‌تری (۴۵ درجه) سبب دستیابی به منظومه ماهواره‌ای کوچک‌تر در پوشش تجمعی می‌شود.



شکل (۹): پوشش تجمعی برحسب درصد در میل مداری ۴۵ درجه

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش بر به‌گزینی منظومه ماهواره‌ای باهدف پایش اقلیم فضا پرداخته شد. بر اساس بررسی‌های صورت گرفته محموله‌های حسگر بررسی اختلالات میدان مغناطیسی، محموله آشکارسازی پروتون‌ها، الکترون‌ها و یون‌های آسیب‌زا، نهفتگی رادیویی جهت اندازه‌گیری هواسپهر، اندازه‌گیری حرکت یونی و پایشگر تشعشعات می‌توانند جهت کاربری پایش اقلیم فضا در ارتفاع پائین زمین در ایران بکار گرفته شوند. در ادامه، گزینش پیکره‌بندی‌های برتر با استفاده از روش مقایسه دو پارامتر حداقل تعداد ماهواره درگذر و رسیدن به پوشش صد درصد در ناحیه ایران صورت گرفته است. بدین منظور ۷۷۸ منظومه ماهواره‌ای متفاوت، با در نظرگیری یک و ۵ ایستگاه زمینی، در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین، در میل مداری ۴۵ و ۵۵ درجه و با پیروی از الگوی دلتای واکر در استی‌کی انجام شد.

طبق نتایج به‌دست‌آمده، با در نظر گرفتن یک ایستگاه زمینی، منظومه‌های ماهواره‌ای 11×12 و 17×15 اولین منظومه‌های ماهواره‌ای در میل مداری ۴۵ و ۵۵ درجه هستند که در هر لحظه، حداقل یک ماهواره از منظومه‌های یادشده بر فراز ایستگاه زمینی

مراجع

- [1] A. Thaduri, D. Galar, and U. Kumar, "Space weather climate impacts on railway infrastructure," *Int. J. Syst. Assur. Eng. Manag.*, vol. 11, no. 2, pp. 267–281, Jul. 2020, doi: 10.1007/s13198-020-01003-9.
- [2] M. Moldwin, *An Introduction to Space Weather*. Cambridge University Press, 2022. Accessed: Dec. 31, 2023. [Online]. Available: <https://books.google.com/books?hl=en&lr=&id=1hOUEAAAQBAJ&oi=fnd&pg=PR9&dq=space+weather&ots=3dsQAZWaf6v&sig=AyQWcgw9S1iPFG9OYDZ0qReZULs>
- [3] O. Shekoofa, M. Khoshsima, S. Ghazanfarinia, and F. Bagheroskouei, "Toward the establishment of a national center for space weather services: Vision, mission and organization," *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 1, no. 2, pp. 34–48, Feb. 2022, doi: 10.22034/jssta.2022.309735.1034.
- [4] A. Kosari, E. Khatoonabadi, A. Kazemi, R. Amjadifard, and V. Bohlouri, "The effects of space weather on economic processes and human civilization infrastructures," *Space Science, Technology and Applications*, vol. 3, no. 1, pp. 123–144, Jul. 2023.
- [5] N. Imtiaz, W. Younas, and M. Khan, "Response of the low-to mid-latitude ionosphere to the geomagnetic storm of September 2017," in *Annales Geophysicae*, Copernicus Publications, Göttingen, Germany, 2020, pp. 359–372. Accessed: Aug. 18, 2024. [Online]. Available: <https://angeo.copernicus.org/articles/38/359/2020/angeo-38-359-2020.html>

- Services and Supporting Research, Department of Commerce, Silver Spring, MD, USA, 2013.
- [12] B. Pongračić, S. Kos, and D. Brčić, "Spatial assessment of GPS ionospheric delay model during St. Patrick's geomagnetic storm," Mar. 2019.
- [13] J. R. Wertz, "Mission geometry: Orbit and constellation design and management," *Space Technol. Libr.*, 2001. Accessed: Nov. 16, 2023. [Online]. Available: <https://cir.nii.ac.jp/crid/1573105974999212416>
- [14] J. G. Walker, "Continuous whole-earth coverage by circular-orbit satellite patterns," Royal Aircraft Establishment, Farnborough, U.K., 1977.
- [15] E. Stevenson, V. Rodríguez-Fernández, E. Minisci, and D. Camacho Fernandez, "A deep learning approach to space weather proxy forecasting for orbital prediction," 2020. Accessed: Aug. 17, 2024. [Online]. Available: <https://oa.upm.es/id/eprint/64345>
- [16] R. Miteva, S. W. Samwel, and S. Tkatchova, "Space weather effects on satellites," *Astronomy*, vol. 2, no. 3, pp. 165–179, 2023.
- [6] S. Kraft, A. Lupi, and J.-P. Luntama, "ESA's distributed space weather sensor system (D3S) utilizing hosted payloads for operational space weather monitoring," *Acta Astronaut.*, vol. 156, pp. 157–161, 2019.
- [7] G. Staniscia, B. Lagaune, S. Berge, M. Battelino, and S. Kraft, "A small satellite constellation for monitoring of the aurora," 2023. Accessed: Dec. 02, 2023. [Online]. Available: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2023/all2023/77/>
- [8] Z. Peng, X. U. Zhe, G. Min, X. I. E. Lizi, X. Di, and L. I. U. Chang, "Progress of Fengyun meteorological satellites since 2020," *空间科学学报*, vol. 42, no. 4, pp. 724–732, 2022, doi: 10.11728/cjss2022.04.yg14.
- [9] C. Francisco, R. Henriques, and S. Barbosa, "A review on CubeSat missions for ionospheric science," *Aerospace*, vol. 10, no. 7, p. 622, 2023.
- [10] M. H. Jafari and S. Aminabadi, "Investigating orbital configurations for a LEO satellite telephony constellation over the territory of Iran," *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 1, no. 2, pp. 138–146, 2022.
- [11] S. P. Williamson *et al.*, "Report on space weather observing systems: Current capabilities and requirements for the next decade," Office of the Federal Coordinator for Meteorological



Estimating Low-Cycle Fatigue Life and Calculating the Probability of Failure for the Space Electronic Board Under Thermal Cyclic Loading

Amirhosein Rahbar¹, Seyed Mohammad Navid Ghoreishi^{2*}

¹Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology (SUT), Tehran, Iran

Rahbaramirhosein75@gmail.com

² *Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
smn.ghoreishi@isrc.ac.ir

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 34-53
2026

DOI:
[10.22034/jssta.2025.486362.1213](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.486362.1213)

Article Info

Received: 2024-10-25
Accepted: 2024-12-18

Keywords

Life estimation; Fatigue;
Probability of failure;
Electronic board

How to Cite this article

A. Rahbar, S. M. N. Ghoreishi,
“Estimating Low-Cycle Fatigue
Life and Calculating the
Probability of Failure for the
Space Electronic Board Under
Thermal Cyclic Loading”,
*Journal of Space Science,
Technology & Applications*, Vol.
5, No. 2, pp. 34-53, 2026.

Abstract

One of the most challenging issues in designing and manufacturing space electronic boards is the fatigue caused by thermal-mechanical stresses in solder joints. Thermal-mechanical fatigue occurs due to the stresses caused by frequent temperature changes and differences in the thermal and mechanical properties of different materials and can cause failure or degradation of the solder joints on the electronic board. Any degradation or failure in solder joints can cause the electronic board to lose its functionality, and therefore, this phenomenon should be fully considered in the design of electronic boards. In this paper, a six-layer electronic board with two hundred electronic components and BGA, Leaded, and LCCC packages has been investigated, and the estimation of its fatigue life and failure probability under the influence of space thermal profiles has been calculated both analytically and numerically. In the life estimation calculations, three types of solder materials, PB90SN10, SAC305, and SN100C, have been considered, and the life of the electronic board and the failure probability have been calculated for each of these materials. This paper uses a strain energy-based model for the numerical life estimation calculations. The main factors affecting fatigue in solder joints, including thermal profiles, part design, material properties, and printed circuit board (PCB) characteristics, have been fully investigated and their impact on the electronic board's life has been studied. The results show that resistance to cracking and the distribution of mechanical stresses in different configurations significantly affect the system's life. Numerical and statistical analyses performed with the two-variable Weibull model reveal the relationship between the thermal expansion coefficient, PCB layer structure, and mechanical resistance of solders. Finally, it is shown that SAC305 solder in the BGA configuration provides the best performance in terms of thermal cycle counts to failure, while LCCC is more sensitive to fatigue. The numerical results obtained in this paper were verified with analytical results, and it was observed that the numerical method used has a very high accuracy in estimating the fatigue life of electronic boards. These findings can facilitate the improvement of electronic board design in space applications.



دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۵۳-۳۴

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jस्ता.2025.486362.1213

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۸/۱۰

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۰۴

واژه‌های کلیدی

تخمین عمر، خستگی، احتمال

واماندگی، برد الکترونیکی

نحوه استناد به این مقاله

امیرحسین رهبر و سید محمد نوید
قریشی، "تخمین عمر خستگی کم چرخه
و محاسبه احتمال واماندگی برد
الکترونیکی فضایی تحت بارگذاری
چرخه‌ی حرارتی"، دوفصلنامه علوم،
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم،
شماره دوم، صفحات ۳۴-۵۳، ۱۴۰۴.

مقاله پژوهشی

تخمین عمر خستگی کم چرخه و محاسبه احتمال واماندگی برد الکترونیکی فضایی تحت بارگذاری چرخه‌ی حرارتی

امیرحسین رهبر^۱ و سید محمد نوید قریشی^{۲*}

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

نویسنده مسئول *

چکیده

یکی از چالش برانگیزترین مسائل در طراحی و ساخت بوردهای الکترونیکی فضایی، پدیده خستگی ناشی از تنش‌های حرارتی- مکانیکی در اتصالات لحیم است. خستگی حرارتی- مکانیکی به دلیل تنش‌های ناشی از تغییرات مکرر دما و تفاوت در خواص حرارتی و مکانیکی مواد مختلف رخ می‌دهد و می‌تواند باعث شکست یا واماندگی قسمتی از لحیم برد الکترونیکی شود. هرگونه واماندگی و شکست در اتصالات لحیمی می‌تواند باعث از دست رفتن عملکرد برد الکترونیکی شود و لذا بایستی این پدیده به صورت کامل در طراحی بوردهای الکترونیکی لحاظ شود. در پژوهش حاضر، یک برد الکترونیکی شش لایه با دویست المان الکترونیکی و پکیج‌های BGA، Leaded و LCCC مورد بررسی قرار گرفته است و تخمین عمر خستگی و احتمال واماندگی آن تحت تاثیر پروفیل‌های حرارتی فضایی به صورت تحلیلی و عددی محاسبه شده است. در محاسبات تخمین عمر سه نوع جنس لحیم $SN100C$ ، $SAC305$ ، $PB90SN10$ ، مورد بررسی قرار گرفته است و عمر برد الکترونیکی و احتمال واماندگی برای هر یک از این جنس‌ها محاسبه شده است. در این مقاله از مدل مبتنی بر انرژی کرنشی جهت محاسبات عددی تخمین عمر استفاده شده است. عوامل اصلی موثر بر خستگی در اتصالات لحیم از جمله پروفیل‌های حرارتی، طراحی قطعه، خواص مواد و ویژگی‌های برد مدار چاپی به‌طور کامل بررسی و تاثیر آن‌ها در عمر برد الکترونیکی مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که مقاومت در برابر ترک‌خوردگی و توزیع تنش‌های مکانیکی در پیکربندی‌های بررسی شده به شدت بر عمر سیستم تأثیرگذار است. تحلیل‌های عددی و آماری انجام‌شده با مدل ویبول دو متغیره، رابطه میان ضریب انبساط حرارتی، ساختار لایه‌ای برد مدار چاپی و مقاومت مکانیکی لحیم‌ها را آشکار می‌سازد. در نهایت، نشان داده می‌شود که لحیم $SAC305$ در پیکربندی BGA بهترین عملکرد را از لحاظ تعداد چرخه‌های حرارتی تا شکست ارائه می‌دهد، در حالی که LCCC دارای حساسیت بالاتری به خستگی است. نتایج عددی استخراج شده در این پژوهش با نتایج تحلیلی مورد صحت سنجی قرار گرفت و مشاهده شد که روش عددی استفاده شده با دقت بسیار بالای قابلیت تخمین عمر خستگی بوردهای الکترونیکی را دارد. این یافته‌ها می‌توانند بهبود طراحی بوردهای الکترونیکی در کاربردهای فضایی را تسهیل کنند.

۱- مقدمه

و همچنین هزینه‌های بالای انجام آزمایشات در چنین شرایطی، بسیار دشوار است. این موضوع باعث شده است تا تنظیم و بهینه‌سازی مدل‌های شبیه‌سازی برای محیط‌های فضایی به یکی از چالش‌های اصلی مهندسان تبدیل شود [۱۱-۱۴]. در این راستا غفاریان [۱۵، ۱۶]، لامبرت و همکاران [۱۷] به کمک نرم‌افزارهای شبیه‌سازی به تخمین عمر ادوات الکترونیکی با کاربری فضایی پرداخته‌اند. پارک و همکاران محدودیت‌های نرم‌افزارهای شبیه‌سازی از جمله تأثیر همزمان چندین عامل را بررسی کرده‌اند [۱۸]. در راستای حل این چالش، پری و همکاران [۱۹]، وانگ و همکاران [۲۰]، وانگ ژن و همکاران [۲۱] همچنین کوک و همکاران [۲۲] به صورت مستقل در بین سال‌های ۲۰۱۵ تا ۲۰۲۳ مدل‌های که توانایی شبیه‌سازی همزمان اثرات حرارتی، مکانیکی و الکتریکی را دارند توسعه داده‌اند. این مدل‌ها امکان شبیه‌سازی دقیق‌تر اثرات همزمان تنش‌های حرارتی و مکانیکی را فراهم می‌کنند و به مهندسان کمک می‌کنند تا مشکلات احتمالی را قبل از وقوع شناسایی برطرف کنند. با این وجود، پیچیدگی و تغییرپذیری محیط فضایی می‌تواند تأثیرات غیرمنتظره‌ای بر عملکرد و عمر سیستم‌های الکترونیکی داشته باشد. علی‌رغم تحقیقات قبلی انجام شده در این زمینه، نیاز به توسعه مدل‌های پیشرفته‌تر و دقیق‌تر که با سرعت و دقت بالا توانایی شبیه‌سازی تمامی عوامل محیطی مؤثر به صورت همزمان را دارا باشد همچنان احساس می‌شود. در این راستا در مطالعه حاضر با استفاده از روش‌های عددی به محاسبه تخمین عمر و احتمال اماندگی ادوات الکترونیکی با در نظر گرفتن همزمان متغیرهای مختلف نظیر پروفیل‌های حرارتی، طراحی قطعه، جنس لحیم مورد استفاده و ویژگی‌های برد مدار چاپی^۲ پرداخته شده است.

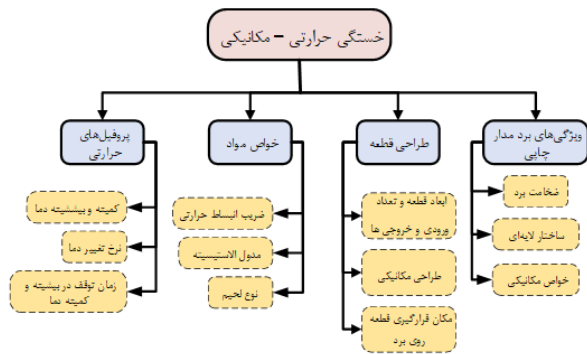
۲- پدیده خستگی در اتصالات لحیم

خستگی لحیم یکی از مشکلات اساسی در اتصالات الکترونیکی است که می‌تواند منجر به خرابی زودرس و کاهش عمر مفید بوردهای الکترونیکی شود. اتصالات لحیم به عنوان رابط‌های الکتریکی، حرارتی و مکانیکی بین اجزای مختلف الکترونیکی و بردهای مدار چاپی عمل می‌کنند. این اتصالات ممکن است تحت تأثیر تغییرات مکرر دما، بارهای مکانیکی و عوامل محیطی دیگر قرار گیرند که در نتیجه به تدریج دچار خستگی و شکست شوند. خستگی لحیم به تغییرات و آسیب‌های تجمعی اشاره دارد که در اثر تکرار چرخه‌های بارگذاری حرارتی-مکانیکی در اتصالات لحیم

سیستم‌های الکترونیکی که در مأموریت‌های فضایی مورد استفاده قرار می‌گیرند، نقش حیاتی در عملکرد موفقیت‌آمیز این مأموریت‌ها دارند. این سیستم‌ها باید در شرایط محیطی بسیار شدید و ناپایدار، از جمله تغییرات دمایی ناگهانی، تشعشعات کیهانی و تنش‌های مکانیکی که در فضا وجود دارند، به‌درستی عمل کنند [۱]. اهمیت تخمین عمر مفید این سیستم‌ها به دلیل عدم دسترسی آسان به تعمیر و نگهداری آن‌ها در فضا به شدت افزایش می‌یابد. به همین دلیل، پیش‌بینی دقیق عمر این سیستم‌ها به یکی از چالش‌های اساسی در طراحی و بهره‌برداری از تجهیزات فضایی تبدیل شده است [۲-۴]. یکی از عوامل اصلی که بر عمر سیستم‌های الکترونیکی در فضا تأثیر می‌گذارد، تنش‌های حرارتی است. تغییرات دمایی در محیط فضا، که ناشی از عبور مکرر بین سایه و نور خورشید است، باعث ایجاد تنش‌های حرارتی در مواد و اجزای سیستم‌های الکترونیکی می‌شود. این تغییرات دمایی می‌توانند منجر به خستگی حرارتی، ترک‌های ریز در ساختار مواد و در نهایت، خرابی‌های زودرس شوند [۵، ۶]. مدل آرنیوس که بر اساس رابطه بین دما و نرخ واکنش شیمیایی توسعه یافته است، یکی از نخستین مدل‌هایی است که برای تخمین عمر مفید قطعات الکترونیکی مورد استفاده قرار گرفته است [۷]. این مدل به‌طور گسترده‌ای در صنایع مختلف به کار گرفته شده است، اما در شرایط خاص فضایی که شامل عوامل متعدد و پیچیده‌ای است، محدودیت‌هایی دارد. تحلیل المان محدود^۱ یکی از روش‌های پیشرفته برای شبیه‌سازی رفتار مکانیکی و حرارتی سیستم‌های الکترونیکی در محیط‌های فضایی معرفی شده است. تحلیل المان محدود به مهندسان اجازه می‌دهد تا تنش‌ها و کرنش‌های حرارتی را که بوردهای الکترونیکی در شرایط مختلف تجربه می‌کنند، به‌طور دقیق شبیه‌سازی و تحلیل کنند. استفاده از تحلیل المان محدود در پیش‌بینی نقاط ضعف بالقوه در ساختار سیستم‌های الکترونیکی و ارائه راه‌حل‌های مهندسی برای بهبود طراحی‌ها بسیار تأثیرگذار بوده است. مطالعات انجام شده بیانگر توانایی تحلیل المان محدود در شبیه‌سازی دقیق رفتار حرارتی و مکانیکی سیستم‌های الکترونیکی در شرایط فضایی است [۸-۱۰]. با این حال، یکی از چالش‌های اصلی در استفاده از تحلیل المان محدود برای تخمین عمر سیستم‌های الکترونیکی فضایی، نیازمندی به داده‌های دقیق و معتبر برای ورودی به مدل‌های شبیه‌سازی است. جمع‌آوری داده‌های تجربی معتبر از محیط فضایی به دلیل پیچیدگی‌های آن

^۱ FEM

^۲ PCB



شکل (۲): عوامل تأثیرگذار در ایجاد خستگی حرارتی - مکانیکی [۲۳-۲۶]

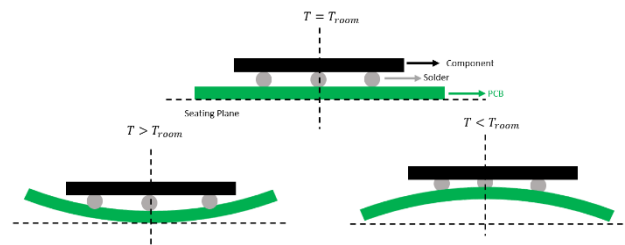
۱-۱-۲- پروفیل‌های حرارتی

پروفیل حرارتی به توالی و شرایط حرارتی که قطعه یا سیستم در طول عمر کاری خود تجربه می‌کند، اطلاق می‌شود. این پروفیل‌ها شامل تغییرات دما، مدت زمان نگهداری در دماهای بالا و پایین و نرخ تغییر دما هستند. این عوامل نقش بسیار مهمی در ایجاد و تشدید خستگی حرارتی-مکانیکی دارند که در ادامه بررسی شده‌اند:

۱. حداکثر و حداقل دما: تغییرات دمایی در طی عملیات معمول یک سیستم الکترونیکی می‌تواند از چندین درجه تا صدها درجه سانتی‌گراد متغیر باشد. زمانی که قطعه‌ای از دمای بالا به دمای پایین (یا بالعکس) منتقل می‌شود، اختلاف در انبساط حرارتی مواد مختلف منجر به ایجاد تنش‌های مکانیکی شود. هرچه اختلاف دما بیشتر باشد، میزان این تنش‌ها بیشتر خواهد بود و در نتیجه احتمال ایجاد ترک و شکست در اتصالات لحیم افزایش می‌یابد. این پدیده به‌ویژه در چرخه‌های دمایی که شامل تغییرات شدید دما هستند، بسیار مشهود است.

۲. نرخ تغییر دما (شوک): نرخ تغییر دما نیز از عوامل مهم در خستگی حرارتی - مکانیکی است. شوک حرارتی به تغییرات سریع و ناگهانی دما اشاره دارد که می‌تواند تنش‌های شدیدی را در اتصالات لحیم ایجاد کند. هر چه نرخ تغییر دما افزایش یابد، فشار بیشتری بر لحیم وارد می‌شود. به عنوان مثال، در شرایطی که دمای یک سیستم به سرعت از حالت سرد به گرم (یا بالعکس) تغییر کند، لحیم ممکن است به دلیل تنش‌های شدید، دچار شکست زودهنگام شود.

ایجاد می‌شود. این نوع خستگی ناشی از تغییرات دما است که باعث انبساط و انقباض نابرابر اجزا می‌شود. به طور خاص، به دلیل تفاوت در ضرایب انبساط حرارتی^۳ بین مواد مختلف (مانند برد مدار چاپی و قطعات متصل به آن)، تنش‌های برشی در اتصالات لحیم ایجاد می‌شود که با گذشت زمان باعث ترک خوردگی و در نهایت شکست این اتصالات می‌شود. مطابق با شکل ۱ اختلاف بین ضریب انبساط حرارتی مدار چاپی و المان‌های الکترونیکی لحیم شده روی آن منجر به تفاوت در مقدار کرنش مدار چاپی و المان‌ها می‌شود. به دلیل تغییرات دمایی مختلف سیستم‌های الکترونیکی در طول مأموریت خود و تکرار تغییر شکل‌های ذکر شده، پدیده خستگی در اتصالات لحیم شده منجر به آسیب به سیستم و ادوات الکترونیکی می‌شود.



شکل (۱): تأثیر اختلاف ضریب انبساط حرارتی [۱]

۱-۲- عوامل تأثیرگذار بر ایجاد خستگی حرارتی-مکانیکی

خستگی حرارتی-مکانیکی در اتصالات لحیم یک پدیده پیچیده است که تحت تأثیر عوامل مختلفی قرار دارد. این پدیده، یکی از مهم‌ترین سازوکارهای خرابی در قطعات الکترونیکی است که به علت تنش‌های ناشی از تغییرات دما و تفاوت در خواص مکانیکی و حرارتی مواد به وجود می‌آید. عوامل مختلفی می‌تواند در ایجاد خستگی حرارتی - مکانیکی در اتصالات لحیم تأثیرگذار باشد. در شکل ۲ عوامل اصلی تأثیرگذار بر خستگی حرارتی-مکانیکی در اتصالات لحیم به طور کامل شناسایی و طبقه بندی شده است که در ادامه به تشریح هر یک از آنها پرداخته می‌شود [۲۳-۲۶].

³ CTE

مردن SAC به دلیل داشتن خواص مکانیکی بهتر در دماهای بالا، معمولاً نسبت به لحیم‌های سنتی SnPb مقاومت بیشتری در برابر خستگی حرارتی- مکانیکی دارند. با این حال، انتخاب نوع لحیم باید باتوجه به شرایط عملیاتی و مشخصات قطعه انجام شود.

۲-۱-۳- طراحی قطعه

طراحی مکانیکی و فیزیکی قطعه نیز به طور مستقیم بر خستگی حرارتی - مکانیکی تأثیر می‌گذارد. عواملی مانند ابعاد قطعه، تعداد ورودی/خروجی‌ها، نحوه اتصال قطعات به برد مدار چاپی و توزیع حرارتی در سراسر قطعه از جمله عواملی هستند که باید در طراحی مدنظر قرار گیرند.

۱. ابعاد و تعداد ورودی/خروجی‌ها: ابعاد قطعه و تعداد ورودی/خروجی‌های آن نقش مهمی در تعیین رفتار حرارتی و مکانیکی قطعه دارند. قطعات بزرگ‌تر و پیچیده‌تر معمولاً دارای اختلاف دمای بیشتری بین نقاط مختلف خود هستند. این اختلاف‌ها می‌توانند منجر به توزیع غیر یکنواخت تنش‌های حرارتی شوند و در نتیجه احتمال ایجاد خستگی و ترک در لحیم را افزایش دهند. به‌ویژه در قطعاتی که دارای تعداد زیادی ورودی/خروجی هستند، این موضوع اهمیت بیشتری پیدا می‌کند، زیرا هر ورودی/خروجی یک نقطه بالقوه برای تمرکز تنش‌های مکانیکی است.

۲. طراحی مکانیکی: طراحی مکانیکی قطعات و نحوه قرارگیری آنها روی برد مدار چاپی نیز از اهمیت بالایی برخوردار است. در قطعاتی که به صورت نامتقارن روی برد نصب می‌شوند، یا قطعاتی که در نزدیکی مرزهای برد قرار دارند، توزیع حرارتی ممکن است غیر یکنواخت باشد. این توزیع غیر یکنواخت می‌تواند باعث ایجاد تنش‌های مکانیکی بیشتری در برخی نقاط شود که احتمال خستگی و شکست لحیم در این نقاط را افزایش می‌دهد.

۳. مکان قرارگیری قطعه روی برد: موقعیت مکانی قطعه روی برد مدار چاپی نیز می‌تواند بر میزان تنش‌های وارده به اتصالات لحیم تأثیرگذار باشد. به عنوان مثال، قطعاتی که در نزدیکی نقاط نصب یا گوشه‌های برد قرار دارند، به دلیل تنش‌های ناشی از انعطاف‌پذیری برد، در معرض خطر بیشتری برای خستگی حرارتی- مکانیکی قرار دارند.

۳. زمان توقف در دماهای حداکثر و حداقل: مدت زمانی که یک قطعه در دماهای بالا یا پایین باقی می‌ماند نیز بر میزان خستگی تأثیر می‌گذارد. اگر قطعه برای مدت طولانی در دمای حداکثر یا حداقل بماند، تنش‌های حرارتی ایجاد شده در اتصالات لحیم تثبیت می‌شوند و احتمال آسیب به ساختار کریستالی لحیم افزایش می‌یابد. در چنین شرایطی، ترک‌های کوچک ممکن است در لحیم ایجاد شوند که با گذشت زمان و افزایش تعداد چرخه‌های حرارتی به ترک‌های بزرگ‌تر و در نهایت به شکست کامل منجر می‌شوند.

۲-۱-۲- خواص مواد

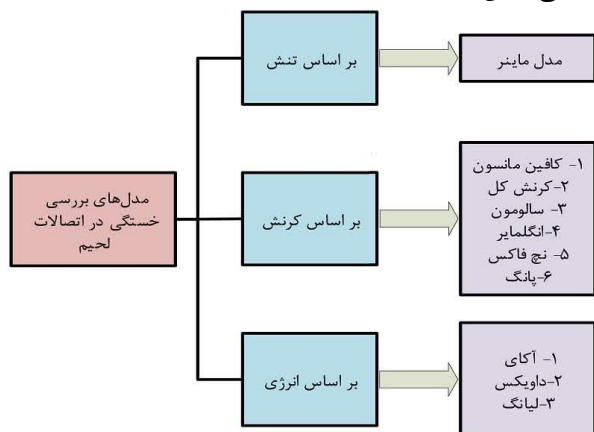
خواص مکانیکی و حرارتی مواد مورد استفاده در لحیم، برد مدار چاپی و قطعات الکترونیکی نقش بسیار مهمی در رفتار خستگی حرارتی- مکانیکی دارند. برخی از این خواص شامل ضریب انبساط حرارتی، مدول الاستیسیته و نوع لحیم است.

۱. ضریب انبساط حرارتی: ضریب انبساط حرارتی یکی از مهم‌ترین خواص مواد است که بر خستگی حرارتی- مکانیکی تأثیر می‌گذارد. تفاوت در ضریب انبساط حرارتی بین مواد مختلف می‌تواند باعث ایجاد تنش‌های مکانیکی در اتصالات لحیم شود. به عنوان مثال، اگر اختلاف ضریب انبساط حرارتی لحیم و برد مدار چاپی متفاوت باشد، در هنگام تغییر دما، این دو ماده به میزان متفاوتی منبسط یا منقبض می‌شوند که این امر باعث ایجاد تنش‌های برشی در محل اتصال لحیم می‌شود. در طول زمان، این تنش‌های مکرر می‌توانند به ایجاد ترک و در نهایت شکست لحیم منجر شوند.

۲. مدول الاستیسیته: مدول الاستیسیته، میزان مقاومت ماده در برابر تغییر شکل را مشخص می‌کند. مواد با مدول الاستیسیته بالا معمولاً مقاومت بیشتری در برابر تغییر شکل دارند، اما این ویژگی می‌تواند منجر به انتقال تنش‌های بیشتر به اتصالات لحیم شود. از سوی دیگر، مواد با مدول الاستیسیته پایین‌تر ممکن است در مقابله با تنش‌ها به راحتی تغییر شکل دهند که این موضوع می‌تواند به کاهش تنش‌های انتقال یافته به لحیم کمک کند. بنابراین، انتخاب صحیح مواد با توجه به شرایط کاری و پروفایل حرارتی بسیار مهم است.

۳. نوع لحیم: نوع لحیم و ترکیب شیمیایی آن نیز تأثیر زیادی بر رفتار خستگی حرارتی- مکانیکی دارد. لحیم‌های مختلف دارای خواص حرارتی و مکانیکی متفاوتی هستند. به عنوان مثال، لحیم‌های SnPb و SAC (ساختاری از قلع، نقره و مس) دارای رفتارهای متفاوتی در برابر تغییرات حرارتی هستند. لحیم‌های

مختلف توسعه یافته در اتصالات لحیم برای محاسبه طول عمر خستگی نشان داده شده است.



شکل (۳): مدل‌های خستگی توسعه یافته در اتصالات لحیم

۳-۱- مدل ماینر

قانون ماینر یک مدل تجمعی برای خستگی است که فرض می‌کند آسیب در هر چرخه متناسب با نسبت تعداد چرخه‌های اعمال شده به تعداد چرخه‌های لازم برای شکست است. این مدل به صورت معادله ۱ بیان می‌شود [۲۹]. در این معادله C مقدار ثابت است که یک در نظر گرفته می‌شود، n_i تعداد چرخه‌های سیستم تحت تنش S_i و N_i تعداد چرخه‌های سیستم تحت تنش S_i تا شکست است.

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = C \quad (1)$$

قانون ماینر بر این فرض استوار است که وقتی مجموع کسری از عمر در هر چرخه به یک برسد، شکست رخ می‌دهد. این مدل برای بارگذاری‌های متغیر بسیار کاربردی است، زیرا می‌تواند اثرات آسیب‌های وارده از چرخه‌های مختلف را به صورت تجمعی محاسبه کند. در سیستم‌های فضایی، این مدل برای تحلیل خستگی لحیم در شرایطی که پروفایل‌های حرارتی پیچیده و چندگانه وجود دارد، بسیار مفید است.

۳-۲- مدل کافین - مانسون

مدل کافین - مانسون یکی از اولین و پرکاربردترین مدل‌ها برای تحلیل خستگی کم چرخه^۵ است. این مدل بر اساس رابطه بین کرنش پلاستیک و تعداد چرخه‌های شکست بیان می‌شود

۴-۱-۲- ویژگی‌های برد مدار چاپی^۴

ویژگی‌های برد مدار چاپی نیز از جمله عواملی است که بر خستگی حرارتی-مکانیکی تأثیرگذار است. خواصی مانند ضخامت برد، ساختار لایه‌ای و خواص مکانیکی برد مدار چاپی از جمله مواردی هستند که باید مورد توجه قرار گیرند.

۱- ضخامت برد: ضخامت برد مدار چاپی می‌تواند تأثیر زیادی بر رفتار حرارتی و مکانیکی آن داشته باشد. بردهای نازک‌تر ممکن است بیشتر تحت تأثیر تغییرات دما قرار گیرند و به دلیل انعطاف‌پذیری بیشتر، تنش‌های بیشتری را به اتصالات لحیم منتقل کنند. از سوی دیگر، بردهای ضخیم‌تر ممکن است پایدارتر باشند اما در عین حال ممکن است تنش‌های حرارتی بیشتری ایجاد کنند.

۲- ساختار لایه‌ای: ساختار لایه‌ای برد مدار چاپی نیز می‌تواند بر میزان تنش‌های انتقالی به لحیم بگذارد. بردهایی که از چندین لایه تشکیل شده‌اند، ممکن است به دلیل تفاوت در خواص حرارتی لایه‌ها، تنش‌های غیر یکنواختی را تجربه کنند که این تنش‌ها می‌توانند به اتصالات لحیم منتقل شوند و احتمال خستگی را افزایش دهند.

۳- خواص مکانیکی برد چاپی: خواصی مانند مدول الاستیسیته و ضریب انبساط حرارتی برد مدار چاپی نیز باید در نظر گرفته شوند. بردهایی با مدول الاستیسیته بالا ممکن است در برابر تغییر شکل مقاومت بیشتری داشته باشند اما تنش‌های بیشتری را به لحیم منتقل کنند. از سوی دیگر، بردهایی با ضریب انبساط حرارتی پایین ممکن است به طور یکنواخت‌تری منبسط یا منقبض شوند که این موضوع می‌تواند به کاهش تنش‌های مکانیکی کمک کند.

۳- مبانی نظری مدل‌های توسعه یافته جهت

تخمین عمر اتصالات لحیم

مدل‌های کلاسیک مختلفی در اتصالات لحیم برای پیش‌بینی طول عمر خستگی و قابلیت اطمینان اتصالات لحیم در شرایط بارگذاری حرارتی و مکانیکی استفاده می‌شوند. این مدل‌ها بر اساس روابط تجربی و تئوری‌های مکانیک شکست توسعه یافته‌اند و به مهندسان این امکان را می‌دهند که خستگی اتصالات لحیم را در شرایط مختلف ارزیابی کنند [۲۷، ۲۸]. در شکل ۳، مدل‌های

^۵ Low-Cycle Fatigue

^۴ PCB

$$N_f = \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta \gamma}{2 \varepsilon_f} \right)^{\frac{1}{c}} \quad (5)$$

$$C = -0.442 - 0.0006 T_{sj} + 0.0147 \left(1 + \frac{360}{T_H} \right) \quad (6)$$

۶-۳-۶ مدل نچ-فاکس و پانگ

با توجه به وجود تغییرات دما در محیط کاری و احتمال وجود گرادین دمای در یک سیستم الکترونیکی پدیده خزش نیز موجب آسیب به اتصالات لحیم می‌شود. هر دو مدل مذکور با در نظر گرفتن کرنش ناشی از خزش، همبستگی پدیده خزش و خستگی را بررسی کرده‌اند [۳۴].

۳-۲-۳ مدل آکای^{۱۱}

مدل آکای یکی از مدل‌های اساسی برای تخمین عمر خستگی است که بر اساس انرژی کرنشی کل طراحی شده است. این مدل ساده و کاربردی است و تلاش می‌کند تا با استفاده از مقدار انرژی که در حین یک چرخه اعمالی ذخیره یا تلف می‌شود، تعداد چرخه‌های شکست را پیش‌بینی کند. اجزای اصلی مدل آکای عبارتند از:

۱. انرژی کرنشی کل: انرژی کرنشی کل شامل ترکیبی از انرژی الاستیک و پلاستیک است که در یک ماده در طول یک چرخه تنش-کرنش جذب می‌شود. این انرژی می‌تواند از تحلیل‌های تجربی یا عددی (مانند تحلیل اجزای محدود) به دست آید.

۲. مقدار مرجع انرژی: یک مقدار ثابت که به عنوان معیار یا مرجع برای مقایسه انرژی کرنش استفاده می‌شود. این مقدار معمولاً از داده‌های تجربی به دست می‌آید و به مشخصات ماده و شرایط آزمایش وابسته است.

۳. ضریب خستگی: این ضریب که معمولاً به صورت تجربی تعیین می‌شود، نشان‌دهنده حساسیت ماده به آسیب خستگی است. مقدار آن بستگی به ویژگی‌های مکانیکی ماده و نوع بارگذاری دارد.

۴. تعداد چرخه‌های شکست: خروجی مدل است که نشان می‌دهد یک ماده یا سازه تحت چرخه‌های تنش و کرنش چه زمانی دچار شکست می‌شود.

$$N_f = \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta w}{w_0} \right)^{\frac{1}{k}} \quad (7)$$

[۳۰]. این مدل برای شرایطی که تغییرات کرنش پلاستیک غالب هستند و بارگذاری‌های چرخه‌ای به کرنش‌های بزرگ منجر می‌شوند، بسیار مناسب است. در کاربردهای فضایی، این مدل می‌تواند برای تحلیل اتصالات لحیم در شرایطی که تغییرات شدید دما و کرنش‌های بزرگ رخ می‌دهد، استفاده شود. مدل کافین-مانسون به دلیل سادگی و کاربرد گسترده‌ای که دارد، همچنان یکی از مدل‌های اصلی برای تحلیل خستگی لحیم است. معادله ۲، رابطه اصلاح شده مدل کافین - مانسون برای بررسی خستگی اتصالات لحیم را نشان می‌دهد.

$$N_f = \left(\frac{A}{\Delta \gamma} \right)^m \times f^n \times e^{-\beta / k T_{max}} \quad (2)$$

۳-۳-۳ مدل کرنش کلی^۶

این مدل تلفیقی از مدل کافین - مانسون و مدل بسکوین^۷ است و در این مدل تأثیر کرنش الاستیک و پلاستیک در تخمین عمر تحت پدیده خستگی بررسی شده است. معادله (۳) این مدل را بیان می‌کند [۳۱].

$$\frac{\Delta \varepsilon}{2} = \frac{\sigma_f}{E} (2 N_f)^b + \varepsilon_f (2 N_f)^c \quad (3)$$

۴-۳-۴ مدل سالومون^۸

مدل سالومون تأثیر کرنش برشی در ناحیه پلاستیک برای اتصالات لحیمی را مورد بررسی قرار داده است. یکی از مشکلات مدل سالومون عدم در نظر گرفتن تأثیر کرنش ناشی از خزش در تخمین عمر اتصالات لحیم است. معادله (۴) مدل سالومون را نشان می‌دهد. در این معادله $\Delta \gamma_p$ کرنش برشی پلاستیک، N_p تعداد چرخه‌های اتصال لحیم تا شکست، θ ضریب شکل پذیری خستگی^۹ و α ثابت وابسته به خواص لحیم است [۳۲].

$$\Delta \gamma_p N_p^\alpha = \theta \quad (4)$$

۵-۳-۵ مدل انگلمایر^{۱۰}

این مدل با در نظر گرفتن چرخه‌های حرارتی و تأثیر دما در کرنش‌های ایجاد شده در اتصالات لحیم، مدل کافین - مانسون را بهبود بخشیده است. معادله (۵) و (۶) ارتباط بین متغیرهای تأثیرگذار در این مدل را نشان می‌دهد [۳۳].

¹⁰ Engelmaier

¹¹ Akay

⁶ Total Strain model

⁷ Basquin

⁸ Solomon model

⁹ Fatigue Ductility Coefficient

۳-۷-۳- جمع‌بندی طول عمر خستگی

در نهایت، طول عمر کلی خستگی ماده با جمع تعداد چرخه‌های مرحله شروع ترک و مرحله انتشار ترک محاسبه می‌شود.

مدل داویکس با تمرکز بر مراحل شروع و رشد ترک، یک ابزار پیشرفته برای تحلیل دقیق طول عمر خستگی در مواد حساس به آسیب پلاستیک است. این مدل در شرایطی که رفتار ترک عامل اصلی شکست باشد، به دلیل جزئیات دقیقی که ارائه می‌دهد، از مدل‌های ساده‌تر بسیار کاربردی‌تر است [۲۸].

۳-۸- مدل لیانگ^{۱۳}

مدل خستگی لیانگ بر اساس انرژی طراحی شده و به طور خاص به تحلیل اتصالات لحیم و تأثیر هندسه آن‌ها می‌پردازد. این مدل به شکل ساده‌ای تعداد چرخه‌های شکست را با توجه به چگالی انرژی پسماند (یعنی انرژی ذخیره‌شده در یک چرخه بارگذاری) تخمین می‌زند. همچنین، اثر تغییر شکل‌های الاستیک و خزش را در نظر می‌گیرد، که آن را برای تحلیل موادی که تحت بارهای متناوب هستند، مناسب می‌کند. نحوه عملکرد مدل به شرح زیر است:

۱. محاسبه چگالی انرژی پسماند: حلقه هیستریزس برای ماده یا اتصال لحیم تحت بارگذاری چرخه‌ای مشخص شده و مساحت آن محاسبه می‌شود. این مساحت نشان‌دهنده مقدار انرژی اتلاف‌شده در هر چرخه است و به عنوان چگالی انرژی هیستریزس مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۲. محاسبه تعداد چرخه‌های شکست: با استفاده از مقدار چگالی انرژی هیستریزس محاسبه شده همچنین ضرایب ماده طبق رابطه ۸ محاسبه می‌شود [۲۸].

$$N_f = c(w_{ss})^{-m} \quad (۸)$$

مدل‌های مبتنی بر انرژی به دلیل در نظر گرفتن اثرات جامع‌تر، مانند انرژی تجمع‌یافته در چرخه‌های پسماند^{۱۴} تنش-کرنش، خزش و تغییرات پلاستیک، از دقت بالاتری در پیش‌بینی عمر خستگی برخوردار هستند. این مدل‌ها امکان ارزیابی رفتارهای پیچیده مواد را در شرایط چند محوره و محیط‌های حرارتی-مکانیکی فراهم می‌کنند و برای تحلیل سیستم‌های پیچیده و مواد پیشرفته بسیار مناسب هستند. اما این مدل‌ها به تحلیل‌های المان

مدل آکای در مواردی استفاده می‌شود که اطلاعات اولیه از رفتار خستگی ماده یا سیستم مورد نظر در دسترس است. این مدل برای تحلیل کلی طول عمر خستگی در مواد فلزی، کامپوزیت‌ها و برخی سیستم‌های ساده مکانیکی مناسب است [۳۵].

۳-۷-۳- مدل داویکس^{۱۲}

این مدل برای تحلیل طول عمر خستگی در مواد، به ویژه اتصالات لحیم، طراحی شده است. این مدل با تمرکز بر جزئیات رفتار خستگی، دو مرحله اصلی را در نظر می‌گیرد: مرحله اول شروع ترک و مرحله دوم انتشار ترک است. هدف این مدل تعداد چرخه‌هایی است که یک ماده می‌تواند قبل از شکست کامل تحمل کند را پیش‌بینی می‌کند. مراحل تحلیل در این مدل:

۳-۷-۱- مرحله اول: شروع ترک

- در این مرحله، ماده تحت بارگذاری‌های متناوب دچار تغییر شکل پلاستیک می‌شود.

- انرژی پلاستیک تجمع‌یافته در هر چرخه محاسبه می‌شود. این مقدار نشان‌دهنده انرژی مصرف‌شده در تغییر شکل‌های دائمی ماده است.

- با استفاده از این انرژی و ضرایب خاص ماده، تعداد چرخه‌هایی که قبل از ایجاد اولین ترک داخلی در ماده رخ می‌دهد، پیش‌بینی می‌شود.

۳-۷-۲- مرحله دوم: انتشار ترک

- پس از شروع ترک، این ترک در هر چرخه رشد می‌کند. نرخ رشد ترک، یعنی اینکه ترک در هر چرخه چقدر طولانی‌تر می‌شود، با توجه به انرژی پلاستیک تجمع‌یافته محاسبه می‌شود.

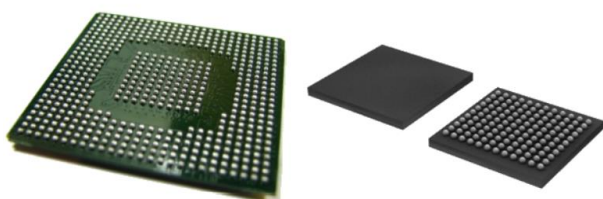
- با استفاده از این نرخ رشد، تعداد چرخه‌هایی که برای گسترش ترک تا مرحله شکست کامل ماده لازم است، تعیین می‌شود.

^{۱۴} Hysteresis^{۱۲} Darveaux^{۱۳} Liang

در اتصال المان‌های الکترونیکی به برد چاپی با توجه به نوع المان، پیکربندی‌های مختلفی استفاده می‌شود. به دلیل تنوع این پیکربندی‌ها، در این مقاله پیکربندی BGA و همچنین پیکربندی‌های LCCC و Leaded model در شبیه‌سازی‌ها بررسی و تحلیل شده‌اند.

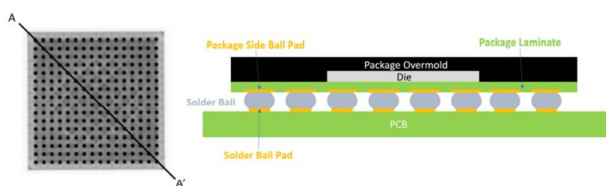
۴-۱- مدل‌سازی خستگی در پیکربندی BGA

پیکربندی Ball Grid Array (BGA) از جمله پرکاربردترین تکنولوژی‌های پیکربندی در صنعت الکترونیک هستند که برای ایجاد اتصالات مکانیکی و الکتریکی بین تراشه‌های الکترونیکی و برد مدار چاپی استفاده می‌شوند (شکل ۵). این پیکربندی‌ها به دلیل تراکم بالا، عملکرد مناسب در فرکانس‌های بالا و پایداری مکانیکی، به‌طور گسترده‌ای در محصولات الکترونیکی مورد استفاده قرار می‌گیرند. با این حال، اتصالات لحیم در BGA به دلیل قرار گرفتن در معرض تنش‌های حرارتی و مکانیکی مکرر، به‌ویژه در کاربردهای فضایی، به شدت تحت تأثیر پدیده خستگی قرار می‌گیرند [۳۷].



شکل (۵): نمونه پیکربندی الکترونیکی BGA [۳۸]

در پیکربندی BGA دو ناحیه وجود دارد که احتمال وجود شکست در این دو ناحیه بیشتر از سایر بخش‌هاست (شکل ۶).



شکل (۶): نمای برش خورده از بسته الکترونیکی BGA [۳۸]

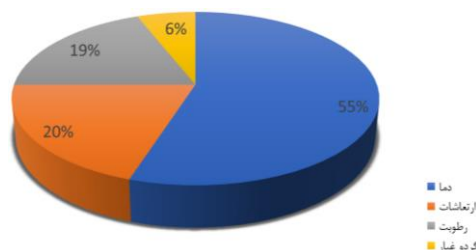
۱- ناحیه Die Shadow: ناحیه die shadow به منطقه‌ای از برد مدار چاپی اشاره دارد که مستقیماً در زیر die (تراشه) قرار گرفته است. این ناحیه دقیقاً مطابق با ابعاد die و به دلیل نزدیکی به تراشه، معمولاً بیش‌ترین مقدار تنش‌های حرارتی و مکانیکی را تجربه می‌کند به همین دلیل احتمال شکست در این ناحیه بالاتر است (شکل ۷).

محدود دقیق، داده‌های پیشرفته مواد (مانند چگالی انرژی هیستریزس یا متغیرهای خزش) و انجام آزمایش‌های پرهزینه نیاز دارند. از سوی دیگر، مدل‌های مبتنی بر تنش و کرنش ساده‌تر است و از لحاظ محاسباتی سریع‌تر و برای کاربردهای اولیه یا شرایط خطی مناسب هستند. این مدل‌ها غالباً رفتارهای غیرخطی مواد، اثرات تجمعی خزش یا تعامل تنش-کرنش را به‌خوبی مدل‌سازی نمی‌کنند و دقت پایین‌تری در شرایط پیچیده دارند. بنابراین به دلیل در نظر گرفتن تمامی تأثیرات تغییرات کرنش و تنش، ترکیب اثرات پلاستیک، خزش و الاستیک به صورت یکجا همچنین لحاظ کردن رفتار واقعی مواد در شرایط عملیاتی، مدل‌های مبتنی بر انرژی برای تحلیل سیستم‌های پیچیده مناسب‌تر هستند.

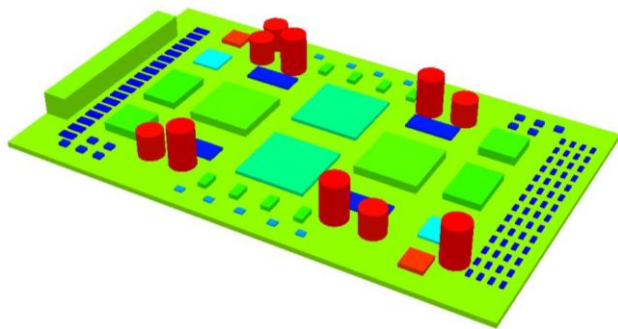
۴-۲ خستگی اتصالات لحیم برای بسته‌های

الکترونیکی مختلف

خستگی لحیم یکی از مسائل کلیدی در طراحی و تولید بسته‌های الکترونیکی است که تأثیر مستقیم در قابلیت اطمینان و عمر سیستم‌های الکترونیکی دارد. این پدیده در سیستم‌های الکترونیکی فضایی که در شرایط سخت محیطی قرار دارند اهمیت بیشتری خواهد داشت. با توجه به تفاوت ساختاری و مکانیکی بسته‌های الکترونیکی مختلف، تحلیل و مدل‌سازی خستگی لحیم باید به‌طور دقیق و متناسب با هر نوع پیکربندی انجام شود. مطالعات انجام شده روی عوامل تأثیرگذار بر ایجاد پدیده خستگی و شکست در پیکربندی‌های الکترونیکی و در نتیجه المان‌های الکترونیکی نشان می‌دهد که بیش‌ترین تأثیر ناشی از چرخه‌های دمایی و تنش‌های ناشی از آن است. عوامل دیگری همچون ارتعاشات، رطوبت و گرد و غبار سهم کمتری در ایجاد شکست در سیستم‌های الکترونیکی دارند [۳۶، ۳۷]. در شکل ۴، عوامل تأثیرگذار بر شکست بسته‌های الکترونیکی و سهم هر یک از آنها در شکست نشان داده شده است.

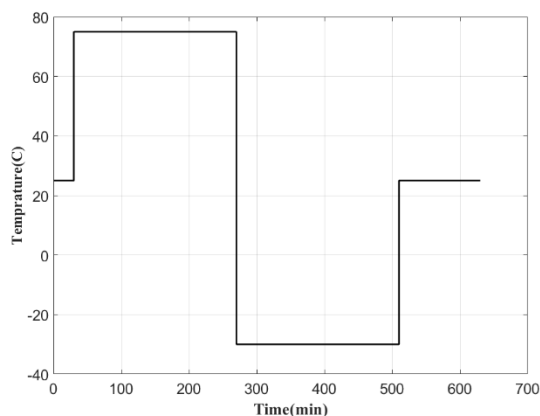


شکل (۴): عوامل تأثیرگذار در شکست بسته‌های الکترونیکی [۳۷]



شکل (۹): برد الکترونیکی تحت بررسی

برد الکترونیکی مورد بررسی تحت بارگذاری چرخه‌ای حرارتی ناشی از محیط فضا قرار گرفته است. در شکل ۱۰ بارگذاری چرخه‌ای حرارتی اعمال شده به برد الکترونیکی نشان داده شده است.



شکل (۱۰): چرخه حرارتی اعمال شده به برد الکترونیکی

با توجه به اینکه المان‌های مختلف دارای پیکربندی‌های مختلف هستند، بنابراین به تفکیک پیکربندی‌ها، محاسبات و تحلیل‌های تخمین عمر برد انجام می‌شود و در نهایت با تجمیع نتایج بدست آمده و استفاده از نظریه ماینر، عمر کلی برد محاسبه خواهد شد.

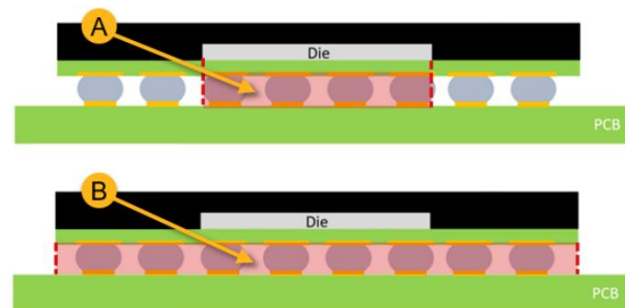
۱-۵- تخمین عمر تحلیلی المان‌های الکترونیکی با

پیکربندی BGA

در این بخش، با استفاده از نظریه انرژی کرنشی، تعداد چرخه‌های اتفاق افتاده تا شکست تحت بارگذاری حرارتی به صورت تحلیلی محاسبه می‌شود. در این راستا، متغیر B با هدف تعیین تنش در ناحیه Die Shadow به صورت رابطه ۹ تعریف می‌شود:

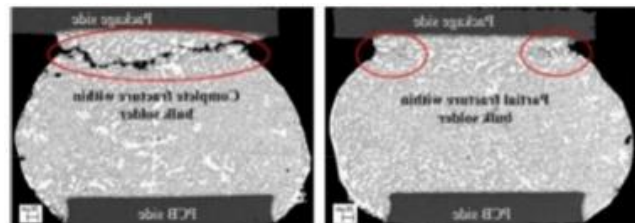
۲- ناحیه Package Shadow: ناحیه‌ی package

shadow به منطقه‌ای وسیع‌تری اشاره دارد که کل پیکربندی BGA را پوشش می‌دهد. این ناحیه شامل کل ناحیه‌ی die shadow و همچنین سایر بخش‌های پیکربندی است که توپ‌های لحیم به برد مدار چاپی متصل می‌شوند. این ناحیه تمام نواحی تحت تأثیر تنش‌های حرارتی و مکانیکی پیکربندی را شامل می‌شود، اما به دلیل گستردگی آن، تنش‌ها به صورت یکنواخت‌تری توزیع می‌شوند (شکل ۷).



شکل (۷): نواحی Die Shadow و Package Shadow

در شکل ۸ یک نمونه اتصال لحیم با پیکربندی BGA را نشان می‌دهد که تحت تنش‌های حرارتی مکرر دچار پدیده خستگی و در نهایت شکست شده است. مطابق با این شکل در اتصال لحیم در پیکربندی BGA دو ناحیه مستعد شکست وجود دارد.



شکل (۸): شکست اتصالات لحیم با پیکربندی BGA [۳۷]

۵- تخمین عمر یک برد الکترونیکی تحت چرخه

حرارتی

جهت بررسی تئوری‌های مطرح شده، یک برد الکترونیکی با ۲۰۰ المان الکترونیکی شامل مقاومت، خازن، ترانزیستور و تراشه در نظر گرفته شده است. این برد متشکل از ۶ لایه مس با ضخامت‌های نیم و یک انس همچنین پنج لایه عایق از جنس FR-4 است. شماتیک برد مذکور در شکل ۹ نشان داده می‌شود.

$$B = \sqrt{\frac{\text{Effective Shear Modulus}}{\left(\frac{1 - \nu_{corner}}{E_{corner} \times t_{sum}} + \frac{1 - \nu_{pcb}}{E_{pcb} \times t_{pcb}}\right)}} \quad (16)$$

در ادامه با استفاده از متغیر کمکی B که در رابطه ۱۶ تعریف گردید، مقدار تنش در ناحیه مذکور به کمک روابط ۱۷ و ۱۸ قابل محاسبه خواهد بود:

$$S_{corner} = d_{\text{correction factor, pad size}} \times d_{\text{correction factor, pad diameter}} \times S2_{shadow} \quad (17)$$

$$S2_{corner} = 2(CTE_{corner} - CTE_{pcb}) \times \frac{\text{Effective Shear Modulus}}{B \times h_{ball}} \times \tanh\left(B - 0.4142 \times \left(\frac{L}{2}\right)_{\text{lam}}\right) \times \Delta T \quad (18)$$

در ادامه بیشینه کرنش اتفاق افتاده در ناحیه Package Shadow از طریق روابط ۱۹ و ۲۰ محاسبه می‌شود:

$$\text{Strain Range max} = \frac{|CTE_{corner} - CTE_{pcb}| \times \Delta T \times \left(\frac{L}{2}\right)_{\text{lam}}}{h_{ball}} \quad (19)$$

$$\text{Adj strain Range}_{\text{corner}} = \text{Strain Range max} \times \left(\frac{t_{\text{max dwell}}}{\text{critical dwell time}}\right)^{0.136} \times e^{\frac{1}{\text{Activation Energy} \times (\text{critical max temp} - T_{\text{Max}})}} \quad (20)$$

سپس با استفاده از رابطه زیر که توسعه یافته نظریه انرژی کرنشی در محاسبات عمر خستگی است، عمر اتصالات لحیم با پیکربندی BGA در ناحیه Package Shadow به صورت زیر محاسبه می‌شود [۳۹]:

$$\text{Strain Energy} = \text{Adj strain Range}_{\text{corner}} \times S_{\text{corner}} \quad (21)$$

$$\text{cycle to failure} = \frac{1}{\text{Strain Energy Coff.} \times \text{Strain Energy}} \quad (22)$$

۵-۲- روش مدل سازی در ماژول شرلوک نرم افزار

انسیس^{۱۵}

ماژول شرلوک^{۱۶} یکی از ابزارهای پیشرفته نرم افزار انسیس است که به طور ویژه برای پیش بینی عمر و قابلیت اطمینان قطعات و بوردهای الکترونیکی طراحی شده است. این ابزار به مهندسان کمک می‌کند تا تحلیل های پیشگیرانه انجام داده و مشکلات احتمالی طراحی را در مراحل اولیه شناسایی کنند. برای تخمین عمر بردهای الکترونیکی که تحت بارگذاری های دمایی (مانند

$$B = \sqrt{\frac{\text{Effective Shear Modulus}}{\left(\frac{1 - \nu_{inside}}{E_{inside} \times t_{sum}} + \frac{1 - \nu_{pcb}}{E_{pcb} \times t_{pcb}}\right)}} \quad (9)$$

در ادامه با استفاده از متغیر کمکی B که در رابطه ۹ تعریف شد مقدار تنش در ناحیه مذکور به کمک روابط ۱۰ و ۱۱ به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$S_{shadow} = d_{\text{correction factor, pad size}} \times d_{\text{correction factor, pad diameter}} \times S2_{shadow} \quad (10)$$

$$S2_{shadow} = 2(CTE_{inside} - CTE_{pcb}) \times \frac{\text{Effective Shear Modulus}}{B \times h_{ball}} \times \tanh\left(B - 0.4142 \times \left(\frac{L}{2}\right)_{\text{die}}\right) \times \Delta T \quad (11)$$

در ادامه بیشینه کرنش اتفاق افتاده در ناحیه Die Shadow از طریق معادلات ۱۲ و ۱۳ قابل محاسبه خواهد بود:

$$\text{Strain Range max} = \frac{|CTE_{inside} - CTE_{pcb}| \times \Delta T \times \left(\frac{L}{2}\right)_{\text{die}}}{h_{ball}} \quad (12)$$

$$\text{Adj strain Range}_{\text{shadow}} = \text{Strain Range max} \times \left(\frac{t_{\text{max dwell}}}{\text{critical dwell time}}\right)^{0.136} \times e^{\frac{1}{\text{Activation Energy} \times (\text{critical max temp} - T_{\text{Max}})}} \quad (13)$$

در نهایت با استفاده از رابطه زیر که توسعه یافته نظریه انرژی کرنشی در محاسبات عمر خستگی است، عمر اتصالات لحیم با پیکربندی BGA در ناحیه Die Shadow به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\text{Strain Energy} = \text{Adj strain Range}_{\text{shadow}} \times S_{\text{shadow}} \quad (14)$$

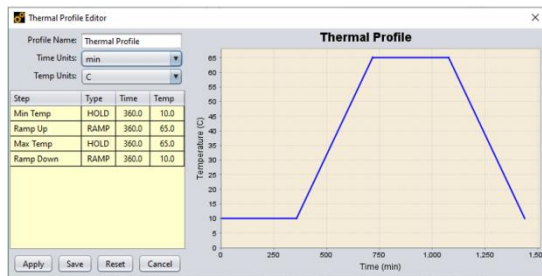
$$\text{cycle to failure} = \frac{1}{\text{Strain Energy Coff.} \times \text{Strain Energy}} \quad (15)$$

با توجه به وجود دو ناحیه مستعد شکست در اتصالات لحیم، لازم است در ناحیه Package Shadow نیز معادلات تعیین عمر استخراج گردد. همانطور که در شکل ۸ نشان داده شده است، گوشه های اتصال لحیم در این ناحیه، بیشترین احتمال رخداد شکست را دارند، بنابراین محاسبات بر این اساس انجام شده است.

طبق روند ارائه شده مربوط به ناحیه Die Shadow در ابتدا متغیر B با هدف تعیین تنش طبق رابطه ۱۶ تعریف می‌شود [۳۹]:

¹⁶ Sherlock

¹⁵ Ansys

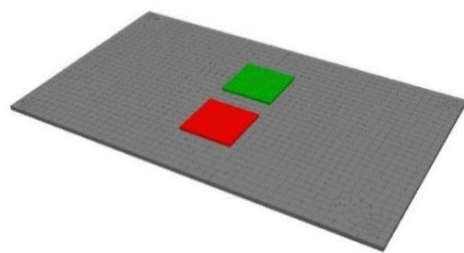


شکل (۱۴): تعریف پروفیل دمایی

۲. تحلیل خستگی حرارتی: با استفاده از قابلیت خستگی لحیم^{۱۷} قرار داده شده در بخش Analysis قرار داده شده در این ماژول، می‌توان عمر برد مدار چاپی به همراه المان‌های الکترونیکی بر حسب قابلیت اطمینان مورد نظر مشاهده کرد.

۳-۵- تخمین عمر عددی المان‌های الکترونیکی با پیکربندی BGA

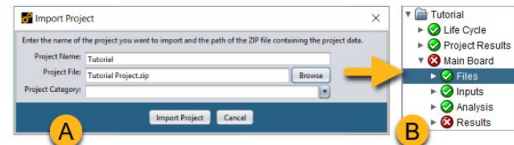
در این بخش تخمین عمر عددی المان‌های الکترونیکی با پیکربندی BGA ارائه می‌شود. در این راستا، مدل المان محدود این دو تراشه در نرم افزار انسیس ماژول شرلوک مطابق با شکل ۱۵ ایجاد شده است. این قطعات تحت چرخه حرارتی مطابق با شکل ۱۰ قرار گرفته‌اند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در جدول ۱ و شکل ۱۶ آورده شده است. نتایج شبیه‌سازی انجام شده نشان می‌دهد که تراشه‌ها در چرخه ۵۴۰۹ دچار شکست از ناحیه لحیم‌ها خواهند شد.



شکل (۱۵): مدل اجزاء محدود تراشه‌ها

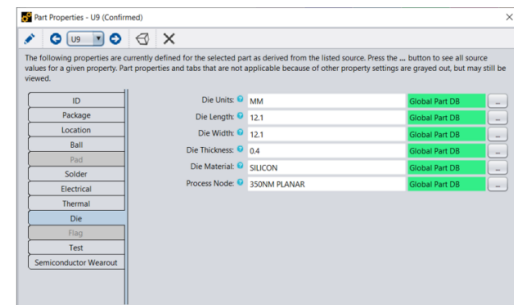
چرخه‌های دمایی یا گرمایش و سرمایش مکرر) قرار دارند، ماژول شرلوک از مراحل زیر استفاده می‌کند:

۱. وارد کردن طراحی برد مدار چاپی به همراه المان‌های الکترونیکی و پیکربندی قطعات به نرم‌افزار (شکل ۱۱).



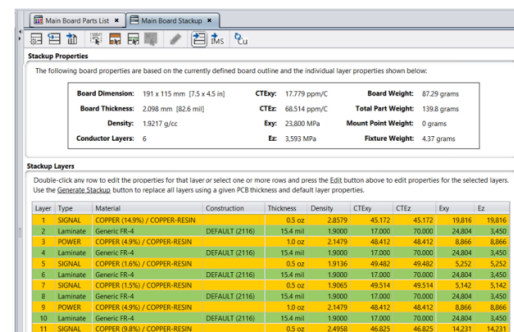
شکل (۱۱): وارد کردن برد مدار چاپی به ماژول شرلوک

در ادامه، ویژگی‌های الکترونیکی، مکانیکی و هندسی تمامی پیکربندی‌ها طبق شکل ۱۲ تعریف می‌شود.



شکل (۱۲): تعریف مشخصات هر المان الکترونیکی

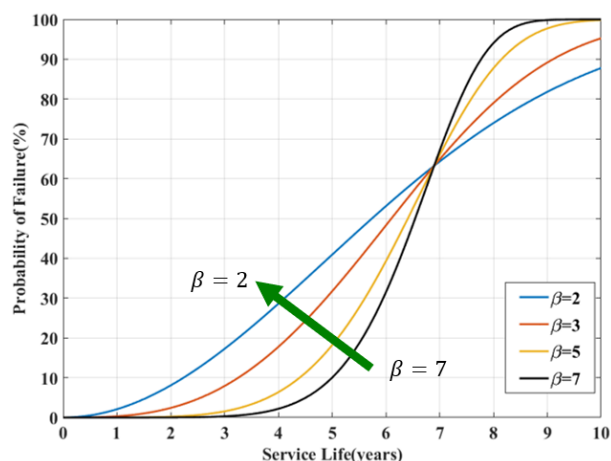
چیدمان لایه‌های برد و مشخصات مکانیکی و هندسی آن طبق شکل ۱۳ مشخص می‌شود.



شکل (۱۳): تعریف مشخصات لایه‌های برد مدار چاپی

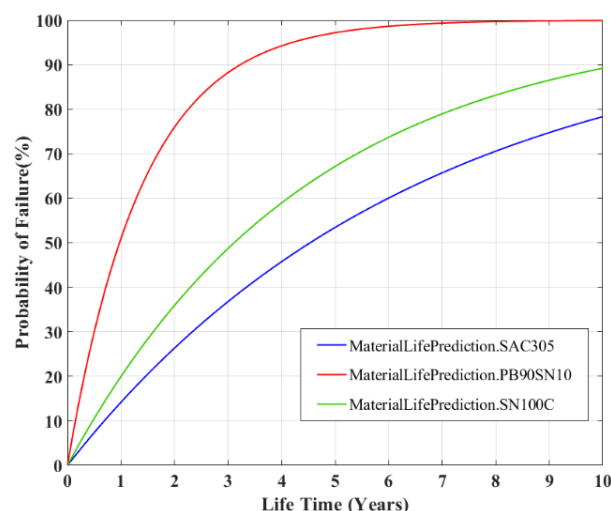
۱. تعریف شرایط بارگذاری: کاربر مشخص می‌کند که برد تحت چه نوع چرخه دمایی یا شرایط محیطی (مانند دامنه دما، تعداد چرخه‌ها، و نرخ تغییر دما) قرار دارد. لذا طبق شکل ۱۴ چرخه حرارتی مطلوب به نرم‌افزار وارد می‌شود.

17 Solder Fatigue



شکل (۱۷): تأثیر تغییر شیب ویبول در تخمین عمر با جنس SAC305

در ادامه جهت بررسی تأثیر تغییر جنس ماده به کار رفته در فرآیند لحیم کاری در عمر تراشه‌ها، سه نوع ماده مختلف برای لحیم در نظر گرفته شده است. نتایج عددی حاصل از بررسی تأثیر جنس لحیم در شکل ۱۸ و جدول ۲ ارائه شده است.

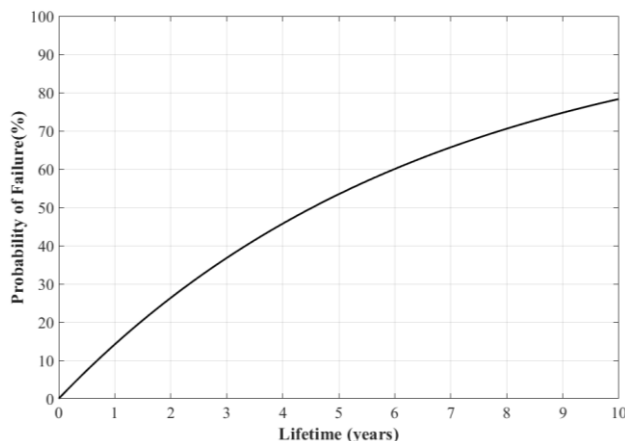


شکل (۱۸): تأثیر جنس ماده لحیم در عمر تراشه‌ها

جدول (۲): تخمین عمر بر اساس جنس ماده لحیم

ردیف	جنس لحیم	عمر (چرخه)
۱	SAC305	5404
۲	PB90SN10	1160
۳	SN100C	3716

با توجه به شکل ۱۸ و جدول ۲ مشاهده می‌شود که ماده PB90SN10 کمترین عمر و ماده SAC305 بیشترین عمر چرخه کاری پیش‌بینی شده را دارد. علت این امر از دو دیدگاه بررسی می‌شود:



شکل (۱۶): تخمین عمر پیکربندی BGA

جدول (۱): نتایج حاصل از شبیه‌سازی به کمک نرم افزار انسیس

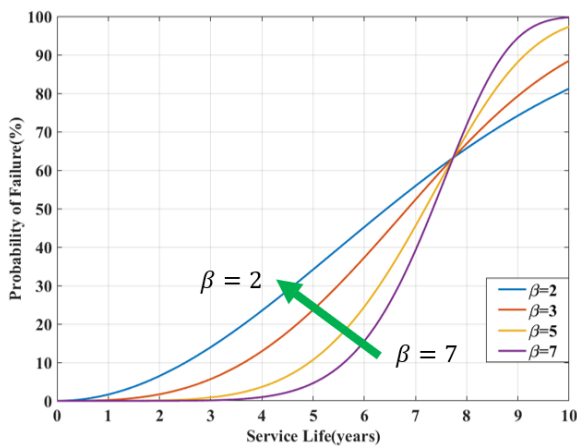
ردیف	پارمتر	مقدار
۱	Damage	0.764435
۲	Cycles To Fail	5408.985
۳	TTF (years)	6.54
۴	β	1

به منظور بررسی تغییرات نرخ احتمال شکست در طول زمان از توزیع ویبول^{۱۸} استفاده می‌شود. در این مقاله از توزیع ویبول دو متغیره مطابق با رابطه ۲۳ استفاده شده است. شیب ویبول β یک متغیر آماری است که به توصیف توزیع شکست‌های احتمالی در طول زمان می‌پردازد. همچنین در بررسی تغییر نرخ احتمال شکست قابل استفاده است. برای مثال اگر $\beta < 1$ باشد به این معنی است که نرخ احتمال شکست در حال کاهش است.

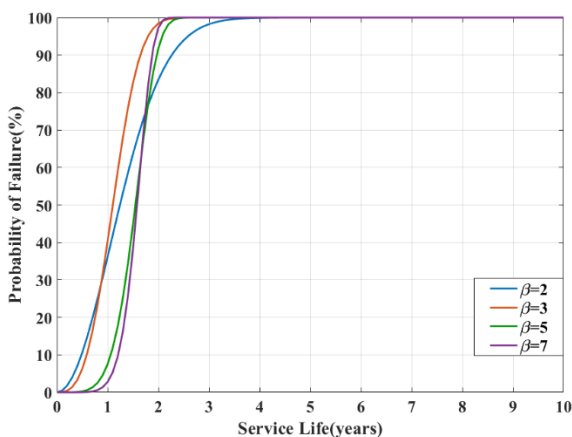
$$F(t) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{t}{\eta} \right)^{\beta-1} e^{-\left(\frac{t}{\eta} \right)^{\beta}} \quad (23)$$

با استفاده از ماژول شرلوک در نرم‌افزار انسیس تأثیر تغییر شیب ویبول در تخمین عمر تراشه‌ها شبیه‌سازی شده است. نتیجه این شبیه‌سازی در شکل ۱۷ آورده شده است. مطابق با شکل ۱۷ مشاهده می‌شود که در احتمال شکست کمتر از ۶۳ درصد با افزایش β عمر تخمین زده افزایش می‌یابد، اما با افزایش درصد احتمال شکست این روند برعکس شده است.

تغییرات نرخ احتمال شکست در طول زمان با استفاده توزیع ویبول^{۱۹} برای اتصال لحیم با جنس SN100C و PB90SN10 نیز در شکل ۱۹ و ۲۰ ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد که نرخ احتمال شکست وابسته به جنس ماده لحیم است و با تغییر جنس، نمودار نرخ احتمال شکست نیز متفاوت می‌شود.



شکل (۱۹): تأثیر تغییر شیب ویبول در تخمین عمر با جنس SN100C



شکل (۲۰): تأثیر تغییر شیب ویبول در تخمین عمر با جنس PB90SN10

۴-۵- بررسی پیکربندی LCCC^{۲۰} و تخمین عمر آن

پیکربندی LCCC از سرامیک ساخته شده است و دارای اتصالات بدون پایه است که به صورت مستقیم به برد مدار چاپی متصل می‌شوند و انعطاف پذیری کمتری دارند. در پیکربندی LCCC، اختلاف ضریب انبساط حرارتی سرامیک و برد مدار چاپی منجر به ایجاد تنش‌های حرارتی می‌شود که این تنش‌ها به‌طور خاص در پدهای اتصال، متمرکز می‌شوند [۴۲، ۴۳]. نحوه اتصال پیکربندی LCCC به برد مدار چاپی در شکل ۲۱ نشان داده شده است.

۵-۳-۱- دیدگاه چقرمگی شکست مود I

چقرمگی شکست نشان‌دهنده مقاومت ماده در برابر گسترش ترک است و می‌تواند بر تعداد چرخه‌های تا شکست در اتصالات لحیم تأثیر بگذارد:

• SAC305: دارای چقرمگی شکست نسبتاً بالا (در حدود ۲۰-۲۵ MPa√m) است. این ویژگی به آن اجازه می‌دهد تا در برابر گسترش ترک تحت چرخه‌های دمایی مقاومت بیشتری نشان دهد. بنابراین، عمر کاری بیشتری را نسبت به دو نوع لحیم دیگر در بارگذاری حرارتی ارائه می‌دهد [۴۰، ۴۱].

• SN100C: چقرمگی شکست آن کمتر از SAC305 ولی بالاتر از SnPb است. SN100C ترکیبی از خواص مکانیکی مناسب و مقاومت حرارتی بالا را نشان می‌دهد و در برابر رشد ترک در محیط‌های دمایی شدید عملکرد مطلوبی دارد [۴۰، ۴۱].

• PB90SN10: با چقرمگی شکست کمتر (حدود ۱۰-۱۵ MPa√m) نسبت به دو لحیم دیگر، به طور معمول در برابر گسترش ترک ضعیف‌تر عمل می‌کند، که این موضوع منجر به کاهش تعداد چرخه‌های تا شکست می‌شود [۴۰، ۴۱].

۵-۳-۲- دیدگاه استحکام مکانیکی

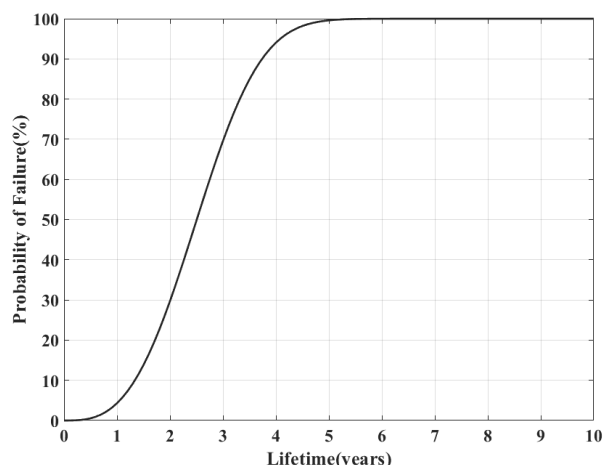
• SAC305: استحکام مکانیکی بالا و مقاومت در برابر خستگی حرارتی از مزایای این لحیم است. این ویژگی‌ها موجب کاهش سرعت تشکیل ترک و افزایش عمر کاری می‌شوند، خصوصاً در کاربردهایی با چرخه‌های دمایی گسترده قابل استفاده است [۴۰، ۴۱].

• SN100C: این لحیم، با داشتن ترکیبات خاص (مانند نیکل و ژرمانیم)، در برابر خستگی حرارتی و ضربه مقاومت بالایی دارد و عملکردی نزدیک به SAC305 ارائه می‌دهد. هرچند استحکام کلی آن ممکن است کمی کمتر باشد، اما به دلیل چقرمگی مطلوب و تشکیل لایه‌های بین‌فلزی یکنواخت، عملکردی پایدار دارد [۴۰، ۴۱].

• PB90SN10: به دلیل خواص مکانیکی و حرارتی پایین‌تر، در برابر بارگذاری‌های چرخه‌ای به سرعت دچار خستگی می‌شود. نرخ تشکیل ترک‌های اولیه در آن بالاست، که موجب کاهش عمر مفید می‌شود [۴۰، ۴۱].

²⁰ Leadless ceramic chip carrier

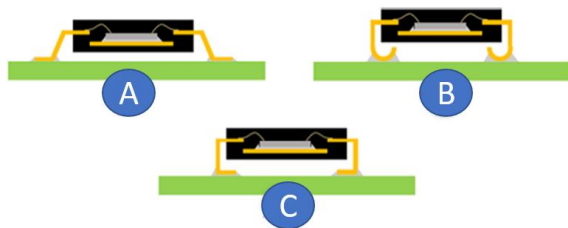
¹⁹ Weibull



شکل (۲۳): تخمین عمر پیکره بندی LCCC

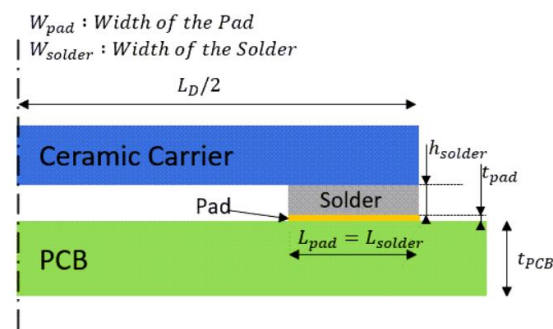
۵-۵- بررسی پیکربندی Leaded و تخمین عمر آن

در این بخش به محاسبه تخمین عمر و احتمال واماندگی برای پیکربندی Leaded پرداخته می‌شود. نحوه اتصال پیکربندی Leaded به برد مدار چاپی در شکل ۲۴ نشان داده شده است. زمانی که المان تحت چرخه حرارتی قرار بگیرد، در پیکربندی Leaded به دلیل تفاوت بین ضریب انبساط حرارتی اتصال لحیم، المان و برد مدار چاپی، پایه‌های المان تحت خمش قرار گرفته و اتصال لحیم تحت تنش برشی قرار می‌گیرد. به دلیل ماهیت چرخه‌ای تنش حرارتی اعمال شده، در محل اتصال لحیم به برد مدار چاپی ترک ایجاد و شروع به رشد می‌کند و در نهایت دچار واماندگی می‌شود.



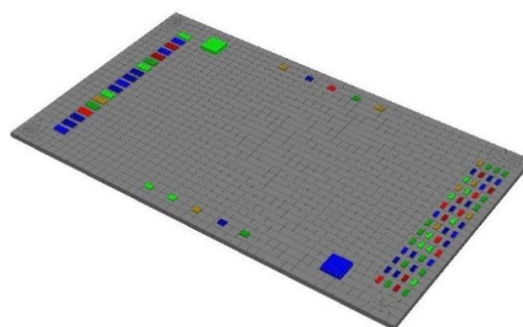
شکل (۲۴): اتصال پیکربندی Leaded به برد مدار چاپی [43]

نتایج تخمین عمر و محاسبه احتمال واماندگی پیکربندی Leaded در شکل ۲۵ ارائه شده است. همچنین تأثیر تغییر شیب ویبول در تخمین عمر پیکره بندی Leaded در شکل ۲۶ نشان داده شده است. با توجه به تحلیل‌های عددی انجام شده مشخص شد که طول عمر خستگی کل برد تحلیل شده، در اثر بارگذاری چرخه‌ای وارد شده برابر با ۳۶۴۳ چرخه است.



شکل (۲۱): نحوه اتصال پیکربندی LCCC به برد مدار چاپی [۴۳]

به منظور تخمین عمر پیکربندی LCCC از نرم افزار انسیس استفاده شده است. در این راستا المان‌هایی شامل مقاومت، خازن و تراشه الکترونیکی که در طراحی الکترونیکی مورد استفاده قرار می‌گیرند، در ماژول شرلوک مدل‌سازی شدند و تحت چرخه حرارتی مطابق با شکل ۱۰ قرار گرفتند. مدل المان محدود پیکربندی LCCC در ماژول شرلوک نرم افزار انسیس در شکل ۲۲ نشان داده شده است.



شکل (۲۲): مدل المان محدود آماده شده برای پیکره بندی LCCC

نتایج تخمین عمر و محاسبه احتمال واماندگی پیکربندی LCCC در شکل ۲۳ ارائه شده است. در تحلیل‌های عددی انجام شده، جنس لحیم SAC305 و شیب ویبول برابر با ۳ در نظر گرفته شده است. با توجه به تحلیل‌های عددی انجام شده مشخص شد که تراشه‌های الکترونیکی مدل‌سازی شده کمترین عمر را بین سایر تجهیزات الکترونیکی موجود بر روی برد، شامل مقاوت و خازن‌ها دارا بودند و طول عمر خستگی کل برد تحلیل شده در اثر بارگذاری چرخه‌ای وارد شده برابر با ۲۷۵۴ چرخه است.

• عمر: طبق تحلیل ارائه شده، BGA چرخه‌های بیشتری تا شکست را نشان می‌دهد، زیرا توپ‌های لحیم به طور یکنواخت تنش‌ها را توزیع می‌کنند، هرچند نقاط ضعف خاصی مانند گوشه‌ها مستعد شکست هستند.

۲-۶-۵- پیکربندی Leaded

• ویژگی‌ها: این پیکربندی دارای اتصالات لحیم به صورت پایه‌های سربی است که به برد مدار چاپی متصل می‌شوند.

• مشکلات: به دلیل طول بلندتر پایه‌ها، تنش‌های بیشتری در طول پایه ایجاد می‌شود که ترک‌خوردگی را تسریع می‌کند. همچنین، خستگی حرارتی به دلیل انعطاف‌پذیری کمتر لحیم در این نوع پیکربندی سریع‌تر ظاهر می‌شود.

• عمر: این پیکربندی معمولاً عمر کمتری نسبت به BGA دارد زیرا تنش‌ها در طول پایه‌ها متمرکزتر هستند.

۳-۶-۵- پیکربندی LCCC

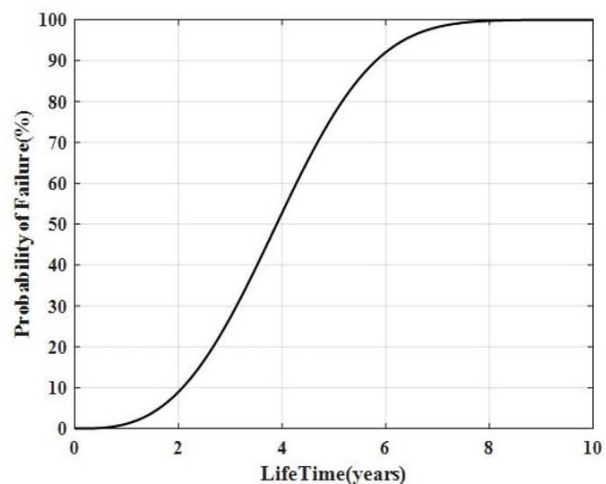
• ویژگی‌ها: این پیکربندی فاقد پایه‌های سربی است و به صورت مستقیم به برد مدار چاپی متصل می‌شود. اتصالات لحیم بسیار کوچک و متمرکز هستند.

• مشکلات: به دلیل اتصالات کوچک و متمرکز، تمرکز تنش بالا در این نقاط باعث ترک‌خوردگی زود هنگام می‌شود. همچنین، انبساط و انقباض نابرابر بین سرامیک و برد چاپی به ترک‌های حرارتی منجر می‌شود.

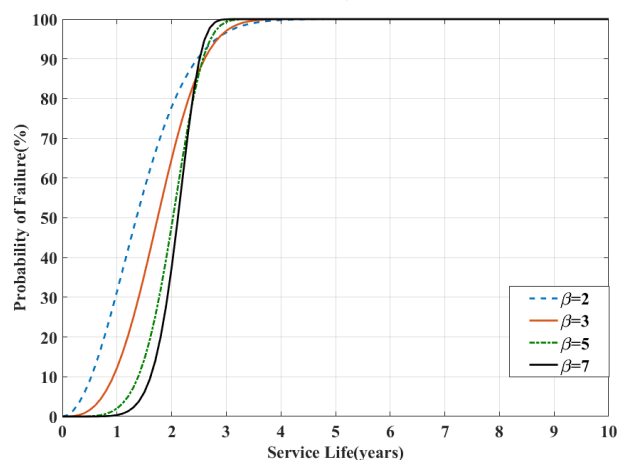
• عمر: کمترین چرخه‌های تا شکست را دارد، زیرا توزیع تنش مناسب نیست و اتصالات بسیار حساس به ترک‌خوردگی هستند. دلایل تفاوت عمر در پیکربندی‌ها عبارتند از:

۴-۶-۵- اختلاف ضریب انبساط حرارتی

• مواد مختلف مانند لحیم، برد مدار چاپی (FR-4)، و سرامیک ضریب انبساط حرارتی متفاوتی دارند. این اختلاف‌ها تنش‌های برشی در اتصالات ایجاد می‌کند که بسته به طراحی پیکربندی متفاوت است. پیکربندی BGA به دلیل توزیع متقارن توپ‌های لحیم، تنش حرارتی کمتری نسبت به LCCC و Leaded تحمل می‌کند.



شکل (۲۵): تخمین عمر پیکربندی Leaded



شکل (۲۶): تأثیر تغییر شیب ویبول در تخمین عمر پیکربندی Leaded

۵-۶-۱- تحلیل عمر و ترک‌خوردگی در پیکربندی‌های مختلف

برای بررسی دقیق عمر و ترک‌خوردگی در پیکربندی‌های مختلف مطرح شده در مطالعه حاضر، ابتدا لازم است به تفاوت‌های ساختاری و عملکردی در هر پیکربندی پرداخته شود.

۱-۶-۵- پیکربندی BGA

• ویژگی‌ها: پیکربندی BGA از مجموعه‌ای از توپ‌های لحیم زیر تراشه استفاده می‌کند که به صورت متراکم به برد مدار چاپی متصل می‌شوند. این پیکربندی به دلیل افزایش چگالی و کاهش فضای اشغال شده بسیار پرکاربرد است.

• مشکلات: در ناحیه‌های Die Shadow و Package Shadow، تنش‌های حرارتی به دلیل اختلاف ضریب انبساط حرارتی بین مواد رخ می‌دهد که منجر به ترک‌خوردگی می‌شود.

۵-۶-۵- تمرکز تنش

• در پیکربندی Leaded و LCCC، تمرکز تنش در ناحیه‌های خاصی رخ می‌دهد که باعث ترک خوردگی سریع‌تر می‌شود. در مقابل، BGA تنش را بهتر توزیع می‌کند.

۵-۶-۶- طراحی مکانیکی و استحکام لحیم

• طراحی Leaded به دلیل طول بلند پایه‌ها، پایداری کمتری در برابر تنش‌های چرخه‌ای دارد. LCCC به دلیل اتصالات کوچک و متمرکز مستعد آسیب بیشتری است. پیکربندی BGA به دلیل طراحی کروی توپ‌های لحیم، بیشترین مقاومت را ارائه می‌دهد.

۵-۶-۷- اندازه و توزیع اتصالات لحیم

• در پیکربندی BGA، اندازه بزرگ‌تر توپ‌های لحیم و فاصله یکنواخت بین آن‌ها، امکان توزیع یکنواخت‌تر تنش را فراهم می‌کند.

باتوجه به مطالب ذکر شده، پیکربندی BGA عمر طولانی‌تری به دلیل توزیع متوازن تنش و مقاومت مکانیکی بالاتر نسبت به دو پیکربندی دیگر دارد. پیکربندی Leaded عمر متوسط با حساسیت بیشتر به خستگی در طول پایه‌ها دارد و پیکربندی LCCC کوتاه‌ترین عمر بین سه پیکربندی مطرح شده در مقاله حاضر به دلیل تمرکز تنش بالا و حساسیت مواد سرامیکی را دارد.

۶- صحت سنجی نتایج عددی

در این بخش برای اطمینان از صحت شبیه‌سازی‌های نرم افزاری، نتایج عددی با نتایج تحلیلی ارائه شده در بخش ۵-۲ مقایسه می‌شوند. در این راستا یک برد الکترونیکی با بسته بندی BGA حاوی دو قطعه تراشه در نظر گرفته می‌شود و عمر آن به صورت عددی و تحلیلی محاسبه می‌شود. مشخصات بسته بندی BGA در نظر گرفته شده برای صحت‌سنجی نتایج، در جدول ۳ درج شده است. همچنین مشخصات مکانیکی مورد استفاده در جدول ۴ درج شده است. همچنین مشخصات مکانیکی مورد استفاده در جدول ۴ درج شده است. گرفته شده به ترتیب در جداول ۵ و ۶ درج شده است.

جدول (۳): مشخصات بسته بندی BGA جهت انجام صحت سنجی

مقدار/نوع	متغیر	مقدار/نوع	متغیر
mm 0.65	mold Over thickness	mm 27	Package length
mm 1.95	Laminate thickness	mm 27	Package width

Substrate material	Epoxy encapsulant	mold Over material	Epoxy encapsulant
--------------------	-------------------	--------------------	-------------------

جدول (۴): مشخصات لحیم مورد استفاده جهت انجام صحت سنجی

مقدار/نوع	متغیر	مقدار/نوع	متغیر
mm 0.8	Ball Pad Diameter	280	Ball Count
mm 0.75	Ball Package Diameter	mm 2	Ball Pitch
mm 1	Ball Height	mm 1	Ball Diameter
SAC305	Ball Material		

جدول (۵): مشخصات مکانیکی مورد استفاده جهت انجام صحت سنجی

مقدار/نوع	متغیر	مقدار/نوع	متغیر
29GPa	Board Modulus	2.11mm	Board Thickness
17ppm/c	Board CTE		

جدول (۶): مشخصات ناحیه Die جهت انجام صحت سنجی

مقدار/نوع	متغیر	مقدار/نوع	متغیر
12.1mm	Die width	12.1mm	Die Length
silicon	Die material	0.4mm	Die thickness

نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی در جدول ۷ درج شده است. مطابق با جدول ۷ مشخص می‌شود، در صورتی که برد الکترونیکی مدل‌سازی شده تحت چرخه حرارتی مطابق با شکل ۱۱ قرار گیرد، طول عمر آن برابر با ۵۴۱۴ چرخه خواهد بود.

جدول (۷): نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی

مقدار/نوع	متغیر	مقدار/نوع	متغیر
0.1847 j	Strain Energy	24.79 Pa	Stress
5414	Cycles to Failure		

مقایسه میان نتایج شبیه‌سازی‌های عددی و محاسبات تحلیلی در جدول ۸ ارائه شده است. باتوجه به این جدول مشاهده می‌شود که تطابق بسیار خوبی میان نتایج عددی با نتایج تحلیلی وجود دارد که این امر نشانگر صحت شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده در نرم‌افزار انسیس است. بنابراین با استفاده از روش ارائه شده در این مقاله می‌توان طول عمر خستگی قطعات الکترونیکی را با دقت بسیار بالایی به صورت عددی محاسبه کرد.

جدول (۸): مقایسه نتایج شبیه‌سازی‌های عددی و محاسبات تحلیلی

عمر	روش حل
۵۴۱۴	تحلیلی
۵۴۰۹	عددی
۰٪/۰۹	خطا

۳- نتیجه گیری

باتوجه به رشد پرشتاب صنعت فضایی در جهان، اهمیت دستیابی به قابلیت اطمینان بالا در عملکرد بردها و تجهیزات الکترونیکی مورد استفاده در سامانه‌های فضایی دوچندان می‌شود. یکی از اصلی‌ترین عوامل در واماندگی بردهای الکترونیکی در طول عمر مأموریت فضایی آن‌ها، ایجاد پدیده خستگی ناشی از چرخه‌های حرارتی اعمال شده به تجهیزات الکترونیکی است. بنابراین بررسی پدیده خستگی و محاسبه طول عمر تجهیزات الکترونیکی تحت بارگذاری چرخه‌ی حرارتی بسیار حائز اهمیت است. در مطالعه حاضر از مدل انرژی کرنشی به‌عنوان یک رویکرد عددی دقیق برای تحلیل و تخمین عمر اتصالات لحیم در شرایط چرخه‌ای حرارتی استفاده شده است. این رویکرد، دقت بالاتری نسبت به مدل‌های مبتنی بر تنش یا کرنش دارد و می‌تواند به تحلیل سازوکارهای شکست کمک کند. سه نوع لحیم به‌طور کامل از نظر چرخه‌های خستگی تا شکست، چقرمگی شکست، و مقاومت در برابر تنش‌های مکانیکی تحلیل و مقایسه شده‌اند. تأثیر این لحیم‌ها در پیکربندی‌های مختلف بررسی شد. طول عمر خستگی و احتمال واماندگی برای سه نوع پیکربندی متفاوت جهت اتصال تجهیزات الکترونیکی بر روی برد مدار چاپی تحت بارگذاری چرخه‌ای حرارتی به صورت تحلیلی و عددی با استفاده از مدل توسعه یافته انرژی کرنشی محاسبه شده است. نتایج استخراج شده در این پژوهش نشان می‌دهد که در بین پیکربندی‌های متفاوت جهت اتصال تجهیزات الکترونیکی بر روی برد مدار چاپی، پیکربندی BGA از بقیه مقاوم‌تر بوده و طول عمر خستگی بالاتری در برابر چرخه‌های حرارتی اعمال شده دارد. کمترین عمر خستگی نیز مربوط به پیکربندی LCCC است به دلیل طراحی سرامیکی و بدون پایه که باعث تمرکز تنش در اتصالات می‌شود. بنابراین در طراحی بردهای الکترونیکی فضایی پیکربندی BGA جهت اتصال تجهیزات بر روی برد برای افزایش طول عمر خستگی در برابر بارگذاری‌های حرارتی چرخه‌ای پیشنهاد می‌شود. به دلیل تأثیر جنس ماده به کار رفته در اتصالات لحیم، تأثیر این عامل بر طول عمر خستگی و احتمال واماندگی بررسی شد و نتایج نشان می‌دهد که هر چقدر تنش تسلیم لحیم بیشتر باشد، عمر خستگی اتصال نیز بیشتر خواهد بود. همچنین توزیع ویبول دو متغیره برای مدل‌سازی احتمال خرابی و تغییر نرخ واماندگی در طول زمان به کار رفته است. این رویکرد امکان پیش‌بینی دقیق‌تر رفتار طول عمر را فراهم می‌آورد. بر این اساس تأثیر تغییر شیب ویبول در

عمر بردهای الکترونیکی محاسبه شد. نتایج عددی استخراج شده در مطالعه حاضر با نتایج تحلیلی نیز مقایسه شد و مشاهده شد که تطابق بسیار خوبی میان نتایج عددی با نتایج تحلیلی وجود دارد که این امر نشانگر صحت شبیه‌سازی‌های عددی ارائه شده در این مقاله است. بنابراین با استفاده از روش ارائه شده در این مقاله می‌توان طول عمر خستگی کم چرخه قطعات الکترونیکی با پیکربندی‌های مختلف اتصال را با دقت بسیار بالایی به صورت عددی محاسبه کرد.

۷- جدول علائم و اختصارات

علائم اختصاری

ردیف	متغیر	توضیحات
۱	N_i	تعداد چرخه تا شکست
۲	n_i	تعداد چرخه تحت تنش
۳	S_i	تنش
۴	$\Delta\gamma$	کرنش برشی
۵	α, C, A, m	ثوابت معادلات
۶	f	فرکانس چرخه‌های حرارتی
۷	β	انرژی فعال‌سازی
۸	n, k	ثوابت بولتزمن
۹	T_{max}	بیشینه دما
۱۰	$\Delta\varepsilon$	کرنش سیستم
۱۱	σ_f	استحکام حالت خستگی
۱۲	ε_f	ضریب انعطاف پذیری خستگی
۱۳	E	مدول الاستیسیته
۱۴	c	ثابت انعطاف پذیری خستگی
۱۵	b	ضریب استحکام خستگی
۱۶	θ	ضریب شکل پذیری
۱۷	T_H	مدت زمان انجام یک چرخه حرارتی
۱۸	T_{sj}	میانگین دمای یک چرخه حرارتی
۱۹	w_0	مقدار انرژی آزاد
۲۰	K	ضریب خستگی
۲۱	Δw	مقدار انرژی کرنشی کل
۲۲	w_{ss}	چگالی انرژی پسماند
۲۳	B	متغیر کمکی
۲۴	d	قطر
۲۵	t	ضخامت
۲۶	ΔT	اختلاف دما
۲۷	L	طول
۲۸	h	ارتفاع
۲۹	CTE	ضریب انبساط حرارتی
۳۰	v	ضریب پواسون

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

- [16] R. Ghaffarian, "CCGA packages for space applications," *Microelectron. Reliab.*, vol. 46, no. 12, pp. 2007–2015, 2006.
- [17] A. Lambert, A. Mian, J. Hogan, T. Kaiser, and B. LaMeres, "Finite element analysis of system-level electronic packages for space applications," *J. Comput. Eng.*, vol. 2015, Art. no. 428073, 2015.
- [18] T.-Y. Park, J.-C. Park, and H.-U. Oh, "Evaluation of structural design methodologies for predicting mechanical reliability of solder joint of BGA and TSSOP under launch random vibration excitation," *Int. J. Fatigue*, vol. 114, pp. 206–216, 2018.
- [19] J. Parry, C. Bailey, and C. Aldham, "Multiphysics modelling for electronics design," in *Proc. 7th Intersoc. Conf. Thermal Thermomech. Phenomena Electron. Syst. (ITHERM)*, vol. 2, pp. 86–93, 2000.
- [20] Y. Wang, H. Liu, L. Huo, H. Li, W. Tian, H. Ji, and S. Chen, "Research on the reliability of advanced packaging under multi-field coupling: A review," *Micromachines*, vol. 15, no. 4, Art. no. 422, 2024.
- [21] Z. Wang, C. L. Bak, H. Wang, H. Sørensen, and F. Faria da Silva, "Multiphysics digital model of the high-frequency transformer for power electronics application considering electro-thermal interactions," *IEEE Trans. Power Electron.*, 2023.
- [22] H. Köck, S. Eiser, and M. Kaltenbacher, "Electrothermal multiscale modeling and simulation concepts for power electronics," *IEEE Trans. Power Electron.*, vol. 31, no. 4, pp. 3128–3140, 2015.
- [23] W. Engelmaier, "The use environments of electronic assemblies and their impact on surface mount solder attachment reliability," *IEEE Trans. Compon., Hybrids, Manuf. Technol.*, vol. 13, no. 4, pp. 903–908, 1990.
- [24] D. P. Duffek, "Effects of combined thermal and mechanical loading on the fatigue of solder joints," Ph.D. dissertation, Univ. Notre Dame, Notre Dame, IN, USA, 2004.
- [25] H.-C. Cheng, K.-N. Chiang, C.-K. Chen, and J.-C. Lin, "A study of factors affecting solder joint fatigue life of thermally enhanced ball grid array assemblies," *J. Chin. Inst. Eng.*, vol. 24, no. 4, pp. 439–451, 2001.
- [26] R. Dudek, M. Hildebrandt, K. Kreyßig, S. Rzepka, R. Döring, L. Scheiter, M. Zhang, and R. W. Ortmann, "Analysis of solder fatigue on mounted test assemblies under thermal cycling loads," in *Proc. 21st Int. Conf. Thermal, Mech. Multi-Physics Simul. Exp. Microelectron. Microsyst. (EuroSimE)*, pp. 1–8, 2020.
- [27] W. W. Lee, L. T. Nguyen, and G. S. Selvaduray, "Solder joint fatigue models: Review and applicability to chip scale packages," *Microelectron. Reliab.*, vol. 40, no. 2, pp. 231–244, 2000.
- [28] X. Li, R. Sun, and Y. Wang, "A review of typical thermal fatigue failure models for solder joints of electronic components," in *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, vol. 242, no. 1, Art. no. 012103, 2017.
- [29] C. Han and B. Han, "Board-level reliability analysis of chip resistor assemblies under thermal cycling: A comparison study between SnPb and SnAgCu," *J. Mech. Sci. Technol.*, vol. 28, pp. 879–886, 2014.
- [30] L. F. Coffin Jr., "A study of the effects of cyclic thermal stresses on a ductile metal," *Trans. ASME*, vol. 76, no. 6, pp. 931–949, 1954.
- [31] I. Sharif, D. B. Barker, A. Dasgupta, and M. G. Pecht, "Fatigue analysis of a PlanarPak™ surface mount component," in *Proc. IEEE 41st Electron. Components Technol. Conf. (ECTC)*, 1991.
- [1] T. Y. Tee, J. E. Luan, E. Pek, C. T. Lim, and Z. Zhong, "Advanced experimental and simulation techniques for analysis of dynamic responses during drop impact," in *Proc. 54th Electron. Components Technol. Conf. (ECTC)*, vol. 1, pp. 1088–1094, 2004.
- [2] A. Goel and R. J. Graves, "Electronic system reliability: Collating prediction models," *IEEE Trans. Device Mater. Reliab.*, vol. 6, no. 2, pp. 258–265, 2006.
- [3] M. A. Gharaibeh and J. M. Pitarresi, "Random vibration fatigue life analysis of electronic packages by analytical solutions and Taguchi method," *Microelectron. Reliab.*, vol. 102, Art. no. 113475, 2019.
- [4] Z. Khaji, M. Fakoor, S. Shakhesi, "Investigating the fracture of electronic boards in space systems under random vibrations," *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 4 (1), p.:10-23, 2024.
- [5] E. Suhir, "Failure oriented accelerated testing (FOAT), Boltzmann–Arrhenius–Zhurkov equation (BAZ), and their application in aerospace microelectronics and photonics reliability engineering," *Int. J. Aeronaut. Sci. Aerosp. Res.*, vol. 6, no. 3, pp. 185–191, 2019.
- [6] E. Suhir, "Aerospace electronics reliability prediction: Application of two advanced probabilistic techniques," *ZAMM—J. Appl. Math. Mech.*, vol. 98, no. 5, pp. 824–839, 2018.
- [7] J. Harikumar, G. Buticchi, G. Migliazza, V. Madonna, P. Giangrande, A. Costabeber, *et al.*, "Failure modes and reliability-oriented system design for aerospace power electronic converters," *IEEE Open J. Ind. Electron. Soc.*, vol. 2, pp. 53–64, 2021.
- [8] F. Hou, X. Zhang, X. Guo, H. Xie, Y. Lu, L. Cao, and L. Wan, "Thermo-mechanical reliability study for 3D package module based on flexible substrate," in *Proc. 14th Int. Conf. Electron. Packaging Technol. (ICEPT)*, pp. 1296–1300, 2013.
- [9] H. Xiao, D. Luo, and H. Wang, "Research on damage-mechanism-based prediction methodologies for thermo-mechanical reliability of solder joints in electronic packaging," in *Proc. 17th Int. Conf. Electron. Packaging Technol. (ICEPT)*, pp. 7–13, 2016.
- [10] S. Shao, D. Liu, Y. Niu, K. O'Donnell, D. Sengupta, and S. Park, "A study on the thermomechanical reliability risks of through-silicon vias in sensor applications," *Sensors*, vol. 17, no. 2, Art. no. 322, 2017.
- [11] C. Basaran and R. Chandaroy, "Using finite element analysis for simulation of reliability tests on solder joints in microelectronic packaging," *Comput. Struct.*, vol. 74, no. 2, pp. 215–231, 2000.
- [12] M. P. Rodriguez and N. Y. A. Shammass, "Finite element simulation of thermal fatigue in multilayer structures: Thermal and mechanical approach," *Microelectron. Reliab.*, vol. 41, no. 4, pp. 517–523, 2001.
- [13] J. Lau, Ed., *Thermal Stress and Strain in Microelectronics Packaging*. New York, NY, USA: Springer, 2012.
- [14] K. Weide, "Impact of FEM simulation on reliability improvement of packaging," *Microelectron. Reliab.*, vol. 39, nos. 6–7, pp. 1079–1088, 1999.
- [15] R. Ghaffarian, "Accelerated thermal cycling and failure mechanisms for BGA and CSP assemblies," *J. Electron. Packag.*, vol. 122, no. 4, pp. 335–340, 2000.

- [38] ANSYS Sherlock Documentation. [Online]. Available: <https://ansyshelp.ansys.com/>
- [39] J. He, Y. Ling, and D. Lei, "Mechanical properties of Sn-Pb-based solder joints and fatigue life prediction of PBGA package structure," *Ceram. Int.*, vol. 49, no. 16, pp. 27445–27456, 2023.
- [40] S. Mizuta, "High reliability lead-free solder SN100C (Sn-0.7Cu-0.05Ni+Ge)," *Strain*, vol. 60, 2024.
- [41] J. Depiver, S. Mallik, and E. H. Amalu, "Comparative analysis of SAC solder alloys for enhanced reliability in electronic assemblies: A finite element approach," 2024.
- [42] R. Coyle, M. Reid, C. Ryan, R. Popowich, P. Read, D. Fleming, M. Collins, J. Punch, and I. Chatterji, "The influence of the Pb-free solder alloy composition and processing parameters on thermal fatigue performance of a ceramic chip resistor," in *Proc. 59th Electron. Components Technol. Conf. (ECTC)*, pp. 423–430, 2009.
- [43] E. Werner, "Fatigue life of leadless chip carrier solder joints during power cycling," *IEEE Trans. Compon., Hybrids, Manuf. Technol.*, vol. 6, no. 3, pp. 232–237, 1983.
- [32] M. Pecht and A. Dasgupta, "Physics-of-failure: An approach to reliable product development," *J. Inst. Environ. Sci.*, vol. 38, no. 5, pp. 30–34, 1995.
- [33] W. Engelmaier, "Fatigue life of leadless chip carrier solder joints during power cycling," *IEEE Trans. Compon., Hybrids, Manuf. Technol.*, vol. 6, no. 3, pp. 232–237, 1983.
- [34] S. Verma, A. Dasgupta, and D. Barker, "A numerical study of fatigue life of J-leaded solder joints using the energy partitioning approach," in *Proc. IEEE 43rd Electron. Components Technol. Conf. (ECTC)*, 1993.
- [35] H. Akay, N. H. Paydar, and A. Bilgic, "Fatigue life predictions for thermally loaded solder joints using a volume-weighted averaging technique," pp. 228–235, 1997.
- [36] A. Syed, "Accumulated creep strain and energy density based thermal fatigue life prediction models for SnAgCu solder joints," in *Proc. 54th Electron. Components Technol. Conf. (ECTC)*, vol. 1, pp. 737–746, 2004.
- [37] B. Qiu, J. Xiong, H. Wang, S. Zhou, X. Yang, Z. Lin, M. Liu, and N. Cai, "Survey on fatigue life prediction of BGA solder joints," *Electronics*, vol. 11, no. 4, Art. no. 542, 2022.



Attitude Control of Satellites Equipped with Three Reaction Wheels Using an H_2/H_∞ Switching Model Predictive Control Scheme Over a Wide Range of Operating Points

Taleb Abdollahi^{1*}

¹ *Assistant Prof., Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
Email: t.abdollahi@isrc.ac.ir

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 54-74
2026

DOI:
[10.22034/jssta.2025.491857.1218](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.491857.1218)

Article Info

Received: 2024-11-26
Accepted: 2025-04-21

Keywords

Satellite attitude control,
switched dynamics, Switched
model predictive control,
Persistent dwell time
switching signal, H_2/H_∞
performance.

How to Cite this article

T. Abdollahi, "Attitude Control of Satellites Equipped with Three Reaction Wheels Using an H_2/H_∞ Switching Model Predictive Control Scheme Over a Wide Range of Operating Points", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 54-74, 2026.

Abstract

This paper presents a simultaneous attitude control scheme for satellites equipped with reaction wheel actuators, utilizing an H_2/H_∞ model predictive approach within a switched systems framework. The satellite's nonlinear attitude dynamics are decomposed into multiple linear sub-dynamics, each representing specific operating points. A switching law governs the activation of these sub-dynamics, enabling the system to leverage simpler linear models instead of directly addressing the complexity of the nonlinear dynamics. This approach also facilitates rapid attitude maneuvers, characteristic of switched systems. Control laws are designed for each sub-dynamic to ensure accurate tracking across a wide range of operating conditions, thereby enhancing both pointing accuracy and maneuvering speed. The proposed scheme addresses the H_2 optimization problem to guarantee closed-loop stability while satisfying satellite energy constraints. Additionally, it incorporates the H_∞ criterion to mitigate disturbances and improve robustness. The effectiveness of the proposed control strategy is validated through simulations on a representative satellite model, demonstrating its capability to achieve high-performance attitude control under varying operational scenarios.

کنترل وضعیت ماهواره‌های مبتنی بر کنترل پیش‌بین مدل کلیدزنی H_2/H_∞ با قابلیت مانور در یک محدوده عملکردی گسترده

طالب عبدالهی*

۱- استادیار، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران - t.abdollahi@isrc.ac.ir

نویسنده مسئول*

چکیده

در مقاله حاضر، طرح همزمان کنترل وضعیت بر اساس رویکرد پیش‌بین مدل کلیدزنی H_2/H_∞ و سیگنال کلیدزنی برای ماهواره‌های تجهیز شده با عملگرهای چرخ عکس‌العملی توسعه می‌یابد. در این طرح، ابتدا دینامیک وضعیت غیرخطی ماهواره بر اساس نقاط کاری مختلف به چند زیردینامیک خطی که هر کدام توصیف‌کننده بخشی از رفتار کلی است شکسته می‌شود. سپس، یک قانون کلیدزنی تعریف می‌شود که زمان فعال بودن هر کدام از دینامیک‌ها را مشخص می‌کند. بنابراین، به جای پرداختن به یک دینامیک غیرخطی پیچیده، از چند زیردینامیک خطی ساده استفاده می‌شود. همچنین، به دلیل ماهیت سیستم‌های کلیدزنی، امکان مانورهای سریع قابل پوشش است. علاوه بر این، با تخصیص دادن یک قانون کنترلی برای هر زیردینامیک هم امکان ردیابی در یک محدوده وسیع نقاط کاری فراهم می‌شود و هم دقت و سرعت نشانه‌روی افزایش می‌یابد. در این طرح، مسئله حداقل کردن یک تابع هزینه با افق پیش‌بین بی‌نهایت (مسئله H_2) مورد توجه قرار می‌گیرد تا هم بتوان پایداری سیستم حلقه بسته را تضمین کرد و هم بتوان بر محدودیت انرژی در ماهواره‌ها غلبه کرد. همچنین، مسئله کاهش اثر اغتشاشات (مسئله H_∞) مطرح می‌شود تا تأثیرات نامطلوب اغتشاشات تضعیف شود. در نهایت، عملکرد طرح پیشنهادی روی یک ماهواره نمونه از طریق شبیه‌سازی نشان داده می‌شود.



دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۷۴-۵۴

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

[10.22034/jsssta.2025.491857.1218](https://doi.org/10.22034/jsssta.2025.491857.1218)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۹/۱۲

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۰۱

واژه‌های کلیدی

کنترل وضعیت ماهواره، دینامیک کلیدزنی، کنترل پیش‌بین مدل کلیدزنی، سیگنال کلیدزنی زمان اقامت ماندگار، عملکرد H_2/H_∞

نحوه استناد به این مقاله

طالب عبدالهی، "کنترل وضعیت ماهواره‌های مبتنی بر کنترل پیش‌بین مدل کلیدزنی H_2/H_∞ با قابلیت مانور در یک محدوده عملکردی گسترده"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات ۷۴-۵۴، ۱۴۰۴.

ماهواره است که منجر به عملکرد نامطلوب یا حتی ناپایداری سیستم کنترل وضعیت ماهواره می‌شود. یک راه‌حل برای غلبه به این چالش، تضعیف اثر انرژی اغتشاشات روی انرژی متغیرهای وضعیت سیستم است که با تضمین عملکرد H^∞ برآورده می‌شود. علاوه بر این، در عملیات‌های فضایی به ویژه در مورد ماهواره‌های دارای محدودیت ابعاد و جرم همواره محدودیت انرژی و محدودیت اشباع عملگرها به‌عنوان چالش‌های جدی مطرح بوده است. بنابراین، استراتژی کنترلی بایستی به‌گونه‌ای انتخاب شود که از این محدودیت‌ها تجاوز نشود. یکی از استراتژی‌های کنترلی مقید و بهینه که توانایی غلبه بر چالش‌های ذکر شده را دارد، طرح کنترل پیش‌بین مدل است که در سالیان اخیر در صنایع هوافضا مورد توجه قرار گرفت است. طرح پیش‌بین مدل، یک رویکرد آنلاین است که در هر گام زمانی و براساس شرایط فعلی سیستم، بهره کنترلی را محاسبه می‌کند. بنابراین، بهره کنترلی در هر گام زمانی تغییر می‌کند و این به نوبه خود به افزایش دقت نشانه‌روی و مقابله با تغییرات ناخواسته و اغتشاشات کمک می‌کند [۶].

به طور کلی پژوهش‌های کمی در رابطه با طرح کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل وضعیت ماهواره انجام شده است. اکثر این پژوهش‌ها نیز از استراتژی غیرکلیدزنی بهره برده‌اند. برای مثال، در مرجع [۷]، یک طرح ترکیبی شامل: کنترل سطح لغزشی ترمینال و کنترل پیش‌بین مدل خطی برای تضمین پایداری و ردیابی مطلوب در حضور اغتشاشات، عدم قطعیت‌ها و اشباع عملگر موجود در فضاپیماها پیشنهاد شده است. در مرجع [۸]، یک طرح کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل وضعیت ماهواره و بازیابی عیب بهینه ارائه شده است. کنترل وضعیت با سه گشتاوردهنده مغناطیسی و یک چرخ عکس‌العملی واحد انجام می‌شود. رویکرد بازیابی بهینه از ویژگی‌های عملگر مغناطیسی استفاده می‌کند که امکان توزیع مجدد عمل کنترل را در صورت بروز عیب روی یک گشتاوردهنده مغناطیسی حتی درغیاب عملگرهای اضافی می‌دهد. در مرجع [۹]، یک طرح کنترل پیش‌بین مقاوم مبتنی بر تیوپ برای پایداری سه محوره ماهواره‌هایی که دارای چرخ عکس‌العملی با محدودیت اشباع هستند، مطالعه شده است. در مرجع [۱۰]، یک کنترل‌کننده پیش‌بین مدل متغیر، با زمان خطی برای کنترل وضعیت ماهواره‌هایی که دارای دو چرخ عکس‌العملی هستند و ماتریس اینرسی آنها غیرقطری است، طراحی شده است. در مرجع [۱۱]، یک طرح کنترل پیش‌بین مدل، برای مدل خطی متغیر با زمان یک نانوماهواره ارائه

حضور در فضا و ماموریت‌های فضایی در سال‌های اخیر رشد بسیار قابل توجهی در کشورهای مختلف دنیا داشته است و سامانه‌های فضایی متنوعی با کارکردهای مختلف مورد توسعه و بهره‌برداری قرار گرفته است. از جمله زیرسیستم‌های مهم یک سامانه فضایی می‌توان به زیرسیستم انرژی الکتریکی، سازه، کنترل حرارت، مخابرات، کامپیوتر روی برد و تعیین و کنترل وضعیت اشاره کرد. بخش کنترل وضعیت سامانه‌های فضایی به عنوان یکی از کلیدی‌ترین و حیاتی‌ترین بخش‌ها در تضمین موفقیت سامانه فضایی شناخته می‌شود. بسیاری از عملیات‌های فضایی مانند انتقال مداری، جهت‌دهی آنتن‌ها، قرار دادن پنل‌های خورشیدی به طرف خورشید و قرار دادن دوربین‌ها به سمت هدف مطلوب به‌صورت مستقیم به دقت و سرعت عملکرد سامانه کنترل وضعیت وابسته هستند و در صورتی که بخش کنترل وضعیت قادر نباشد عملکرد صحیح و مطلوبی ارائه دهد، تمامی هزینه‌های صرف شده برای طراحی و استقرار سامانه فضایی به دلیل شکست ماموریت بی‌ثمر خواهد می‌شود. طراحی سیستم کنترل وضعیت برای سامانه‌های فضایی همانند طراحی کنترل‌کننده برای سایر سیستم‌های صنعتی روزمره دارای چالش‌هایی هست که برای موفقیت‌آمیز بودن طراحی آن باید راهکارهایی برای رفع این چالش‌ها لحاظ کرد [۱-۳].

یکی از چالش‌های مهم در سامانه‌های فضایی، دینامیک پیچیده وضعیت ماهواره است. این پیچیدگی باعث می‌شود که طراحی یک کنترل‌کننده واحد، تضمین‌کننده عملکرد مطلوب سیستم کنترل وضعیت در یک محدوده وسیع نباشد و در شرایط مختلف ممکن است دقت و سرعت نشانه‌روی کاهش پیدا کند. یک راه‌حل برای غلبه به این چالش، به‌کارگیری مفهوم کلیدزنی است. براساس این مفهوم، دینامیک وضعیت ماهواره به چند زیردینامیک شکسته می‌شود و هر کدام از این زیردینامیک‌ها توصیف‌کننده بخشی از رفتار غیرخطی دینامیک وضعیت ماهواره هستند. سپس، یک قانون کلیدزنی تعریف می‌شود که زمان فعال بودن هر کدام از دینامیک‌ها را مشخص می‌کند. حال با استفاده از ابزار موجود در حوزه سیستم‌های کلیدزنی می‌توان به توسعه طرح کنترل وضعیت پرداخت. این امر می‌تواند منجر به تخصیص یک قانون کنترلی برای هر زیردینامیک شود. در نتیجه، هم امکان انجام مانورهای سریع در یک محدوده وسیع میسر می‌شود و هم دقت و سرعت نشانه‌روی افزایش می‌یابد [۴-۵]. چالش مهم دیگر مربوط به تأثیر اغتشاشات مختلف داخلی و خارجی بر

یک ماهواره توسعه یافته است که منجر به ردیابی وضعیت مطلوب می‌شود.

با بررسی پژوهش‌های انجام‌شده در رابطه با طرح کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل وضعیت ماهواره می‌توان دریافت که تنها مرجع [۱۹] از مفهوم کلیدزنی برای ردیابی وضعیت ماهواره در یک محدوده وسیع استفاده کرده است. در این مرجع، قید شدت نزولی بودن، روی تابع لیاپانوف در لحظات کلیدزنی وجود دارد که اجازه افزایش انرژی در این لحظات را نمی‌دهد. بنابراین، ممکن است مسئله بهینه‌سازی در بعضی شرایط کاری یا مانورها جوابی نداشته باشد و در نتیجه امکان انجام مانورهای سریع در یک محدوده وسیع میسر نیست. همچنین، چالش‌های اصلی کنترل وضعیت ماهواره شامل اثر اغتشاشات و محدودیت‌های عملگرها نادیده گرفته شده است که باعث می‌شود طرح پیشنهادی در محیط واقعی فضا تا حدودی ناکارآمد باشد. علاوه بر این، این طرح برای ماهواره‌های تجهیز شده با عملگرهای ژاپروی ممان اینرسی توسعه یافته است و قابل اعمال به ماهواره‌های تجهیز شده با عملگرهای چرخ عکس‌العملی نیست. برای غلبه به این ضعف‌ها، در این پژوهش یک طرح همزمان کنترل وضعیت بر اساس رویکرد پیش‌بین مدل کلیدزنی $H2/H\infty$ و سیگنال کلیدزنی زمان اقامت ماندگار از طریق تابع لیاپانوف چندگانه برای ماهواره‌های تجهیز شده با عملگرهای چرخ عکس‌العملی توسعه می‌یابد تا هم امکان انجام مانورهای سریعتر در یک محدوده وسیع فراهم شود و هم با اثر اغتشاشات و محدودیت‌های اشباع چرخ‌های عکس‌العملی مقابله شود. بر این اساس، دستاوردهای اصلی مقاله حاضر به شرح زیر است:

- یک مدل کلیدزنی برای دینامیک وضعیت ماهواره تجهیز شده با سه چرخ عکس‌العملی توسعه داده می‌شود تا به جای پرداختن به یک دینامیک غیرخطی پیچیده، از چند زیردینامیک خطی ساده استفاده شود. این مدل کلیدزنی برخلاف مدل‌های تک دینامیکی غیرخطی امکان کلیدزنی سریع و بالطبع مانورهای سریع را فراهم می‌کند.

- در مدل کلیدزنی به هر زیردینامیک یک قانون کنترلی اختصاص داده می‌شود تا هم امکان ردیابی در یک محدوده وسیع نقاط کاری فراهم شود و هم دقت و سرعت نشانه‌روی افزایش یابد.
- با به کارگیری تابع لیاپانوف چندگانه، قید شدت نزولی بودن انرژی در لحظات کلیدزنی حذف می‌شود. بنابراین، امکان جواب

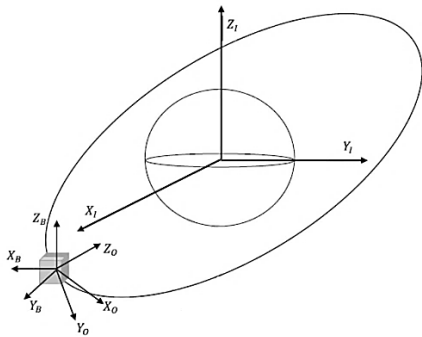
شده است. در مرجع [۱۲]، یک طرح کنترل تحمل‌پذیر عیب بر اساس استراتژی کنترل پیش‌بین مدل صریح در برابر عیب عملگرها ارائه شده است. در این طرح، ابتدا مدل عیب عملگر، با روشی مبتنی بر پیش‌بین مدل صریح ایجاد می‌شود. سپس، با در نظر گرفتن عدم قطعیت مدل و اغتشاشات حالت سیستم، مسئله کنترل بر اساس وضعیت خرابی عملگر فضاپیما به برنامه‌های درجه دوم چند پارامتری تحت محدودیت‌ها تبدیل می‌شود. در نهایت، یک فرآیند بازگشتی از ترکیب و جایگزینی راه‌حل‌ها برای استخراج قوانین کنترل صریح مورد نیاز ارائه می‌شود. در مرجع [۱۳]، یک الگوریتم جدید برای کنترل پیش‌بین مدل غیرخطی تطبیقی صریح با کاربردهایی برای تحمل عیب در مانورهای وضعیت فضاپیماها ارائه شده است. در مرجع [۱۴]، یک طرح کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل وضعیت ماهواره‌های کوچک همگام با خورشید که دارای گشتاوردهنده‌های مغناطیسی هستند، توسعه یافته است. در این طرح، ورودی کنترل با استفاده از مدل سیستم برای پیش‌بینی رفتار آینده سیستم ایجاد می‌شود. در مرجع [۱۵]، یک طرح کنترل پیش‌بین مدل توسعه یافته، برای کنترل وضعیت ماهواره در حضور خرابی عملگرها توسعه یافته است. این کنترل‌کننده از مدل سیستم برای بهینه‌سازی متغیر کنترل در یک افق پیش‌بین محدود استفاده می‌کند و یک جواب تقریباً بهینه به دست می‌آورد. استراتژی کنترل از طریق شبیه‌سازی مونت کارلو در دو سناریو شکست شامل: شکست در چرخ عکس‌العملی و شکست در میله گشتاور مغناطیسی آزمایش شد. در مرجع [۱۶] یک طرح کنترل پیش‌بین مدل مرتبه کسری، برای کنترل وضعیت ماهواره پیشنهاد شد. این طرح ابتدا تابع هزینه مرتبه کسری را معرفی کرد و سپس یک قانون کنترل را برای به حداقل رساندن این تابع هزینه استخراج کرد. ویژگی مرتبه کسری به افزایش سرعت همگرایی و دقت کنترل کمک کرد. در مرجع [۱۷] یک طرح کنترل پیش‌بین مدل غیرخطی جدید، بر اساس شناسایی دو مرحله‌ای مدل دینامیکی ماهواره برای کنترل وضعیت ماهواره معرفی شد. در مرجع [۱۸]، یک کنترل پیش‌بین مدل خودتحریک تطبیقی، برای کنترل وضعیت نانوماهواره‌ها برای کاهش حجم محاسبات و حجم انتقال داده، توسعه یافت. پژوهش‌های بسیار کمی از استراتژی کلیدزنی برای طراحی کنترل‌کننده وضعیت ماهواره بهره برده‌اند. این موضوع تنها در مرجع [۱۹] دیده می‌شود. در این مرجع، یک استراتژی کنترل پیش‌بین مدل کلیدزنی با قانون تطبیقی برای کنترل وضعیت

آن در جهت محور چرخش زمین و محور Y آن توسط قانون دست راست تعیین می‌شود.

سیستم مختصات مداری: مرکز این سیستم منطبق بر مرکز جرم ماهواره است. همچنین، محور Z آن در جهت ندیر، محور Y آن عمود بر صفحه مداری و محور X آن به طور تقریبی در جهت سرعت خطی ماهواره است.

سیستم مختصات بدنه: مرکز این سیستم منطبق بر مرکز جرم ماهواره است و محورهای آن همیشه هم‌تراز با محورهای اصلی ماهواره نیست. لذا ممان اینرسی ماهواره I می‌تواند غیرقطری باشد.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1)$$



شکل (۱): سیستم‌های مختصات مختلف: سیستم مختصات اینرسی $(X_0 Y_0 Z_0)$ ، سیستم مختصات مداری $(X_1 Y_1 Z_1)$ و سیستم مختصات بدنه $(X_B Y_B Z_B)$

۲-۲- معادلات سینماتیکی ماهواره

در معادلات سینماتیکی ماهواره، زوایای اوایلر جهت نمایش وضعیت ماهواره در فضا استفاده می‌شوند. جهت دستیابی به معادلات دینامیکی حرکت، ماتریس انتقال بین دستگاه‌های مختصات مختلف مورد نیاز است. برای این منظور، طبق رابطه (۱) از ماتریس انتقال از دستگاه اینرسی به بدنه (R_I^B) استفاده می‌شود که بر اساس توالی ZYX محاسبه شده است:

$$R_I^B = \begin{pmatrix} \cos(\theta)\cos(\psi) & \sin(\varphi)\sin(\theta)\cos(\psi) - \cos(\varphi)\sin(\psi) & \cos(\varphi)\sin(\theta)\cos(\psi) + \sin(\varphi)\sin(\psi) & \cos(\theta)\sin(\psi) & -\sin(\theta) \\ \sin(\varphi)\sin(\theta)\sin(\psi) + \cos(\varphi)\cos(\psi) & \sin(\varphi)\cos(\theta) & \cos(\varphi)\cos(\theta) & \sin(\varphi)\sin(\theta)\sin(\psi) - \sin(\varphi)\cos(\psi) & \cos(\varphi)\cos(\psi) \end{pmatrix} \quad (2)$$

که در آن $\theta = (\varphi \ \theta \ \psi)^T$ نمایانگر زوایای اوایلر است و مشتق این زوایا نسبت به زمان از رابطه زیر به دست می‌آید:

داشتن مسئله بهینه‌سازی در مانورهای سریعتر و محدوده نقاط کاری وسیعتر بیشتر می‌شود.

• مسئله حداقل کردن یک تابع هزینه با افق پیش‌بین بینهایت (مسئله H_2) مورد توجه قرار می‌گیرد تا هم بتوان پایداری سیستم حلقه بسته را تضمین کرد و هم بتوان بر محدودیت انرژی در ماهواره‌ها غلبه کرد.

• مسئله کاهش اثر اغتشاشات (مسئله H_∞) مطرح می‌شود تا بهره انرژی بین اغتشاشات نامعلوم موجود در محیط خشن فضا و خطای ردیابی به حداقل برسد. بنابراین، خطای ردیابی در برابر این اغتشاشات نامعلوم مقاوم می‌شود و در نتیجه، دقت و سرعت نشانه‌روی در مواجهه با تغییرات ناخواسته حفظ می‌شود.

• برقراری ارتباط بین تعداد زیرفضاها با فرکانس کلیدزنی، سطح حذف اغتشاش و مدت زمان انجام مانور و محاسبه تعداد بهینه زیرفضاها به منظور داشتن عملکرد کنترلی بهتر و تعداد مانور در واحد زمان بیشتر حاصل می‌شود.

ساختار ادامه مقاله به شرح زیر است. در بخش ۲، دینامیک وضعیت غیرخطی ماهواره شرح داده می‌شود و مدل کلیدزنی آن استخراج می‌شود. در بخش ۳، طرح کنترل وضعیت پیشنهادی ارائه می‌شود. در بخش ۴، تعداد بهینه زیرفضاها محاسبه می‌شود. در بخش ۵، عملکرد طرح پیشنهادی روی یک ماهواره نمونه از طریق شبیه‌سازی نشان داده می‌شود. در نهایت، در بخش ۶، جمع‌بندی مقاله بیان می‌شود.

۲- مدل‌سازی ریاضی

در این بخش، ابتدا سیستم‌های مختصات مورد استفاده در ماهواره شرح داده می‌شود. سپس، معادلات سینماتیکی و دینامیکی ماهواره بیان می‌شود و در نهایت مدل کلیدزنی آن استخراج می‌شود.

۲-۱- سیستم‌های مختصات ماهواره

به منظور توصیف معادلات سینماتیکی و دینامیکی ماهواره، سه سیستم مختصات شامل: سیستم مختصات اینرسی، سیستم مختصات مداری و سیستم مختصات بدنه مورد استفاده قرار می‌گیرد (شکل ۱) که در ادامه شرح داده می‌شوند.

سیستم مختصات اینرسی: مرکز این سیستم منطبق بر مرکز زمین است. همچنین، محور X آن در جهت اعتدال بهاری، محور Z

$$\tau_{mag} = m_r \times R_I^B B_I \quad (9)$$

که m_r نمایانگر ممان مغناطیسی دوقطبی پسماند در دستگاه بدنه و B_I نمایانگر بردار میدان مغناطیسی زمین در دستگاه اینرسی است. با توجه به رابطه (۵)، رابطه (۴) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{dH_B}{dt} + \omega_{BI}^B \times H_B = \tau_{gg} + \tau_{aero} + \tau_{mag} \quad (10)$$

حال اگر ماهواره شامل سه چرخ عکس‌العملی باشد، تکانه زاویه‌ای ماهواره و مشتق تکانه زاویه‌ای ماهواره به صورت زیر خواهد بود:

$$H_B = I\omega_{BI}^B + I_{w1}\omega_{w1} + I_{w2}\omega_{w2} + I_{w3}\omega_{w3} \quad (11)$$

$$\frac{dH_B}{dt} = I\dot{\omega}_{BI}^B + I_{w1}\dot{\omega}_{w1} + I_{w2}\dot{\omega}_{w2} + I_{w3}\dot{\omega}_{w3} \quad (12)$$

که I_{wi} نمایانگر ممان اینرسی چرخ عکس‌العملی i -ام و ω_{wi} نمایانگر سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی i -ام است. از طرف دیگر، گشتاور کنترلی تولیدی توسط چرخ‌های عکس‌العملی به صورت زیر است:

$$T_c = -I_{w1}\dot{\omega}_{w1} - I_{w2}\dot{\omega}_{w2} - I_{w3}\dot{\omega}_{w3} \quad (13)$$

باتوجه به روابط (۱۰) تا (۱۳)، معادلات دینامیکی ماهواره در حضور چرخ‌های عکس‌العملی به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} I\dot{\omega}_{BI}^B - T_c + \omega_{BI}^B \times (I\omega_{BI}^B + I_{w1}\omega_{w1} + I_{w2}\omega_{w2} + I_{w3}\omega_{w3}) \\ = \tau_{gg} + \tau_{aero} + \tau_{mag} \\ \Rightarrow \dot{\omega}_{BI}^B = -I^{-1}\omega_{BI}^B \times (I\omega_{BI}^B + I_{w1}\omega_{w1} + I_{w2}\omega_{w2} \\ + I_{w3}\omega_{w3}) + I^{-1}T_c + I^{-1}(\tau_{gg} + \tau_{aero} + \tau_{mag}) \end{aligned} \quad (14)$$

اگر چرخ‌های عکس‌العملی در جهت محورهای دستگاه مختصات بدنه (شکل ۲) نصب شوند، پس از آن خواهیم داشت:

$$\omega_{w1} = \begin{pmatrix} \omega_{w1} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \omega_{w2} = \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_{w2} \\ 0 \end{pmatrix}, \omega_{w3} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{w3} \end{pmatrix} \quad (15)$$

باتوجه به روابط (۱۴) و (۱۵)، معادلات دینامیکی به صورت زیر جمع‌بندی می‌شود:

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{pmatrix} = -I^{-1} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \times \left(I \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} I_{w1}\omega_{w1} \\ I_{w2}\omega_{w2} \\ I_{w3}\omega_{w3} \end{pmatrix} \right) + I^{-1}T_c \\ + I^{-1}(\tau_{gg} + \tau_{aero} + \tau_{mag}) \end{aligned} \quad (16)$$

همچنین، با توجه به روابط (۱۵) و (۱۶)، داریم:

$$\dot{\Theta} = R(\Theta)\omega_{BI}^B \quad (3)$$

که در آن $\omega_{BI}^B = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$ بیانگر سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنه نسبت به سیستم مختصات اینرسی توصیف شده در دستگاه مختصات بدنه است. $R(\Theta)$ بر اساس توالی چرخش ZYX به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$R(\Theta) = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\varphi)\tan(\theta) & \cos(\varphi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi)\sec(\theta) & \cos(\varphi)\sec(\theta) \end{pmatrix} \quad (4)$$

۳-۲- معادلات دینامیکی ماهواره

معادلات دینامیکی ماهواره به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\frac{dH_B}{dt} + \omega_{BI}^B \times H_B = \sum \tau_d \quad (5)$$

که H_B نمایانگر تکانه زاویه‌ای ماهواره در دستگاه بدنه و $\sum \tau_d$ نمایانگر گشتاورهای اغتشاشی اعمال شده به بدنه ماهواره در دستگاه بدنه است. در محیط فضا، گشتاورهای اغتشاشی مختلفی به بدنه ماهواره وارد می‌شود که می‌توان به گشتاور گرادیان جاذبه، گشتاور درگ هوا و گشتاور مغناطیسی اشاره کرد. بنابراین داریم:

$$\sum \tau_d = \tau_{gg} + \tau_{aero} + \tau_{mag} \quad (6)$$

که τ_{gg} نمایانگر گشتاور گرادیان جاذبه در دستگاه بدنه، τ_{aero} نمایانگر گشتاور درگ هوا در دستگاه بدنه و τ_{mag} نمایانگر گشتاور مغناطیسی در دستگاه بدنه است. گشتاور گرادیان جاذبه در دستگاه بدنه به طور تقریبی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\tau_{gg} = 3\omega_0^2(r_3 \times I r_3), \quad \omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_c^3}} \quad (7)$$

که ω_0 نمایانگر نرخ مداری دایروی، $\mu = 398600 \frac{km^3}{s^2}$ نمایانگر ثابت گرانشی زمین، r_c نمایانگر فاصله مرکز زمین تا مرکز جرم ماهواره و r_3 نمایانگر ستون سوم ماتریس کسینوس جهتی است. همچنین، گشتاور درگ هوا توسط رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$\tau_{aero} = r_{ms} \times R_I^B (0.5\rho C_D A_s \|V_{rel}\| V_{rel}) \quad (8)$$

که r_{ms} نمایانگر بردار از مرکز جرم ماهواره به مرکز سطح در دستگاه بدنه، ρ نمایانگر چگالی هوا، C_D نمایانگر ثابت درگ، A_s نمایانگر مساحت سطح موثر و V_{rel} نمایانگر سرعت نسبی ماهواره به اتمسفر در دستگاه اینرسی است.

علاوه بر این، گشتاور مغناطیسی از رابطه زیر به دست می‌آید:

که:

$$C = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (24)$$

۲-۴- معادلات فضای حالت کلیدزنی

همانطور که در رابطه (۲۱) دیده می‌شود، معادلات حالت ماهواره القاکننده یک رفتار غیر خطی پیچیده است. بنابراین، طراحی تنها یک کنترل کننده برای ردیابی زوایای مطلوب در محدوده وسیعی از فضای حالت امکان پذیر نیست. به منظور غلبه بر این چالش، می‌توان محدوده فضای حالت را به چند زیرفضا تقسیم کرد و برای هر زیرفضا یک نقطه کاری در نظر گرفت. حال با خطی سازی معادلات حالت حول هر نقطه کاری، یک معادله حالت خطی به هر زیرفضا اختصاص می‌یابد. با تجميع این معادلات حالت خطی می‌توان یک سیستم کلیدزنی خطی شکل داد که زیرفضای (زیرسیستم) فعال آن توسط حالت‌ها تعیین می‌شود. به عبارت دیگر، مقدار حالت‌ها در هر لحظه تعیین می‌کند که کدام زیرفضا فعال است. توجه شود که هر چه تعداد زیرفضای در نظر گرفته شده بیشتر باشد، سیستم کلیدزنی خطی شکل گرفته تقریب بهتری از معادلات حالت ماهواره را ارائه می‌کند. شکل ۳ نمونه‌ای از زیرفضاهای در نظر گرفته شده به همراه نقاط کاری را نشان می‌دهد. براساس توضیحات ارائه شده، سیستم کلیدزنی خطی به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\delta \dot{X} = A_{\sigma(t)} \delta X + B_{\sigma(t)} \delta u + F_{\sigma(t)} \delta f, \quad (25)$$

$$\sigma(t) \in M = \{1, \dots, m\}$$

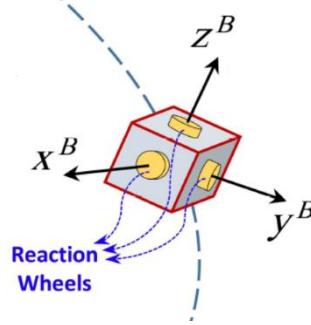
که $\sigma(t)$ نمایانگر سیگنال کلیدزنی و M نمایانگر مجموعه زیر فضاها است و:

$$A_{\sigma(t)} = \left. \frac{\partial F}{\partial X} \right|_{X=X_{\sigma(k)}}, \quad B_{\sigma(t)} = \left. \frac{\partial F}{\partial u} \right|_{X=X_{\sigma(k)}}, \quad (26)$$

$$F_{\sigma(t)} = \left. \frac{\partial F}{\partial w} \right|_{X=X_{\sigma(k)}}$$

تذکره ۱: خط چین‌های نشان داده شده در شکل ۳ بیانگر مرزهای بین زیرفضاها است. اگر مسیر حالت سیستم یک خط چین را قطع کند، یک انتقال بین زیرفضاها یا یک کلیدزنی اتفاق می‌افتد. بنابراین، در یک مانور ممکن است چندین کلیدزنی اتفاق بیفتد. همچنین، با توجه به اینکه فضای حالت نشان داده شده در شکل ۳ دارای ۱۶ زیرفضا است، سیگنال کلیدزنی $\sigma(t)$ می‌تواند مقادیری بین ۱ تا ۱۶ داشته باشد که نشان دهنده زیرفضای فعال است.

$$T_c = \begin{pmatrix} -I_{w1} \dot{\omega}_{w1} \\ -I_{w2} \dot{\omega}_{w2} \\ -I_{w3} \dot{\omega}_{w3} \end{pmatrix} \Rightarrow \begin{pmatrix} \dot{\omega}_{w1} \\ \dot{\omega}_{w2} \\ \dot{\omega}_{w3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{I_{w1}} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{I_{w2}} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{I_{w3}} \end{pmatrix} T_c \quad (17)$$



شکل (۲): ساختار هندسی چرخ‌های عکس‌العملی

حال تعریف می‌کنیم:

$$X = (\varphi \ \theta \ \psi \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ \omega_{w1} \ \omega_{w2} \ \omega_{w3})^T \quad (18)$$

$$u = T_c \quad (19)$$

$$\dot{f} = \tau_{gg} + \tau_{aero} + \tau_{mag} \quad (20)$$

$$F(X, u, f) = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\varphi) \tan(\theta) & \cos(\varphi) \tan(\theta) & \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) & \\ 0 & \sin(\varphi) \sec(\theta) & \cos(\varphi) \sec(\theta) & \\ -I^{-1} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \times \left(I \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} I_{w1} \omega_{w1} \\ I_{w2} \omega_{w2} \\ I_{w3} \omega_{w3} \end{pmatrix} \right) \\ + I^{-1} u + I^{-1} f & & & \\ \begin{pmatrix} -\frac{1}{I_{w1}} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{I_{w2}} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{I_{w3}} \end{pmatrix} u & & & \end{pmatrix} \quad (21)$$

معادلات حالت مربوط به معادلات سینماتیکی و دینامیکی

ماهواره در حضور چرخ عکس‌العملی به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{X} = F(X, u, w) \quad (22)$$

همچنین، باتوجه به اینکه یکی از اهداف کنترلی ردیابی مقادیر مطلوب زوایای اوایلر است، معادله اندازه‌گیری به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$y = CX \quad (23)$$

$$E(k+1) = A_{d\sigma(k)}E(k) + B_{d\sigma(k)}u_{\sigma(k)}(k) + F_{d\sigma(k)}f(k) \quad (29)$$

$$, \sigma(k) \in M = \{1, \dots, m\}$$

۳- طرح کنترل پیشنهادی

سیستم کلیدزنی غیرخطی زمان گسسته را به صورت زیر در نظر

بگیرید:

$$E(k+1) = A_{d\sigma(k)}E(k) + B_{d\sigma(k)}u(k) + F_{d\sigma(k)}f(k) \quad (30)$$

$$o(k) = \begin{pmatrix} P_{d\sigma(k)}E(k) \\ Q_{d\sigma(k)}u(k) \end{pmatrix} \quad (31)$$

که $o(k) \in R^{n_o}$ ، $u(k) \in R^{n_u}$ ، $E(k) \in R^{n_e}$ و $f(k) \in R^{n_f}$ به ترتیب معرف حالت‌های سیستم، ورودی کنترل، خروجی کنترل شده و اغتشاشات هستند. سیگنال کلیدزنی به صورت $\sigma(k): [0, \infty) \rightarrow M = \{1, 2, \dots, m\}$ نشان داده می‌شود. ماتریس‌های $A_{d\sigma(k)}$ ، $B_{d\sigma(k)}$ ، $P_{d\sigma(k)}$ ، $Q_{d\sigma(k)}$ و $F_{d\sigma(k)}$ نمایانگر ماتریس‌های حقیقی فضای حالت با ابعاد مناسب هستند.

فرض ۱: انرژی اغتشاش به صورت زیر محدود می‌شود:

$$\|f(k)\|_{L_2}^2 = \sum_{k=0}^{\infty} f^T(k)f(k) \leq f_{\max} \quad (32)$$

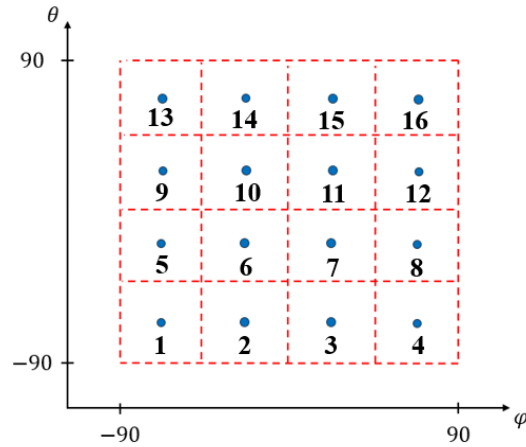
که $\|\cdot\|_{L_2}$ نمایانگر نرم L_2 یک سیگنال است.

برای توسعه کنترل کننده، تعاریف مورد نیاز به شرح زیر ارائه می‌شوند.

تعریف ۱: بر اساس ساختار کلیدزنی زمان اقامت ماندگار (شکل ۴)، یک سیگنال کلیدزنی به تعدادی پنجره تقسیم می‌شود که هر پنجره از دو قسمت شامل قسمت λ و قسمت α تشکیل می‌شود. در قسمت λ ، یک زیر سیستم خاص با زمان اجرا بیشتر از λ فعال می‌شود و در قسمت α ، تعداد زیادی کلیدزنی به ترتیب در زمان فرکانس کمتر از α و β رخ می‌دهد. λ و α به ترتیب زمان ماندگاری و دوره ماندگاری نامیده می‌شوند. تعداد کلیدزنی در قسمت α از یک پنجره دلخواه p با ناتساوی زیر محدود می‌شود $[20]$:

$$N(k_{s_p+1}, k_{s_{p+1}}) \leq \alpha\beta \quad (33)$$

که k_{s_p+1} و $k_{s_{p+1}}$ به ترتیب اولین و آخرین لحظه کلیدزنی در قسمت α در پنجره p هستند.



شکل (۳): زیرفضاها (خط چین قرمز) و نقاط کاری (نقاط آبی)

تذکر ۲: به دلیل اینکه تابع F وابسته به زاویه ψ نیست، ماتریس فضای حالت $A_{d\sigma(k)}$ نیز به زاویه ψ وابسته نیست. در نتیجه، همانطور که در شکل ۳ دیده می‌شود، زاویه ψ در تقسیم‌بندی نواحی نقشی ندارد.

حال بر اساس روش گسسته‌سازی مرتبه اول اوپلر، سیستم کلیدزنی در رابطه (۲۶) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$X(k+1) = A_{d\sigma(k)}X(k) + B_{d\sigma(k)}u_{\sigma(k)}(k) + F_{d\sigma(k)}f(k), \quad (27)$$

$$\sigma(k) \in M = \{1, \dots, m\}$$

اگر $X_d(k)$ نمایانگر مقدار مطلوب حالت‌ها باشد، آنگاه با فرض $X_d(k+1) = X_d(k)$ ، دینامیک خطای ردیابی به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$E(k+1) = X(k+1) - X_d(k+1) \\ = A_{d\sigma(k)}X(k) + B_{d\sigma(k)}u_{\sigma(k)}(k) + F_{d\sigma(k)}f(k) - X_d(k) \\ = A_{d\sigma(k)}(X(k) - X_d(k)) + B_{d\sigma(k)}u_{\sigma(k)}(k) + F_{d\sigma(k)}f(k) + (A_{d\sigma(k)} - I)X_d(k) \quad (28)$$

$$= A_{d\sigma(k)}E(k) + B_{d\sigma(k)}u_{\sigma(k)}(k) + F_{d\sigma(k)}f(k) + (A_{d\sigma(k)} - I)X_d(k)$$

$$, \sigma(k) \in M = \{1, \dots, m\}$$

باتوجه به ماتریس فضای حالت $A_{d\sigma(k)}$ استخراج شده برای هر ناحیه و در نظر گرفتن $X_d(k) = (\varphi_d \ \theta_d \ \psi_d \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0)^T$ ، میتوان نشان داد که $(A_{d\sigma(k)} - I)X_d(k) \approx 0$. بنابراین، رابطه (۲۸) به صورت زیر خواهد بود:

که ω افق پیش‌بین است. قانون کنترل پس‌خور حالت به شرح زیر است:

$$\mathbf{u}_{i,k}(k+\omega|k) = \mathbf{G}_{i,k} \mathbf{E}(k+\omega|k), \omega = 0, 1, \dots, \infty \quad (36)$$

که در آن $\mathbf{G}_{i,k}$ نمایانگر بهره کنترل پس‌خور است. مؤلفه e -ام بردار ورودی تعریف شده در (36) دارای محدودیت زیر است:

$$|\mathbf{u}_{i,k}^e(k+\omega|k)| \leq u_{e,\max}, \quad e = 1, 2, \dots, n_u \quad (37)$$

که در آن $u_{e,\max}$ کران بالای مؤلفه e -ام بردار ورودی است. **قضیه ۱.** سیستم کلیدزنی (30)-(31) را تحت فرض ۱ و قید ورودی (37) در نظر بگیرید. همچنین فرض کنید که پارامترهای تصمیم‌گیری $-1 < a_s < 0$ ، $\varepsilon > 1$ ، $\gamma > 0$ و $f_{\max}$ و پارامترهای ساختار زمان اقامت ماندگار α و β انتخاب شده هستند. حال اگر ماتریس‌های $\mathbf{R}_{i,k} > 0$ و $\mathbf{G}_{i,k}$ به‌گونه‌ای وجود داشته باشند که مسائل بهینه‌سازی زیر را برآورده سازند:

$$\min_{\mathbf{R}_{i,k}, \mathbf{G}_{i,k}} \delta_{i,k} \quad (38)$$

$$\begin{pmatrix} \delta_{i,k} & \mathbf{E}(k)^T & \gamma^2 f_{\max} \\ * & \mathbf{R}_{i,k}^{-1} & 0 \\ * & * & \gamma^2 f_{\max} \end{pmatrix} \geq 0 \quad (39)$$

$$\begin{pmatrix} -\bar{\mathbf{A}}_{di,k}^T \mathbf{R}_{i,k} \bar{\mathbf{A}}_{di,k} + \mathbf{R}_{i,k} & -\bar{\mathbf{A}}_{di,k}^T \mathbf{R}_{i,k} \mathbf{F}_{di} \\ -\mathbf{P}_{di}^T \mathbf{P}_{di} - \mathbf{G}_{i,k}^T \mathbf{Q}_{di} & -\mathbf{F}_{di}^T \mathbf{R}_{i,k} \mathbf{F}_{di} \\ \mathbf{Q}_{di} \mathbf{G}_{i,k} + a_s \mathbf{R}_{i,k} & * \\ * & +\gamma^2 \mathbf{I} \end{pmatrix} \geq 0 \quad (40)$$

$$\varepsilon \mathbf{R}_{j,k-1} - \mathbf{R}_{i,k} \geq 0, \quad j = \sigma(k-1) \quad (41)$$

$$\begin{pmatrix} u_{e,\max}^2 & \mathbf{V}^e \mathbf{G}_{i,k} \\ * & \delta_{i,k}^{-1} \mathbf{R}_{i,k} \end{pmatrix} \geq 0, \quad e = 1, \dots, n_u \quad (42)$$

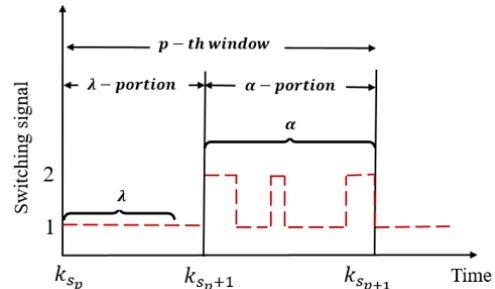
که در آن $*$ معرف عبارت‌های متقارن در ماتریس‌ها، $\delta_{i,k}$ معرف کران بالا برای تابع هزینه $(J_{i,k})$ ، a_s معرف نرخ تغییرات انرژی در زیرسیستم‌ها، ε ضریب محدود کننده افزایش انرژی در لحظات کلیدزنی است:

$$\bar{\mathbf{A}}_{di,k} = \mathbf{A}_{di} + \mathbf{B}_{di} \mathbf{G}_{i,k} \quad (43)$$

و آنگاه برای قانون کنترل پس‌خور حالت $\mathbf{u}_{i,k}(k|k) = \mathbf{G}_{i,k} \mathbf{X}(k|k)$ و هر سیگنال کلیدزنی زمان اقامت ماندگار که شرط زیر را برآورده کند:

$$\lambda > \lambda^* = \max\left\{\frac{(\alpha\beta+1)\ln\varepsilon}{-\ln(1+a_s)}, \frac{1}{\beta}\right\} \quad (44)$$

تذکر ۳: همانطور که پیش از این گفته شد، انتقال از یک زیرفضا به زیرفضای دیگر باعث کلیدزنی می‌شود. بنابراین، یک مانور ممکن است منجر به چند کلیدزنی شود و در نتیجه، یک سیگنال کلیدزنی ایجاد شود. در این پژوهش، ساختار کلیدزنی زمان اقامت ماندگار به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که سیگنال‌های کلیدزنی ایجاد شده توسط مانورهای مختلف عضوی از این ساختار باشند. **تعریف ۲:** عملکرد H_∞ برای سیستم کلیدزنی (30) و (31) به‌صورت زیر جمع‌بندی می‌شود [21]:



شکل (۴): ساختار کلیدزنی زمان اقامت ماندگار

(۱) نقطه تعادل $\mathbf{E} = \mathbf{0}$ در سیستم کلیدزنی (30) تحت سیگنال کلیدزنی $\sigma(k)$ با $\mathbf{u}(k) \equiv 0$ و $\mathbf{f}(k) \equiv 0$ به صورت یکنواخت مجانبی پایدار است، به این معنی که یک کلاس از توابع κ_∞ و یک ثابت مثبت c وجود دارد، به طوری که پاسخ سیستم ناتساوی زیر را ارضا کند:

$$\begin{aligned} \|\mathbf{E}(k)\| &\leq \alpha(\|\mathbf{E}(k_0)\|) \quad \forall k \geq k_0, \|\mathbf{E}(k_0)\| \leq c, \\ \|\mathbf{E}(k)\| &\rightarrow 0 \quad \text{as } k \rightarrow \infty \end{aligned} \quad (34)$$

(۲) ثابت مثبت γ_L ، ناتساوی $\|\mathbf{o}(k)\|_{L_2}^2 \leq \gamma_L^2 \|\mathbf{f}(k)\|_{L_2}^2$ تحت $\mathbf{E}(k_0) = \mathbf{0}$ ، $\mathbf{u}(k) \equiv 0$ و $\mathbf{f}(k) \neq 0$ برای سیستم کلیدزنی (30)-(31) برقرار است.

در ادامه به ارائه طرح کنترل پیش‌بین پرداخته می‌شود. طرح پیش‌بین مدل، شامل یک مسئله بهینه‌سازی گام به گام است که در هر گام، تابع هزینه بر اساس ورودی‌ها و حالت‌های پیش‌بین شده به حداقل می‌رسد. فرض می‌شود که $\mathbf{u}(k+\omega|k)$ ، $\mathbf{E}(k+\omega|k)$ و $\sigma(k+\omega|k)$ به ترتیب ورودی پیش‌بینی شده، حالات پیش‌بینی شده و سیگنال کلیدزنی پیش‌بینی شده باشند. همچنین، مقدار سیگنال کلیدزنی در افق پیش‌بین، ثابت فرض می‌شود. جهت طراحی کنترل‌کننده، یک تابع هزینه با افق پیش‌بین نامحدود به شرح زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$J_{i,k} = \|\mathbf{o}(k+\omega|k)\|_{L_2}^2, \quad \omega = 0, 1, \dots, \infty \quad (35)$$

دارای پایداری مجانبی یکنواخت سراسری و عملکرد H^∞ با سطح تضعیف اغتشاش (۴۵) است.

اثبات. پیوست ۲ را ببینید.

تذکر ۴: پارامتر γ بر اساس نیازمندی‌های کنترل، تعیین می‌شود. اگر γ کاهش یابد، آنگاه با توجه به رابطه (۴۵)، کاهش می‌یابد. در نتیجه، عملکرد کنترل‌کننده بهتر می‌شود. از طرف دیگر، اگر γ کاهش یابد، آنگاه ناحیه امکان‌پذیری کوچکتر می‌شود. بنابراین، این پارامتر باید بر اساس مصالحه بین عملکرد کنترل‌کننده و ناحیه امکان‌پذیری انتخاب شود. پارامترهای a_s و ε به ترتیب بر اساس نرخ تغییرات تابع لیاپانوف مورد انتظار در زیرسیستم‌ها و لحظات کلیدزنی تعیین می‌شوند. اگر هر یک از این پارامترها کاهش یابد، آنگاه با توجه به روابط (۴۴) و (۴۵)، λ و γ_L نیز کاهش می‌یابند. در نتیجه، کنترل‌کننده در برابر کلیدزنی‌های سریعتر مقاوم است و عملکرد آن بهبود می‌یابد. از طرف دیگر، اگر هر یک از این پارامترها کاهش یابد، آنگاه ناحیه امکان‌پذیری کوچکتر می‌شود. بنابراین، در اینجا باید مصالحه دیگری بین سازگاری با نرخ کلیدزنی بالاتر و ناحیه امکان‌پذیری برقرار شود.

۴- محاسبه تعداد بهینه زیرفضاها

در این بخش ابتدا به ارتباط بین تعداد زیرفضاها با زمان مانور، سطح حذف اغتشاش و عملکرد کنترل‌کننده پرداخته می‌شود و سپس بر اساس آن، یک مقدار بهینه برای تعداد زیرفضا استخراج می‌شود. اگر کل فضای حالت مربعی شکل به n زیرفضای مربعی شکل تقسیم شود، آنگاه، حداکثر تعداد انتقال بین زیرفضاها برای بزرگترین مانور برابر $2(\sqrt{n}-1)$ خواهد بود. برای مثال، همانطور که در شکل ۵ دیده می‌شود، حداکثر تعداد انتقال بین زیرفضاها برای بزرگترین مانور در یک فضای مربعی با ۱۶ زیرفضای مربعی برابر ۶ خواهد بود. بر این اساس، تعداد کلیدزنی در قسمت α از یک پنجره دلخواه p به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$N(k_{sp+1}, k_{sp+1}) = 2(\sqrt{n}-1) \quad (51)$$

با توجه به رابطه (۵۱)، فرکانس کلیدزنی در قسمت α از یک پنجره دلخواه p به صورت زیر خواهد بود:

$$\beta = \frac{2(\sqrt{n}-1)}{\alpha} \quad (52)$$

بر اساس روابط (۴۴)، (۴۵) و (۵۲)، خواهیم داشت:

سیستم کلیدزنی حلقه بسته در (۳۰)-(۳۱) با توجه به محدودیت ورودی (۳۷) و تحت فرض ۱ دارای پایداری مجانبی یکنواخت سراسری و عملکرد H^∞ با سطح تضعیف اغتشاش (۴۵) خواهد بود:

$$\gamma_L = \sqrt{\frac{-a_s \gamma^2 \eta}{1-\rho}} \quad (45)$$

$$\rho = \varepsilon^{\frac{\alpha\beta+1}{\alpha+\lambda}} (1+a_s) \quad \text{و} \quad \eta = \varepsilon^{\alpha\beta+1}$$

اثبات. پیوست ۱ را ببینید.

مسئله بهینه‌سازی غیرمحدب در (۳۸)-(۴۲) باید به عنوان یک بهینه‌سازی ناتساوی ماتریسی خطی جمع‌بندی شود. بنابراین قضیه زیر ارائه می‌شود.

قضیه ۲. سیستم کلیدزنی (۳۰)-(۳۱) را تحت فرض ۱ و قید ورودی (۳۷) در نظر بگیرید. همچنین فرض کنید که پارامترهای تصمیم‌گیری $-1 < a_s < 0$ ، $\varepsilon > 1$ ، $\gamma > 0$ و $f_{\max}$ و پارامترهای ساختار زمان اقامت ماندگار α و β انتخاب شده باشند. حال اگر ماتریس‌های $N_{i,k}$ ، $M_{i,k}$ ، $K_{i,k} > 0$ به گونه‌ای وجود داشته باشند که مسئله بهینه‌سازی زیر را ارضا کنند:

$$\min_{K_{i,k}, M_{i,k}, N_{i,k}} \delta_{i,k} \quad (46)$$

$$\begin{pmatrix} 1 & E(k)^T & \gamma^2 f_{\max} \\ * & K_{i,k} & 0 \\ * & * & \delta_{i,k} \gamma^2 f_{\max} \end{pmatrix} \geq 0 \quad (47)$$

$$\begin{pmatrix} (1+a_s)(N_{i,k} + N_{i,k}^T - K_{i,k}) & N_{i,k}^T P_{di}^T & M_{i,k}^T Q_{di}^T \\ * & \delta_{i,k} I & 0 \\ * & * & \delta_{i,k} I \\ * & * & * \\ * & * & * \\ 0 & (A_{di} N_{i,k} + B_{di} M_{i,k})^T & \\ 0 & 0 & \\ \delta_{i,k} \gamma^2 I & \delta_{i,k} F_{di}^T & \\ * & K_{i,k} & \end{pmatrix} \geq 0 \quad (48)$$

$$K_{i,k} - E(k) \theta^{-1} \delta_{i,k} v_{j,k-1} (E(k))^{-1} E(k)^T \geq 0 \quad (49)$$

$$\begin{pmatrix} N_{i,k} + N_{i,k}^T - K_{i,k} & M_{i,k}^T V_{eT} \\ * & -2 \\ & u_{e,\max} \end{pmatrix} \geq 0 \quad (50)$$

آنگاه، برای بهره کنترل $N_{i,k} M_{i,k}^{-1}$ و هر سیگنال کلیدزنی زمان اقامت ماندگار ارضا کننده (۴۴)، سیستم کلیدزنی حلقه بسته در (۳۰)-(۳۱) با توجه به محدودیت ورودی (۳۷) و تحت فرض ۱

$$\|E(k_{s_p+1})\| \leq \kappa_1^{-1} (e^{(2\sqrt{n}-1)\ln \varepsilon} (e^{\lambda \ln(1+a_s)} \kappa_2 (\|E(k_{s_p})\| + \gamma^2 f_{\max}))) \quad (56)$$

اجازه دهید مقادیر $\|E(k_{s_p})\|$ و $\|E(k_{s_p+1})\|$ را به ترتیب به عنوان شرط اولیه حالت‌ها و شرط نهایی حالت‌ها (محدوده همگرایی) در نظر بگیریم. با ثابت در نظر گرفتن پارامترهای ε ، γ و $f_{\max}$ ، میتوان استنباط کرد که مقادیر n و λ روی زمان رسیدن به محدوده همگرایی تأثیرگذار هستند. به دلیل اینکه مقدار λ از جنس زمان و وابسته به مقدار n است، این پارامتر را به عنوان معیاری برای زمان مانور در نظر می‌گیریم. بنابراین، هر چه مقدار پارامتر λ کوچکتر باشد، زمان انجام یک مانور کوچکتر است و این قابلیت ایجاد می‌شود که تعداد مانور بیشتری در واحد زمان داشته باشیم.

با توجه به تحلیل‌های انجام شده میتوان نتیجه گرفت که مقدار حداقل n ، باید به گونه‌ای انتخاب شود که مقادیر پارامترهای λ و γ_L حداقل شوند تا هم عملکرد کنترل‌کننده مطلوب‌تر باشد و هم تعداد مانور بیشتری در واحد زمان داشته باشیم. البته باید توجه شود که کاهش مقدار n روی دقت مدل‌سازی نیز تأثیرگذار است و ممکن است باعث کاهش عملکرد کنترل‌کننده شود. بنابراین در انتخاب n ، بایستی مصالحه‌ای بین مقادیر پارامترهای λ و γ_L و دقت مدل‌سازی انجام شود.

مطابق با قضایای مطرح شده در فوق، بلوک دیاگرام طرح پیشنهادی برای کنترل وضعیت سه محوره ماهواره مطابق با شکل ۶ به تصویر کشیده شده است. شیوه حل و پیاده‌سازی طرح پیشنهادی از دو مرحله به شرح زیر تشکیل می‌شود:

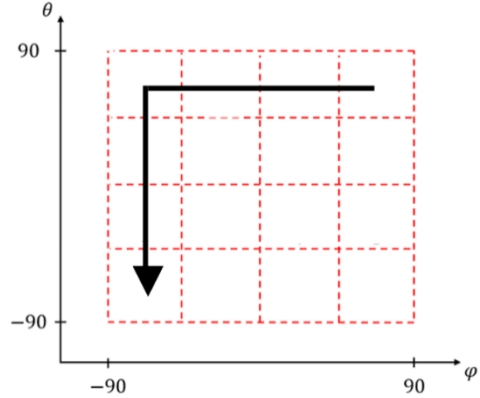
مرحله محاسبات قطع خط:

۱- مقادیر پارامترهای مشترک شامل a_s و ε ، مقادیر پارامترهای اغتشاش شامل γ و $f_{\max}$ و مقادیر پارامتر سیگنال کلیدزنی α توسط طراح انتخاب می‌شوند و در حافظه ذخیره می‌شوند.

۲- با توجه به روابط (53) و (54)، حداقل مقدار n به گونه‌ای به دست می‌آید که مقادیر λ^* و γ_L حداقل شوند. با مشخص شدن n ، کل فضای حالت به n^2 زیرفضای مربعی تقسیم می‌شود و نقاط کاری در مرکز هر زیرفضا مشخص می‌شود. سپس، با خطی‌سازی دینامیک ماهواره حول نقطه کاری زیرفضای i ام، ماتریس‌های دینامیک خطی زیرفضای i ام شامل A_i ، B_i و C_i به دست می‌آیند.

$$\lambda > \lambda^* = \max\left(\frac{(2\sqrt{n}-1)\ln \varepsilon}{-\ln(1+a_s)}, \frac{\alpha}{2(2\sqrt{n}-1)}\right) \quad (53)$$

$$\gamma_L = \sqrt{\frac{-a_s \gamma^2 \varepsilon^{(2\sqrt{n}-1)}}{1 - \varepsilon^{\frac{(2\sqrt{n}-1)}{\alpha+\lambda}} (1+a_s)}} \quad (54)$$



شکل (۵): انتقال بین زیرفضاها برای بزرگترین مانور

حال با توجه به روابط (53) و (54) و ثابت در نظر گرفتن پارامترهای a_s ، ε ، γ و α ، میتوان تأثیر پارامتر n روی مقدار زمان اقامت ماندگار و سطح حذف اغتشاش را بررسی کرد. در ادامه، با توجه به روابط (پ ۱-۲۲) و (52)، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} v_n(E(k_{s_p+1})) &\leq e^{(2\sqrt{n}-1)\ln \varepsilon + \lambda \ln(1+a_s)} v_m(E(k_{s_p})) \\ &- \sum_{R=k_{s_p}}^{k_{s_p+1}} \varepsilon^{N(R, k_{s_p+1})} (1+a_s)^{k_{s_p+1}-R} \Omega(R) \\ \Rightarrow v_n(E(k_{s_p+1})) &\leq e^{(2\sqrt{n}-1)\ln \varepsilon + \lambda \ln(1+a_s)} v_m(E(k_{s_p})) \\ &- \varepsilon^{\alpha\beta+1} \sum_{R=k_{s_p}}^{k_{s_p+1}} \Omega(R) \\ \Rightarrow v_n(E(k_{s_p+1})) &\leq e^{(\alpha\beta+1)\ln \varepsilon + \lambda \ln(1+a_s)} v_m(E(k_{s_p})) \\ &- \varepsilon^{2\sqrt{n}-1} \sum_{R=k_{s_p}}^{k_{s_p+1}} -\gamma^2 f^T(R) f(R) \\ \Rightarrow v_n(E(k_{s_p+1})) &\leq e^{(2\sqrt{n}-1)\ln \varepsilon} (e^{\lambda \ln(1+a_s)} v_m(E(k_{s_p})) + \gamma^2 f_{\max}) \end{aligned} \quad (55)$$

$$v_n(E(k_{s_p+1})) \geq \lambda_{\min}(R_{\sigma(k_{s_p+1})}) \|E(k_{s_p+1})\|^2 = \kappa_1 \quad \text{بر اساس}$$

$$v_n(E(k_{s_p})) \leq \lambda_{\max}(R_{\sigma(k_{s_p})}) \|E(k_{s_p})\|^2 = \kappa_2 \quad \text{و}$$

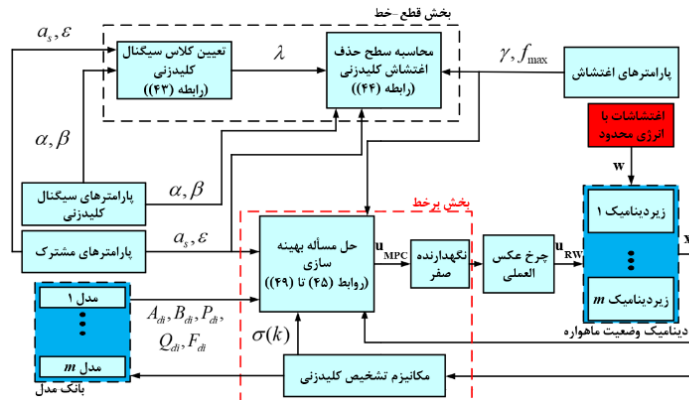
رابطه زیر قابل استخراج است:

۱- یک مکانیزم تشخیص زیرفضای فعال روی پردازنده پیاده‌سازی می‌شود. در این مکانیزم، در هر گام زمانی k ، فاصله همه نقاط کاری تا مقدار حالت جاری اندازه‌گیری می‌شود. سپس، زیرفضای مربوط به نقطه کاری که کمترین فاصله را با حالت جاری دارد به عنوان زیرفضای فعال انتخاب می‌شود.

در نهایت، مقادیر n ، λ^* ، γ_L ، تمامی ماتریس‌های مربوط به دینامیک خطی زیرفضاها و تمامی نقاط کاری در حافظه ذخیره می‌شوند.

۳- طبق رابطه (۵۲)، مقدار β محاسبه می‌شود و در حافظه ذخیره می‌گردد.

مرحله محاسبات برخط:



شکل (۶): بلوک دیاگرام طرح کنترلی

۷- ورودی کنترلی در گام زمانی k به نگهدارنده مرتبه صفر اعمال می‌شود و در نهایت خروجی نگهدارنده صفر به سیستم اعمال می‌شود.

۸- مراحل ۵ تا ۷ در گام‌های زمانی بعد تکرار می‌شود.

۲- یک مکانیزم تشخیص انتقال بین زیرفضاها روی پردازنده پیاده‌سازی می‌شود. در این مکانیزم، زیرفضای فعال در گام زمانی k با زیرفضای فعال در گام زمانی $k-1$ مقایسه می‌گردد. اگر زیرفضاها با هم متفاوت باشند، آنگاه یک انتقال بین زیرفضاها تشخیص داده می‌شود.

۳- مسئله بهینه‌سازی (۴۶) تا (۵۰) در قضیه ۲ روی پردازنده پیاده‌سازی می‌شود.

۴- یک حل‌کننده مسائل نامساوی ماتریسی خطی مانند یالمپ روی پردازنده پیاده‌سازی می‌شود.

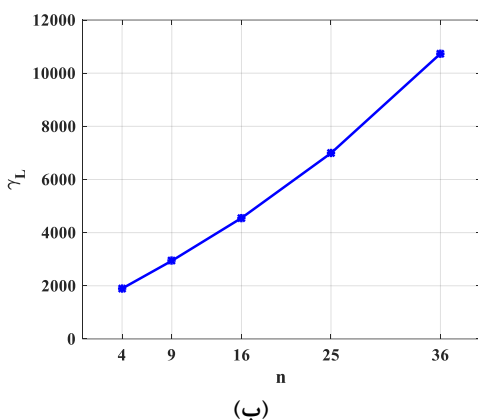
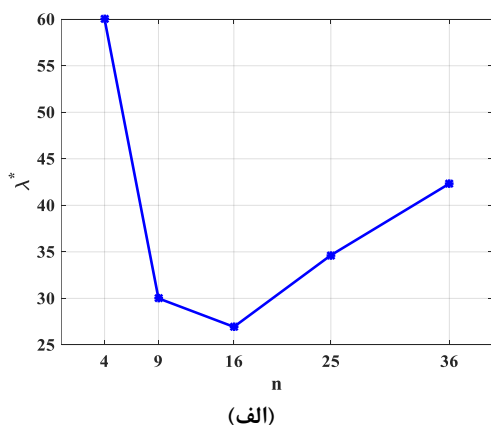
۵- با توجه به زیرفضای فعال در گام زمانی k ، مقادیر ماتریس‌های دینامیک خطی متناظر با آن از حافظه فراخوانی می‌شوند. همچنین، مقادیر پارامترهای کنترل‌کننده که در بخش محاسبات قطع خط در حافظه ذخیره شدند، فراخوانی می‌شوند. این مقادیر در مسئله بهینه‌سازی (۴۶) تا (۵۰) در قضیه ۲ جایگذاری می‌شوند.

۶- مسئله بهینه‌سازی (۴۶) تا (۵۰) در گام زمانی k توسط حل‌کننده یالمپ حل می‌شود و بهره کنترلی $G_{i,k}$ محاسبه می‌شود. سپس ورودی کنترلی $u_{i,k}(k) = G_{i,k} X(k)$ در گام زمانی k به دست می‌آید.

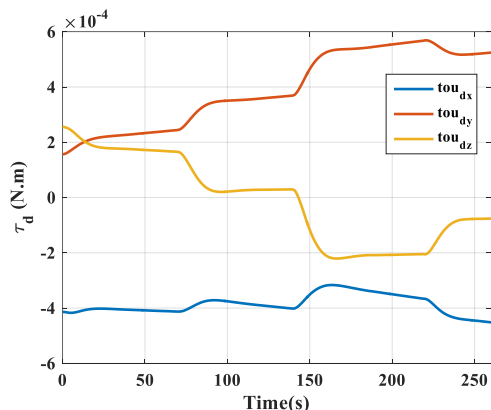
۵- شبیه‌سازی

در این بخش، عملکرد طرح پیشنهادی روی یک ماهواره نمونه مورد بررسی قرار می‌گیرد. مشخصات ماهواره و مشخصات چرخ عکس‌العملی در جدول ۱ داده شده است. همچنین، مقادیر پارامترهای سیگنال کلیدزنی، پارامترهای مشترک و پارامترهای اغتشاش در جدول ۲ آورده شده است. با قرار دادن مقادیر مختلف n در روابط (۵۳) و (۵۴)، شکل ۷ به دست می‌آید. بر اساس این شکل، مقدار ۱۶ به عنوان مقدار بهینه n انتخاب می‌شود. همچنین، $\lambda^* = 27s$ و $\gamma_L = 4.55 \times 10^3$ به دست می‌آیند.

با مشخص شدن مقدار λ^* ، کلاس سیگنال کلیدزنی نیز مشخص می‌گردد. حال، اگر سیگنال کلیدزنی ایجاد شده توسط مسیر حرکت حالت‌ها عضوی از این کلاس باشد، کنترل‌کننده تمامی نیازمندی‌های مورد نظر را برآورده می‌کند. همچنین مقدار γ_L ، نشان‌دهنده سطح تأثیر اغتشاشات بر خروجی کنترلی شده با وجود کلیدزنی‌های متوالی است.



شکل (۷): رابطه بین مقدار n با زمان اقامت ماندگار و سطح حذف اغتشاش



شکل (۸): مجموع اغتشاشات اعمال شده به بدنه ماهواره

شکل ۸ مجموع اغتشاشات اعمال شده به بدنه ماهواره که شامل اغتشاش گرادیان جاذبه، اغتشاش آیرودینامیکی و اغتشاش مغناطیسی است را نشان می‌دهد. در طول انجام هر کدام از مانورها، مسئله بهینه‌سازی در هر گام زمانی به صورت برخط حل می‌شود و ورودی کنترلی به‌دست می‌آید. سپس، ورودی کنترلی از نگهدارنده

جدول (۱): مشخصات ماهواره و چرخ عکس‌العملی

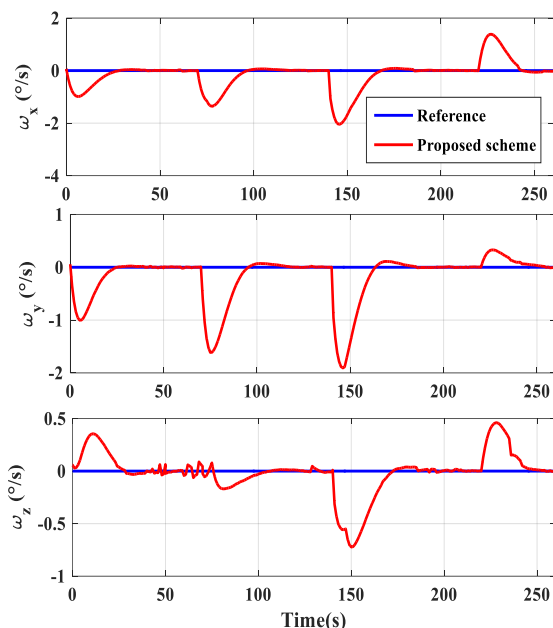
پارامتر	مقدار
مشخصات مداری ماهواره	$r(\text{Semi-majoraxis}) = 6931.1\text{km}$ $M_0(\text{Mean anomaly}) = 0\text{deg}$ $e_0(\text{Eccentricity}) = 0$ $i_0(\text{Inclination}) = 55\text{deg}$ $\omega_0(\text{Argument of perigee}) = 0\text{deg}$ $\Omega_0(\text{Righth ascension of ascending node}) = 203\text{deg}$
انتشار دهنده مداری	J_2
ماتریس مماترینری	$I = \begin{pmatrix} 40.45 & -0.2 & -0.50 \\ -0.2 & 42.09 & 0.40 \\ -0.5 & 0.40 & 41.36 \end{pmatrix} \text{kg.m}^2$
مشخصات چرخ عکس‌العملی	$I_{w1} = 10 \times 10^{-3} \text{kg.m}^2, I_{w2} = 6 \times 10^{-3} \text{kg.m}^2,$ $I_{w3} = 4 \times 10^{-3} \text{kg.m}^2, T_{ci} \leq 0.4 \text{N.m}, i = x, y, z$
مشخصات اغتشاش گرادیان جاذبه	$\mu = 398600 \frac{\text{km}^3}{\text{s}^2}, r_c = 6931.1\text{km}$
مشخصات اغتشاش آیرودینامیکی	$r_{ms} = (0.5 \quad 0.5 \quad 0.5)^T \text{m},$ $\rho = 3.58 \times 10^{-12} \frac{\text{kg}}{\text{m}^3},$ $C_D = 1.2, A_S = 1\text{m}^2$
مشخصات اغتشاش مغناطیسی	$m_r = (0.1 \quad 0.1 \quad 0.1)^T \text{Am}^2$
مدل ریاضی میدان مغناطیسی زمین	$IGRF13$

جدول (۲): پارامترهای شبیه‌سازی

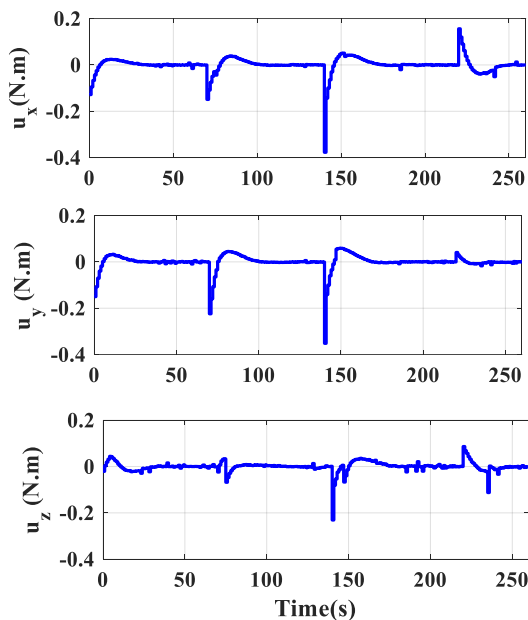
پارامتر	مقدار
پارامترهای سیگنال کلیدزنی	$\alpha = 120\text{s}$
پارامترهای مشترک	$a_s = -0.1, \varepsilon = 1.5$
پارامترهای اغتشاش	$\gamma = 10^3, f_{\max} = 10^{-5}$
گام زمانی	$T_s = 1\text{s}$
پارامترهای تابع هزینه	$P_{di} = C, Q_{di} = I$

اکنون با توجه به نقطه کاری هر زیرفضا، مدل خطی زمان گسسته آن استخراج شده است. حال با در نظر گرفتن چند مانور تغییر وضعیت ماهواره، عملکرد طرح کنترل پیشنهادی با وجود اغتشاشات مختلف و نویز حسگرها مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در اینجا فرض می‌شود که یک نویز با میانگین صفر و انحراف معیار 0.1 درجه روی حسگرهای زاویه و یک نویز با میانگین صفر و انحراف معیار 0.05 درجه بر ثانیه روی حسگرهای سرعت زاویه‌ای وجود دارد.

۱۰ سرعت‌های زاویه‌ای بدنه ماهواره را نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که سرعت زاویه‌ای در هر سه محور در پایان هر مانور به کمتر از $0.1^\circ/s$ درجه بر ثانیه می‌رسد که نشان از مقدار قابل قبول لرزش‌های ماهواره است.

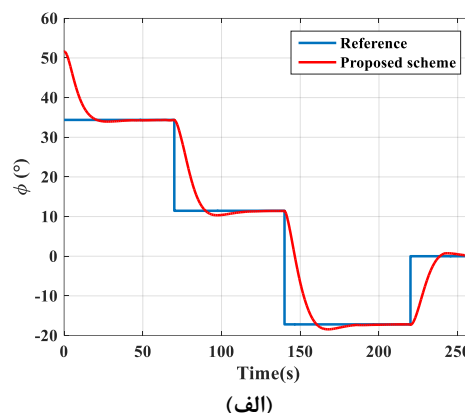


شکل (۱۰): سرعت‌های زاویه‌ای بدنه ماهواره

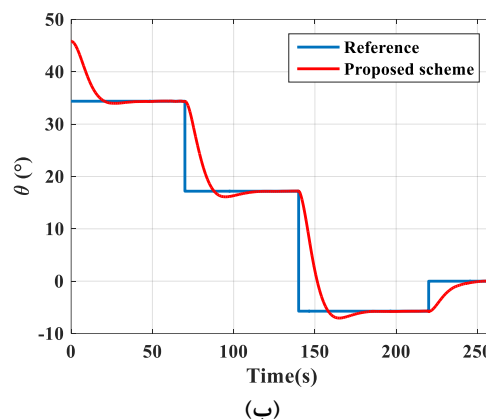


شکل (۱۱): ورودی کنترلی اعمال شده به بدنه ماهواره

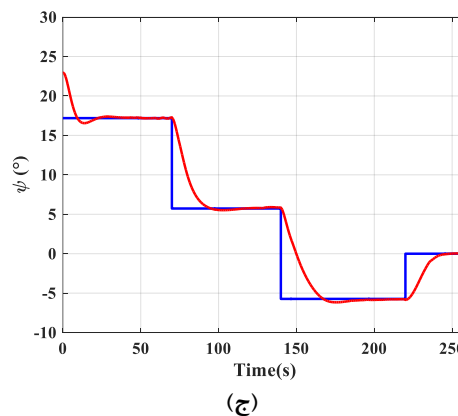
مرتبه صفر عبور می‌کند و بر اساس آن، گشتاور لازم توسط چرخ عکس‌العملی تولید شده و به بدنه ماهواره اعمال می‌شود.



(الف)



(ب)



(ج)

شکل (۹): ردیابی زوایای مطلوب در طول انجام چند مانور

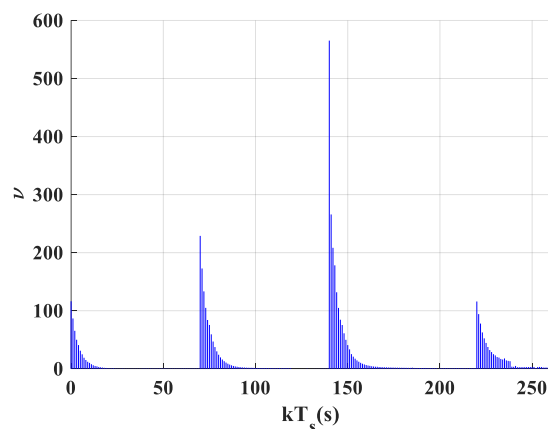
شکل ۹ نتایج حاصل از ردیابی زوایای مطلوب در طول انجام هر کدام از مانورها را نشان می‌دهد. مطابق با این شکل‌ها در پایان هر مانور، خطای ردیابی هر کدام از زوایای رول، پیچ و یابو به کمتر از 0.1° درجه می‌رسد که دقت قابل قبولی است. همچنین، شکل

شکل (۱۲): مسیر حالت‌های سیستم و سیگنال کلیدزنی تولیدشده

توسط آن

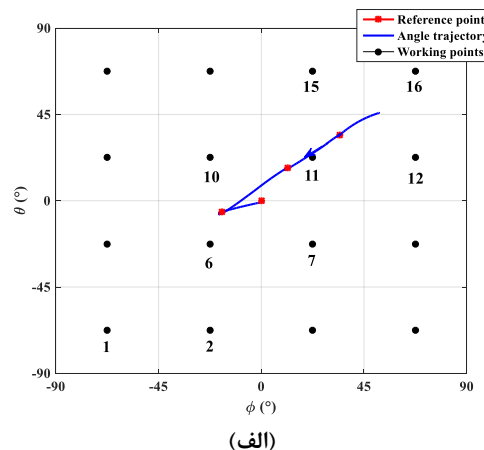
شکل ۱۳ روند تغییرات تابع لیاپانوف را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، در هر مانور، روند کلی تغییرات تابع لیاپانوف کاهشی است. بنابراین، طراحی همزمان سیگنال کلیدزنی و کنترل‌کننده پیش‌بین مدل، پایداری مجانبی یکنواخت سیستم حلقه بسته را تضمین می‌کند. همچنین، این شکل نشان می‌دهد که نرخ کاهش انرژی در زیر فضاها بیشتر از $|a_s| = 0.1$ در هر زمان نمونه‌برداری است. همچنین، ضریب افزایش آنی تابع لیاپانوف در لحظات انتقال بین زیرفضاها کمتر از $\varepsilon = 1.5$ است. بنابراین، محدودیت‌های تابع لیاپانوف چنگدانه برآورده شده است.

شکل ۱۴ روند تغییرات حد بالای تابع هزینه را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه تابع لیاپانوف در نهایت به سمت صفر همگرا می‌شود، حد بالای تابع هزینه طبق رابطه (پ-۱) به سمت $\gamma^2 f_{max} = 10$ همگرا می‌شود. در واقع وجود اغتشاشات باعث می‌شود که حد بالای تابع هزینه از مقدار ۱۰ پایین‌تر نیاید. به بیان دیگر، پارامترهای اغتشاش شامل γ و f_{max} باعث ایجاد محدودیت روی حداقل حد بالای تابع هزینه می‌شود.

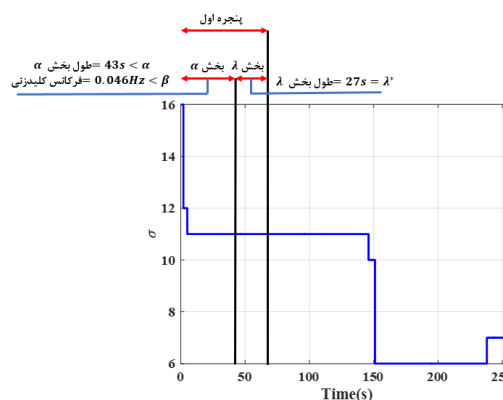


شکل (۱۳): روند تغییرات تابع لیاپانوف

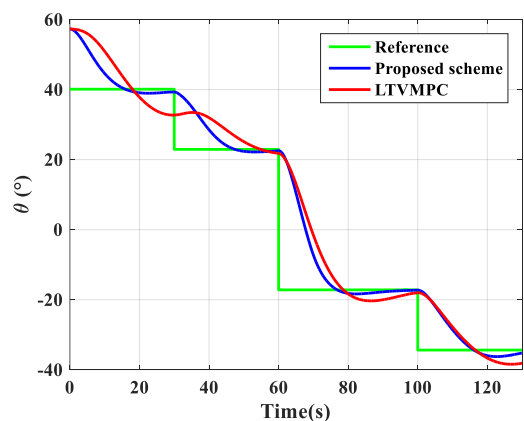
شکل ۱۱ ورودی‌های کنترلی (گشتاور تولیدی) اعمال شده به دینامیک وضعیت ماهواره را نشان می‌دهد که بین محدوده -0.4 تا 0.4 تغییر می‌کنند. بنابراین، محدودیت اشباع چرخ‌های عکس‌العملی ارضا می‌شود. همچنین، در شروع هر مانور، ورودی کنترلی افزایش ناگهانی دارند ولی در نهایت به سمت صفر همگرا می‌شود. شکل ۱۲ مسیر حالت‌های سیستم و سیگنال کلیدزنی تولیدی توسط آن را نشان می‌دهد. از شکل ۱۲(آ) استنباط می‌شود که در طول چند مانور، چندین انتقال حالت بین زیرفضاها (چندین کلیدزنی) اتفاق می‌افتد و در نتیجه منجر به یک سیگنال کلیدزنی می‌شود که در شکل ۱۲(ب) نشان داده شده است. از شکل ۱۲(ب) می‌توان استنباط کرد که همه پنجره‌ها محدوده در نظر گرفته شده برای پارامترهای α ، β و λ^* را برآورده کرده‌اند. برای مثال، در پنجره اول، طول بخش λ برابر ۲۷ ثانیه است که دقیقاً برابر $\lambda^* = 27s$ است. همچنین، طول بخش کلیدزنی‌ها برابر ۴۳ ثانیه است که کمتر از $\alpha = 120s$ است و فرکانس کلیدزنی برابر $0.046/s$ هرتز است که کمتر از $\beta = 0.05Hz$ است.



(الف)

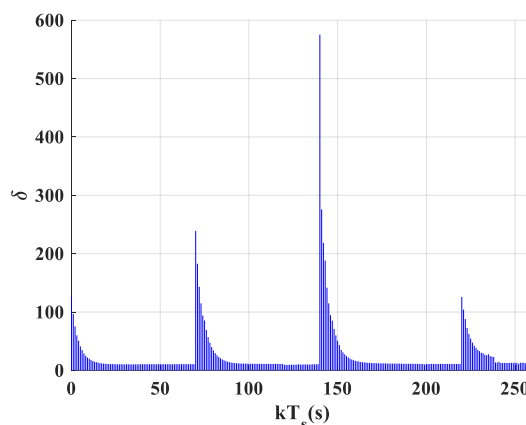


(ب)



(ب)

شکل (۱۵): مقایسه طرح پیشنهادی و طرح کنترل پیش‌بین مدل متغیر با زمان خطی



شکل ۱۴- روند تغییرات حد بالای تابع هزینه

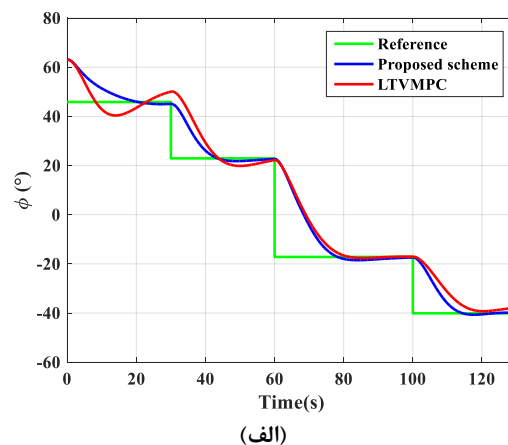
۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، ابتدا دینامیک وضعیت غیرخطی ماهواره تجهیز شده، با عملگرهای چرخ عکس‌العملی بر اساس نقاط کاری مختلف به چند زیردینامیک خطی شکسته شد و یک دینامیک کلیدزنی شکل گرفت. بنابراین به دلیل ماهیت سیستم‌های کلیدزنی، امکان انجام مانورهای سریع قابل پوشش است. همچنین، با تخصیص دادن یک قانون کنترلی برای هر زیردینامیک هم امکان ردیابی در یک محدوده وسیع نقاط کاری فراهم شد و هم دقت و سرعت نشانه‌روی افزایش یافت. سپس، یک طرح همزمان کنترل وضعیت بر اساس رویکرد پیش‌بین مدل کلیدزنی H_{∞}/H_2 و سیگنال کلیدزنی از طریق تابع لیاپانوف چندگانه توسعه یافت تا هم امکان انجام مانورهای سریع‌تر در یک محدوده وسیع فراهم شود و هم با اثر اغتشاشات و محدودیت‌های اشباع چرخ‌های عکس‌العملی مقابله شود. در نهایت، عملکرد طرح پیشنهادی روی یک ماهواره نمونه از طریق شبیه‌سازی نشان داده شد.

پیوست ۱.

اثبات مطابق مراحل زیر انجام می‌شود:

- قید تابع هزینه (۳۹): این قید بهینه بودن ورودی کنترل و به حداقل رساندن تابع هزینه (۳۵) را تضمین می‌کند. برای این منظور، شرط پایداری لیاپانوف در افق پیش‌بین در زیرسیستم i به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:



(الف)

رابطه (پ-۱) به صورت زیر به فرم ماتریسی بازنویسی می‌گردد:

$$\begin{pmatrix} E(\sigma_\omega) \\ f(\sigma_\omega) \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} -\bar{A}_{di,k}^T R_{i,k} \bar{A}_{di,k} + R_{i,k} & -\bar{A}_{di,k}^T R_{i,k} F_{di} \\ -P_{di}^T P_{di} - G_{i,k}^T Q_{di} & -F_{di}^T R_{i,k} F_{di} + \gamma^2 I \end{pmatrix} \begin{pmatrix} E(\sigma_\omega) \\ f(\sigma_\omega) \end{pmatrix} \geq 0 \quad (\text{پ-۱})$$

واضح است که اگر (۴۰) برقرار باشد، آنگاه (پ-۱) نیز برقرار خواهد بود.

- قید تابع لیپانوف در لحظات کلیدزنی (۴۱): این قید از افزایش دلخواه توابع لیپانوف در لحظه‌های کلیدزنی جلوگیری می‌کند و در لحظه شروع زیرسیستم‌ها به صورت زیر توسعه می‌یابد:

$$\begin{aligned} v_{i,k}(E(k)) &\leq \varepsilon v_{j,k-1}(E(k)) \Rightarrow E(k)^T \\ R_{i,k} E(k) &\leq \varepsilon E(k)^T R_{j,k-1} E(k) \\ \Rightarrow E(k)^T (\varepsilon R_{j,k-1} - R_{i,k}) E(k) &\geq 0 \end{aligned} \quad (\text{پ-۱})$$

بنابراین، رابطه (۴۱) استخراج می‌شود.

- قید ورودی (۴۲): این قید تضمین می‌کند که مسئله بهینه‌سازی با فرض اشباع عملگرها حل می‌شود. با جمع کردن دو طرف رابطه (پ-۱) از $\omega=0$ تا $\omega=m$ و ساده‌سازی، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} E(\sigma_{m+1})^T R_{i,k} E(\sigma_{m+1}) &\leq E(\sigma_0)^T \\ R_{i,k} E(\sigma_0) + \gamma^2 f_{\max} & \\ \Rightarrow E(\sigma_{m+1})^T R_{i,k} E(\sigma_{m+1}) &\leq \delta_{i,k} \end{aligned} \quad (\text{پ-۱-۱})$$

بردار V^e را به عنوان بردار پایه e -ام کانونیکال R^{n_u} بردار $V^e = (0, \dots, 1, \dots, 0)$ در نظر بگیرید. با استفاده از (۳۶)، (۳۷) و (پ-۱-۱)، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} |u_{i,k}^e(\sigma_\omega)|^2 &= |(G_{i,k} E(\sigma_\omega))_e|^2 = \\ |(G_{i,k} R_{i,k}^{-0.5} R_{i,k}^{0.5} E(\sigma_\omega))_e|^2 &\leq \\ \delta_{i,k} |(G_{i,k} R_{i,k}^{-0.5})_e|^2 &= \delta_{i,k} V^{eT} G_{i,k} \\ R_{i,k}^{-1} G_{i,k}^T V^e &\leq u_{e,\max}^2 \end{aligned} \quad (\text{پ-۱-۱})$$

بنابراین، به کمک مکمل شور [۲۲]، (۴۲) تایید می‌شود.

- شرایط پایداری در افق زمانی واقعی (بدون پیش‌بینی): پیش از این، شرط پایداری (پ-۱) در افق زمانی پیش‌بینی اثبات شده بود. در اینجا لازم است این شرایط در افق زمانی واقعی برای طراحی سیگنال کلیدزنی و تضمین عملکرد H^∞ بررسی شود. فرض کنید

$$v_{i,k}(k+\omega+1|k) - v_{i,k}(k+\omega|k) \leq a_s v_{i,k}(k+\omega|k) - o(k+\omega|k)^T o(k+\omega|k) + \gamma^2 f(k+\omega|k)^T f(k+\omega|k) \quad (\text{پ-۱-۱})$$

که:

$$v_{i,k}(k+\omega|k) = E(k+\omega|k)^T R_{i,k} E(k+\omega|k) \quad (\text{پ-۱-۲})$$

با جمع کردن دو طرف رابطه (پ-۱-۱) از $\omega=0$ تا $\omega=\infty$ و تعریف $\sigma_\omega = k+\omega|k$ و $\sigma_{\omega+1} = k+\omega+1|k$ ، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \sum_{\omega=0}^{\infty} [v_{i,k}(\sigma_{\omega+1}) - v_{i,k}(\sigma_\omega)] &\leq a_s \sum_{\omega=0}^{\infty} v_{i,k}(\sigma_\omega) \\ - \sum_{\omega=0}^{\infty} o(\sigma_\omega)^T o(\sigma_\omega) + \gamma^2 \sum_{\omega=0}^{\infty} f(\sigma_\omega)^T f(\sigma_\omega) & \end{aligned} \quad (\text{پ-۱-۳})$$

با توجه به $a_s < 0$ ، $v_{i,k} > 0$ و روابط (۳۲) و (۳۴)، ناتساوی زیر را میتوان به دست آورد:

$$J_{s,k} \leq E^T(k|k) R_{i,k} E(k|k) + \gamma^2 f_{\max} \quad (\text{پ-۱-۴})$$

اگر حد بالای تابع هزینه با نماد $\delta_{i,k}$ نشان داده شود، آنگاه خواهیم داشت:

$$E^T(k|k) R_{i,k} E(k|k) + \gamma^2 f_{\max} \leq \delta_{i,k} \Rightarrow \delta_{i,k} - \left(X(k|k)^T \begin{pmatrix} R_{i,k}^{-1} & 0 \\ 0 & \gamma^2 f_{\max} \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} X(k|k) \\ \gamma^2 f_{\max} \end{pmatrix} \right) \geq 0 \quad (\text{پ-۱-۵})$$

با استفاده از لم مکمل شور [۲۲] میتوان نتیجه گرفت که ناتساوی (پ-۱-۵) معادل ناتساوی (۳۹) است.

- قید شرط پایداری (۴۰): در اینجا، قید (۴۰) به گونه‌ای استخراج می‌شود که تضمین‌کننده نرخ تغییرات انرژی در زیرسیستم‌ها بر اساس شرط پایداری در افق پیش‌بین (پ-۱) باشد. با توسعه تغییر تابع کاندید لیپانوف (پ-۱-۲) در امتداد مسیر حالت‌های سیستم حلقه بسته در زیر سیستم‌ها، رابطه زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{aligned} \Delta v &= v_{i,k}(\sigma_{\omega+1}) - v_{i,k}(\sigma_\omega) = (\bar{A}_{di,k} E(\sigma_\omega) \\ &+ F_{di} f(\sigma_\omega))^T R_{i,k} (\bar{A}_{di,k} E(\sigma_\omega) + F_{di} f(\sigma_\omega)) \\ &- E^T(\sigma_\omega) R_{i,k} E(\sigma_\omega) \end{aligned} \quad (\text{پ-۱-۶})$$

با ترکیب روابط (پ-۱) و (پ-۱-۶)، شرط پایداری در افق

پیش‌بین در زیرسیستم‌ها به صورت زیر توسعه می‌یابد:

$$\begin{aligned} E(\sigma_\omega)^T \bar{A}_{di,k}^T R_{i,k} \bar{A}_{di,k} E(\sigma_\omega) &+ f(\sigma_\omega)^T \\ F_{di}^T R_{i,k} F_{di} f(\sigma_\omega) &+ X(\sigma_\omega)^T \bar{A}_{di,k}^T R_{i,k} F_{di} \\ f(\sigma_\omega) &+ f(\sigma_\omega)^T F_{di}^T R_{i,k} \bar{A}_{di,k} E(\sigma_\omega) \\ - E(\sigma_\omega)^T R_{i,k} E(\sigma_\omega) &+ E(\sigma_\omega)^T P_{di}^T P_{di} \\ E(\sigma_\omega) &+ E(\sigma_\omega)^T G_{i,k}^T Q_{di}^T Q_{di} G_{i,k} E(\sigma_\omega) \\ - \gamma^2 f^T(\sigma_\omega) f(\sigma_\omega) &- a_s E(\sigma_\omega)^T \\ R_{i,k} E(\sigma_\omega) &\leq 0 \end{aligned} \quad (\text{پ-۱-۷})$$

$$\begin{aligned} v_n(E(k_{s_{p+1}})) &\leq \varepsilon v_{\sigma(k_{s_{p+1}-1})}(E(k_{s_{p+1}})), \\ v_{\sigma(k_{s_{p+1}-1})}(E(k_{s_{p+1}})) &\leq (1+a_s) v_{\sigma(k_{s_{p+1}-1})}(E(k_{s_{p+1}}-1)) \\ &\Rightarrow v_n(E(k_{s_{p+1}}-1)) \leq \varepsilon(1+a_s) v_{\sigma(k_{s_{p+1}-1})}(E(k_{s_{p+1}}-1)) \end{aligned} \quad (پ ۱۷-۱)$$

به همین ترتیب، رابطه بین توابع لیاپانوف در یک زیرسیستم در پنجره p به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} v_n(E(k_{s_{p+1}})) &\leq \varepsilon(1+a_s)^{k_{s_{p+1}}-k_{s_{p+1}-1}} v_{\sigma(k_{s_{p+1}-1})}(E(k_{s_{p+1}-1})) \end{aligned} \quad (پ ۱۸-۱)$$

بر اساس تعریف ۱ و با استفاده از روابط (۳۳) و (پ ۱۸-۱)، رابطه بین توابع لیاپانوف در کل بازه زمانی پنجره p به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} v_n(E(k_{s_{p+1}})) &\leq \varepsilon^{N(k_{s_{p+1}}, k_{s_{p+1}})} (1+a_s)^{k_{s_{p+1}}-k_{s_{p+1}}} v_{\sigma(k_{s_{p+1}-1})}(E(k_{s_{p+1}-1})) \\ &\leq \varepsilon^{N(k_{s_{p+1}}, k_{s_{p+1}})+1} (1+a_s)^{k_{s_{p+1}}-k_{s_{p+1}}} v_m(E(k_{s_p})) \\ &\Rightarrow v_n(E(k_{s_{p+1}})) \leq \varepsilon^{\alpha\beta+1} (1+a_s)^\lambda v_m(E(k_{s_p})) \\ &\Rightarrow v_n(E(k_{s_{p+1}})) \leq e^{(\alpha\beta+1)\ln\varepsilon + \lambda\ln(1+a_s)} v_m(E(k_{s_p})) \end{aligned} \quad (پ ۱۹-۱)$$

برای اینکه تابع لیاپانوف در پنجره p کاهش‌ی باشد، باید ناتساوی زیر برقرار باشد:

$$\begin{aligned} \kappa &= e^{(\alpha\beta+1)\ln\varepsilon + \lambda\ln(1+a_s)} < 1 \\ \Rightarrow \lambda &> \lambda^* = \frac{(\alpha\beta+1)\ln\varepsilon}{-\ln(1+a_s)} \end{aligned} \quad (پ ۲۰-۱)$$

حال، اگر بازه زمانی از p پنجره تشکیل شده باشد، تغییر تابع لیاپانوف به صورت زیر خواهد بود:

$$v_n(E(k_{s_{p+1}})) \leq \kappa^P v_{\sigma(k_{s_1})}(E(k_{s_1})) \quad (پ ۲۱-۱)$$

با فرض $k_{s_1}=k_0$ و $k \in [k_{s_{p+1}}, k_{s_{p+2}}]$ و با استفاده از روابط (پ ۹-۱)، (پ ۱۵-۱) و (پ ۲۱-۱)، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} v_{\sigma(k)}(E(k)) &\leq \varepsilon^{\alpha\beta+1} \kappa^P v_{\sigma(k_0)}(E(k_0)) \\ &\Rightarrow \|E(k)\| \leq \kappa_1^{-1} (\varepsilon^{\alpha\beta+1} \kappa^P \kappa_2 (\|E(k_0)\|)) \\ &\Rightarrow \|E(k)\| \leq \kappa_3 (\|E(k_0)\|) \end{aligned} \quad (پ ۲۲-۱)$$

$$\kappa_1 = \lambda_{\min}(R_{\sigma(k)}) \|E(k)\|^2$$

$\kappa_2 = \lambda_{\max}(R_{\sigma(k_0)}) \|E(k_0)\|^2$ به دست می‌آید. بنابراین، شرط اول تعریف ۲ برقرار خواهد بود. در ادامه با تعریف $\Omega(k) = o(k)^T o(k) - \gamma^2 f(k)^T f(k)$ و مشابیه روند قبل، اثبات می‌شود که رابطه توابع لیاپانوف بین بازه $k_{s_1}=k_0$ و $k \in [k_{s_{p+1}}, k_{s_{p+2}}]$ به صورت زیر خواهد بود:

که پاسخ‌های بهینه در مراحل k و $k+1$ در زیر سیستم i با $(\delta_{i,k}, R_{i,k})$ نشان داده شود. با قرار دادن $m=0$ در (پ ۱۰-۱)، خواهیم داشت:

$$v_{i,k}(\sigma_1) = E(\sigma_1)^T R_{i,k} E(\sigma_1) \leq \delta_{i,k} \quad (پ ۱۲-۱)$$

همچنین، با توجه به (پ ۱-۵) و تعریف $\tau_1 = k+1|k+1$ ، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} v_{i,k}(\tau_1) &= E(\tau_1)^T R_{i,k+1} E(\tau_1) \\ E(\tau_1) &\leq \delta_{i,k+1} - \gamma^2 f_{\max}^2 \end{aligned} \quad (پ ۱۳-۱)$$

با توجه به (پ ۱۲-۱) و (پ ۱۳-۱)، استنتاج می‌شود که اگر $(\delta_{i,k}, R_{i,k})$ یک پاسخ مسئله بهینه‌سازی در مرحله $k+1$ باشد، آنگاه خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} v_{i,k}(\sigma_1) &= E(\sigma_1)^T R_{i,k} E(\sigma_1) \\ &\leq \delta_{i,k} - \gamma^2 f_{\max}^2 \end{aligned} \quad (پ ۱۴-۱)$$

در نتیجه، $(\delta_{i,k}, R_{i,k})$ یک پاسخ غیربهینه و $(\delta_{i,k+1}, R_{i,k+1})$ یک پاسخ بهینه مسئله بهینه‌سازی در مرحله $k+1$ است ($\delta_{i,k+1} \leq \delta_{i,k}$). بنابراین، رابطه زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{aligned} v_{i,k+1}(k+1|k+1) &\leq v_{i,k}(k+1|k) \\ &\Rightarrow v_{i,k+1}(k+1|k+1) \leq (1+a_s) v_{i,k}(k|k) - o(k|k)^T o(k|k) \\ &\quad + \gamma^2 f(k|k)^T f(k|k) \Rightarrow v_i(E(k+1)) \leq (1+a_s) v_i(E(k)) \\ &\quad - o(k)^T o(k) + \gamma^2 f(k)^T f(k) \end{aligned} \quad (پ ۱۵-۱)$$

از سوی دیگر، اگر $(\delta_{i,k}, R_{i,k})$ یک پاسخ مسئله بهینه‌سازی در مرحله $k+1$ نباشد، آنگاه خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} v_{i,k}(k+1|k) &= E(k+1|k)^T R_{i,k} E(k+1|k) \\ &\leq \delta'_{i,k} - \gamma^2 f_{\max}^2 \quad (\delta'_{i,k} < \delta_{i,k}) \end{aligned} \quad (پ ۱۶-۱)$$

بنابراین، $(\delta'_{i,k}, R_{i,k})$ یک پاسخ غیر بهینه و $(\delta_{i,k+1}, R_{i,k+1})$ یک پاسخ بهینه مسئله بهینه‌سازی در مرحله $k+1$ است ($\delta'_{i,k+1} \leq \delta'_{i,k}$). بر این اساس، رابطه (پ ۱۵-۱) دوباره تایید می‌شود. مشاهده می‌شود که (پ ۱۵-۱) شرط پایداری در افق زمانی واقعی را تایید می‌کنند.

- طراحی سیگنال کلیدزنی و تضمین عملکرد H^∞ : با تعریف $\sigma(k_{s_p}) = m$ ، $\sigma(k_{s_{p+1}}) = n$ و با استفاده از روابط (پ ۹-۱) و (پ ۱۵-۱)، رابطه بین توابع لیاپانوف در دو مرحله متوالی در پنجره p با فرض $f(k) \equiv 0$ به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\sum_{k=k_0}^{\infty} \sum_{R=k_0}^k (1+a_s)^{k-R} \mathbf{o}(R)^T \mathbf{o}(R) \leq \gamma^2 \eta \sum_{k=k_0}^{\infty} \sum_{R=k_0}^k [\rho^{k-L} \mathbf{f}(R)^T \mathbf{f}(R)] \Rightarrow \sum_{R=k_0}^{\infty} \sum_{k=R}^{\infty} [(1+a_s)^{k-R} \mathbf{o}(R)^T \mathbf{o}(L)] \leq \gamma^2 \eta \sum_{R=k_0}^{\infty} \sum_{k=R}^{\infty} [\rho^{k-R} \mathbf{f}(R)^T \mathbf{f}(R)] \quad (\text{پ ۱-۲۹})$$

$$\rho_{1+a_s}^{<1} \Rightarrow \sum_{R=k_0}^{\infty} \mathbf{o}(R)^T \mathbf{o}(R) \leq \frac{-a_s \gamma^2 \eta}{1-\rho} \sum_{R=k_0}^{\infty} \mathbf{f}(R)^T \mathbf{f}(R)$$

بنابراین، شرط دوم تعریف ۲ با سطح حذف اغتشاش (۴۵) تأیید می‌شود. از طرف دیگر، رابطه (پ ۱-۲۰) و فرض $\lambda\beta > 1$ ، رابطه (۴۴) را تأیید می‌کنند. در نتیجه، اثبات قضیه ۱ تکمیل می‌شود. پیوست ۲.

اثبات به صورت زیر انجام می‌شود:

تغییر متغیرهای $\mathbf{K}_{i,k} = \delta_{i,k} \mathbf{U}_{i,k}$ و $\mathbf{U}_{i,k} = \mathbf{R}_{i,k}^{-1}$ را در نظر بگیرید. قید (۴۷) را میتوان با ضرب کردن (۳۹) در $\delta_{i,k}^{-1}$ و با استفاده از مکمل شور [۲۲] به دست آورد. همچنین ناتساوی (۴۰) به صورت زیر توسعه می‌یابد:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{R}_{s,i,k} - \mathbf{P}_{di}^T \mathbf{P}_{di} - \mathbf{G}_{i,k}^T \mathbf{Q}_{di}^T \mathbf{Q}_{di} \mathbf{G}_{i,k} & 0 \\ +a_s \mathbf{R}_{i,k} & \gamma^2 \mathbf{I} \end{pmatrix} \begin{matrix} * \\ * \end{matrix} \begin{pmatrix} \bar{\mathbf{A}}_{di,k}^T \\ \mathbf{F}_{di}^T \end{pmatrix} (\mathbf{R}_{i,k}) (\bar{\mathbf{A}}_{di,k} \quad \mathbf{F}_{di}) \geq 0 \quad (\text{پ ۲-۱})$$

با استفاده از لم مکمل شور [۲۲]، رابطه (پ ۲-۱) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{R}_{i,k} - \mathbf{P}_{di}^T \mathbf{P}_{di} - \mathbf{G}_{i,k}^T \mathbf{Q}_{di}^T \mathbf{Q}_{di} \mathbf{G}_{i,k} & 0 & \bar{\mathbf{A}}_{di,k}^T \\ \mathbf{Q}_{di}^T \mathbf{G}_{i,k} + a_s \mathbf{R}_{i,k} & \gamma^2 \mathbf{I} & \mathbf{F}_{di}^T \\ * & * & \mathbf{R}_{i,k}^{-1} \end{pmatrix} \geq 0 \quad (\text{پ ۲-۲})$$

با ضرب ناتساوی فوق در $\frac{1}{\delta_{i,k}^2} \text{bdiag}(\mathbf{Z}_{i,k}^T, \mathbf{I}, \mathbf{I})$ و $\mathbf{K}_{i,k} = \delta_{i,k} \mathbf{U}_{i,k}$ ، $\mathbf{U}_{i,k} = \mathbf{R}_{i,k}^{-1}$ و با فرض $\frac{1}{\delta_{i,k}^2} \text{bdiag}(\mathbf{Z}_{i,k}, \mathbf{I}, \mathbf{I})$ ، $\mathbf{N}_{i,k} = \delta_{i,k} \mathbf{Z}_{i,k}$ ، $\mathbf{M}_{i,k} = \mathbf{G}_{i,k} \mathbf{N}_{i,k}$ و $\mathbf{N}_{i,k} = \delta_{i,k} \mathbf{Z}_{i,k}$ ، ناتساوی زیر با استفاده از لم مکمل شور [۲۲] به دست می‌آید:

$$v_{\sigma(k)}(\mathbf{E}(k)) \leq \varepsilon^{\alpha\beta+1} \kappa^p v_{\sigma(k_0)}(\mathbf{E}(k_0)) - \sum_{R=k_0}^k \varepsilon^{N(R,k)} (1+a_s)^{k-R} \Omega(L) \quad (\text{پ ۱-۲۳})$$

با صفر قرار دادن شرایط اولیه در رابطه (پ ۱-۲۳) و با توجه به $V_{\sigma(k)} > 0$ ، شرط زیر باید برقرار باشد:

$$\sum_{R=k_0}^k \varepsilon^{N(R,k)} (1+a_s)^{k-R} \Omega(R) \leq 0 \quad (\text{پ ۱-۲۴})$$

(پ ۱-۲۴) به صورت زیر گسترش می‌یابد:

$$\sum_{R=k_0}^k [\varepsilon^{N(R,k)} (1+a_s)^{k-R} \mathbf{o}(R)^T \mathbf{o}(R)] \leq \gamma^2 \sum_{R=k_0}^k [\varepsilon^{N(R,k)} (1+a_s)^{k-R} \mathbf{f}(R)^T \mathbf{f}(R)] \quad (\text{پ ۱-۲۵})$$

مجموع زمان اجرا در پنجره p برابر با $\lambda_p + \alpha_p$ است که در آن λ_p و α_p به ترتیب زمان اجرا در قسمت λ و قسمت α است. از آنجایی که $\alpha_p \leq \alpha$ و $\lambda_p \geq \lambda$ و با فرض $\lambda\beta > 1$ ، به راحتی میتوان استنباط کرد که $(\lambda\beta - 1)(\alpha_p - \alpha) \leq 0$. با در نظر

گرفتن بازه $[L, k]$ در پنجره p -ام، خواهیم داشت:

$$\left(\frac{k-R}{\lambda_p + \alpha_p} + 1\right)(\alpha\beta + 1) \leq \left(\frac{k-R}{\lambda + \alpha} + 1\right)(\alpha\beta + 1) \quad (\text{پ ۱-۲۶})$$

رابطه (پ ۱-۲۶) برای پنجره‌های دیگر نیز صادق است. در نتیجه، با جمع‌بندی پنجره‌ها در بازه $[R, k]$ ، میتوان رابطه زیر را به دست آورد:

$$N(R, k) \leq \left(\frac{k-R}{\lambda + \alpha} + 1\right)(\alpha\beta + 1) \quad (\text{پ ۱-۲۷})$$

با قرار دادن (پ ۱-۲۷) در (پ ۱-۲۵)، خواهیم داشت:

$$\sum_{R=k_0}^k [(1+a_s)^{k-R} \mathbf{o}(R)^T \mathbf{o}(R)] \leq \gamma^2 \varepsilon^{(\alpha\beta+1)} \sum_{R=k_0}^k [\varepsilon^{\frac{\alpha\beta+1}{\alpha+\lambda}} (1+a_s)^{k-R} \mathbf{f}(R)^T \mathbf{f}(R)] \quad (\text{پ ۱-۲۸})$$

$$\Rightarrow \sum_{R=k_0}^k (1+a_s)^{k-R} \mathbf{o}(R)^T \mathbf{o}(R) \leq \gamma^2 \eta \sum_{R=k_0}^k \rho^{k-R} \mathbf{f}(R)^T \mathbf{f}(R)$$

با جمع کردن دو طرف رابطه (پ ۱-۲۸) از $k = k_0$ تا $k \rightarrow \infty$ ، خواهیم داشت:

مراجع

- [1] F. Landis Markley, John L. Crassidis, *Fundamental of spacecraft attitude determination and control*, Springer, 2014.
- [2] J. R. Wertz, *Spacecraft attitude determination and control*, Springer, 1978.
- [3] J. R. Wertz, J. J. Puschell, D. F. Everett, *Space mission engineering: The new SMAD*, 1st ed., Microcosm Press, 2011.
- [4] Z. Sun, and S. S. Ge, *Stability Theory of Switched Dynamical Systems*, Springer, 2011.
- [5] Z. Sun, and S. S. Ge, *Switched Linear Systems*, Springer, 2005.
- [6] M. Benallouch, G. Schutz, D. Fiorelli and M. Boutayeb, "H ∞ model predictive control for discrete-time switched linear systems with application to drinking water supply network," *Journal of Process Control*, vol. 24, no. 6, pp. 924-938, 2014.
- [7] F. Bayat, "Model predictive sliding control for finite-time three-axis spacecraft attitude tracking," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 66, no. 10, pp. 7986-7996, 2018.
- [8] L. Franchi, L. Feruglio, R. Mozzillo, and S. Corfino, "Model predictive and reallocation problem for CubeSat fault recovery and attitude control," *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 98, pp. 1034-1055, 2018.
- [9] M. Mammarella, D. Y. Lee, H. Park, E. Capello, M. Dentis, and G. Guglieri, "Attitude control of a small spacecraft via tube-based model predictive control," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 56, no. 6, pp. 1662-1679, 2019.
- a. Golzari, H. N. Pishkenari, H. Salarieh, and T. Abdollahi, "Quaternion based linear time-varying model predictive attitude control for satellites with two reaction wheels," *Aerospace Science and Technology*, vol. 98, pp. 105677, 2020.
- [10] J. Mamrasulov, J. Holaza, and M. Gulan, "Design of an mpc based attitude control system for a cubesat nanosatellite," *23rd International Conference on Process Control*, pp. 266-271, 2021.
- [11] X. Cao, D. Gong, Q. Shen, and S. Wu, "Fault-Tolerant Attitude Control of Spacecraft via Explicit Model Prediction Method," *International Conference on Aerospace System Science and Engineering*. Singapore: Springer Nature Singapore, pp. 147-161, 2021.
- [12] E. Hill, S.A. Gadsden, and M. Biglarbegan, "Explicit nonlinear MPC for fault tolerance using interacting multiple models," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 57, no. 5, pp. 2784-2794, 2021.
- [13] M. Esit, H. E. Soken, and C. Hajiye, "A Model Predictive Control Based Magnetorquer-only Attitude Control Approach for a Small Satellite," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 55, no. 22, pp. 79-84, 2022.
- [14] P. H. dos Santos, and R. A. J. Chagas, "Satellite attitude control using extended model predictive control (EMPC) under actuator failures," *Advances in Space Research*, 2024.

$$\begin{pmatrix} (1+a_s)N_{i,k}^T K_{i,k}^{-1} N_{i,k} & N_{i,k}^T P_{di}^T & M_{i,k}^T Q_{di}^T \\ * & \delta_{i,k} I & 0 \\ * & * & \delta_{i,k} I \\ * & * & * \\ * & * & * \\ 0 & (A_{di}N_{i,k} + B_{di}M_{i,k})^T & \\ 0 & 0 & \\ 0 & 0 & \\ \delta_{i,k} \gamma^2 I & \delta_{i,k} F_{di}^T & \\ * & K_{i,k} & \end{pmatrix} \geq 0 \quad (\text{پ ۳-۲})$$

که در آن $N_{i,k}^T K_{i,k}^{-1} N_{i,k}$ و $K_{i,k}$ باید مثبت معین باشد تا پاسخ داشته باشد. بنابراین، $N_{i,k}$ رتبه کامل است [۶]. با توسعه $(K_{i,k} - N_{i,k})^T K_{i,k}^{-1} (K_{i,k} - N_{i,k}) \geq 0$ خواهیم داشت: $N_{i,k}^T K_{i,k}^{-1} N_{i,k} \geq N_{i,k} + N_{i,k}^T - K_{i,k}$ [۶]. بنابراین، اگر قید (۴۸) برقرار باشد، آنگاه (پ ۳-۲) برقرار است. در ادامه، با اعمال تغییر متغیرها، ناتساوی (۴۱) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\delta_{i,k}^{-1} \varepsilon v_{j,k-1} (E(k)) - E^T(k) K_{i,k}^{-1} E(k) \geq 0 \quad (\text{پ ۴-۲})$$

بنابراین، قید (۴۹) را میتوان با اعمال لم مکمل شور [۲۲] نتیجه گرفت. همچنین، قید (۵۰) را میتوان با گسترش ناتساوی (۴۲) به صورت زیر تأیید کرد:

$$\begin{pmatrix} I & 0 \\ 0 & N_{i,k} \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} u_{e,\max}^2 & V^e G_{i,k} \\ * & K_{i,k}^{-1} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} I & 0 \\ 0 & N_{i,k} \end{pmatrix} \geq 0 \quad (\text{پ ۵-۲})$$

$$\Rightarrow \begin{pmatrix} u_{e,\max}^2 & V^e M_{i,k} \\ * & N_{i,k}^T K_{i,k}^{-1} N_{i,k} \end{pmatrix} \geq 0$$

بر اساس این واقعیت که $N_{i,k}^T K_{i,k}^{-1} N_{i,k} \geq N_{i,k} + N_{i,k}^T - K_{i,k}$ ، اگر قید (۵۰) برقرار باشد، آنگاه (پ ۵-۲) برقرار است و اثبات قضیه ۲ تکمیل می‌شود.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

تشکر و قدردانی

این پژوهش مستخرج از طرح پژوهشی مستقل شماره ۹ با دانشکده برق دانشگاه شهید بهشتی بوده و تامین مالی آن توسط پژوهشگاه فضایی ایران صورت گرفته است. ضمناً با توجه به استعلام اخیر صورت گرفته در نرم افزار بله، همکاران محترم طرح مخالف ذکر اسامی در هر قسمتی از مقاله هستند.

- points,” *Aerospace science and technology*, vol. 77, pp. 235-243, 2018.
- [19] S. Shi, Z. Shi and Z. Fei, “Asynchronous control for switched systems by using persistent dwell time modeling,” *Systems & Control Letters*, vol. 133, pp.104523, 2019.
- [20] Y. Qi, W. Yu, J. Huang and Y. Yu, “Model predictive control for switched systems with a novel mixed time/event-triggering mechanism,” *Nonlinear Analysis: Hybrid Systems*, vol. 42, pp. 101081, 2022.
- [21] M. Aminsafae and M. Shafiei, “Stabilization of uncertain nonlinear discrete-time switched systems with state delays: A constrained robust model predictive control approach,” *Journal of Vibration and Control*, vol. 25, no. 14, pp. 2079-2090, 2019.
- [15] H. H. Yaghini, H. Kharrati, and A. Rahimi, “Linear time-varying fractional-order model predictive attitude control for satellite using two reaction wheels,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 145, pp. 108901, 2024.
- [16] Y. Zhou, Y. Hu, K. V. Ling, and F. Ding, “Hybrid Two-Stage Identification-Based Nonlinear MPC Strategy for Satellite Attitude Control,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2025.
- [17] T. Huang, J. Zhang, M. Li, Y. Shen, J. Wu, and H. Wang, “Self-triggered MPC with adaptive prediction horizon for nano-satellite attitude control system,” *Advances in Space Research*, vol. 75, no. 2, pp. 2251-2270, 2025.
- [18] S. Saki, and H. Bolandi, “Optimal direct adaptive soft switching multi-model predictive control using the gap metric for spacecraft attitude control in a wide range of operating



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 75-88
2026

DOI:
[10.22034/jssta.2025.491794.1219](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.491794.1219)

Article Info

Received: 2024-11-27
Accepted: 2025-02-15

Keywords

Technology selection; space
industry; Scientometric
approach; WOS; VOSviewer

How to Cite this article

S. Nasrollahi, E. Chizari, H. Sedighy, "Exploring the technology selection in space industry: A scientometric analysis approach", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 75-88, 2026.

Exploring the technology selection in space industry: A scientometric analysis approach

Saeid Nasrollahi^{1*}, Emad Chizari², Hasan Sedighy³

^{1*}Research Institute of Returnable Systems, Tehran, Iran
ss.nasrollahi@isrc.ac.ir

²School of Progress Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
emadchizari@ind.iust.ac.ir

³School of Advanced Technologies, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
sedighy@iust.ac.ir

Abstract

This study aims to explain and analyzing studies related to technology selection in space industry. The second goal is to understand the current status of research area through scientometric maps such as keyword occurrence analysis, author co-citation analysis, etc. For this purpose, the popular and practical VOS viewer software has been used. In the following, based on the analysis of the previous steps, future paths are discovered with the aim of space technology selection. The "scientometric" approach, means revealing a visual representation of the knowledge structure in the target field. It also focuses on conceptual relationships analysis in scientific documents published in research databases. Basically, this method is used to explain the status of a specific scientific concept and other key elements related to it. In this research, scientific-research documents related to the topic of technology selection in the space industry that have been indexed in the scientific and reputable scopus database until 2024 have been examined. The total number of documents is 145, published by 40 countries. In this study, the results of the analysis are presented with the focus on identifying the most active authors, countries, affiliations, sponsors and other relevant parameters. The present study is unique to provide an overview of technology status in the space industry, along with data charts and graphic diagrams analyses, without considering specific geographical or time constraints. This paper also tries to present a scientific procedure for achieving technology selection in the space industry, so that researchers, organizations and even countries can find their positions for investment, development and participation in a comprehensive manner.

بررسی مفهوم انتخاب فناوری در صنعت فضایی با رویکرد تحلیل علم‌سنجی

سید سعید نصراله‌ی^{۱*}، عماد چیدری^۲ و حسن صدیقی^۳

۱- پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران - ss.nasrollahi@isrc.ac.ir

۲- مدیریت تکنولوژی، دانشکده اقتصاد، مدیریت و مهندسی پیشرفت، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران -

emadchizari@ind.iust.ac.ir

۳- دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران - sedighy@iust.ac.ir

نویسنده مسئول *

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۷۵-۸۸

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jsssta.2025.491794.1219

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۱۳

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۰۳

واژه‌های کلیدی

انتخاب فناوری، صنعت فضایی،
رویکرد علم‌سنجی، پایگاه استنادی
اسکوپوس (Scopus)، نرم‌افزار
VOSviewer

نحوه استناد به این مقاله

سید سعید نصراله‌ی، عماد چیدری و حسن صدیقی، "بررسی مفهوم انتخاب فناوری در صنعت فضایی با رویکرد تحلیل علم‌سنجی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات ۷۵-۸۸، ۱۴۰۴.

چکیده

پژوهش حاضر باهدف تبیین و تحلیل مطالعات مربوط به انتخاب فناوری در صنعت فضایی انجام شده است. هدف دیگر، شناخت وضعیت موجود در حوزه پژوهش کنونی بوسیله نقشه‌های علم‌سنجی نظیر تحلیل وقوع کلمات کلیدی، بررسی استناد هم‌زمان نویسنده و ... است. برای این منظور از نرم‌افزار رایج و کاربردی VOSviewer استفاده شده است. در ادامه و با توجه به تحلیل گام‌های قبلی، مسیرهای آتی باهدف انتخاب فناوری فضایی ارائه شده است. از رویکرد "علم‌سنجی" به معنای باز کردن تصویری بدنه دانش در حوزه موردبررسی استفاده شده است که تمرکز آن نیز بر تحلیل روابط مفهومی در مستندات علمی منتشرشده، در پایگاه‌های پژوهشی است. به‌طورکلی از این روش برای توضیح وضعیت یک مفهوم خاص علمی و سایر المان‌های کلیدی مرتبط با آن استفاده می‌شود. در این پژوهش، مدارک علمی-پژوهشی مرتبط با موضوع انتخاب فناوری در صنعت فضایی که در پایگاه علمی و معتبر اسکوپوس تا سال ۲۰۲۴ نمایه شده‌اند، موردبررسی قرار گرفته است. کل مدارک جمع‌آوری شده به تعداد ۱۴۵ مورد است که درمجموع با مشارکت ۴۰ کشور به چاپ رسیده‌اند. در این پژوهش، نتایج تجزیه و تحلیل با نگاه شناسایی فعال‌ترین نویسندگان، کشورها، وابستگی‌ها، حامیان مالی و سایر روندهای مرتبط ارائه شده است. پژوهش حاضر اولین مطالعه‌ای است که به بررسی اجمالی وضعیت یک مفهوم فناورانه در صنعت فضایی همراه با ارائه نمودارهای داده‌ای و تحلیل‌های علم‌سنجی و بدون لحاظ محدودیت جغرافیا یا زمان خاص می‌پردازد. همچنین این مقاله سعی می‌کند یک روال علمی برای رسیدن به انتخاب فناوری در صنعت فضایی ارائه کند تا در پرتو آن، محققان، سازمان‌ها و حتی کشورها بتوانند جایگاه خود را برای سرمایه‌گذاری، توسعه و مشارکت به‌صورت فراگیر دست یابند.

۱- مقدمه

جهانی‌شدن، بر روی ساختارهای سازمانی و افزایش رقابت میان سازمان‌ها و کشورها تأثیرگذار است. از همین رو، مدیریت فناوری و نوآوری به نقطه عطف فرآیند تصمیم‌گیری بدل شده است. به‌طور فزاینده‌ای ضرورت درک وابستگی‌ها و ارتباط بین توانمندی‌های فناورانه و اهداف سازمان‌ها و کشورها، در حال افزایش است [۱]. تغییرات گسترده فناوری به همراه پدیده جهانی‌شدن، بر تشدید رقابت‌های سازمانی و بین‌المللی تأثیر گذاشته است. لذا اهمیت درک رابطه بین قابلیت‌های فناورانه و اهداف سازمانی و حتی ملی انکارناپذیر است. این اهمیت زمانی دوچندان می‌شود که بپذیریم مدیریت فناوری و نوآوری نقش مهمی در فرآیندهای کلان تصمیم‌سازی و تصمیم‌گیری ایفا می‌کند [۲].

اهمیت مدیریت فناوری، استفاده از مفاهیمی مانند «انتخاب فناوری» را رایج‌تر می‌کند. انتخاب فناوری بخش مهمی از مدیریت فناوری است [۳-۵]. انتخاب فناوری، به علت نگاه چندبعدی به فناوری برخلاف روش‌های ارزیابی تک‌معیاره، به‌طور گسترده در زمینه مدیریت فناوری مورد کاربرد قرار می‌گیرد [۶]. به‌طور کلی، انتخاب فناوری تعیین می‌کند که چگونه با تخصیص و مدیریت منابع، به یک یا چند فناوری دست‌یافت درحالی‌که بالاترین بازده و خروجی تأمین شود. به عبارت دیگر، هدف از انتخاب فناوری بهینه، بیشینه‌سازی ارزش کل فناوری‌ها توأمان با کمینه‌سازی کل هزینه‌های "اکتساب/انتقال فناوری" است [۷].

توسعه سریع فناوری‌ها به همراه پیچیدگی و تنوع فزاینده آن‌ها، کار انتخاب فناوری را دشوار کرده است [۸]. حوزه انتخاب فناوری و نحوه‌ی پاسخ‌دهی به آن، سهم مهمی در شکل‌گیری یک توسعه پایدار را دارد. بهترین فناوری‌ها می‌توانند مزیت‌های رقابتی قابل‌توجهی را برای یک کشور یا یک شرکت ایجاد کنند تا سوددهی و هم‌زمان قابلیت‌هایش را افزایش داده تا در گام بعد، توسعه پایدار خود را تحقق بخشد [۹]. در فرآیند انتخاب فناوری، هدف این است که در مورد انتخاب مطلوب‌ترین فناوری‌ها از مجموعه‌ای از انتخاب‌های بالقوه فناوری، تصمیم‌گیری شود. مسئله بهینه‌ی مربوط به انتخاب فناوری‌هایی است که به عملکرد مطلوب محصول با ترکیبی از الزامات احتمالاً متضاد و با لحاظ محدودیت منابع ختم می‌شوند. به عنوان مثال، سازندگان هواپیما زمانی که در مراحل طراحی اولیه و مفهومی هستند، گاهی با این وضعیت مواجه می‌شوند، جایی که

هدف نهایی، تصمیم‌گیری در مورد طراحی هواپیمایی است که بتواند مزیت رقابتی قابل‌توجهی را ارائه دهد و درعین حال قابلیت توسعه با توجه به محدودیت‌های زمانی و مالی را به‌طور قابل قبولی داشته باشد. لذا بهبود عملکرد فنی و درعین حال کاهش هزینه‌ها، شاید در وهله اول دو معیار متضاد به نظر برسند، اما به‌وسیله فرآیند انتخاب فناوری، این تناقض اولیه تسهیل می‌شود. به همین ترتیب در صنعت فضایی نیز انتخاب فناوری نقشی حیاتی را ایفا می‌کند، به‌ویژه زمانی که بین محدودیت‌های بودجه‌ای و نیازهای عملکردی، همگرایی حاصل نشده باشد [۱۰].

به‌طور کلی مفهوم «انتخاب فناوری» در صنایع و موضوعات دیگر نظیر: سیستم‌های حمل‌ونقل [۶]، صنعت نانو [۱۱]، مدیریت انرژی در کشاورزی [۱۲]، زنجیره تأمین مواد کامپوزیت [۱۳] و صنعت انرژی فوتوولتائیک هوشمند [۱۴] نیز مطرح شده است تا به سؤالات اساسی فناورانه مرتبط پاسخ دهد. یکی از ابزارهای انتخاب فناوری، رویکرد "علم‌سنجی" است.

به‌طور کلی، علم‌سنجی ابزاری مهم در فرآیند انتخاب فناوری است که می‌تواند با ارائه داده‌ها و تحلیل‌های دقیق به تصمیم‌گیری‌های بهتر در زمینه تحقیق و توسعه کمک کند. علم‌سنجی به مطالعه و تحلیل کمی علم و فناوری می‌پردازد. این ابزار به بررسی تولید علم، انتشار مقالات، استنادها و تأثیرات علمی می‌پردازد. علم‌سنجی می‌تواند به ارزیابی و تحلیل مدارک علمی منتشره، شناسایی روندهای نوآورانه، مقایسه و شناسایی خلأهای علمی و درنهایت مدیریت بهینه منابع و شناسایی همکاری‌های علمی در توسعه فناوری‌های پیشرو کمک کند.

در حوزه فضایی، تنها چند نمونه از تحقیقات به جایگاه فناوری در صنعت فضایی به‌وسیله تکنیک‌های علم‌سنجی پرداخته‌اند. «تحلیل علم‌سنجی پژوهش‌های اخیر هوافضا» [۱۵]، «کاربرد ابزار کتاب‌سنجی برای مطالعه روندهای فناوری فضایی» [۱۶]، «ترسیم نقشه شبکه هم‌نویسندگی و ضریب مشارکت علمی پژوهشگران ایرانی در حوزه هوافضا در شاخص ارجاع علمی تا سال ۲۰۱۴» [۱۷]، «هوافضا: مطالعه علم‌سنجی و تحلیل شاخص‌های مرکزیت شبکه هم‌نویسندگی محققان» [۱۸]، «تجزیه و تحلیل علم‌سنجی ادبیات هوافضا بر اساس پایگاه داده اسکوپوس» [۱۹]، «جفت کتابشناختی و تجزیه و تحلیل شبکه مشترک بر روی انتشارات هوافضا: بر اساس رویکرد علم‌سنجی» [۲۰]، «تحلیل علم‌سنجی در مورد هواپیماهای

مؤسسات حمایتی و تعداد مقالات بر اساس عناوین و سال انتشار مجله مورد تحلیل قرار گرفتند. همچنین رابطه بین تعداد مقالات در موضوعات مختلف مجلات و توسعه حوزه‌های مرتبط با تحقیقات فضایی در اوکراین نیز مورد بررسی قرار گرفته است [۲۴].

در پژوهش حاضر، وضعیت یک فرآیند فناورانه در صنعت فضایی، صرف‌نظر از جغرافیا یا زمان خاص با نمودارهای مختلف و با رویکرد علم‌سنجی مورد بررسی قرار گرفته است. این نگاه در نوع خود یک موضوع منحصر به فرد است. در واقع، در این پژوهش، موضوع انتخاب فناوری در صنعت فضایی را بر اساس تکنیک‌های علم‌سنجی، تحلیل خواهد شد.

پیش‌از این، تحقیقات علم‌سنجی مشابهی در حوزه فضا، هوافضا و صنایع هوانوردی یا برخی محصولات مهم زیرمجموعه این صنایع انجام شده است. به عنوان نمونه روند صنایع مذکور در یک کشور خاص تحت مفاهیم خاصی مانند دیجیتالی شدن، توسعه اقتصادی و ... بررسی شده است. لیکن پژوهشی پیرامون یک مفهوم یا روند فناورانه در صنعت فضایی به صورت یکپارچه و بدون توجه به جغرافیای خاص، در پژوهش‌های حوزه فضایی مشاهده نشده است. در پژوهش حاضر، وضعیت کلان مفهوم "انتخاب فناوری" در صنعت فضایی، صرف‌نظر از جغرافیا یا زمان خاص با ارائه نقشه‌ها و نمودارهای گرافی مختلف به همراه تحلیل علم‌سنجی بررسی شده است. این موضوع در نوع خود یک موضوع قابل توجه است. این فرآیند، الگوهای پنهانی موجود در پژوهش‌های منتخب را یافته، مدارک علمی را طبقه‌بندی کرده است و به سازمان‌دهی و جهت‌دهی تحقیقات آتی کمک می‌کند.

همچنین، این مقاله به شناسایی حوزه‌ها و روندهای پراگنده و بدیع به منظور درک چالش پژوهش در انتخاب فناوری در صنعت فضایی کمک می‌کند. علاوه بر این، با شناخت روند فعلی، صنایع و دولت‌ها می‌توانند سرمایه‌گذاری‌ها و حمایت‌های خود را جهت‌دهی کرده و در نتیجه منافع خود را به حداکثر برسانند. همچنین از مزایای پژوهش حاضر برای صنعت فضایی بررسی توان بالقوه همکاری دوجانبه و چندجانبه بین محققان و مؤسسات بین‌المللی در راستای انتخاب، مدیریت و توسعه فناوری‌های کلیدی با همکاری نهادهای حامی صنعت فضایی است. به‌طور کلی، با پذیرش رویکرد علم‌سنجی

کنترل از راه دور با روش RPA « [۲۱] و «چگونه یک الگوریتم ترکیبی باکیفیت برای محققان هوافضا با استفاده از تکنیک‌های داده‌کاوی انتخاب کنیم؟» [۲۲]، از جمله این تحقیقات هستند.

Ganguli در پژوهشی با عنوان «تحلیل علم‌سنجی تحقیقات اخیر هوافضا» نشان داد که در شاخص "نسبت تعداد نشریات مرتبط با حوزه هوافضا به جمعیت" در جهان، کشورهای سنگاپور، هلند، استرالیا و آمریکا در رتبه‌های اول تا چهارم قرار دارند. همچنین این رتبه‌بندی برای دانشگاه‌ها و مراکز علمی تحقیقاتی بر اساس "شاخص اچ^۱" به ترتیب ذیل است؛ اول «دانشگاه هوانوردی و فضاوردی پکن» با شاخص ۴۸، دوم «ناسا» با شاخص ۲۴ و سوم «دانشگاه هوانوردی و فضاوردی نانجینگ» با شاخص ۱۸ [۱۵].

در تحقیقات دیگری در سال ۲۰۱۰، Alonso-Valdivielso و Antonio طی چندین مطالعه کتاب‌سنجی به بررسی فعالیت‌های کتابخانه‌های تخصصی نجوم و هوافضا، مانند "موسسه ملی فناوری هوافضا (INTA)^۲" و "مرکز اختر بیولوژی (CAB)" در کشور اسپانیا پرداخته‌اند. تلاش‌های ایشان تأیید می‌کند که تکنیک‌های کتاب‌سنجی در زمینه‌های مختلفی مانند حفظ، استخراج، انتشار نتایج و تسهیل مدیریت اطلاعات داخلی در حوزه فناوری بسیار مؤثر است [۲۳].

Pelicioni و دیگران در سال ۲۰۱۸ در تحقیقات خود با استفاده از تحلیل کتابشناختی به بررسی مقالات نمایه شده در پایگاه اسکوپوس در بازه زمانی سال‌های ۲۰۰۸ تا ۲۰۱۵ و درباره فناوری‌های فضایی پرداخته‌اند. در پژوهش مذکور، کلیدواژه‌های فناوری فضایی، ماهواره، پرتابگر فضایی، فضاپیما، موشک و ایستگاه فضایی مدنظر قرار گرفته‌اند. نتیجه تحقیق فوق نشان داد که در حوزه فناوری فضایی، تمرکز بر ماهواره و پرتاب ماهواره است. همچنین نتایج این تحقیق تأیید کرد که آیت‌های "هزینه" و "پشتیبانی عملیاتی" در توسعه فناوری‌های جدید، چالش‌زا هستند. به علاوه اینکه در سال‌های آتی، فناوری‌های جدیدی توسعه خواهند یافت که قابلیت استفاده در ماهواره‌های کوچک را دارند [۱۶].

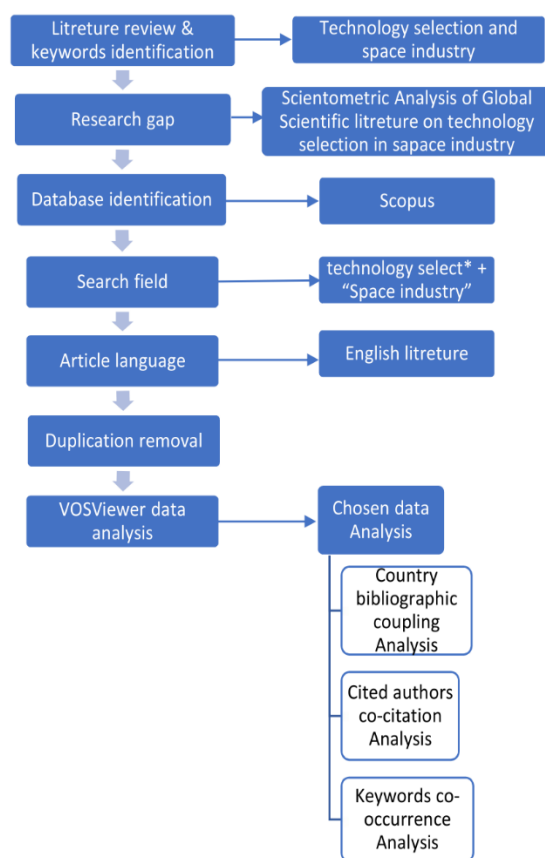
در سال ۲۰۲۰، Vavilova و دیگران، مجله اوکراینی «علوم و فناوری فضایی: آمار و علم‌سنجی ۱۹۹۵-۲۰۲۰» را شامل ۱۲۵ شماره و ۱۹ پیوست با روش تحلیل آماری و علم‌سنجی مورد بررسی قرار داده‌اند. مستندات علمی مربوطه بر اساس پراکندگی جغرافیایی،

¹ H-index

² National Institute for Aerospace Technology

ایجاد نمایش‌های گرافیکی و نمودارهای داده‌ای از اطلاعات جمع‌آوری شده است [۲۷].

با توجه به عنوان پژوهش، کلیدواژه "انتخاب فناوری + صنعت فضایی" برای جستجو در پایگاه داده اسکوپوس مشخص شد که در مجموع تعداد ۱۴۵ مدرک علمی به‌عنوان نتیجه جستجو بازیابی شدند. در گام بعد، مقالات به‌دست‌آمده در بانک اطلاعاتی نرم‌افزار VOSviewer قرار گرفتند. شکل ۱ روند و روش تحقیق انجام‌شده در این پژوهش را به‌طور کلی نشان می‌دهد. مراحل بعدی کار، در ادامه تشریح خواهند شد.



شکل (۱): روش تحقیق و روند پژوهش

۳- ارزیابی و تحلیل یافته‌ها

در این بخش به تحلیل آماری مدارک علمی جمع‌آوری شده پرداخته خواهد شد.

می‌توان حرکت کلی جوامع علمی را شناخت و از پرتو آن برای ریل‌گذاری و یا حتی صحت‌سنجی مسیر کنونی استفاده کرد.

در ادامه، مقاله حاضر به شرح زیر سازمان‌دهی شده است: بخش ۲ روش تحقیق مورد استفاده را شرح می‌دهد، بخش ۳ به ارزیابی و تحلیل یافته‌ها می‌پردازد، بخش ۴ مسیر آینده فناوری و چشم‌انداز و فرصت‌های در دسترس را مورد بحث و بررسی قرار می‌دهد و در نهایت بخش ۵ نتیجه‌گیری و پیشنهادات آتی برای ادامه مسیر را ارائه می‌کند.

۲- روش تحقیق

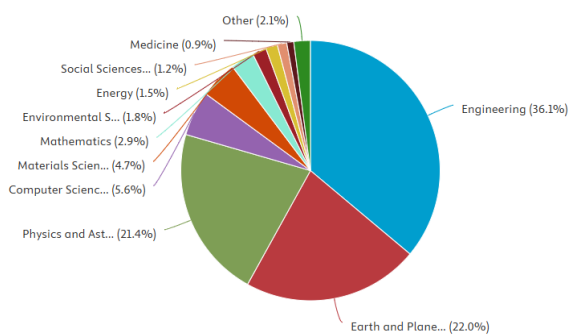
روش‌های ارزیابی فعالیت‌های علمی شامل: تدوین سیاست‌ها و خط‌مشی‌های علمی و پژوهشی، بررسی ارتباطات علمی و تحلیل استنادی، ارزیابی کمی و کیفی منابع و انتشارات علمی، مطالعه برون‌داد، تعیین بازدهی/ عملکرد و میزان تأثیرگذاری علمی می‌شود. علم‌سنجی یکی از رایج‌ترین روش‌های کمی ارزیابی فعالیت‌های علمی است. شاخص‌های علم‌سنجی که روندهای پژوهشی را در جوامع مختلف علمی توصیف می‌کنند، می‌توانند به‌عنوان ابزارهای مفیدی برای مدیریت تحقیقات و سیاست‌گذاری علمی مورد استفاده قرار گیرند. ضمن اینکه به شناسایی سطح پذیرش و اصالت حوزه‌های مختلف علمی نیز کمک می‌کنند [۲۵]. درواقع علم‌سنجی یک فرآیند کمی است که به محققان برای درک سریع‌تر و بهتر وضعیت متغیرهای علمی و نحوه ارتباط آن‌ها کمک می‌کند [۲۶].

در گام اول این پژوهش، اطلاعات علم‌سنجی با عبارت و کلیدواژه‌های ("technology select* + "space industry") یا همان انتخاب فناوری در صنعت فضایی، بدون دست‌کاری و مربوط به بازه زمانی سال ۱۹۸۵ تا سال ۲۰۲۴ میلادی از پایگاه داده علمی اسکوپوس جمع‌آوری شد. در اینجا منظور از «دست‌کاری» این است که برخی از داده‌ها بدون هیچ آزمایش یا اعتبارسنجی دیگری تغییر یافته و به‌صورت غیرحرفه‌ای ارائه شوند. سپس داده‌های حاصله از اسکوپوس در قالب سند متنی (CSV)، گردآوری شدند. پس از بارگیری نتایج و قبل از تجزیه و تحلیل، موارد تکراری توسط نرم‌افزار علم‌سنجی VOSviewer حذف شدند. دلیل استفاده از نرم‌افزار مذکور در این تحقیق، دسترسی آسان و رایگان به این نرم‌افزار، امکان محاسبه وابستگی‌ها و ارائه تحلیل‌های بازدهی و همچنین امکان

نو بودن، در حال رشد بودن و عمیق نشدن سطح مطالعات کنونی در حوزه موردتحقیق جستجو کرد.

۳-۳- مقالات از منظر حوزه موضوعی

همان‌طور که در نمودار شکل ۳ قابل‌مشاهده است، از مجموع ۱۴۵ مدرک علمی مستخرج‌شده، برحسب طبقه‌بندی موضوعی^۴ نمایه‌شده در اسکوپوس، حدود ۳۶٪ از کل مستندات علمی مربوط به علوم مهندسی، ۲۲٪ مربوط به مطالعات زمین و سیارات، ۲۱٪ مربوط به مطالعات فیزیک و اخترشناسی، ۶٪ مربوط به علوم کامپیوتر است. سایر حوزه‌های موضوعی ازجمله علم مواد، ریاضیات، علوم محیطی، انرژی، علوم اجتماعی، پزشکی و سایر، دارای سهمی کمتر از ۵ درصد هستند. همان‌طور که در طبقه‌بندی بالا مشخص است، سهم علوم مدیریتی و علوم انتخاب^۵، در موضوع مورد مطالعه بسیار پایین است.



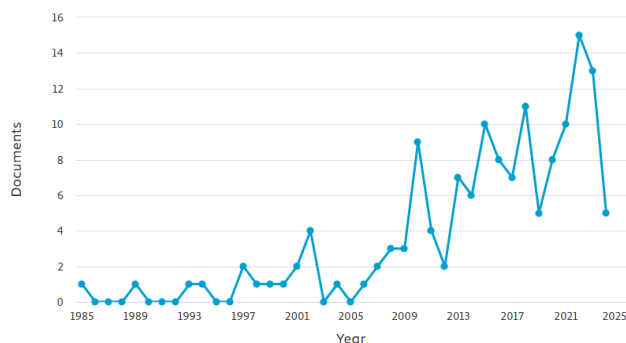
Subject area ↓	Documents ↓
Engineering	123
Earth and Planetary Sciences	75
Physics and Astronomy	73
Computer Science	19
Materials Science	16
Mathematics	10
Environmental Science	6
Energy	5
Social Sciences	4

شکل (۳): مقالات از منظر طبقه‌بندی اسکوپوس با توجه به حوزه موضوعی

۳-۱- ارزیابی بر اساس نرخ رشد سالیانه

همان‌طور که اشاره شد، تعداد ۱۴۵ مدرک علمی از پایگاه داده اسکوپوس جمع‌آوری شدند. در نمودار شکل ۲، میزان فراوانی مقاله‌ها در طول زمان نمایش داده‌شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، سال ۲۰۲۲ بیشترین انتشار را با ۱۵ مورد داشته است. بسیاری از سال‌ها نیز بدون انتشار در موضوع موردتحقیق سپری‌شده است. اولین سند در مورد موضوع این تحقیق نیز در سال ۱۹۸۵ منتشرشده است.

Documents by year



شکل (۲): میزان فراوانی مدارک علمی مرتبط با انتخاب فناوری در صنعت فضایی در پایگاه اسکوپوس بر حسب سال

همان‌طور که در شکل ۲ نشان داده‌شده است، اگرچه تعداد مقالات در چندین سال دچار نوسان بوده است، اما می‌توان روند صعودی آن را مشاهده کرد، به‌ویژه این روند در سال ۲۰۱۰ از جهش قابل توجهی برخوردار شده است تا اینکه تعداد آن‌ها در بین سال‌های ۲۰۲۱ تا ۲۰۲۳ به حدود ۲۷ درصد از کل مدارک علمی منتشره در بین سال‌های ۱۹۸۵ تا ۲۰۲۴ رسیده است.

۳-۲- ارزیابی بر اساس نوع مستندات علمی^۳

از بین ۱۴۵ مدرک علمی استخراجی از پایگاه علمی اسکوپوس، طبق دسته‌بندی انجام‌شده توسط پایگاه مذکور، ۷۳٪ مقاله کنفرانسی، ۲۲٪ مقاله علمی-پژوهشی، حدود ۴٪ کتاب یا فصل‌هایی از کتاب و سایر موارد نیز مربوط به مقالات مروری و گزارش‌های علمی است. علت بیشتر بودن سهم مقالات کنفرانسی را می‌توان در

^۴ Subject area

^۵ Decision sciences

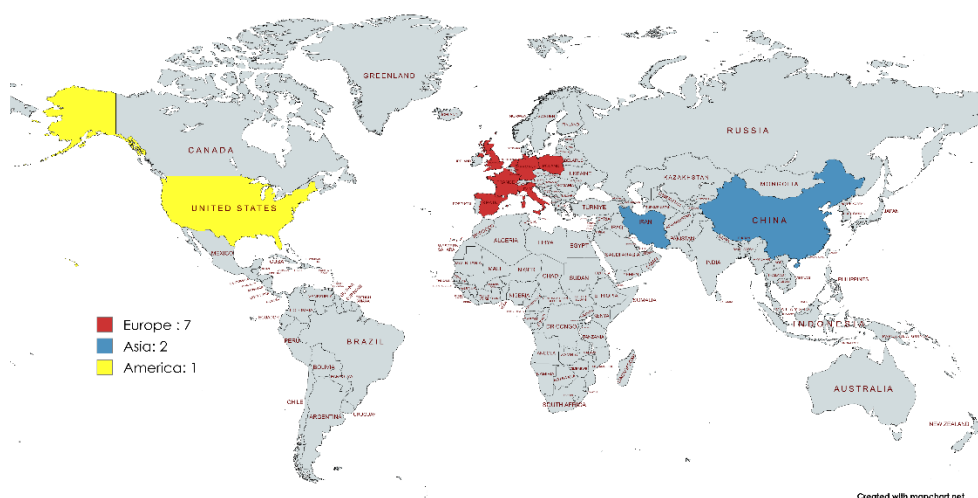
^۳ Documents by type

۳-۴- ارزیابی مقالات از منظر وابستگی‌ها^۶

از ۱۴۵ مدرک علمی مستخرج‌شده، ۸ مورد توسط محققان مرکز هوافضای آلمان^۷، همچنین همین تعداد توسط پژوهشگران مرکز پژوهش و فناوری فضایی اروپا^۸، ۶ مورد توسط شرکت هوافضای OHB آلمان، ۶ مورد توسط محققان شرکت فضایی و دفاعی ایرباس، ۴ مورد توسط محققان اداره کل هوانوردی و فضایی (ناسا) و همین تعداد توسط پژوهشگران CNES (به‌عنوان یکی از زیرمجموعه‌های آژانس فضایی اروپا) و شرکت فضایی فرانسوی تیلز^۹ منتشر شده است. سایر دانشگاه‌ها و مراکز علمی کمتر از ۴ مقاله علمی در موضوع فناوری فضایی داشته‌اند.

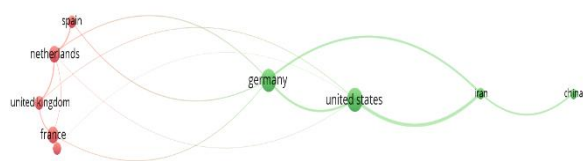
۳-۵- ارزیابی وضعیت کشورها

کشورهای پیشرو در زمینه پژوهش انتخاب فناوری در صنعت فضایی مبتنی بر پایگاه اسکوپوس بر اساس پراکندگی جغرافیایی و به تفکیک قاره‌ها در شکل ۴ نمایش داده شده است. موضوع قابل توجه در این نقشه عدم حضور هیچ کشوری از قاره آفریقا در بین ۱۵ کشور برتر است. علاوه بر این، به‌غیر از ایران که از کشورهای در حال توسعه محسوب می‌شود، سایر کشورهای مشخص شده، کشورهای توسعه‌یافته هستند.



شکل (۴): توزیع جغرافیایی ۱۰ کشور برتر جهان در موضوع پژوهش طبق پایگاه اسکوپوس که با استفاده از لینک <https://mapchart.net/world.html> تولید شده است

برای هر کشور حداقل تعداد مدارک علمی برای ورود به تحلیل، ۵ مورد تعیین شده است که در نتیجه از مجموع ۴۰ کشوری که در این زمینه، تحقیقاتی را منتشر کرده‌اند، تنها ۱۰ کشور در نمودار مذکور قرار گرفته‌اند.



به‌منظور درک بهتر نیز در شکل ۵ در قالب یک گراف شبکه‌ای، فعالیت‌های ۱۰ کشور پرکار و روابط آن‌ها در موضوع انتخاب فناوری در صنعت فضایی به تصویر کشیده شده است. این گراف توسط نرم‌افزار VOSviewer رسم شده است. برای رسم گراف، بایستی یک «واحد تجزیه و تحلیل»^{۱۰} مشخص شود و دیگری «نوع تحلیل»^{۱۱}. در گراف شکل ۴، کشور به‌عنوان واحد تجزیه و تحلیل و نوع تحلیل بر اساس «جفت کتابشناختی»^{۱۲} به مفهوم میزان ارتباط بین مدارک علمی بر اساس تعداد ارجاعات مشترک انتخاب شده‌اند.

⁹ Thales Alenia Space

¹⁰ Unit of analysis

¹¹ Type of analysis

¹² Bibliographic coupling

⁶ Affiliations

⁷ DLR: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V) به

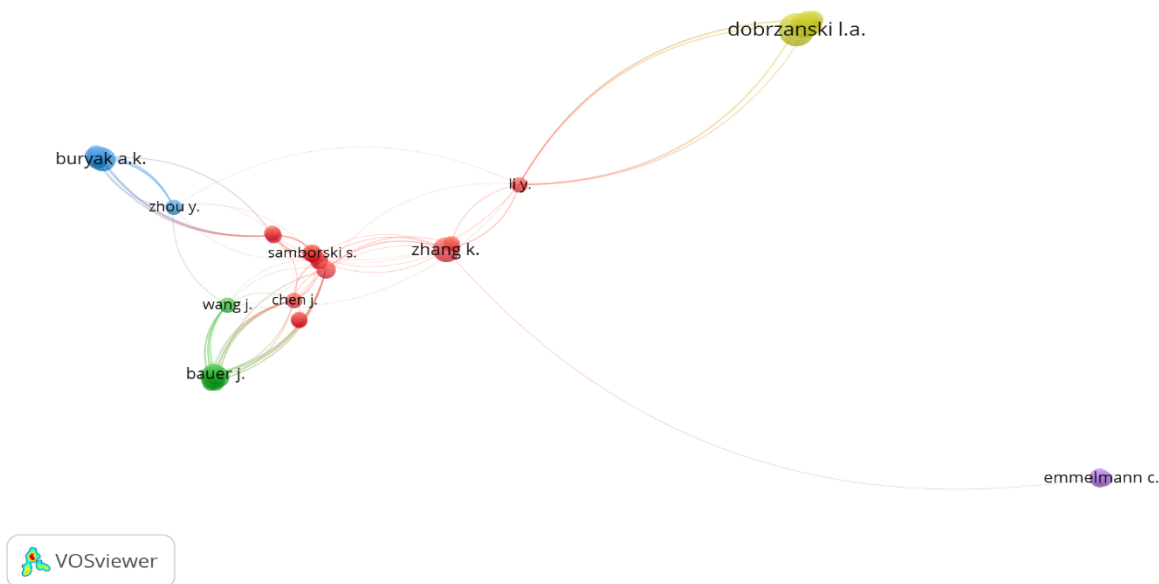
آلمانی:

⁸ ESTEC

نرم‌افزار محاسبه و تخصیص داده‌شده است. تراکم خطوط بین کشورها، حجم فعالیت‌های مشترک علمی بین آن‌ها را بر اساس مستندات ورودی به نرم‌افزار نشان می‌دهد. به‌عنوان مثال، مشاهده می‌شود که ارتباط بین ایران و آمریکا با قدرت پیوند ۲۰۷، قوی‌ترین ارتباط بین کشورها را در موضوع تحقیق نشان می‌دهد. که این موضوع می‌تواند ناشی از ارتباط دانشجویان و پژوهشگران ایرانی با دانشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی آمریکایی باشد.

۳-۶- پر استنادترین نویسندگان

- در میان ۱۴۵ مدرک علمی برگزیده، ۳ نویسنده برتر بر اساس تعداد استنادها و کل پیوندها به شرح زیر است:
- Dobrzanski I.a با ۲۳ استناد و ۹۶۶ پیوند
 - Dobrzanska-Danikiewicz a.d با ۱۴ استناد و ۷۱۴ پیوند
 - Achtelek-franczak a با ۱۰ استناد و ۵۵۰ پیوند



شکل (۶): گراف هم استنادی نویسندگان در زمینه پژوهش انتخاب فناوری در صنعت هوافضا طبق اسناد منتخب اسکوپوس

«هم‌استنادی^{۱۵}» به مفهوم میزان ارتباط نویسندگان با یکدیگر از لحاظ استناد توأمان به آن‌ها، به‌عنوان «نوع تحلیل» انتخاب‌شده‌اند.

شکل (۵): پرکارترین کشورها در زمینه پژوهش انتخاب فناوری در صنعت فضایی طبق اسناد منتخب اسکوپوس

طبق نتایج به‌دست‌آمده، سه کشور ایالات‌متحده آمریکا، آلمان و فرانسه به ترتیب با ۲۹، ۲۷ و ۱۵ مدرک علمی، بیشترین تعداد مدارک علمی را در بین ۱۴۵ مدرک مستخرج‌شده را به خود اختصاص داده‌اند. همچنین پژوهش‌های علمی سه کشور آلمان، ایالات‌متحده آمریکا و هلند به ترتیب با ۴۹۳، ۱۳۴ و ۹۰ استناد، دارای بیشترین تعداد استناد هستند.

شکل ۵، قدرت علمی کشورها از منظر استنادها، پیوندها و انتشارات، در موضوع فناوری در فضایی را به‌صورت گرافی نمایش می‌دهد. شاخص مجموع قدرت پیوند^{۱۳} نیز نشان‌دهنده میزان تأثیرگذاری انتشارات تولیدی یک کشور در مقایسه با سایر کشورهای مرتبط با موضوع پژوهش است [۲۸]. ایران با شاخص ۳۵۸، دارای بالاترین قدرت پیوند است و کشورهای آمریکا و آلمان به ترتیب با شاخص ۳۲۰ و ۲۳۵ پس از ایران قرار دارند. اعداد اعلامی نیز توسط

برای درک بهتر از استنادهای مشترک و روابط بین نویسندگان در موضوع موردپژوهش، نقشه هم‌استنادی نویسندگان در شکل ۶ ارائه‌شده است. بدین منظور برای استفاده از نرم‌افزار VOSviewer، «نویسندگان استناد شده^{۱۴}» به‌عنوان «واحد تحلیل» و

¹⁵ Co-citation

¹³ Total link strength

¹⁴ Cited authors

خوشه‌ها در ارتباط هستند ولی بازیگران حاضر در سایر خوشه‌ها تنها با یک یا چند خوشه در ارتباط هستند. خوشه سوم (آبی) متشکل از نویسندگانی از اروپای شرقی، ترکیه و چین است. خوشه چهارم (زرد) را می‌توان خوشه نویسندگان پرکار و پر استناد نامید که به واسطه حجم بالای استنادها و فعالیت‌ها، منجر به ایجاد یک خوشه مجزا شده است.

در خوشه ۵ (بنفش)، به‌عنوان آخرین خوشه، در مجموع شامل ۳ بازیگر است که هر ۳ متعلق به دانشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی آلمانی هستند.

۳-۷- وقوع کلمات کلیدی در طول زمان

میزان هم‌زمانی کلمات کلیدی، ابزاری است که با استفاده از آن می‌توان به کشف الگوهای پنهان و میزان ارتباط شناختی بین اسناد علمی پرداخت (۲۵). بدین منظور و برای ارزیابی ۱۴۵ سند علمی حاضر در پژوهش حاضر، مجدد از نرم‌افزار VOSviewer استفاده شده است.

بدین ترتیب که «All keywords» به‌عنوان «واحد تحلیل» و «هم‌وقوعی»^{۱۸} به‌عنوان «نوع تحلیل» انتخاب شدند. هم‌وقوعی به مفهوم تعداد اسناد علمی است که کلمات کلیدی، هم‌زمان در آن‌ها تکرار شده‌اند. «روش شمارش» نیز «شمارش کامل» است، یعنی محاسبه تکرار کلمه بدون در نظر گرفتن میزان تعداد سایر کلمات کلیدی در هر سند مشترک. حداقل تعداد تکرار یک کلمه کلیدی برای ورود به ارزیابی، ۵ بار تعیین شده است. لذا از مجموع ۱۷۶۷ کلمه کلیدی در ۱۴۵ مدرک علمی حاضر، تنها ۵۰ کلمه کلیدی وارد تحلیل شده‌اند. لازم به ذکر است که گزینه «All keywords» به مفهوم کلمات کلیدی مشخص‌شده توسط نویسنده اثر در بعد از چکیده^{۱۹}، به‌اضافه کلمات کلیدی شناسایی‌شده توسط نرم‌افزار است.

«روش شمارش»^{۱۶} نیز «شمارش کامل»^{۱۷} در نظر گرفته شده است. منظور از شمارش کامل یعنی فرد در هر تعدادی از خروجی‌های پژوهشی مشارکت داشته باشد، به همان تعداد شمارش می‌شود. برعکس، در شمارش نسبی تعداد خروجی‌های پژوهشی هر نویسنده با توجه به تعداد نویسندگان مشترک هر اثر محاسبه می‌شود. برای مثال اگر یک مقاله دارای دو نویسنده باشد، میزان مشارکت هر یک از آن‌ها می‌شود ۰/۵. اما اگر ۳ نویسنده وجود داشته باشد، میزان تأثیرگذاری هر یک از آن‌ها ۰/۳۳ محاسبه می‌شود. برای ورود به تحلیل گرافی، حداقل تعداد استناد به یک نویسنده ۵ استناد تعیین شده است که در نتیجه این شرط، از مجموع ۵۰۸۵ نویسنده، تنها ۶۰ نویسنده وارد گراف شده‌اند.

همان‌طور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، گراف هم‌استنادی از ۵ خوشه رنگی تشکیل شده است. خوشه‌ها توسط نرم‌افزار ساخته شده‌اند بدین ترتیب که گره‌ها یا نویسندگان برحسب تعداد اتصالاتشان با یکدیگر، در خوشه‌ها دسته‌بندی شده‌اند. به عبارت دیگر، اتصالات بین گره‌های یک خوشه، قوی‌تر از اتصالاتی است که با گره‌های سایر خوشه‌ها دارند. میزان تراکم ارتباطات بین نویسندگان نیز نشان‌دهنده تعداد انتشارات دارای استناد مشترک است. با این توضیحات، کل گراف شامل ۵ خوشه می‌شود. خوشه ۱ بارنگ قرمز شامل ۱۴ نویسنده، خوشه ۲ بارنگ سبز شامل ۹ نویسنده، خوشه ۳ بارنگ آبی با ۸ نویسنده، خوشه ۴ بارنگ زرد با ۵ نویسنده و خوشه ۵ بارنگ بنفش شامل ۳ نویسنده نمایش داده می‌شود.

تحلیل خوشه‌ها نشان داد که خوشه ۱ (قرمز) بیشتر شامل نویسندگان چینی، اروپای شرقی و ایرانی است. خوشه ۲ (سبز)، متشکل از نویسندگان کشورهای مختلف است، اما غلبه با نویسندگان اروپایی است. تفاوت قابل توجه این خوشه و سایر خوشه‌ها با خوشه ۱، تراکم تعامل و میزان همکاری نویسندگان حاضر در خوشه ۱ با سایر خوشه‌ها است. به‌طوری‌که نویسندگان خوشه ۱ با تمامی

¹⁸ Co-occurrence
¹⁹ Author keywords

¹⁶ Counting method
¹⁷ Full counting



شکل (۷): گراف هم‌زمانی وقوع کلمات کلیدی در طول زمان در زمینه پژوهش انتخاب فناوری‌های فضایی طبق داده‌های اسکوپوس

«فناوری» در بازه‌ی اول زمانی، کلیدواژه‌های «ماهواره‌ها»، «تصمیم‌گیری»، «پرواز فضایی» و «پلتفرم‌های فضایی» در بازه‌ی دوم و کلیدواژه‌های «ماهواره‌های کوچک»، «چاپگرهای ۳ بعدی»، «آموزش پرسنل» و «تولید مواد افزودنی»^{۲۰} نیز در بازه‌ی پس از ۲۰۱۶ قرار می‌گیرند.

۳-۸- ارزیابی مدارک علمی از منظر حمایت‌کنندگان

به‌طورکلی تعداد ۱۵ موسسه تحقیقاتی و صنعتی از ۱۴۵ مدرک علمی موردبررسی حمایت کرده‌اند. همان‌طور که قابل پیش‌بینی بود، آژانس فضایی اروپا^{۲۱} و ناسا، هر یک با حمایت از ۵ مدرک علمی، بیشترین سهم را به خود اختصاص داده‌اند. پس‌ازاین دو موسسه، آژانس فضایی ایتالیا، مرکز هوافضای آلمان، یکی از زیرمجموعه‌های مرکز هوافضای آلمان با عنوان DLR، جامعه اکولوژی آمریکا و کمیسیون اروپا هر یک با حمایت از ۲ مستند علمی، در رده دوم قرار دارند. سایر مؤسسات حمایت‌کننده نیز تنها از یک مدرک علمی حمایت کرده‌اند.

۴- تحلیل رویکرد، چشم انداز و فرصت‌ها

پژوهش حاضر با استفاده از ابزارهای علم‌سنجی و نمودارهای گرافی مبتنی بر پایگاه اسکوپوس، به‌روزترین نقشه انتخاب فناوری در ادبیات و صنعت فضایی جهان را ارائه می‌دهد. این یافته‌ها نشان می‌دهند که کشورهای آمریکا، آلمان و فرانسه نقش مهمی در این

جدول (۱): ده کلیدواژه پرتکرار در موضوع پژوهش بدون لحاظ زمان

طبق اسناد اسکوپوس

ردیف	کلیدواژه	تعداد تکرار	قدرت پیوند کل
۱	Space flight	۴۳	۱۹۳
۲	Space industry	۳۳	۱۳۲
۳	Orbits	۳۲	۱۴۱
۴	Aerospace industry	۲۹	۹۶
۵	Space research	۱۶	۸۶
۶	Space technologies	۱۶	۶۱
۷	Earth (planet)	۱۵	۶۵
۸	Nasa	۱۵	۶۴
۹	Space applications	۱۵	۴۲
۱۰	Technology	۱۴	۷۳

در جدول ۱ پرتکرارترین کلمات کلیدی به ترتیب و با ذکر تعداد تکرار هر یک به صورت جداگانه نشان داده می‌شود. متغیر قدرت پیوند کل نیز نشان‌دهنده‌ی مجموع سایر کلمات کلیدی در همه اسناد است که در کنار کلمه کلیدی برتر قرار گرفته‌اند.

گراف شکل ۷ نیز نمایشی از هم‌زمانی وقوع کلیدواژه‌ها و ارتباطاتشان با یکدیگر را در موضوع انتخاب فناوری در صنعت فضایی را ارائه می‌دهد. در این گراف می‌توان یک تحلیل علم‌سنجی مبتنی بر زمان نیز انجام داد؛ بدین‌صورت که اگر شکل ۷ به ۳ بازه‌ی زمانی قبل از ۲۰۱۲، ۲۰۱۲ تا ۲۰۱۶ و بعد از ۲۰۱۶ تقسیم شود، به ترتیب کلیدواژه‌های «آژانس فضایی»، «صنعت فضای اروپا»، «فضایما» و

21 **ESA**²⁰ Additive manufacturing

فناوری‌های نوظهور، یاری‌رسان و مؤثر است. از ۱۰ موسسه‌ای که بیشترین حمایت را از ۱۴۵ مدرک علمی پژوهش داشته‌اند، ۹ سازمان متعلق به کشورهای اروپایی یا آمریکایی هستند که پیش‌ازاین بیان شد که همگی در بین کشورهای پیشرو در موضوع پژوهش هستند. شایان‌ذکر است که هر ۹ سازمان دولتی است و هدف اصلی آن‌ها ترویج همکاری صنعت-دانشگاه-پژوهش و جذب و جمع‌آوری منابع اجتماعی برای مشارکت در ادامه این تحقیقات اساسی در حوزه توسعه فناوری‌های پیشرفته ساخت در صنعت فضایی است.

این روند در بسیاری از کشورها صادق است. به‌عنوان نمونه، تحقیق دیگری که این یافته را تأیید می‌کند، پژوهشی با عنوان «تجزیه و تحلیل روندهای فناورانه و مجموعه فناوری‌های وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین» در کره جنوبی است [۳۰]. در پژوهش مذکور، با ارائه نموداری با عنوان پتنت^{۲۲} پهنادهای شرکت‌های فضایی کره جنوبی نشان داده‌شده است که سهم عمده آن‌ها متعلق به بخش دولتی است که آژانس توسعه دفاعی کره جنوبی در رأس آن‌ها قرار دارد. در جای دیگری از پژوهش مذکور نیز اشاره شده است که برخی از فناوری‌ها توسط صنایع و بخش دولتی توسعه و تثبیت می‌شود. همچنین یکی دیگر از نتایج تحقیقات مذکور، رشد مستمر و افزایش سریع فناوری‌های مرتبط با صنعت هوانوردی و پهپادهاست که در بخش یافته‌های پژوهش حاضر نیز به‌نوعی تأیید شد. همچنین در پژوهش دیگری با عنوان «عوامل و روند توسعه صنعت فضایی در چارچوب دیجیتالی شدن اقتصاد جمهوری قزاقستان»، کشورهای آمریکا و چین و مراکز وابسته به دولت‌های آن‌ها، به‌عنوان مهم‌ترین حامیان مالی تحقیقات فضایی ذکر شده‌اند [۳۱] که تأییدی دیگر بر ادعای حمایت‌گری ارگان‌های دولتی در انتخاب و توسعه فناوری‌های صنعت فضایی است.

با توجه به روش علم‌سنجی به کار گرفته‌شده در این تحقیق، نوع روش و فرآیندی که برای جمع‌آوری و تحلیل داده‌ها استفاده می‌شود، ممکن است بر نتایج تأثیرگذار باشند. نتیجه نهایی این مطالعه ممکن است تحت تأثیر پایگاه داده انتخاب‌شده برای مدیریت و بازیابی حجم وسیعی از داده‌ها باشد. پایگاه داده اسکوپوس نسبت به پایگاه داده WoS^{۲۳} از لحاظ کمی و تعداد انتشارات گسترده‌تر است، لذا این پایگاه داده برای بررسی انتخاب شد [۳۲، ۳۳].

حوزه دارا هستند. اگرچه نمی‌توان از نقش میهن عزیزمان، ایران در این حوزه موضوعی غافل شد.

کشور ایران، با تولید ۷ مستند علمی در موضوع پژوهش، هشتمین کشور از منظر تعداد مستندات است. سال‌های ۲۰۱۳ و ۲۰۲۲ میلادی به ترتیب با ۳ و ۲ مدرک علمی، بهترین سال‌ها از منظر تعدد انتشارات علمی در موضوع انتخاب فناوری در صنعت فضایی برای ایران است. آقایان خلیلی دامغانی و توانا هر یک با تولید ۲ مستند علمی در موضوع پژوهش، پرکارترین ایرانیان در این حوزه هستند. ایران در این حوزه با کشورهای آمریکا، چین و آلمان، خروجی علمی مشترک ارائه داده است. از منظر موضوع مستندات علمی منتشرشده نیز، حدود ۳۰٪ مستندات پیرامون ابعاد مهندسی موضوع، ۱۵٪ پیرامون علوم کامپیوتر، ۱۵٪ ذیل موضوع زمین و سیارات، ۱۵٪ ذیل موضوع فیزیک و اخترشناسی و سایر حوزه‌های موضوعی نیز سهمی کمتر از ۱۰ درصد را شامل می‌شوند.

همچنین تحلیل علم‌سنجی این پژوهش نشان می‌دهد که مهم‌ترین موضوعات در انتخاب فناوری در صنعت فضایی شامل عناوین "پرواز فضایی"، "صنعت فضایی"، "مدارها"، "صنعت هوافضا"، "پژوهش فضایی" و "فناوری‌های فضایی" و ... است. از میان این کلیدواژه‌ها، برخی کلیدواژه‌ها مانند مدارها، زمین (سیاره) و فناوری، به المان‌های مؤثر در صنعت فضایی اشاره دارند. کلیدواژه‌هایی مانند پرواز فضایی و کاربردهای فضایی به کارکردهای صنعت اشاره دارند. سایر کلمات کلیدی مانند صنعت فضایی، صنعت هوافضا و پژوهش فضایی نیز به کلیات صنعت می‌پردازند. ضمن اینکه تنها سازمان و ساختاری که در بین ۱۰ کلیدواژه پرکاربرد وجود دارد، "ناسا" است.

علاوه بر این با بررسی ۱۴۵ مدرک علمی مستخرج‌شده، می‌توان دریافت که در مجموع، ۴۰ کشور جهان در تولید محتوای پژوهشی مرتبط با انتخاب فناوری در صنعت فضایی مشارکت داشته‌اند.

به‌عنوان یک آورده ارزشمند، یافته‌های این تحقیق برخی از شکاف‌ها در زمینه فناوری در صنعت فضایی را شناسایی و روشن می‌سازد. این رویکرد امری دور از واقعیت نیست و در کشورهای دیگر نظیر هند و در حوزه تحقیقات هوانوردی مطرح و پشتیبانی شده است [۲۹]. یکی دیگر از نتایج حاصله آن است که بخش دولتی به مراتب بیشتر از مراکز تحقیقاتی دانشگاهی در انتخاب و توسعه

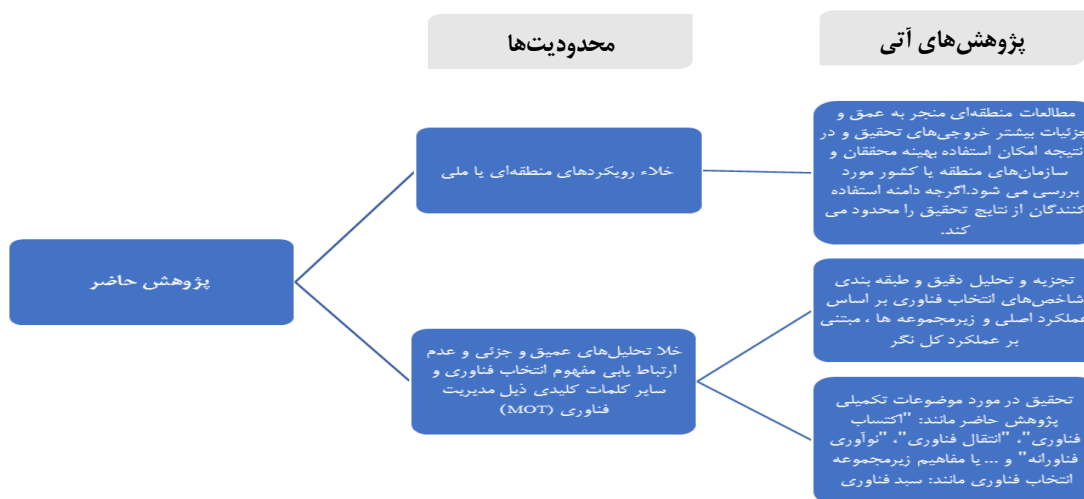
• سه کشور برتر در حوزه تولید و استناد مدارک علمی مرتبط با موضوع، کشورهای آمریکا، آلمان و فرانسه هستند. در نتیجه مشخص می‌شود که کشورهای مذکور نقش بسزایی در این حوزه دارند. با این حال، همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده است، کشورهای دیگر نیز به میزان سهم خود در موضوع مورد مطالعه مؤثر واقع شده‌اند. در لیست کشورهای پیشرو، تنها کشور در حال توسعه در بین ده کشور برتر موضوع تحقیق، ایران است. لذا ایران با توجه به دارا بودن پیش‌نیازهای علمی، توانمندی بالقوه برای کسب سهم بیشتر از تجارت و گردش مالی، صنعت فضای را دارد.

• بررسی مؤسسات حامی مقالات منتشرشده نشان می‌دهد که در انتخاب و توسعه فناوری‌های فضایی پیشرو، سهم بخش ارگان‌های دولتی به مراتب بیشتر از مراکز دانشگاهی و مؤسسات خصوصی است.

نتایج حاصل از علم‌سنجی برای پژوهشگران و دانشگاهیان چشم‌انداز همکاری‌های مشترک را نیز فراهم می‌کند بدین ترتیب که کشورهای برتر، مؤسسات تأمین مالی و محققان پیشرو را شناسایی و طبقه‌بندی می‌کند. به‌عنوان نمونه و طبق شکل ۴، از دو قاره آفریقا و اقیانوسیه، هیچ کشوری در فهرست ۱۵ کشور برتر نیست، هرچند دو کشور آفریقای جنوبی و استرالیا در فهرست ۳۰ کشور برتر در این زمینه قرار دارند. لذا امکان انجام فعالیت‌های بیشتر توسط محققان و مؤسسات علمی و پژوهشی در جغرافیای مذکور وجود دارد، طوری که می‌توان این دو قاره را به‌عنوان اهداف بالقوه برای تعریف فعالیت‌های مشترک علمی، کشورمان ایران با آن‌ها در نظر گرفت.

در این پژوهش، ۱۴۵ مدرک علمی نمایه‌شده در پایگاه اسکوپوس با موضوع انتخاب فناوری در صنعت فضایی با استفاده از تکنیک‌های علم‌سنجی و ابزار نرم‌افزاری VOSviewer مورد تحلیل و بررسی قرار گرفتند. باهدف یافتن روندها و پایش فضای پژوهشی کنونی با استفاده از نقشه‌های رخداد کلمات کلیدی، هم‌استنادی نویسندگان، کشورهای برتر و ... نتایج زیر حاصل شدند:

• طبق شکل ۲، روند تعداد مقالات منتشرشده به‌جز در تعداد محدودی از سال‌ها، در حال افزایش بوده است. به‌خصوص از سال ۲۰۲۰ که می‌توان نتیجه گرفت که علاقه به موضوع انتخاب فناوری فضایی از سال مذکور افزایش چشم‌گیری داشته است. اگرچه در سال اخیر یعنی سال ۲۰۲۴ حجم مطالعات مقداری



شکل (۸): محورهای پیشنهادی برای پژوهش‌های علم‌سنجی آتم، در حوزه انتخاب فناوری در صنعت هوا فضا

- Engineering Optimization", *Engineering Optimization*, vol. 38, no. 8, pp. 889-908, 2006.
- [11] S. Ghazinoory, M. Daneshmandi-Mehr, A. Azadegan, "Technology selection: application of the PROMETHEE in determining preferences-a real case of nanotechnology in Iran", *Journal of the Operational Research Society*, vol. 64, no. 6, pp. 884-897, 2013.
- [12] K. W. Corscadden, J. N. Biggs and M. Pradhanang, "Energy efficient technology selection for dairy farms: Milking cooling and electric water heating", vol. 30, no.3, pp. 375-382, 2014.
- [13] A. E. C. Mondragon, E. Mastrocinque and P. J. Hogg, "Technology selection in the absence of standardised materials and processes: a survey in the UK composite materials supply chain", *Production Planning & Control*, vol. 28, no.2, pp. 158-176, 2017.
- [14] M. Daw, C. Chang and S. W. Hung, "The selection of technology for late-starters: A case study of the energy-smart photovoltaic industry", *Economic Modelling*, vol. 35, no. 1, pp. 10-20, 2013.
- [15] R. Ganguli, "A scientometric analysis of recent aerospace research", *Current Science*, vol. 95. no. 12, pp. 1670-1672, 2008.
- [16] L.C. Pelicioni, J.R. Ribeiro, T. Devezas, M.C.N. Belderrain, and F.C.L.D. Melo, "Application of a bibliometric tool for studying space technology trends", *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 10, no.1 pp. 318-328, 2018.
- [17] G. Galyani-Moghaddam and P. Taheri, "Mapping co-authorship network and scientific collaborative coefficient of Iranian researchers in the field of aerospace in the Science Citation Index to 2014", *Knowledge Retrieval and Semantic Systems*, vol. 2, no. 3, pp. 23-42, 2015.
- [18] S. GhaviDel, N. Riahinia, F. Danesh, and A. Noroozi-Chakoli, "Aerospace: The study of scientometrics and an analysis of centrality indicators of the co-authorship network of researchers", *Scientometrics Research Journal*, vol. 9, no. 2, pp. 165-204, 2022.
- [19] M. A. Alonso-Valdivieslo and E. G. Antonio, "Why Include Bibliometric Analysis in the Activities of a Library Specialized in Astronomy?- Notes From the Libraries of INTA", In *Library and Information Services in Astronomy VI: 21st Century Astronomy Librarianship, From New Ideas to Action*, vol. 433, no.1, pp. 95-105.
- [20] J. Shanthi, "Scientometric analysis of literature on aerospace based on scopus bibliographic database", *PhD Thesis*, Bharathi University, 2011.
- [21] D. Munn and G. Palanisamy, "Bibliographic coupling and collaborative network analysis on Aerospace publications: based on scientometric approach", *Bibliotecas. Anales de Investigación*, vol. 20, no. 1, pp.6.16, 2024.
- [22] H. Golizadeh, M. R. Hosseini, I. Martek, D. Edwards, M. Gheisari, S. Banihashemi and J. Zhang, "Scientometric analysis of research on 'remotely piloted aircraft' A research agenda for the construction industry", *Engineering, Construction and Architectural Management*, vol. 27, no. 3, pp. 634-657, 2020.
- [23] S. GhaviDel, N. Riahinia, F. Danesh and A. Noroozi-Chakoli, "How do we select a combined algorithm to determine high-quality aerospace researchers by utilizing data mining

با توجه به محدودیت‌ها، همان‌طور که در شکل ۸ نشان داده شده است، می‌توان سه پیشنهاد مطرح در آن را برای مطالعات آینده در نظر گرفت.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

تشکر و قدردانی

بدین وسیله از پژوهشگاه فضایی ایران بابت حمایت مالی از طرح پژوهشی شماره ۲۷ با طرفیت دانشگاه علم و صنعت ایران، که این مقاله از خروجی‌های آن است، قدردانی می‌گردد.

مراجع

- [1] E. Chizari, S.h. Sedighy, M.S. Pishvae and A. Azar, "Hybrid quantitative-qualitative method for technology portfolio selection: a case study of Iran's space industry", *RAIRO-Operations Research*, vol. 58, no.3, pp. 2481-2505, 2024.
- [2] D. R. Probert, C. J. P. Farrukh, R. Phaal, "Technology roadmapping—developing a practical approach for linking resources to strategic goals", in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*, 2003, pp. 1183-1195
- [3] S. A. Sadeghi, N. Ahmady and E. Ahmady, "Technology selection in the presence of fuzzy data and dual-role factors", *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, Vol. 62, no. 1, pp. 801-811, 2012.
- [4] R. F. Saen, "Technology selection in the presence of imprecise data, weight restrictions, and nondiscretionary factors", *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, vol. 41, no. 1, pp. 827-838, 2009.
- [5] R. F. Saen, "A decision model for technology selection in the existence of both cardinal and ordinal data", *Applied Mathematics and Computation*, vol. 181, no. 2, pp. 1600-1608, 2006.
- [6] C. J. Chen, M. C. Chung and C. H. Wei, "Government policy of technology selection for advanced traveler information systems", *R&D Management*, vol. 35, no. 4, pp. 439-450, 2006.
- [7] P. Davison, B. Cameron and E.F. Crawley, "Technology portfolio planning by weighted graph analysis of system architectures", *Systems Engineering*, vol. 18, no. 1, pp. 45-58, 2015.
- [8] N. Shehabuddeen, D. Orobart and R. Phaal, "From theory to practice: challenges in operationalising a technology selection framework", *Technovation*, vol. 26, no. 3, pp. 324-35, 2006.
- [9] J. P. Fan, Y. J. Li and M. Q. Wu, "Technology selection based on EDAS cross-efficiency evaluation method", in *IEEE Access*, vol. 7, pp. 58974-58980, 2019.
- [10] A. Utturwar, S. Rallabhandi, D. Delaurenits and D. Mavris, "A two-step optimization approach for technology selection.

- Technologies and Assessments*, vol. 55, no. 1, pp. 1029-1053, 2023.
- [29] G. Prathap, "Assessment of academic aeronautical research in India", *Current Science*, vol. 88, no. 12, pp.1880-1882, 2005.
- [30] G. Battsengel, S. Geetha and J. Jeon, "Analysis of technological trends and technological portfolio of unmanned aerial vehicle", *Journal of Open Innovation: Technology, Market, and Complexity*, vol. 6, no. 3, pp. 48-58, 2020.
- [31] A. Salykov, A. Aimbetov, N. Yesmagulova and A. Jussibaliyeva, "Factors and trends in the development of the space industry in the context of the digitalization of the economy of the Republic of Kazakhstan", *Environment, Development and Sustainability*, vol. 26, no. 3, pp. 6703-6718, 2024.
- [32] W. Marx and L. Bornmann, "On the causes of subject-specific citation rates in Web of Science", *Scientometrics*, vol. 102, no. 1, pp. 1823-1827, 2015.
- [33] V. K. Singh, P. Singh, M. Karmakar, J. Leta and P. Mayr, "The journal coverage of Web of Science, Scopus and Dimensions: A comparative analysis", *Scientometrics*, vol. 126, no. 1, pp. 5113-5142, 2021.
- techniques?", *International Journal of Information Science and Management (IJISM)*, vol. 22, no. 4, pp. 155-183, 2024.
- [24] I. B. Vavilova, V. S. Zievako, L. K. Pakuliak and L. P. Potapovych, "Space science and technology", *journal: Statistics and Scientometrics for 1995-Kosmichna Nauka i Tekhnologiya*, vol. 26, no. 1, pp. 94-103, 2020.
- [25] E. Chizari, S. H. Sedighy, M. S. Pishvae and A. Azar, "A comparative study of 'technology roadmap' and 'technology portfolio' using scientometric approach", *Caspian Journal of Scientometrics*, vol. 9, no. 2, pp. 109-121, 2022.
- [26] T. Braun, E. Bujdosó and A. Schubert, "Literature of analytical chemistry: A scientometric evaluation", CRC Press, 2019.
- [27] K. Gomis, R. Kahandawa and R. S. Jayasinghe, "Scientometric analysis of the global scientific literature on circularity indicators in the construction and built environment sector", *Sustainability*, vol. 15, no. 1, pp. 728-738, 2022.
- [28] A. Nawaz, J. Chen and X. Su, "Exploring the trends in construction and demolition waste (C&DW) research: A scientometric analysis approach", *Sustainable Energy*



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 89-102
2026

DOI:
[10.22034/jssta.2025.493057.1220](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.493057.1220)

Article Info

Received: 2024-12-03
Accepted: 2025-01-31

Keywords

Block Adaptive
Quantization, Data
Compression, FPGA

How to Cite this article

A. Dastmozd, M. R. Mousavi, K. Hassanli, S. Abdi, M. Hatam, "FPGA Based Block Adaptive Quantization Design and Implementation", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 89-102, 2026.

FPGA Based Block Adaptive Quantization Design and Implementation

Abbas Dastmozd¹, Mohammad Reza Mousavi², Kourosh Hassanli^{3*}, Sahar Abdi⁴,
Mahdi Hatam⁵

¹ School of Electrical Engineerig, Shiraz University of Technology, Shiraz, Iran
a.dastmozd@sutech.ac.ir

² School of Electrical Engineerig, Shiraz University of Technology, Shiraz, Iran
m.mousavi@sutech.ac.ir

³ School of Electrical Engineerig, Shiraz University of Technology, Shiraz, Iran
hassanli@sutech.ac.ir

⁴ Institute of Mechanics, Shiraz, Iran
s.abdi@isrc.ac.ir

⁵ Institute of Mechanics, Shiraz, Iran
ma.hatam@isrc.ac.ir

Abstract

This paper investigates the implementation of the Block Adaptive Quantization (BAQ) algorithm on FPGA hardware, specifically the Xilinx Virtex-7 FPGA, which is an ideal platform for real-time applications due to its flexibility and parallel processing capabilities. In this study, the BAQ algorithm was optimized using the principles of non-uniform Lloyd-Max quantization. The hardware design consists of adaptive blocks enhanced by techniques such as parallelization and pipelining. The implementation results demonstrate significant reductions in FPGA resource utilization while maintaining high performance and low latency. Evaluations indicate that the proposed method achieves less than 2% difference compared to the reference approach in metrics such as MSE, PSNR, SSIM, and CC, highlighting the algorithm's high accuracy and consistency. Furthermore, the implementation is resource-efficient, utilizing only 10% of DSP48 resources and 30% of LUTs on the Virtex-7 FPGA. This approach provides an effective solution for applications such as data compression in imaging systems and signal processing.

طراحی و پیاده‌سازی چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر بر روی **FPGA

عباس دست‌مزد^۱، محمدرضا موسوی^۲، کورش حسینی^{۳*}، سحر عبدی^۴ و مهدی حاتم^۵

۱- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی شیراز، شیراز، ایران - a.dastmozd@sutech.ac.ir

۲- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی شیراز، شیراز، ایران - m.mousavi@sutech.ac.ir

۳- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی شیراز، شیراز، ایران - hassanli@sutech.ac.ir

۴- پژوهشکده مکانیک، پژوهشگاه فضایی ایران، شیراز، ایران - s.abdi@isrc.ac.ir

۵- پژوهشکده مکانیک، پژوهشگاه فضایی ایران، شیراز، ایران - ma.hatam@isrc.ac.ir

نویسنده مسئول *

**این تحقیق توسط پژوهشگاه فضایی ایران در قالب طرح پژوهشی مشترک با دانشگاه مورد حمایت قرار گرفته است.

دسترس‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۸۹-۱۰۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2025.493057.1220

چکیده

این مقاله به پیاده‌سازی الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر (BAQ) بر روی سخت‌افزار FPGA، به‌ویژه تراشه Xilinx Virtex-۷، می‌پردازد. این تراشه به دلیل انعطاف‌پذیری و توانایی پردازش موازی، گزینه‌ای مناسب برای کاربردهای پردازش بلادرنگ محسوب می‌شود. در این پژوهش، الگوریتم BAQ با استفاده از اصول چندی‌سازی غیر یکنواخت Lloyd-Max بهینه‌سازی شده است. طراحی سخت‌افزاری شامل بلوک‌های تطبیق‌پذیری است که با تکنیک‌هایی مانند موازی‌سازی و پردازش مرحله‌ای بهبود یافته‌اند. نتایج پیاده‌سازی نشان می‌دهد که این طراحی، استفاده از منابع FPGA را به‌طور قابل توجهی کاهش داده و در عین حال، کارایی بالا و تأخیر کم را حفظ می‌کند. ارزیابی‌ها نشان می‌دهد که روش پیشنهادی در معیارهایی همچون PSNR، SSIM، MSE و CC نسبت به روش مرجع، اختلافی کمتر از ۲ درصد دارد که دقت و سازگاری بالای الگوریتم را تأیید می‌کند. علاوه بر این، پیاده‌سازی سخت‌افزاری با مصرف تنها ۱۰ درصد از منابع DSP^{۴۸} و ۳۰ درصد از LUT های تراشه Virtex-۷، کارایی بالایی را ارائه می‌دهد. این روش، راهکاری مؤثر برای فشرده‌سازی داده‌ها در سیستم‌های تصویربرداری و پردازش سیگنال ارائه می‌دهد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۹/۱۹

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۱۸

واژه‌های کلیدی

چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر،
فشرده‌سازی داده، آرایه گیت‌های
قابل برنامه‌ریزی

نحوه استناد به این مقاله

عباس دست‌مزد، محمدرضا موسوی،
کورش حسینی، سحر عبدی و مهدی
حاتم، "طراحی و پیاده‌سازی چندی‌سازی
بلوکی تطبیق‌پذیر بر روی FPGA"،
دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای
فضایی، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات
۸۹-۱۰۲، ۱۴۰۴.

۱- مقدمه

در دنیای امروز، با پیشرفت سریع فناوری و نیاز فزاینده به پردازش داده‌های حجیم و پیچیده در زمان واقعی، تقاضا برای روش‌های بهینه‌سازی پردازش سیگنال و داده‌ها به‌طور چشمگیری افزایش یافته است. چندی‌سازی، به‌عنوان یکی از تکنیک‌های مهم در کاهش حجم داده‌ها و پیچیدگی محاسباتی، نقشی کلیدی در سیستم‌های پردازشی مدرن ایفا می‌کند.

حجم محدود حافظه موقت و پهنای باند محدود لینک انتقال داده در سامانه‌های مخابراتی و تصویربرداری، مستلزم کاهش حجم داده‌ای است که می‌بایست ذخیره شود. لذا با توجه به موارد مطرح‌شده نیازمند الگوریتم‌هایی با نرخ فشرده‌سازی مناسب هستیم که بتوان داده خام را به‌طور مطلوب فشرده نمود به شکلی که کیفیت داده یا تصویر حاصله از تشکیل داده یا تصویر فشرده‌شده، تخریب نگردد [۱].

بسیاری از رویکردهای چندی‌سازی داده خام در دو دهه گذشته توسعه یافته‌اند و هم‌اکنون نیز در حال تکامل می‌باشند [۲]. گرچه محدودیت‌های موجود در سامانه‌های مخابراتی و تصویربرداری از نظر پهنای باند لینک انتقال داده، انتخاب الگوریتم فشرده‌سازی جهت پیاده‌سازی را تحت‌الشعاع قرار می‌دهند [۲، ۳]. این محدودیت‌ها موجب شده است که در سامانه‌های مخابراتی و تصویربرداری عملیاتی از رویکردهای ساده و بهینه چندی‌سازی استفاده شود [۱، ۴]. چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر (BAQ^۱) یکی از روش‌های پیشرفته در این زمینه است که با اعمال چندی‌سازی متغیر بر اساس ویژگی‌های داده‌ها، بهینه‌سازی بیشتری را در مصرف منابع و حفظ کیفیت خروجی فراهم می‌آورد.

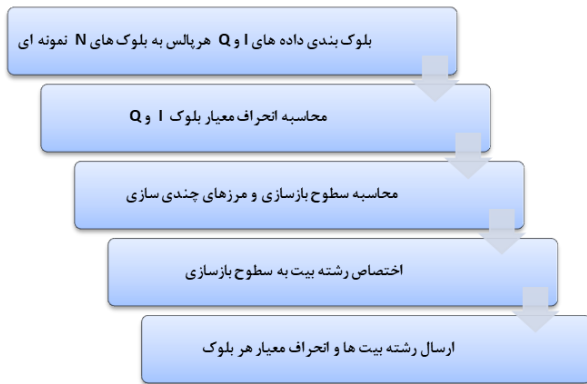
رویکرد BAQ، یک رویکرد متداول جهت فشرده‌سازی داده‌های خام سیستم‌های مخابراتی و تصویربرداری محسوب می‌شود. در سامانه‌های تصویربرداری، به دلیل حجم بالای داده اخذشده برای هر ناحیه، ذخیره‌سازی یا ارسال داده خام از طریق لینک داده چالش بزرگی به حساب می‌آید. لذا در این سامانه‌ها با فشرده‌سازی داده خام، پهنای باند لینک داده یا حجم حافظه موردنیاز برای ذخیره‌سازی آن به صورت موثر کاهش می‌یابد. این رویکرد شامل یک چندی‌ساز بهینه است که سطوح چندی‌سازی را به توزیع داده‌های بلوک‌بندی شده مرتبط می‌سازد.

در [۲] یک رویکرد با پیچیدگی محاسباتی کم جهت متمرکزکردن داده و فشرده‌سازی داده خام به وسیله الگوریتمی مبتنی بر چندی‌سازی برداری تطبیق‌پذیر ارائه شده است که موجب بهبود سیگنال به نویز داده متمرکزشده به مقداری کمتر از ۱dB می‌گردد. در [۳] رویکرد BAQ به وسیله کدگذاری هافمن ارتقا یافته است. در [۵] از یک چندی‌ساز غیریکنواخت تحت عنوان Lloyd Max جهت کمینه‌کردن میانگین مربعات خطا برای یک تعداد مشخص از سطوح چندی‌سازی استفاده شده است. در [۶] از یک رویکرد مبتنی بر موجک جهت کدگذاری داده خام سار استفاده شده است که در نرخ ۳ bit/sample موجب ۳dB بهبود SNR می‌گردد. درعین حال، FPGA^۲ها (آرایه‌های دروازه‌ای قابل‌برنامه‌ریزی) به‌عنوان یک پلتفرم سخت‌افزاری قابل‌پیکربندی، توانایی بالایی در اجرای موازی و بلادرنگ الگوریتم‌های پیچیده دارند. این ویژگی‌ها FPGA را به یکی از بهترین گزینه‌ها برای پیاده‌سازی الگوریتم‌هایی نظیر BAQ تبدیل کرده است. FPGAها با ارائه انعطاف‌پذیری در طراحی و قابلیت پیکربندی مجدد، امکان پیاده‌سازی بهینه‌سازی‌های سخت‌افزاری را برای کاربردهای خاص فراهم کرده و به‌طور هم‌زمان، کارایی و سرعت پردازش را افزایش می‌دهد [۷].

پیاده‌سازی الگوریتم BAQ بر روی FPGA، نیازمند در نظر گرفتن ملاحظات مختلف از جمله محدودیت‌های منابع سخت‌افزاری، نیازمندی‌های زمان‌بندی و بهینه‌سازی مصرف انرژی است [۸]. با این حال، ترکیب قدرت محاسباتی FPGA با انعطاف‌پذیری الگوریتم BAQ می‌تواند منجر به بهبود چشمگیری در عملکرد و کارایی سیستم‌های پردازشی شود [۹]. در [۹-۱۳] به بررسی روش‌های مختلف برای بهینه‌سازی و پیاده‌سازی BAQ بر روی FPGA پرداخته شده است و تلاش شده با استفاده از تکنیک‌های پیشرفته نظیر Pipeline، موازی‌سازی و بهینه‌سازی معماری، به یک پیاده‌سازی بهینه و کارآمد رسید.

در [۱۴] به بررسی پیاده‌سازی یک فشرده‌ساز داده پرداخته شده است. این فشرده‌ساز به‌عنوان یک ماژول جانبی بر روی برد FPGA از خانواده Virtex-7 طراحی و پیاده‌سازی شده و از الگوریتم BAQ بهره می‌گیرد. هدف اصلی این پژوهش، کاهش حجم داده‌های خام به‌منظور تسهیل ارسال آنها است. با این حال در کاربردهای بسیار دقیق عملکرد ضعیفی دارد و همچنین به تأخیر طرح پیاده‌سازی‌شده

^۱ Block Adaptive Quantization^۲ Field Programmable Gate Array



شکل (۱): عملکرد کدگذاری BAQ

در تحلیل سیگنال‌ها، به‌ویژه پردازش سیگنال‌های مخابراتی، مؤلفه‌های هم‌فاز^۳ (I) و ربعی^۴ (Q) نقش بسیار مهمی دارد. مؤلفه I به بخش حقیقی و مؤلفه Q به بخش موهومی سیگنال خروجی مدولاتور I/Q در گیرنده اطلاق می‌شود. این دو مؤلفه در واقع نشان‌دهنده روش تجزیه سیگنال به دو مؤلفه متعامد هستند که در بسیاری از کاربردهای مخابراتی و پردازشی مورد استفاده قرار می‌گیرند.

در کدگذاری الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر در ابتدا داده‌های ورودی الگوریتم را باید بررسی کرد. داده‌ها بصورت I و Q و دارای توزیع نرمال با میانگین صفر و واریانس مشخص بوده و واریانس داده‌های I و Q یکسان است.

با توجه به داده‌های I و Q هر پالس در ابتدا داده‌ها به بلوک‌های N تایی تبدیل می‌شود و برای هر بلوک N تایی انحراف معیار محاسبه می‌شود.

جهت چندی‌سازی داده‌های هر بلوک از رویکرد چندی‌سازی Lloyd-Max استفاده می‌شود. این چندی‌ساز، یک چندی‌ساز اسکالر غیریکنواخت است که بر اساس توزیع یک مجموعه داده X با تابع چگالی احتمال $f_X(x)$ سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی را به صورت مرحله به مرحله و با هدف کمینه‌کردن میانگین مربع خطا، تغییر می‌دهد. در نهایت سطوح و مرزهای چندی‌سازی به مقادیر بهینه همگرا می‌شود. عملکرد این الگوریتم برای یک مجموعه داده در شکل (۲) نمایش داده شده است.

توجه نشده است. در [۱۵] الگوریتم BAQ روی FPGA Stratix EP1S30F1020I6 پیاده‌سازی شده است. در این پژوهش پیاده‌سازی عملی بر روی سخت‌افزار انجام نشده و صرفاً پیاده‌سازی طرح در سطح شبیه‌سازی است. همچنین، ارزیابی جامعی جهت تحلیل نتایج بدست‌آمده انجام نشده است و تحلیل تأثیر تأخیر زمانی یا مقیاس‌پذیری سیستم در پروژه‌های بزرگ‌تر نادیده گرفته شده است. در [۱۶] به بررسی طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم BAQ بر اساس معماری FPGA پرداخته شده است. در این پژوهش، از FPGA مدل XILINX Virtex 5 XC5VLX110T استفاده شده است و به تأخیر طرح پیاده‌سازی شده پرداخته نشده است. همچنین تمرکز بیشتر این پژوهش در سطح شبیه‌سازی بوده و در طرح پیاده‌سازی شده Mode های مختلف BAQ در نظر گرفته نشده است.

در بررسی مقالات در زمینه پیاده‌سازی سخت‌افزار الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر به میزان منابع مصرفی استفاده شده، میزان تأخیر موجود در طراحی سخت‌افزار، تنوع Mode های الگوریتم BAQ و کاربرد عملی و پیاده‌سازی سخت‌افزاری بر روی FPGA توجه نشده است.

هدف اصلی این پژوهش، توسعه یک راهکار سخت‌افزاری است که بتواند به صورت تطبیق‌پذیر و با بهره‌وری بالا، عملیات چندی‌سازی را بر روی داده‌های ورودی با کمترین میزان تأخیر انجام دهد و در عین حال، منابع سخت‌افزاری را به بهترین نحو ممکن مدیریت کند. نتایج حاصل از این پیاده‌سازی می‌تواند در کاربردهای مختلف از جمله پردازش سیگنال، سیستم‌های نهفته و تصویربرداری و شبکه‌های عصبی مصنوعی به کار گرفته شود و بهبود قابل توجهی در عملکرد و بهره‌وری این سیستم‌ها ایجاد کند.

۲- مواد و روش‌ها

۲-۱- اصول رویکرد چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر

الگوریتم فشرده‌سازی چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر یک الگوریتم با عملکرد بلوکی مبتنی بر چندی‌سازی غیریکنواخت Lloyd-max است که در شکل (۱) عملکرد کدگذاری این الگوریتم آمده است.

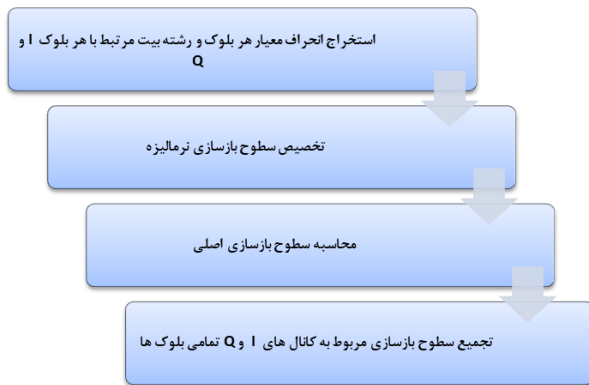
^۴ Quadrature^۳ In-Phase

چندی‌ساز Lloyd-max مبتنی بر توزیع داده است و سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی طی یک‌رویه بازگشتی برای یک توزیع داده خاص به مقادیر بهینه همگرا می‌گردند. از آنجاکه اساس این رویکرد بر مبنای رویه تکرارپذیر و بازگشتی استوار است، همگرایی این الگوریتم زمان‌بر است. لیکن اگر سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی برای یک توزیع با میانگین صفر و واریانس واحد در یک LUT⁵ ذخیره گردد، آنگاه سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی برای یک توزیع نرمال با میانگین صفر و واریانس σ^2 از رابطه‌های (۱) و (۲) بدست می‌آید:

$$y_i|_{var=\sigma^2} = \sigma \times y_i|_{var=1} \quad (1)$$

$$b_i|_{var=\sigma^2} = \sigma \times b_i|_{var=1} \quad (2)$$

سطوح بازسازی را با y_i و مرزهای چندی‌سازی را با b_i نشان می‌دهیم و σ انحراف معیار مرتبط به بلوک داده می‌باشد. با استفاده از انحراف معیار محاسبه‌شده برای هر بلوک N نمونه‌ای و با کمک سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی بدست‌آمده از Lloyd-Max، مرزهای چندی‌سازی و سطوح بازسازی را با کمک رابطه‌های (۱) و (۲) بروزرسانی کرده و بر روی داده‌های موجود در بلوک N نمونه‌ای چندی‌سازی اعمال و به هر سطح یک کد باینری تخصیص داده می‌شود. عملیات کدگشایی در شکل (۴) آمده است.



شکل (۴): عملکرد کدگشایی BAQ

در روند کدگشایی باتوجه به مقدار انحراف معیار هر بلوک N نمونه‌ای مقادیر چندی‌سازی شده به مقدار تقریبی اولیه قبل از چندی‌سازی برگشت داده می‌شود.

مقداردهی اولیه سطوح بازسازی و انتخاب مقدار آستانه برای خطا

* مقداردهی اولیه سطوح بازسازی $\{y_j^{(0)}\}_{j=0}^M$
 * قراردادن $D^{(0)}_0 = 0$ و $K = 0$ و مقدار آستانه برای خطا ε (مرتبه تکرار و D مقدار انحراف می باشد)

محاسبه مرزهای چندی‌سازی

محاسبه مرزهای چندی‌سازی بر اساس رابطه $b_j^{(k)} = \frac{y_j^{(k)} + y_{j+1}^{(k)}}{2}$

محاسبه انحراف

محاسبه انحراف براساس رابطه $D^{(k)} = \sum_{j=0}^M \int_{y_j^{(k)}}^{y_{j+1}^{(k)}} (x - y_j^{(k)})^2 f_x(x) dx$

بررسی آستانه خطا

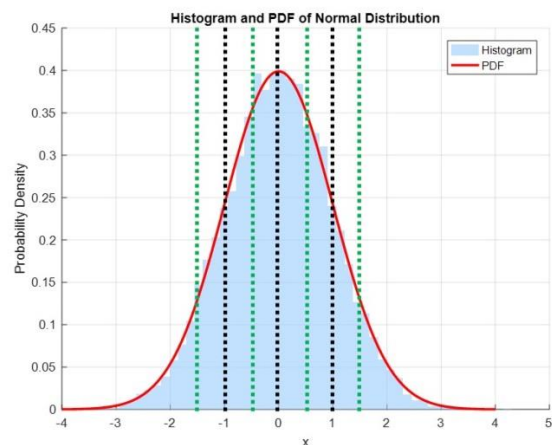
اگر رابطه روبرو برقرار باشد عملیات متوقف می‌شود در غیر اینصورت مرحله بعد انجام می‌شود
 $D^{(k)} - D^{(k-1)} < \varepsilon$

محاسبه سطوح بازسازی جدید

محاسبه سطوح بازسازی جدید بر اساس رابطه $y_j^{(k+1)} = \frac{\int_{y_j^{(k)}}^{y_{j+1}^{(k)}} x f_x(x) dx}{\int_{y_j^{(k)}}^{y_{j+1}^{(k)}} f_x(x) dx}$
 * $k = k+1$

شکل (۲): عملکرد چندی‌سازی Lloyd-Max

عملکرد این چندی‌ساز مبتنی بر داده و براساس هیستوگرام آن است. برای مثال اگر توزیع داده به صورت نرمال با میانگین صفر و واریانس ۱ باشد، مرزهای چندی‌سازی و سطوح بازسازی برای یک چندی‌ساز دو بیتی همانند شکل (۳) است.



شکل (۳): چندی‌ساز Lloyd-Max دوبیتی برای یک مجموعه داده با توزیع نرمال با میانگین صفر و واریانس یک

۲-۲-۲- Standard Deviation Calculation زیربلوک

این بخش وظیفه دارد هر بلوک ۱۲۸ نمونه‌ای را دریافت کرده و انحراف معیار آن را محاسبه کند و برای تصمیم‌گیری نهایی، انحراف معیار محاسبه‌شده را به زیربلوک بعدی گزارش دهد.

۲-۲-۳- Lloyd-Max Algorithm زیربلوک

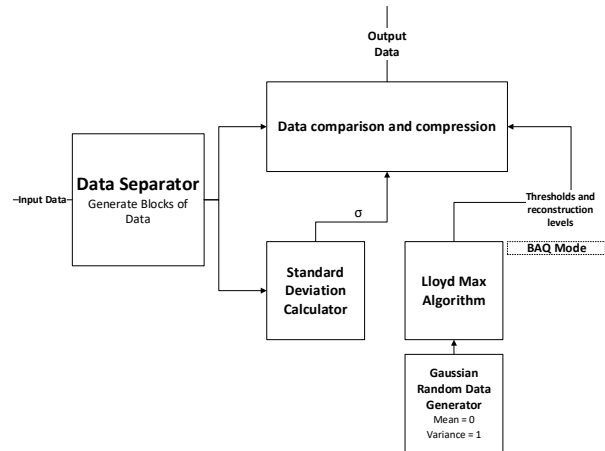
این بخش وظیفه دارد با اجرای الگوریتم Lloyd-Max بر روی داده‌های نرمال با میانگین صفر و واریانس واحد، سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی را محاسبه کند و در نهایت به زیربلوک بعد گزارش دهد. وظیفه تولید داده‌های ورودی الگوریتم Lloyd-Max برای محاسبه سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی را بلوک Gaussian Random Data Generator بر عهده دارد. و خروجی زیربلوک Lloyd-max شامل اعدادی است که سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی را نشان می‌دهد و این اعداد برای پیاده‌سازی سخت‌افزاری در حافظه‌ای ذخیره می‌شود. زیربلوک Gaussian Random Data Generator یک تولیدکننده داده می‌باشد که صرفاً به عنوان ورودی الگوریتم Lloyd-Max بوده و ارتباطی با ورودی اصلی سیستم که Input Data می‌باشد ندارد.

۲-۲-۴- Data Comparison and Compression زیربلوک

این بخش به عنوان ورودی، داده‌های هر بلوک ۱۲۸ نمونه‌ای به همراه انحراف معیار آن‌ها را دریافت کرده و به کمک سطوح بازسازی و مرزهای چندی‌سازی عملیات فشرده‌سازی را انجام می‌دهد. جهت پیاده‌سازی الگوریتم BAQ با توجه به چندی‌سازی Lloyd-max در ابتدا داده مورد نظر به بلوک‌های N نمونه‌ای تقسیم می‌شود و برای هر بلوک انحراف معیار را محاسبه کرده و با کمک انحراف معیار محاسبه‌شده، سطوح و مرزهای چندی‌سازی برورسانی می‌شود و در نهایت N نمونه موجود در هر بلوک را با توجه به بازه‌های مرزهای چندی‌سازی به یکی از سطوح چندی‌سازی تخصیص و سپس به هر کدام از سطوح چندی‌سازی یک کد باینری اختصاص داده می‌شود و عملیات کدگذاری انجام می‌شود. جهت محاسبه انحراف معیار در این تحقیق از ایده پیشنهادی که در ادامه آمده استفاده شده است. اگر متغیر تصادفی x که دارای توزیع گوسی با میانگین صفر است را در نظر بگیریم امید ریاضی اندازه این متغیر تصادفی در رابطه (۳) نشان داده شده است.

۲-۲- طراحی سیستمی الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر

بلوک دیاگرام طراحی سیستمی الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر در شکل (۵) آمده است.



شکل (۵): بلوک دیاگرام طراحی سیستمی الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر

این طراحی از ۴ زیربلوک تشکیل شده است که توضیحات هر بخش در ادامه آمده است

۲-۲-۱- Data separator زیربلوک

این بخش وظیفه دارد داده‌های ورودی را به بلوک‌های ۱۲۸ نمونه‌ای تقسیم کند و هر بلوک ۱۲۸ نمونه‌ای را برای عملیات فشرده‌سازی به زیر بلوک‌های دیگر تحویل دهد. علت آنکه طول بلوک‌ها برابر ۱۲۸ نمونه در نظر گرفته شده این است که در صورتی که تعداد نمونه‌ها کمتر از ۱۲۸ انتخاب شود خطای تخمین انحراف معیار افزایش می‌یابد (روابط (۳) و (۴) و توضیحات بعد از آن را ببینید). در صورتی که تعداد نمونه‌های هر بلوک را بیشتر از ۱۲۸ انتخاب کنیم سبب کاهش خطا می‌شود اما مصرف منابع پردازشی از جمله LUT ها افزایش پیدا می‌کند. با توجه به میزان خطا و مصرف منابع پردازشی موجود در FPGA باید مصالحه‌ای صورت پذیرد که با توجه به شبیه‌سازی‌ها و پیاده‌سازی‌های انجام شده مقدار ۱۲۸ انتخاب گردید. ورودی زیربلوک Data separator با Input Data نمایش داده شده است که داده‌های ورودی سیستم طراحی شده می‌باشد.

۳-۲- طراحی و پیاده‌سازی سخت‌افزاری الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر

در بخش طراحی سیستمی پس از شبیه‌سازی‌های انجام‌شده در نرم‌افزار متلب و تحلیل آن‌ها، پیاده‌سازی سخت‌افزاری الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر بررسی می‌شود. برای پیاده‌سازی از سخت‌افزار قابل برنامه‌ریزی FPGA که دارای تراشه Virtex7 از شرکت Xilinx است، استفاده شده است. پیاده‌سازی در نرم‌افزار Vivado و به کمک زبان توصیف سخت‌افزار VHDL انجام شده است. در بخش سخت‌افزار فرض بر این است که از خروجی‌های ADC، ۴ داده همزمان I و Q دریافت می‌شود. همچنین هر ADC یک ساعت^۶ خروجی تحویل می‌دهد که داده I و Q همزمان با این ساعت به عنوان ورودی به تراشه تحویل داده می‌شود. نرخ ساعت دریافتی ۲۵۰ مگاهرتز است و به دلیل دریافت ۴ داده همزمان با هر ساعت، نرخ داده و پردازش روی آن‌ها به اندازه ۱ گیگاهرتز است. هدف از طراحی، سخت‌افزار عملیات فشرده‌سازی داده به روش چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر است. در این طراحی چندی‌سازی با عرض بیت‌های ۲ بیت تا ۸ بیت طراحی شده است که متناسب با نیاز کاربر توسط یک پورت ورودی قابل انتخاب است. ماژول اصلی طراحی سخت‌افزاری از دو زیرماژول تشکیل شده است. در ماژول اول داده‌ها به صورت بلوک‌های ۱۲۸ تایی جداسازی می‌شود و واریانس آن‌ها محاسبه می‌گردد و در ماژول دوم متناسب با عرض بیت فشرده‌سازی به کمک الگوریتم Lloyd_Max، مقادیر آستانه مقایسه و سطح‌های چندی‌سازی ایجاد می‌شوند و فشرده‌سازی انجام می‌شود. شکل (۶) بلوک دیاگرام ماژول اصلی طراحی‌شده را نشان می‌دهد. در این شکل، داده‌های ورودی به صورت ۴ داده همزمان I و ۴ داده همزمان Q در هر ساعت است. ورودی BAQMode مشخص‌کننده تعداد بیت‌های خروجی فشرده‌شده است که طبق شکل (۶) نوع انتخاب عرض بیت‌های مختلف مشخص شده است. در بخش پورت‌های خروجی نیز داده‌های فشرده‌سازی شده به صورت ۴ داده همزمان I و Q در هر ساعت به همراه واریانس مشخص شده است.

$$E\{|x|\} = 2 \int_0^{\infty} x f_x(x) dx = \frac{2}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_0^{\infty} x \exp\left(\frac{-x^2}{2\sigma^2}\right) dx = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \sigma \approx 0.8 \sigma \quad (۳)$$

یک متغیر گوسی با میانگین و واریانس آن مشخص می‌شود و چون میانگین متغیر تصادفی X صفر می‌باشد و امید ریاضی اندازه X با انحراف معیار این متغیر تصادفی رابطه دارد پس می‌توان نتیجه گرفت که رابطه (۳) به طور کامل متغیر تصادفی X را توصیف می‌کند و می‌توان میانگین و انحراف معیار این متغیر تصادفی را مشخص کرد. برای محاسبه امید ریاضی اندازه X از رابطه (۴) استفاده می‌شود که به کمک آن می‌توان انحراف معیار هر بلوک L نمونه‌ای از I و Q را محاسبه کرد.

$$\alpha = \frac{1}{L} \sum_{i=1}^L |x_i| \quad (۴)$$

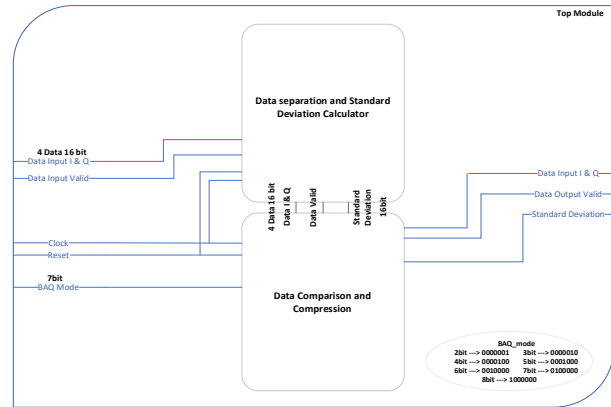
رابطه (۴) تخمین $E\{|x|\}$ برای یک بلوک از داده‌های عملی به طول L می‌باشد و در نهایت از ارتباط α با نتیجه بدست‌آمده در رابطه (۳) که 0.8σ می‌باشد می‌توان انحراف معیار بلوک مورد نظر را محاسبه کرد. به عبارت دیگر خواهیم داشت $\sigma = \alpha/0.8$. L تعداد نمونه‌های بلوکی است که می‌خواهیم انحراف معیار آن را محاسبه کنیم. لازم به ذکر است که هرچه تعداد داده‌ها بیشتر باشد دقت محاسبه انحراف معیار نیز بیشتر می‌شود.

برای محاسبه انحراف معیار بصورت کلی از رابطه (۵) استفاده می‌شود. اما برای کاهش پیچیدگی پیاده‌سازی، برای محاسبه انحراف معیار از روابط (۳) و (۴) استفاده شده است که این روش دارای خطای کمی می‌باشد (نتایج مقایسه دو روش در بخش ۳ و جدول ۱ آمده است).

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum (x - \mu)^2}{n}} \quad (۵)$$

^۶ Clock

گرفته شده است. همچنین برای داده‌های I و Q، FIFO های جداگانه در نظر گرفته شده است. ۴ داده همزمان که در هر لحظه قرار است به FIFO وارد شوند با یکدیگر در یک رشته ۶۴ بیتی قرار می‌گیرند و سپس آماده ورود به FIFO ها می‌شوند. این کار باعث می‌شود بهینه‌سازی سخت‌افزاری انجام شود و همینطور جانمایی مناسبی برای آن در سخت‌افزار توسط نرم‌افزار Vivado انجام شود. زیرا اگر برای هر لاین از ۴ داده همزمان، یک FIFO در نظر گرفته شود، هر کدام از FIFO ها ممکن است در جاهایی دور از یکدیگر جانمایی شوند. بنابراین هر ۴ داده همزمان، به صورت یک رشته وارد FIFO ها می‌شود. شکل نشان‌دهنده بلوک دیاگرام پیاده‌سازی شده برای مازول بخش جداساز و محاسبه واریانس است. مدیریت FIFO های موازی توسط یک بخش کنترلی انجام می‌شود که وظیفه آن این است که به مدت ۳۲ ساعت داده‌ها را در یکی از شاخه‌های FIFO های موازی وارد کند که به این کار عملیات نوشتن داده گفته می‌شود. در حین نوشتن در FIFO شاخه بالا برای اولین بار، FIFO شاخه پایین غیرفعال است و نه در حال نوشتن و نه در حال خواندن است. بعد از اینکه ۱۲۸ داده بعد از ۳۲ ساعت در FIFO شاخه بالا نوشته شد، عملیات نوشتن درون این شاخه غیرفعال شده و عملیات نوشتن در FIFO شاخه پایین فعال می‌شود و داده‌ها که به صورت زمان حقیقی وارد سیستم می‌شوند به مدت ۳۲ ساعت به شاخه پایین منتقل می‌شوند تا زمانی که ۱۲۸ داده به این حافظه وارد شود. زمانی که عملیات نوشتن در FIFO شاخه بالا غیر فعال است، می‌توان عملیات خواندن از آن را آغاز کرد. برای اینکه تداخلی در بخش کنترلی طراحی شده برای مدیریت جداسازی داده‌ها ایجاد نشود، عملیات خواندن از FIFO شاخه بالایی با سه ساعت تاخیر انجام می‌شود و همچنین تاخیر ذاتی خود FIFO از لحظه فعال‌سازی عملیات خواندن تا زمانی که اولین داده به خروجی آن منتقل شود، به اندازه ۳ ساعت است. مجموعه این تاخیر اولیه یک حاشیه امنیتی ایجاد می‌کند که مقدار واریانس برای ۱۲۸ داده که از شاخه بالا خوانده می‌شود، به درستی دریافت شود.



شکل (۶): طراحی سخت‌افزاری الگوریتم چندی‌سازی بلوکی
تطبیق‌پذیر

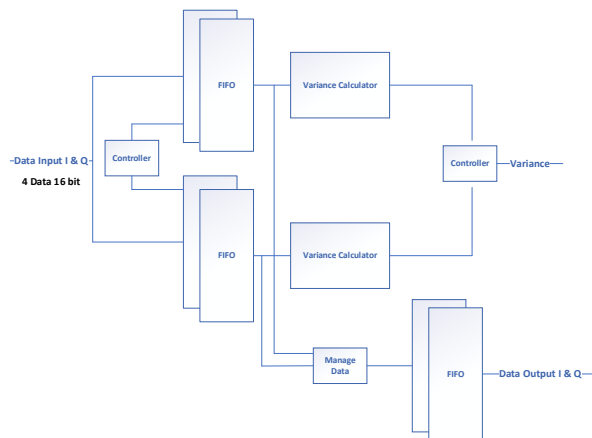
در بخش جداسازی N نمونه‌ای داده‌ها که در اینجا N برابر ۱۲۸ می‌باشد باید داده‌ها به صورت ۱۲۸ تایی جداسازی شود و عملیات محاسبه واریانس روی آن‌ها انجام شود. در هر ساعت ۴ داده همزمان به سیستم وارد می‌شود، برای محاسبه واریانس به همه ۱۲۸ داده نیاز است تا بتوان مجموع قدر مطلق این داده‌ها را محاسبه کرد و با تقسیم حاصل جمع بر عدد ۱۲۸ واریانس محاسبه می‌شود. چالش موجود در پیاده‌سازی این است که داده‌ها به صورت زمان حقیقی و پشت سرهم وارد FPGA می‌شوند و بنابراین در حین جداسازی و محاسبه واریانس، داده‌های جدید وارد می‌شوند و دسترسی به داده‌های قبلی امکان‌پذیر نیست و به دلیل اینکه نیاز هست هر مجموعه ۱۲۸ تایی داده و واریانس مربوط به آن به صورت همزمان به مازول بعدی ارسال شود، بنابراین باید از حافظه FIFO جانبی برای نگهداری داده‌ها استفاده کرد تا در حین محاسبه واریانس این داده‌ها ذخیره شوند و بعد از محاسبه واریانس، این داده‌ها به همراه واریانس مربوطه به مازول بعدی منتقل شود و بعد از انتقال مجموعه داده مربوطه دوباره مقدار واریانس جدید متناسب با مجموعه داده ۱۲۸ تایی جدید به بخش بعد منتقل شود. همچنین جمع‌کردن داده‌ها برای محاسبه واریانس به صورت accumulator انجام می‌شود، زیرا همه داده‌ها به صورت یکجا وارد سیستم نمی‌شود و در هر ساعت تنها ۴ داده در دسترس خواهد بود. برای اینکه داده‌ها به صورت ۱۲۸ تایی جداسازی شود و همینطور در هنگام محاسبه واریانس هیچ داده جدیدی از دست نرود از دو FIFO موازی برای مدیریت جداسازی و نگهداری داده‌ها قبل از محاسبه واریانس نیز استفاده می‌شود. برای پیاده‌سازی FIFO از IP Core تعبیه‌شده در نرم‌افزار Vivado استفاده شده است. هر FIFO دارای عرض بیت ۶۴ و عمق ۳۲ خانه است که به اندازه ۱۲۸ داده ۱۶ بیتی در نظر

هیچ عملیاتی به صورت مستقیم به FIFO نگهدارنده ارسال می‌شوند و بعد از آماده‌شدن اولین واریانس و دریافت دستور خواندن، داده‌ها از FIFO به ماژول بخش دوم ارسال می‌شوند. عملیات انجام‌شده برای جداسازی مجموعه داده‌های ۱۲۸ تایی و همچنین محاسبه واریانس با نرخ ۴ برابر نرخ ساعت انجام می‌شود که این پیاده‌سازی از نرخ ساعت ۲۵۰ مگاهرتز استفاده می‌کند و بنابراین نرخ کاری کل سخت‌افزار پیاده‌سازی شده برابر ۱ گیگاهرتز است.

در زیر سیستم مدیریت داده و محاسبه انحراف معیار واریانس داده حساب می‌شود. واریانس محاسبه‌شده به همراه ۴ داده همزمان I و Q داده همزمان Q به ماژول جدید وارد می‌شوند. در این ماژول هدف این است که ابتدا مرزهای متناسب با عرض بیت فشرده‌سازی انتخاب‌شده محاسبه شوند که این کار به کمک واریانس به دست‌آمده در مرحله قبل و ضرایب ثابتی از جدول Lloyd-Max انجام می‌شود. در مرحله بعد عملیات مقایسه داده اصلی با مرزهای محاسبه‌شده انجام می‌شود. برای هر نوع فشرده‌سازی با عرض بیت‌های مختلف تعداد مرزها متفاوت است. تعداد مرزها در هر نوع فشرده‌سازی از رابطه (۶) محاسبه می‌شود.

$$\text{threshold_num} = 2^{\text{compression_bit_width}} - 1 \quad (6)$$

در رابطه (۶) مقدار $\text{compression_bit_width}$ برابر با تعداد بیت خروجی عملیات فشرده‌سازی است که توسط کاربر انتخاب می‌شود و قابلیت انتخاب از دو بیت تا هشت بیت را دارد. مقدار threshold_num خروجی به‌دست‌آمده از رابطه (۶) است که به معنی تعداد مرزهای ایجادشده متناسب با تعداد بیت خروجی فشرده‌سازی شده است. برای فشرده‌سازی با عرض ۲ بیت، ۳ عدد ترشولد وجود دارد که داده‌های روی نمودار را به ۴ سطح تقسیم می‌کند. سپس پایین‌ترین سطح به عدد (۲-) باینری، سطح داده بعدی به عدد (۱-) باینری، سطح سوم به عدد (۰) باینری و درنهایت سطح آخر نیز به عدد (۱) باینری کد می‌شوند و به این ترتیب هر داده متناسب با سطحی که قرار می‌گیرد، در دو بیت فشرده‌سازی می‌شود. برای فشرده‌سازی با عرض بیت‌های دیگر نیز همین روال وجود دارد. به عنوان مثال برای فشرده‌سازی به صورت ۸ بیتی، ۲۵۵ مرز وجود خواهد داشت که با توجه به ۱۶ بیتی بودن داده‌های I و Q، مرزها در محدوده [۳۲۷۶۷, ۳۲۷۶۸-) قرار خواهد گرفت و با توجه به مقادیر واریانس برای هر مجموعه ۱۲۸ تایی و جدول Lloyd-Max، مقادیر داده‌های قرارگرفته بین مرزها به اعداد [۱۲۷,



شکل (۷): زیر ماژول مدیریت داده و محاسبه انحراف معیار

بعد از شروع خواندن از FIFO بالایی، رشته ۶۴ بیتی داده تفکیک شده و به ۴ داده ۱۶ بیتی بازگردانده می‌شود. از داده‌ها قدر مطلق گرفته می‌شود و با یک‌دیگر جمع می‌شوند و این فرآیند تا ۳۲ ساعت که معادل خواندن ۱۲۸ داده است تکرار می‌شود، بعد از اینکه مجموع قدر مطلق کل داده‌ها محاسبه شد، عملیات تقسیم بر عدد ۱۲۸ انجام می‌شود تا مقدار واریانس برای این مجموعه ۱۲۸ تایی از داده‌ها محاسبه شود. بعد از ۳۲ ساعت خواندن از FIFO شاخه بالا و محاسبه واریانس آن، FIFO شاخه پایین نیز که داده‌های زمان حقیقی در آن نوشته شده است، آماده خواندن و محاسبه واریانس مجموعه ۱۲۸ تایی دوم است و FIFO شاخه بالا دوباره به حالت نوشتن تغییر کرده است. عملیات محاسبه واریانس برای شاخه پایین نیز تکرار می‌شود و این عملیات به صورت مداوم بین شاخه‌های بالا و پایین تکرار می‌شود.

FIFO دیگری برای نگهداری داده‌های اصلی نیز در نظر گرفته شده است. وظیفه این FIFO نگهداری داده‌ها تا زمان آماده شدن واریانس مربوط به مجموعه ۱۲۸ تایی داده‌ها است. بعد از آماده‌شدن واریانس یک بیت فعال‌ساز خواندن برای FIFO نگهدارنده داده ارسال می‌شود و ۱۲۸ داده و واریانس آن‌ها در ۳۲ ساعت به ماژول بخش بعد منتقل می‌شود. این FIFO دارای عرض بیت ۶۴ و عمق ۶۴ خانه است که به اندازه ۲۵۶ داده ۱۶ بیتی در نظر گرفته شده است. بعد از ۳۲ ساعت مقدار جدید واریانس متناسب با ۱۲۸ داده بعدی به ماژول بخش دو ارسال می‌شود و این فرآیند ادامه خواهد داشت. برای عملیات نوشتن در FIFO نگهدارنده داده یک بخش کنترلی طراحی شده که در آن متناسب با فعال‌بودن عملیات خواندن هرکدام از شاخه‌های بالا یا پایین، رشته ۶۴ بیتی خروجی این شاخه‌ها بدون

معیار شده و مقدار آن محاسبه می‌شود. بنابراین، ۱۶ بلوک ۱۲۸ نمونه‌ای خواهیم داشت که نتایج محاسبه انحراف معیار در ادامه آمده است. با بررسی اعداد بدست‌آمده میزان اختلاف رابطه پیشنهادی محاسبه انحراف معیار و رابطه اصلی برای هر ۱۲۸ نمونه حداکثر ۰/۰۱۲ می‌باشد. در نتیجه، حداکثر اختلاف محاسبه انحراف معیار با استفاده از رابطه‌های پیشنهادی و اصلی کمتر از ۲ درصد خواهد بود.

جدول (۱): محاسبه انحراف معیار با استفاده از رابطه (۳)، (۴) و (۵)

انحراف معیار (روش اصلی)	انحراف معیار (پیشنهادی)	اختلاف روش اصلی و پیشنهادی
۰/۳۱۸۷	۰/۳۱۵۷	۰/۰۰۳۰
۰/۲۵۰۰	۰/۲۴۲۲	۰/۰۰۷۸
۰/۲۸۴۳	۰/۲۷۸۰	۰/۰۰۶۳
۰/۲۵۰۸	۰/۲۵۱۰	۰/۰۰۰۲
۰/۲۵۸۳	۰/۲۵۷۵	۰/۰۰۰۷
۰/۲۷۲۱	۰/۲۷۵۸	۰/۰۰۳۶
۰/۲۷۶۳	۰/۲۸۲۴	۰/۰۰۶۰
۰/۲۷۲۶	۰/۲۶۷۳	۰/۰۰۵۲
۰/۲۹۲۳	۰/۲۹۸۰	۰/۰۰۵۶
۰/۲۸۸۳	۰/۲۸۸۳	۰/۰۰۰۰
۰/۲۴۸۶	۰/۲۳۷۵	۰/۰۱۱۱
۰/۲۶۵۹	۰/۲۶۳۷	۰/۰۰۲۲
۰/۲۹۱۶	۰/۲۷۹۶	۰/۰۱۲۰
۰/۲۷۹۹	۰/۲۷۴۹	۰/۰۰۴۹
۰/۲۶۲۱	۰/۲۶۵۲	۰/۰۰۳۱
۰/۲۷۵۹	۰/۲۷۷۷	۰/۰۰۱۷

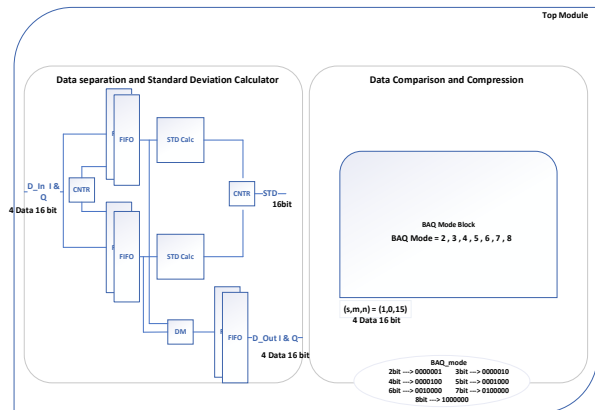
اختلاف در محاسبه انحراف معیار سبب ایجاد خطا در فشرده‌سازی می‌شود. جهت بررسی این خطا الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر را به شرح زیر با دو روش شبیه‌سازی می‌کنیم:

• روش اول: شبیه‌سازی الگوریتم با استفاده از محاسبه انحراف معیار با رابطه اصلی

• روش دوم: شبیه‌سازی الگوریتم با استفاده از محاسبه انحراف معیار با رابطه پیشنهادی

معیار های ارزیابی مورد بررسی $PSNR^8$, MSE^9 , $SSIM^9$ و CC^{10} می‌باشد که یکبار برای داده فشرده‌سازی شده با استفاده از روش اول محاسبه می‌شود که با $MSE1$, $SSIM1$, $CC1$ و نمایش می‌دهیم و یکبار برای داده فشرده‌سازی شده با استفاده از

۱۲۸-] فشرده‌سازی خواهد شد. در بخش پورت‌های خارجی این طراحی داده‌های فشرده‌سازی شده I و Q به همراه اطلاعات مربوط به واریانس وجود خواهد داشت تا برای عملیات عکس فشرده‌سازی در گیرنده بتوان از آن استفاده کرد. شکل (۷) طراحی نهایی سخت‌افزار الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر را نشان می‌دهد.



شکل (۷): طراحی نهایی سخت‌افزار الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر

۳- نتایج و تحلیل

شبیه‌سازی الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر در نرم‌افزار متلب جهت طراحی سیستمی الگوریتم و صحت‌سنجی انجام شده است. داده‌های ورودی سیستم طراحی شده در نرم‌افزار متلب بصورت داده‌هایی با توزیع نرمال با میانگین صفر و واریانس ۱ می‌باشد. در این شبیه‌سازی چندی‌سازی Lloyd-Max مورد بررسی قرار گرفته است و خروجی شبیه‌سازی شامل مرزهای چندی‌سازی و سطوح بازسازی با توجه به مقدار Mode انتخاب شده می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی محاسبه انحراف معیار از روش پیشنهادی در رابطه (۳) و (۴) و مقایسه آن با روش اصلی محاسبه انحراف معیار در رابطه (۵) در

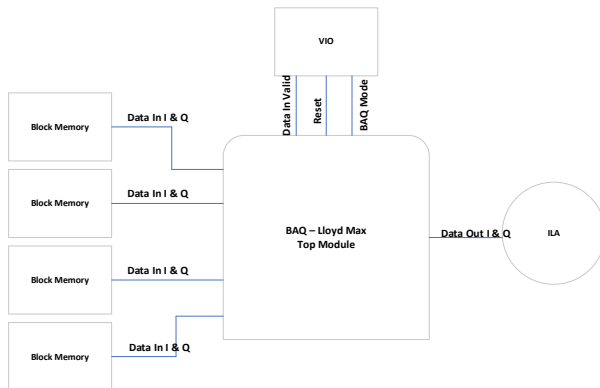
جدول (۱) آمده است. داده استفاده شده به عنوان ورودی سیستم، داده با توزیع نرمال با میانگین صفر و واریانس ۴ است. تعداد نمونه‌های موجود در این شبیه‌سازی ۲۰۴۸ نمونه می‌باشد. عملیات scaling بر روی داده‌های ورودی انجام شده است تا بین ۱ و -۱ قرار بگیرند. نمونه‌های داده ورودی (۲۰۴۸ نمونه) در ابتدا به بلوک‌های ۱۲۸ نمونه‌ای تقسیم شده و هر بلوک وارد بخش محاسبه انحراف

⁹ Structural Similarity Index Measure

¹⁰ Cross-Correlation

⁷ Mean Square Error

⁸ Peak Signal-to-Noise Ratio



شکل (۱۰): بلوک دیاگرام تست عملیاتی بر روی کارت پردازشی

در این سناریو از همان داده‌های ورودی استفاده شده در شبیه‌سازی بهره گرفته شده است. با بررسی خروجی‌ها مشاهده می‌شود که خروجی تست عملی سیستم با شبیه‌سازی نرم‌افزار Vivado و مدل Fixed point نرم‌افزار متلب یکسان است. لازم به ذکر است که پیاده‌سازی سخت‌افزاری فوق بصورتی است که کمترین منابع پردازشی را مصرف کرده است و طرح بصورت پرسرعت پیاده‌سازی شده است. با توجه به سناریو تست عملی، منابع مصرفی این طرح بر روی کارت پردازشی در جدول (۶) ارائه شده است.

در FPGA، منابع مختلفی برای انجام عملیات‌های مختلف وجود دارد که هر کدام نقش ویژه‌ای در عملکرد این تراشه‌ها ایفا می‌کنند. از جمله این منابع می‌توان به DSP48، LUT^{۱۳}، BRAM و Flip-Flop اشاره کرد.

منابع DSP48 بلوک‌های پردازش دیجیتال سیگنال هستند که برای انجام عملیات‌های ریاضی پیچیده مانند ضرب و جمع و نیز پردازش‌های مربوط به سیگنال‌های دیجیتال طراحی شده‌اند. این واحدها معمولاً شامل ضرب‌کننده‌های ۱۸ در ۱۸ و جمع‌کننده‌ها می‌باشند و می‌توانند عملیات‌های مختلف مانند فیلتر کردن و پردازش سیگنال‌های پیچیده را با سرعت بالا انجام دهند.

LUT یا جدول جست‌وجو، به عنوان ابزاری برای پیاده‌سازی توابع منطقی در FPGAها استفاده می‌شود. این جداول می‌توانند هر تابع منطقی دلخواه را بر اساس ورودی‌های آن پیاده‌سازی کنند. در حقیقت، LUTها به عنوان بلوک‌های اصلی برای پیاده‌سازی



شکل (۹): کارت پردازشی AVA7V19

جهت تست الگوریتم باید ابتدا یک سناریو تست طراحی کنیم. بلوک دیاگرام سناریو تست در شکل (۱۰) آمده است. در این سناریو داده‌ها بصورت ۴ لاین وارد سیستم می‌شوند. بنابراین، از ۴ بلوک حافظه استفاده شده است که در ساعت یک داده را می‌خوانند. به این ترتیب، در هر ساعت ۴ داده وارد سیستم طراحی شده می‌شود. نرم‌افزار Vivado که برای طراحی و پیاده‌سازی FPGA استفاده می‌شود، ابزارهای ILA^{۱۱} و VIO^{۱۲} برای مشاهده و تجزیه و تحلیل دقیق تر عملکرد مدار به کار می‌روند. ILA به عنوان یک آنالیزور منطق داخلی، این امکان را به طراحان می‌دهد که سیگنال‌های داخلی مدار FPGA را در زمان واقعی مشاهده کنند. این ابزار مشابه یک اسیلوسکوپ دیجیتال عمل کرده و به شما کمک می‌کند تا وضعیت سیگنال‌ها و تغییرات آن‌ها را بررسی کرده و مشکلات یا ایرادات طراحی را شناسایی کنید. از سوی دیگر، VIO به عنوان یک ابزار مجازی برای ورودی/خروجی، این امکان را فراهم می‌آورد که سیگنال‌های ورودی و خروجی FPGA را در زمان واقعی تغییر داده و مانیتور کنید. همچنین VIO به طراحان این آزادی را می‌دهد که بدون نیاز به توقف یا بازسازی طراحی، مقادیر سیگنال‌ها را در حین اجرای سیستم تغییر دهند. این دو ابزار مکمل یکدیگر بوده و در کنار هم به طراحان کمک می‌کنند تا با دقت بیشتر و سرعت بالاتر مشکلات طراحی را شناسایی و اصلاح کنند.

جهت مقدار دادن به ورودی‌های دیگر سیستم از VIO و برای ذخیره خروجی‌های سیستم از ILA استفاده شده است.

^{۱۳} Look-Up-Table

^{۱۱} Integrated Logic Analyzer

^{۱۲} Virtual Input/Output

توجه به این گزارش این نیازمندی پوشش داده شده است و سخت‌افزار با این نرخ کاری به مشکل برخورد. منابع مصرفی گزارش‌شده در جدول (۶) آمده است. بر اساس این گزارش منابع DSP48 مصرف‌شده به اندازه ۱۰ درصد است. DSP48 از منابع اصلی و پرسرعت پیاده‌سازی عملیات جمع و ضرب می‌باشد که در سخت‌افزارهای شرکت Xilinx مانند Virtex7 به صورت پیش‌فرض برای عملیات پیچیده ریاضی تعبیه شده است. LUT ها از منبع‌های اصلی تراشه هستند که معمولاً هر سیگنالی که درون سخت‌افزار تعریف می‌شود از جنس LUT خواهد بود و می‌توان با طراحی‌های انجام‌شده، عملیات ریاضی یا عملیات کنترلی موردنظر را روی آن‌ها انجام داد. مقدار مصرف‌شده برای LUT نزدیک به ۳۰ درصد گزارش شده است. برای Flip Flop مقدار ۱ درصد گزارش شده است که به صورت سنکرون با ساعت پیاده‌سازی می‌شود و برای عملیات کنترلی مناسب است. مقدار Block RAM مصرفی نیز به اندازه ۱ درصد است که نشان می‌دهد پیاده‌سازی به شکل بهینه انجام شده است، زیرا برای نگهداری داده‌ها به خصوص در بخش جداسازی و نگهداری برای محاسبه واریانس از حداقل حافظه استفاده شده است.

۴- نتیجه گیری

این پژوهش به طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم چندی‌سازی بلوکی تطبیق‌پذیر (BAQ) بر روی سخت‌افزار FPGA پرداخته است و توانسته با بهره‌گیری از تکنیک‌هایی مانند موازی‌سازی و بهینه‌سازی معماری، کارایی و بهره‌وری بالایی ارائه دهد. هدف اصلی این طرح، کاهش مصرف منابع سخت‌افزاری و به حداقل رساندن تأخیر زمانی در کنار دستیابی به سرعت پردازش بالا بوده است. نتایج نشان می‌دهد که سیستم طراحی‌شده توانسته است سرعت پردازش ۱ گیگاهرتز را به همراه تأخیر اولیه ۲۲۰ نانوثانیه ارائه دهد، که این ویژگی آن را برای کاربردهای بلادرنگ ایده‌آل می‌سازد. علاوه بر این، کاهش مصرف منابع FPGA، شامل تنها ۱۰ درصد از منابع DSP48 و ۳۰ درصد از LUT ها، نشان‌دهنده بهره‌وری بالای این طرح است. همچنین، معیارهای ارزیابی نظیر PSNR، MSE، SSIM و CC تأیید می‌کنند که الگوریتم پیشنهادی دقت و عملکرد مطلوبی را در فشرده‌سازی داده‌ها حفظ کرده است. این طراحی، با ترکیب سرعت پردازش بالا، مصرف بهینه منابع، و دقت مناسب، می‌تواند در زمینه‌های مختلفی نظیر سامانه‌های تصویربرداری، مخابرات، و

گیت‌های منطقی ترکیبی مانند AND، OR، XOR و غیره در FPGAها عمل می‌کنند.

BRAM یا حافظه بلوکی، واحدهای حافظه هستند که برای ذخیره‌سازی داده‌ها و برنامه‌ها به‌طور موقت استفاده می‌شوند. این منابع حافظه معمولاً به‌صورت بلوک‌هایی با اندازه‌های مختلف در FPGAها موجود هستند و برای ذخیره داده‌های محلی و پشتیبانی از پردازش‌هایی که نیاز به حافظه زیادی دارند، بسیار کارآمد هستند.

در نهایت، Flip-Flop ها واحدهای ذخیره‌سازی دیجیتال هستند که می‌توانند یک بیت داده را ذخیره کنند. این منابع به‌طور گسترده برای ذخیره وضعیت‌ها و اطلاعات در سیستم‌های دیجیتال استفاده می‌شوند و نقش حیاتی در سنکرون‌سازی عملیات و مدیریت سیگنال‌های کنترلی دارند.

استفاده بهینه از این منابع در FPGAها موجب افزایش کارایی و سرعت پردازش در سیستم‌های پیچیده می‌شود و این تراشه‌ها را به ابزاری مناسب برای پیاده‌سازی انواع الگوریتم‌ها و پردازش‌های موازی تبدیل می‌کند.

جدول (۶): منابع مصرفی در پیاده‌سازی الگوریتم در سخت‌افزار

منبع پردازشی	درصد مصرف منبع پردازشی
DSP48 Block	۱۰
Flip Flop	۱
LUT	۳۰
BRAM	۱

نرم‌افزار Vivado بعد از کدنویسی و پیاده‌سازی سخت‌افزار گزارش‌هایی در مورد تأخیر اولیه سیستم تا زمان رسیدن اولین مقدار خروجی، مقدار منابع مصرفی و نرخ قابل دستیابی برای کارکرد صحیح ارائه می‌دهد. با توجه به گزارش نرم‌افزار، مقدار تأخیر اولیه سیستم ۲۲۰ نانوثانیه است، به این معنی که از زمان دریافت اولین داده‌های ورودی تا زمان ارسال اولین داده‌های فشرده‌سازی، تنها ۲۲۰ نانوثانیه زمان لازم است و بعد از این زمان سیستم پیاده‌سازی‌شده به صورت زمان حقیقی و به‌طور مداوم خروجی‌های فشرده‌سازی‌شده را تحویل می‌دهد. لازم به ذکر است که این تأخیر به دست‌آمده بر واحد پریود ساعت محاسبه شده است که با در نظر گرفتن نرخ ساعت ۲۵۰ مگاهرتز، دوره تناوب ساعت برابر ۴ نانو ثانیه خواهد بود. گزارش مهم دیگر، پیاده‌سازی بدون مشکل با نرخ کاری ۲۵۰ مگاهرتز است که با

- trellis-coded quantization," *IEEE transactions on image processing*, vol. 10, no. 9, pp. 1278-1287, 2001.
- [3] T. Algra, "Data compression for operational SAR missions using entropy-constrained block adaptive quantisation," in *Proc. IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*, vol. 2, 2002, pp. 1135-1139.
- [4] J. Hamkins and K. Zeger, "Gaussian source coding with spherical codes," *IEEE Transactions on Information Theory*, vol. 48, no. 11, pp. 2980-2989, 2002.
- [5] R. Kwok and W. T. Johnson, "Block adaptive quantization of Magellan SAR data," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote sensing*, vol. 27, no. 4, pp. 375-383, 1989.
- [6] V. Pascazio and G. Schirinzi, "SAR raw data compression by subband coding," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 41, no. 5, pp. 964-976, 2003.
- [7] R. C. Huxtable, "SAR raw data compression using FPGA technology," 2008.
- [8] T. Jiang, C. Zhang, F. Zhang, Y. Wan, and L. Chen, "A Multichannel, Multipulse, Multiweight Block-Adaptive Quantization (3MBAQ) Algorithm Based on Space-Borne Multichannel SAR Doppler Domain A-BAQ," *Remote Sensing*, vol. 16, no. 3, Art. no. 477, 2024.
- [9] W. Ji, X. Qiu, X. Wen, and L. Huang, "An Improved BAQ Encoding and Decoding Method for Improving the Quantized SNR of SAR Raw Data," *Sensors*, vol. 18, no. 12, Art. no. 4221, 2018.
- [10] D. A. Devi, "Compression of Sar Raw Data Using Block Adaptive Quantization," 2018.
- [11] D. Gleich, P. Planinsic, B. Gergic, and Z. Cucej, "Progressive space frequency quantization for SAR data compression," *IEEE transactions on geoscience and remote sensing*, vol. 40, no. 1, pp. 3-10, 2002.
- [12] E. Magli and G. Olmo, "Lossy predictive coding of SAR raw data," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 41, no. 5, pp. 977-987, 2003.
- [13] S. Mohseni, M. Nayeibi, R. Mohseni, and B. Ebrahimi, "Introducing Azimuth FFT Architecture in Range-Doppler Imaging Algorithm in SAR Systems," 2015.
- [14] M. Kniola, A. Kawalec, C. Leśnik, and M. Szugajew, "Implementation of block adaptive quantizer as a peripheral module for the FPGA-based SAR system," in *Proc. 18th International Radar Symposium (IRS)*, 2017, pp. 1-9.
- [15] L. Sheng, T. Y. Zheng, and X. J. Zhang, "Design and implementation of SAR raw data BAQ based on FPGA," in *Proc. 1st Asian and Pacific Conference on Synthetic Aperture Radar (APSAR)*, 2007, pp. 664-666.
- [16] W. Li, L. Chen, and X. Q. Cheng, "Design and implementation of the fixed-point BAQ decompression algorithm based on FPGA," in *Information, Computer and Application Engineering*, CRC Press, 2018, pp. 21-26.

پردازش سیگنال مورد استفاده قرار گیرد و الگویی مؤثر برای توسعه راهکارهای سخت‌افزاری مشابه ارائه کند.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

تشکر و قدردانی

بدین‌وسیله نویسندگان مراتب سپاس و قدردانی صمیمانه خود را از تمامی افرادی و سازمان‌هایی که در انجام این پژوهش و تهیه مقاله حاضر نقش داشته‌اند، اعلام می‌دارند. از دانشکده مهندسی برق دانشگاه صنعتی شیراز به‌دلیل فراهم‌سازی محیط علمی، امکانات پژوهشی و حمایت‌های علمی لازم در مراحل مختلف این پژوهش صمیمانه تشکر می‌کنیم. همچنین، از پژوهشکده مکانیک پژوهشگاه فضایی ایران در شیراز به‌دلیل فراهم‌کردن بستر مناسب برای انجام فعالیت‌های پژوهشی و فنی و حمایت‌های ارزشمند همکاران این مجموعه قدردانی می‌شود.

نویسندگان همچنین از راهنمایی‌ها، پیشنهادهای سازنده و همکاری‌های علمی ارزشمند اساتید، پژوهشگران و همکارانی که به‌طور مستقیم یا غیرمستقیم در شکل‌گیری، توسعه و تکمیل این پژوهش مشارکت داشته‌اند، سپاسگزاری می‌کنند. بدون حمایت‌های علمی، فنی و سازمانی این عزیزان، انجام این پژوهش و دستیابی به نتایج ارائه‌شده امکان‌پذیر نبود.

مراجع

- [1] M. Hatam, A. Liaqat, N. Mardaneh, and M. Hatam, "Analysis of the efficiency of adaptive block quantization in raw synthetic aperture radar data compression using ISRCSAR indigenous radar raw data and presentation of an adaptive rate selection approach," *Radar Journal*, vol. 7, no. 2, pp. 99-109, 2019.
- [2] C. D'Elia, G. Poggi, and L. Verdoliva, "Compression of SAR raw data through range focusing and variable-rate



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 103-122
2026

DOI:
[10.22034/jssta.2026.500931.1224](https://doi.org/10.22034/jssta.2026.500931.1224)

Article Info

Received: 2025-01-13
Accepted: 2025-08-28

Keywords

Cube Set, Scientific Status,
Impactful Technology,
Recent Advances, Synonym
Analysis, Scientific Mapping

How to Cite this article

F. Kiani Falavarjani,
“Scientific Status and a
Review of Recent
Achievements in CubeSat
Technology”, *Journal of
Space Science, Technology &
Applications*, Vol. 5, No. 2,
pp. 103-122, 2026.

Scientific Status and a Review of Recent Achievements in CubeSat Technology

Farhad Kiani Falavarjani^{1*}

¹ *Malek Ashtar university of Technology, Faculty of mechanic Engineering, Shahin Shahr,
Iran
aerospace1362@gmail.com

Abstract

CubeSats are small, low-cost, and highly scalable satellites that have recently become essential tools in space research, education, and commercial activities. These satellites, due to their small size and the use of miniaturized technologies, have lower costs and enable the execution of space projects with limited resources. Despite their numerous advantages, challenges such as power limitations, thermal management, and space debris remain. However, the development of innovative technologies and international collaboration has paved the way for a bright future in this field. CubeSats are a symbol of the transformation in space access and an important step toward expanding the boundaries of human knowledge. This applied, data mining, and scientometric study utilized techniques for analyzing scientific database repositories. Data and keywords related to the research were searched and evaluated from 2010 to 2024 using the Web of Science database. For data analysis and visualization of the obtained information, the Vosviewer software was used. The statistical population of the study included 1,499 papers related to CubeSat technology. The results indicate that the development trends of related technologies include miniaturization and optimization of equipment, advancements in energy sources, development of microelectromechanical propulsion systems, and the use of advanced communication technologies such as laser communication.

بررسی وضعیت علمی و مروری بر آخرین دستاوردهای علمی در حوزه کیوبست

فرهاد کیانی فلاورجانی *

۱- دانشگاه صنعتی مالک اشتر مجتمع دانشگاهی مکانیک - Aerospace1362@gmail.com



دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۱۲۲-۱۰۳
پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2026.500931.1224

چکیده

کیوبست‌ها ماهواره‌های کوچک با هزینه کم و مقیاس‌پذیری بالا هستند که در سال‌های اخیر به ابزاری حیاتی در تحقیقات فضایی، آموزشی و تجاری تبدیل شده‌اند. این ماهواره‌ها به دلیل اندازه کوچک و استفاده از فناوری‌های کوچک‌شده، هزینه‌های پایین‌تری دارند و امکان اجرای پروژه‌های فضایی را با منابع محدود فراهم می‌کنند. با وجود مزایای فراوان، چالش‌هایی نظیر محدودیت توان، مدیریت حرارتی، و زباله‌های فضایی همچنان پابرجا هستند. پژوهش حاضر از نوع کاربردی، داده‌کاوی و علم‌سنجی است و در انجام آن از تکنیک‌های تحلیل پایگاه‌های داده علمی و تحلیل هم‌اژگانی استفاده شده است. داده‌ها و کلیدواژه‌های مرتبط با پژوهش در فاصله بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۲۴ با استفاده از پایگاه اطلاعاتی وب آف‌ساینس جستجو و ارزیابی شدند. برای تحلیل داده‌ها و مصورسازی اطلاعات به دست آمده، از نرم‌افزار Vosviewer استفاده شده است. جامعه آماری پژوهش ۱۴۹۹ مقاله در زمینه فناوری مرتبط و درگیر با کیوبست بوده است. نتایج بررسی نشان می‌دهد، روند توسعه فناوری‌های مرتبط شامل کوچک‌سازی و بهینه‌سازی تجهیزات، پیشرفت در منابع انرژی، توسعه سامانه‌های پیشرفته میکروالکترونیک، و استفاده از فناوری‌های پیشرفته مخابراتی مانند ارتباطات لیزری است. مطالعات نشان می‌دهد که حوزه کیوبست‌ها از تحقیقات پایه به سمت فناوری‌های نوین و کاربردی‌تر پیش رفته و اخیراً توجه بیشتری به آموزش و ظرفیت‌سازی جهانی شده است. همچنین، فناوری‌های پیشرفته مانند پالس پلاسما به‌عنوان روند آینده این حوزه مطرح شده‌اند.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۰/۳۰

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۶/۰۶

واژه‌های کلیدی

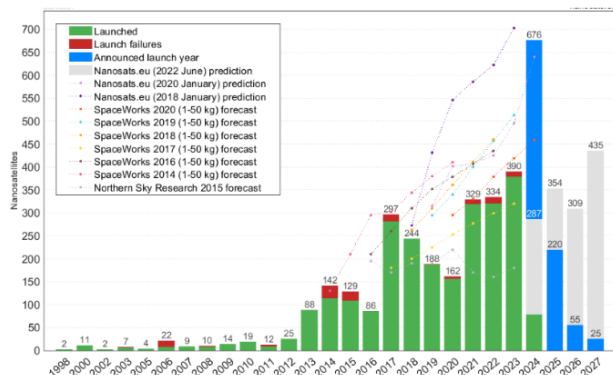
کیوبست، وضعیت علمی، فناوری
تأثیرگذار، پیشرفت‌های اخیر، تحلیل
هم‌اژگانی، نقشه علمی

نحوه استناد به این مقاله

فرهاد کیانی فلاورجانی، "بررسی وضعیت علمی و مروری بر آخرین دستاوردهای علمی در حوزه کیوبست"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات ۱۰۳-۱۲۲، ۱۴۰۴.

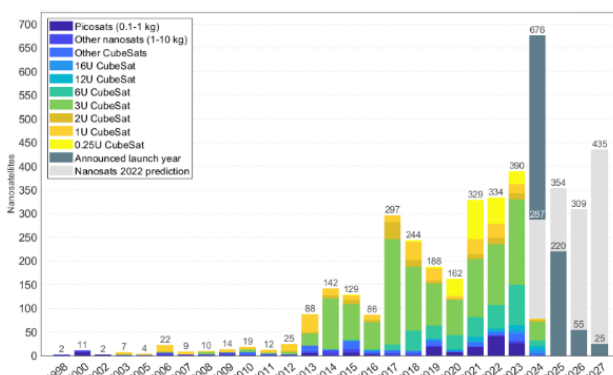
۱- مقدمه

مأموریت‌ها با شکست مواجه شده‌اند. با این حال، هنگامی که مأموریت‌ها توسط تیم‌هایی با پیشینه و تجربه مناسب برنامه‌ریزی و اجرا می‌شوند، این نرخ به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد.



شکل (۱): تعداد پرتاب موفق کیوبست بر حسب سال [۶]

دلیل اصلی شکست مأموریت‌ها، عدم انجام تست‌های عملکردی مناسب در مرحله یکپارچه‌سازی سیستم در زمین بوده است [۷]. بر اساس تحلیل‌های ارائه شده بین سال‌های ۲۰۰۰ تا ۲۰۱۵، اکثر کیوبست‌های پرتاب شده متعلق به ایالات متحده آمریکا یا اروپا بوده‌اند و عمدتاً با اندازه U۳ طراحی شده‌اند [۷].



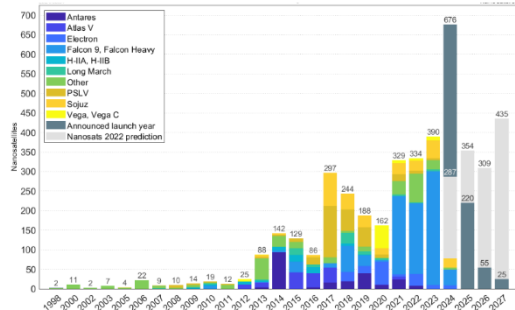
شکل (۲): تعداد کیوبست پرتاب شده بر حسب نوع دسته‌بندی واحد U [۶]

همچنین مشخص شده است که تنها ۲۰.۴ درصد مأموریت‌های انجام شده در این بازه زمانی که به مدار رسیده‌اند، موفق بوده‌اند [۷].

اولین بار مفهوم کیوبست در سال ۱۹۹۹ توسط اساتید دانشگاه پلی‌تکنیک کالیفرنیا و دانشگاه استنفورد برای فراهم کردن یک تجربه عملی از اکتشافات فضایی برای دانشجویان ایجاد شد [۱]. اولین کیوبست در سال ۲۰۰۳ پرتاب شد [۲]. با توجه به روند رو به رشد استفاده از کیوبست‌ها در مأموریت‌های فضایی و افزایش تعداد پرتاب‌ها در سال‌های اخیر، تخمین زده می‌شود که تا پایان سال ۲۰۲۴، تعداد کیوبست‌های پرتاب‌شده به بیش از ۲۶۰۴ واحد رسیده باشد [۳]. از این تعداد حدود ۲۳۹۶ کیوبست با موفقیت پرتاب شده است [۴]. این افزایش نشان‌دهنده اهمیت فزاینده کیوبست‌ها در تحقیقات علمی، مأموریت‌های تجاری و برنامه‌های آموزشی در حوزه فضا است. تاکنون ۸۶ کشور و ۷۵۱ شرکت و یا دانشگاه در این حوزه فعالیت داشته‌اند [۲].

کیوبست‌ها دسته‌ای از ماهواره‌های مینیاتوری هستند که به دلیل زمان توسعه کوتاه و هزینه ساخت پایین، در بین دانشجویان و علاقه‌مندان به طور فزاینده‌ای محبوب شده‌اند. اندازه کوچک، ویژگی‌های سبک وزن و توانایی تشکیل یک گروه، آنها را قادر می‌سازد تا مستقیماً با یکدیگر ارتباط برقرار کنند و ایده‌های جدیدی را در مورد اکتشاف فضایی، اندازه‌گیری‌های مبتنی بر فضا و پیاده‌سازی آخرین فناوری الهام بخشند. اصطلاح کیوبست برای توصیف یک ماهواره کوچک استفاده می‌شود که واحد اصلی آن یک مکعب با ضلع ۱۰ سانتی‌متر، یعنی U۱ است [۱]. واحدهای کیوبست می‌توانند برای تشکیل واحدهای بزرگتر، مانند U۲، U۳، U۶ و غیره، در کنار هم قرار گیرند. کیوبست‌ها باید از استانداردهای تعریف شده توسط مشخصات طراحی کیوبست، که شامل رعایت دستورالعمل‌های ایمنی است، پیروی کنند [۲]. انگیزه توسعه اولیه کیوبست‌ها آموزشی بوده است ایده این بوده که تجربه عملی را در فعالیتهای فضایی به دانشجویان ارائه دهند و به آنها تجربه عملی فعالیت از طراحی مفهومی تا ساخت نمونه روی یک پروژه فضایی داده شود [۳].

این مفهوم به عنوان پروژه‌ای دانشجویی در دانشگاه ایالتی پلی‌تکنیک کالیفرنیا و دانشگاه استنفورد توسعه یافت [۴]. امروزه کیوبست‌ها نه تنها برای اهداف آموزشی، بلکه برای نقش‌های علمی، فناوری و تجاری نیز استفاده می‌شوند. از آنجا که کیوبست‌ها عمدتاً پروژه‌های دانشجویی هستند، و طبق گزارش [۵] حدود ۴۰ درصد



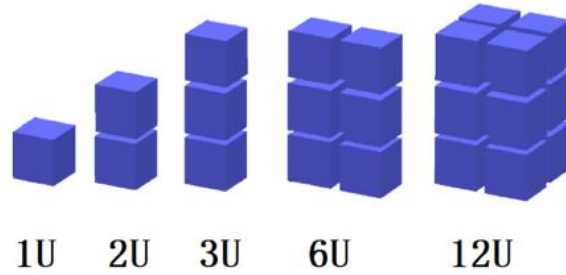
شکل (۴): توزیع و پراگندگی کیوبست‌ها بر حسب پرتاب‌گرها [۶]

۲- طبقه‌بندی مأموریت‌های ماهواره‌های کوچک

معمولاً مأموریت‌های ماهواره‌های کوچک بر اساس هدف اصلی‌شان دسته‌بندی می‌شوند. برای مثال، اگر هدف اندازه‌گیری فرآیندهای پلاسمایی در سیستم مگنتوسفر-یونسفر باشد، مأموریت در دسته «فیزیک خورشیدی و فضایی» قرار می‌گیرد. از سوی دیگر، اگر هدف انجام تحقیقات محلی در سطح سیارات یا جو آن‌ها باشد، مأموریت تحت عنوان «علم سیاره‌ای» طبقه‌بندی می‌شود [۹]. بررسی‌هایی در مورد این نوع مأموریت‌ها انجام شده است. به عنوان مثال، در [۱۰]، ۳۹ خدمات ماهواره کوچک در پنج نوع مأموریت دسته‌بندی شده‌اند: نجوم و اخترفیزیک، علم زمین، فیزیک خورشیدی، علم سیاره‌ای، و نمایش فناوری. نمونه دیگری در [۱۱] ارائه شده است که در آن ۱۳۰ خدمات کیوبست بر اساس هدف اصلی‌شان گروه‌بندی شده‌اند.

سفرهای فضایی آسیب‌های زیادی به سلامت فضاوردان وارد می‌کند و این امر نیاز به مطالعه بهتر محیط فضایی برای درک این خطرات و چگونگی کاهش آن‌ها را ایجاد کرده است [۷]. با پیشرفت مأموریت‌های کیوبست، این ماهواره‌ها برای مطالعات زیست‌پزشکی نیز مناسب شده‌اند و جایگزین پلتفرم‌های زیست‌پزشکی معمول شده‌اند. مزایای استفاده از مأموریت‌های کیوبست در این مطالعات در [۱۲] شرح داده شده است.

در [۱۳]، بررسی‌هایی در مورد مأموریت‌های مرتبط با ترموسفر/گروسفر و مگنتوسفر ارائه شده است. برای دسته اول، روش سنجش از دور، محدوده ارتفاع مأموریت و روش‌های محلی برای اندازه‌گیری ذرات خنثی سرد توضیح داده شده است. برای مأموریت‌های مگنتوسفر نیز مناطق کلیدی مطالعه‌شده، مدار مأموریت، و جرم یون‌ها شرح داده شده‌اند [۱۷].



شکل (۳): استانداردهای مختلف کیوبست

کیوبست‌ها به دو روش به مدار پرتاب می‌شوند [۸]:

• استفاده از خدمات پرتاب مرسوم به کمک ماهواره‌برها

• ارسال از طریق محموله‌های ارسال‌شده به ایستگاه فضایی

برای مأموریت‌های تأمین مجدد و سپس آزادسازی در فضا.

در هر دو حالت، کیوبست‌ها به سیستمی به نام دپلور متصل می‌شوند (دپلور در کیوبست‌ها به سیستمی اشاره دارد که وظیفه آزادسازی و استقرار کیوبست‌ها در مدار را بر عهده دارد. این سیستم معمولاً یک ساختار مکانیکی است که کیوبست‌ها را در طول پرتاب محافظت کرده و سپس در زمان مناسب، آن‌ها را در مدار مشخص‌شده آزاد می‌کند) [۹]. این سیستم وظیفه دارد کیوبست را در مدار مورد نظر مستقر نماید [۱۰]. موشک‌های حامل و ماهواره‌برهای مطرح در حوزه کیوبست در شکل ۴ نشان داده شده‌اند. در سال ۲۰۱۴ آنتارس در خدمات پرتاب کیوبست پیشرو بود. در سال ۲۰۱۷ وسیله پرتاب ماهواره قطبی و سایوز نیز وارد این حوزه شدند و در سال بعد فالکون به آن‌ها پیوست. ماهواره‌برها و موشک‌های حامل برتر در حوزه تزریق کیوبست در مدار شامل موارد زیر هستند [۸]:

o Atlas V با ۱۴۱ (۱۳.۶٪) پرتاب

o Antares با ۱۳۶ (۱۳.۱٪) پرتاب

o Soyuz با ۱۳۳ (۱۲.۹٪) پرتاب

o Falcon با ۱۱۸ (۱۱.۴٪) پرتاب هستند.

کیوبست‌ها معمولاً به صورت محموله‌های جانبی ماهواره‌برهای

بزرگ به محیط فضا پرتاب می‌شوند. آن‌ها همچنین می‌توانند به

همین طریق از ایستگاه فضایی به مدارهای هدف تزریق شوند.

توسعه کیوبست‌های پیشرفته برای اندازه‌گیری‌های علمی و مأموریت‌های فناوری و پیشرو در همکاری با آژانس فضایی اروپا و دیگر سازمان‌های فضایی برای مأموریت‌های نوآورانه.

■ انگلستان University of Surrey

تمرکز بر روی کاربردهای تجاری کیوبست‌ها، از جمله ارتباطات و سنجش از دور و دارای نقش کلیدی در ایجاد فناوری‌های پیشرفته و کاهش هزینه‌های پرتاب.

■ Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)

برزیل-

فعالیت در زمینه ماهواره‌های کوچک برای تحقیقات جوی و سنجش از دور و پیشگام در توسعه مأموریت‌های کم‌هزینه برای پایش محیط زیست.

■ Swiss Federal Institute of Technology Zurich (ETH Zurich) سوئیس

پژوهش‌های گسترده در زمینه مأموریت‌های علمی و فناوری‌های نوین برای کیوبست‌ها پیشرو در طراحی سیستم‌های مبتنی بر هوش مصنوعی و تصویربرداری پیشرفته.

■ هند- Indian Space Research Organization (ISRO)

حمایت گسترده از دانشگاه‌ها و مؤسسات تحقیقاتی برای پرتاب کیوبست‌ها پیشرو در حوزه توسعه پرتابگرهای کوچک برای کاهش هزینه و تسهیل دسترسی به فضا.

■ اروپا European Space Agency (ESA)

برنامه‌های تحقیقاتی گسترده برای حمایت از توسعه کیوبست‌ها در دانشگاه‌ها.

۳-۲- سازمان‌های فضایی و همکاری‌های بین‌المللی

■ NASA CubeSat Launch Initiative (CSLI)

ارائه فرصت‌های پرتاب کم‌هزینه برای دانشگاه‌ها و مؤسسات تحقیقاتی.

■ ESA CubeSat Program

تأمین بودجه و پشتیبانی فنی برای دانشگاه‌ها در طراحی و اجرای مأموریت‌ها و همچنین همکاری‌های بین‌المللی برای ارتقای کاربردهای کیوبست در مأموریت‌های پیچیده.

■ UNISEC-Global (University Space Engineering Consortium)

توسعه قطعات با فناوری‌های کوچک و ساخته شده از مواد سبک و مقاوم که قابلیت بقاء در فضا را دارند، همراه با بهبود در کارایی سیستم‌های تولید و ذخیره انرژی، به ارتقای سیستم‌های حسگر ماهواره کمک کرده است [۱۴] این پیشرفت‌ها باعث کاهش منابع مورد نیاز و در نتیجه کاهش هزینه‌ها شده است و امکان استقرار تعداد بیشتری ماهواره در یک وسیله پرتاب را فراهم کرده است [۱۵].

۳- مراکز تحقیقاتی و یا صنعتی پیشرو در حوزه

کیوبست

در سطح جهانی، دانشگاه‌ها، مؤسسات تحقیقاتی، و سازمان‌های فضایی پیشرو نقش کلیدی در توسعه و پیشرفت کیوبست‌ها دارند. این نهادها از طریق تحقیقات بنیادی، توسعه فناوری‌های نوآورانه، و اجرای مأموریت‌های فضایی در ابعاد کوچک، راه را برای استفاده گسترده از کیوبست‌ها در زمینه‌های علمی، آموزشی، و تجاری باز کرده‌اند.

۳-۱- دانشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی پیشرو در جهان

■ California Polytechnic State University (Cal Poly)

آمریکا-

بنیان‌گذار استانداردهای کیوبست‌ها در همکاری با دانشگاه استنفورد. فعالیت‌های تحقیقاتی در حوزه طراحی پلتفرم‌های کیوبستی و آموزش دانشجویان.

■ Stanford University آمریکا

مشارکت در تعریف و توسعه مفهوم کیوبست و استانداردسازی آن.

■ Massachusetts Institute of Technology (MIT) آمریکا

پیشگام در مأموریت‌های علمی مبتنی بر کیوبست و پیشرو در توسعه فناوری‌های پیشرفته مانند سیستم‌های ارتباطی و تصویربرداری مینیاتوری.

■ University of Tokyo ژاپن

طراحی و توسعه اولین کیوبست ژاپن (XI-IV) که در سال ۲۰۰۳ پرتاب شد و پیشگام در همکاری‌های بین‌المللی برای پیشبرد فناوری‌های کوچک‌سازی ماهواره‌ها.

■ دانمارک Technical University of Denmark (DTU)

ماموریت (2022) Lunar IceCube نمونه دیگری از کاربرد موفق کیوبست‌ها در اهداف علمی است. این کیوبست U 6 با جرم ۱۴ کیلوگرم، به منظور شناسایی یخ آب در مناطق قطبی ماه طراحی و پرتاب شد. سیستم تامین توان این فضاپیما شامل پنل‌های خورشیدی GaAs با توان ۳۰ وات و باتری‌های لیتیوم-یونی با ظرفیت ۴۰ وات‌ساعت بود. ابزار علمی اصلی این ماموریت، اسپکترومتر مادون قرمز BIRCHES با محدوده طول موج ۱ تا ۴ میکرومتر و وضوح ۱۰ نانومتر، به منظور تحلیل طیفی یخ آب طراحی شده بود. سیستم پیش‌رانش یونی Busek BIT-3 با توان ۵۰ وات و رانش ۱.۴ میلی‌نیوتن، امکان تنظیم مدار در مدار بیضوی حول ماه (۵۰۰×۱۰۰ کیلومتر) را فراهم ساخت. ارتباط با زمین از طریق فرستنده X-band Iris V2 با توان ۴ وات و نرخ داده ۱۰۰ کیلوبیت بر ثانیه برقرار گردید. معماری سیستم Lunar IceCube مبتنی بر پردازنده LEON3-FT و سیستم‌عامل RTEMS بود. چالش‌های مربوط به توان محدود با استفاده از Supercapacitors و اثرات تشعشعات فضایی (تا ۵۰ کیلو راد) با استفاده از سپر تنگستنی مدیریت شدند. تحلیل نرخ موفقیت ماموریت‌های کیوبست نشان می‌دهد که این شاخص در طول زمان با پیشرفت فناوری و افزایش تجربه در طراحی و بهره‌برداری این پلتفرم‌ها بهبود یافته است. بر اساس مطالعه‌ای که بازه زمانی ۲۰۰۰ تا ۲۰۱۵ را در بر می‌گیرد، نرخ موفقیت ماموریت‌های کیوبست در حدود ۲۰.۴٪ (۱۰۱ ماموریت موفق از ۴۹۸ پرتاب) گزارش شده است. با این حال، این نرخ تا سال ۲۰۲۰ به ۴۰٪ افزایش یافته است که نشان‌دهنده یادگیری و بهبود مستمر در این حوزه است. دلایل اصلی شکست ماموریت‌های کیوبست در سال‌های اولیه شامل عدم انجام تست‌های کافی (۳۵٪ موارد)، مشکلات مربوط به استقرار (دپلوی) در مدار (۲۵٪ موارد)، خرابی سیستم قدرت (۲۰٪ موارد) و مشکلات مخابراتی (۱۵٪ موارد) بوده است. به عنوان مثال، ماموریت ESTCube-1 به دلیل عدم تست کافی آنتن، ارتباط خود را از دست داد. تجربه نشان داده است که انجام تست‌های محیطی جامع نظیر Thermal Vacuum و Vibration می‌تواند نرخ موفقیت ماموریت‌ها را تا ۲۵٪ افزایش دهد. مشکلات مربوط به دپلوی نیز با حوادثی نظیر از دست رفتن ۳ کیوبست در پرتاب (2013) Vega VV02 به دلیل نقص در سیستم استقرار مشهود بوده است. استفاده از سیستم‌های استقرار پیشرفته نظیر ISIPOD توانسته است نرخ خرابی‌های ناشی از دپلوی را به حدود ۵٪ کاهش دهد. خرابی‌های سیستم قدرت، همانند

شبکه جهانی از دانشگاه‌ها و مؤسسات برای همکاری در زمینه کیوبست‌ها و همچنین پیشرو در برگزاری مسابقات و رویدادهای بین‌المللی برای توسعه فناوری‌های نوین.

▪ JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)
حمایت از ماموریت‌های کیوبستی برای مطالعات علمی و آزمایش فناوری‌های فضایی و پیشگام در ارائه پرتابگرهای اقتصادی برای ماموریت‌های کوچک.

▪ SpaceX
ارائه خدمات پرتاب کیوبست‌ها با استفاده از موشک‌های Falcon و پیشرو در کاهش هزینه‌های پرتاب و تسهیل دسترسی جهانی به فضا.

۴- ماموریت‌های موفق کیوبست‌ها و تحلیل نرخ

موفقیت

در طول تاریخچه توسعه کیوبست‌ها، چندین ماموریت پیشگامانه به اثبات قابلیت‌های این پلتفرم‌های کوچک فضایی در انجام اهداف علمی و فنی متنوع پرداخته‌اند. ماموریت-MarCO (2018) A/B به عنوان نخستین کیوبست‌های بین‌سیاره‌ای، نقش حیاتی در برقراری ارتباط با کاوشگر InSight ایفا نمودند. این فضاپیماهای U 6 با جرم ۱۳/۵ کیلوگرم، با بهره‌گیری از آرایه‌های خورشیدی گالیوم آرسناید با بازدهی ۲۸٪ و توان تولیدی ۳۵ وات، امکان تامین انرژی مورد نیاز سیستم‌های خود را فراهم ساختند. زیرسیستم مخابراتی آن‌ها شامل یک فرستنده X-band با توان خروجی ۸ وات بود که امکان ارسال داده با نرخ ۸ کیلوبیت بر ثانیه از فاصله ۱/۵ واحد نجومی را میسر می‌ساخت. یک آنتن تاشو با بهره ۱۰ دسی‌بل و دوربین‌های CMOS با رزولوشن ۴۸۰×۷۵۲ پیکسل نیز به منظور تصویربرداری و ناوبری در این ماموریت مورد استفاده قرار گرفتند. سیستم پیش‌رانش مبتنی بر گاز سرد (R-236fa) با قابلیت تولید رانش بین ۱۰ تا ۲۰ میلی‌نیوتن و ارائه رانش ویژه ۴۰ تا ۵۰ ثانیه، امکان انجام مانورهای مداری مورد نیاز را فراهم نمود. معماری سیستم MarCO-A/B بر پایه پردازنده ARM Cortex-M3 با فرکانس ۲۰۰ مگاهرتز و سیستم‌عامل مبتنی بر لینوکس استوار بود. چالش مصرف توان بالای فرستنده X-band (۱۲ وات) از طریق تکنیک Duty Cycling مدیریت گردید و دقت ناوبری با استفاده از Star Tracker با دقت ۰/۰۱ درجه بهبود یافت.

نقشه‌های شبکه‌ای از واژگان و روابط آن‌ها را دارد. تحلیل هم‌واژگانی در این مقاله شامل موارد زیر است:

جمع‌آوری داده‌ها: در این مرحله، باید مجموعه‌ای از مقالات علمی، کتاب‌ها، گزارش‌ها یا سایر منابع اطلاعاتی مرتبط با موضوع تحقیق جمع‌آوری شود. این داده‌ها معمولاً شامل عناوین، چکیده‌ها، و کلمات کلیدی مقالات هستند.

در این فعالیت علمی از پایگاه داده وب آف ساینس استفاده شده است. با جستجو کلید واژه CubeSat در این پایگاه داده در حدود ۳۹۱۴ سند علمی نمایه شده است.

به منظور بهبود نتایج از فیلتر فقط اسناد علمی مرتبط با رشته مهندسی هوافضا انتخاب شده است که در حدود ۱۴۹۹ مقاله را نشان می‌دهد. از این تعداد مقلله به عنوان پایگاه اصلی داده و تحلیل علمی استفاده شده است. شکل ۵ نتایج فرایند جمع‌آوری داده را نشان می‌دهد.



شکل (۵): نتایج جستجو کلیدواژه‌ها در پایگاه داده وب آف ساینس

انتخاب و استخراج واژگان: بعد از جمع‌آوری داده‌ها، باید واژگان یا اصطلاحات مهم از متن‌ها استخراج شوند. در این مرحله، برخی از واژگان باید از متون حذف شوند که به‌طور مکرر و بدون ارتباط معنایی ظاهر می‌شوند.

۶- یافته‌های پژوهش

شکل ۶ یک نمودار هم‌رخدادی کلمات است که با استفاده از نرم‌افزار VOSviewer ایجاد شده و موضوع آن کیوبست است. نمودار نشان‌دهنده ارتباط بین موضوعات و مفاهیم مرتبط با کیوبست در مقالات علمی یا داده‌های پژوهشی است. این نمودار روندهای پژوهشی و زمینه‌های مختلف مرتبط با کیوبست‌ها را برجسته می‌کند. می‌توان از این اطلاعات برای شناسایی موضوعات تحقیقاتی مهم، همکاری‌های پژوهشی، و برنامه‌ریزی برای پروژه‌های آینده استفاده کرد. همچنین خوشه‌بندی‌ها نشان می‌دهند که

غیرفعال شدن کیوبست QB50 به دلیل نقص باتری، نیز از چالش‌های مهم بوده است. استفاده از پوشش‌های محافظ Coverglass Coatings برای پنل‌های خورشیدی می‌تواند نرخ خرابی این اجزا را به حدود ۲٪ کاهش دهد. مشکلات مخابراتی، همانند تداخل UHF در ماموریت PhoneSat-1، نیز از عوامل شکست بوده‌اند. استفاده از رادیوهای نرم‌افزاری (SDR) نشان داده است که می‌تواند موفقیت در برقراری ارتباط را تا ۲۰٪ بهبود بخشد. راهکارهای اتخاذ شده در ماموریت‌های موفق اخیر نشان می‌دهد که با انجام تست‌های محیطی جامع، استفاده از سیستم‌های استقرار پیشرفته (مانند NLAS) و پیاده‌سازی استانداردهای کیفی نظیر ECSS-Q-ST-70، می‌توان نرخ موفقیت ماموریت‌های کیوبست، به ویژه در کلاس U6 (همانند ماموریت MarCO)، را به بیش از ۵۰٪ رساند. این پیشرفت‌ها حاکی از بلوغ تدریجی فناوری کیوبست و افزایش اطمینان به قابلیت‌های آن در انجام ماموریت‌های فضایی با اهداف گوناگون است [۳۴].

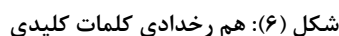
۵- روش تحقیق

تحقیق با استفاده از تحلیل هم‌واژگان یکی از روش‌های نوین در تحلیل داده‌های علمی است که معمولاً برای شناسایی روندهای علمی، کشف موضوعات نوظهور، و تحلیل ارتباطات میان مفاهیم و واژگان در مقالات علمی و پژوهشی استفاده می‌شود [۱۹]. تحلیل هم‌واژگانی یک روش تحلیل محتوایی است که به ارزیابی مقوله مورد نظر بر اساس دفعات تکرار واژگان کلیدی اسناد می‌پردازد. از آنجا که حجم تولید و نشر مقاله‌های علمی بسیار زیاد است دیگر نمی‌توان به تحلیل محتوای همه مقاله‌ها در زمینه پدیده مورد نظر پرداخت. دیدگاه زیربنایی این روش آن است که براساس واژگان کلیدی یک مقاله می‌توان به درک درستی از کل محتوای مقاله دست یافت. در این روش، به‌جای تحلیل تنها کلمات کلیدی یا عبارات به‌طور جداگانه، بر روابط معنایی و هم‌راستایی میان آن‌ها تمرکز می‌شود. تحلیل هم‌واژگان یک تکنیک تحلیل محتوا است که از الگوهای همزمانی واژگان (به عنوان مثال، کلمات یا کلیدواژه‌ها) در مجموعه‌ای از متون برای شناسایی روابط بین ایده‌ها در حوزه‌های موضوعی ارائه شده استفاده می‌کند. یکی از ابزارهای معروف برای انجام تحلیل هم‌واژگان، نرم‌افزار ویوس وویور است که قابلیت ترسیم

کیوب‌ست‌ها در بسیاری از زمینه‌های علمی و صنعتی کاربرد دارند، از جمله کنترل وضعیت، پیش‌رانش، و ارتباطات.

اندازه گره‌ها نمایانگر تعداد دفعاتی است که آن کلمه یا مفهوم در مقالات یا داده‌های پژوهشی ظاهر شده است. بزرگ‌ترین گره کیوبست نشان‌دهنده این است که این کلمه محور اصلی مقالات بوده است. سایر گره‌های بزرگ مانند small nanosatellite و satellite low Earth orbit نشان می‌دهند که این مفاهیم نیز در مطالعات مربوطه پرتکرار هستند.

رنگ گر‌ها، خوشه‌های مفهومی را نشان می‌دهد. گر‌های هم‌رنگ در یک خوشه مفهومی قرار دارند که نشان‌دهنده زمینه‌های تحقیقاتی مشابه است. خوشه‌بندی‌ها هر رنگ نمایانگر یک خوشه مفهومی است که موضوعات اصلی را دسته‌بندی می‌کند. به علت ارتباط بین گر و مفاهیم سوالات مطرح و پاسخ داده می‌شود.



طرح این سوالات با رویکرد توسعه فناوری و شناسایی فناوری‌های درگیر در نوآوری‌های حوزه کیوب‌ست در بازه زمانی ۲۰۲۲-۲۰۱۸، بررسی چگونگی پیشرفت و همگرایی فناوری‌های مختلف در این عرصه است. از آنجا که شکل، ارتباطات پویا بین مفاهیم کلیدی را نشان می‌دهد، این سوالات به منظور شناسایی حوزه‌هایی که بیشترین پویایی و نوآوری فناورانه را تجربه می‌کنند (مانند پیشران‌های نوین، سیستم‌های کنترل وضعیت پیشرفته، و ارتباطات پرسرعت)، ارزیابی نقش فناوری‌های توانمندساز (مانند COTS و مواد پیشرفته) در این پیشرفت‌ها، و درک چگونگی ظهور فناوری‌های جدید (مانند هوش مصنوعی و ساخت افزودنی) و تاثیر آن‌ها بر کاربردهای آتی کیوب‌ست‌ها طرح شده‌اند. هدف، شناسایی

استفاده از قطعات تجاری آماده نقش دوگانه‌ای در توسعه فناوری‌های کلیدی کیوبست ایفاء می‌کند. از یک سو، قطعات تجاری آماده به عنوان یک عامل تسهیل‌کننده با کاهش چشمگیر هزینه‌ها و زمان توسعه، امکان ورود بازیگران جدید و تسریع نوآوری

قابلیت‌های پیشرفته‌تر در پلتفرم‌های کم‌هزینه کیوبستی را فراهم آورده است.

۴. نقش مفاهیم نوظهور مانند **pulsed plasma thruster** و **solar sail** در توسعه سیستم‌های پیش‌رانش کارآمدتر و با قابلیت مانور بالاتر برای کیوبست‌ها چیست؟ چه چالش‌های فناوری‌های در تجاری‌سازی و عملیاتی کردن این فناوری‌ها وجود دارد؟

مفاهیم نوظهور مانند پیش‌رانه‌های پلاسما پالسی و بادبان‌های خورشیدی نقش مهمی در توسعه سیستم‌های پیش‌رانش کارآمدتر و با قابلیت مانور بالاتر برای کیوبست‌ها ایفا می‌کنند. پیش‌رانه‌های پلاسما پالسی با ارائه تراست پالسی دقیق و مصرف سوخت پایین، امکان انجام مانورهای مداری ظریف و کنترل دقیق وضعیت را فراهم می‌کنند. بادبان‌های خورشیدی با بهره‌گیری از فشار تابش خورشید، امکان ایجاد تراست پیوسته بدون نیاز به مصرف پیش‌رانه را فراهم می‌کنند، که برای ماموریت‌های طولانی‌مدت و تغییرات مداری بزرگ بسیار جذاب است.

چالش‌های فناوری‌های نوظهور در تجاری‌سازی و عملیاتی کردن این فناوری‌ها شامل توسعه منابع تغذیه کوچک و کارآمد برای پیش‌رانه‌های پلاسما پالسی، اطمینان از عملکرد پایدار و طول عمر بالا در محیط فضایی، و توسعه مواد سبک‌وزن و مقاوم برای بادبان‌های خورشیدی با مساحت بزرگ و مکانیسم‌های بازشوندگی مطمئن است. همچنین، مدل‌سازی دقیق عملکرد و کنترل این سیستم‌های پیش‌رانش نوظهور و ادغام آن‌ها با سیستم‌های کلی کیوبست نیازمند تحقیقات و توسعه بیشتری است.

۵. با توجه به کاربردهای رو به رشد کیوبست‌ها در **earth observation**، **satellite constellation**، چه فناوری‌های کلیدی (مانند حسگرهای کوچک با وضوح بالا، سیستم‌های ارتباطی پرسرعت بین ماهواره‌ای، الگوریتم‌های پردازش داده‌های فضایی) برای بهبود عملکرد و کارایی این کاربردها در حال توسعه هستند؟ کاربردهای رو به رشد کیوبست‌ها در رصد زمین و منظومه‌های ماهواره‌ای نیازمند توسعه فناوری‌های کلیدی در چندین حوزه است. در زمینه رصد زمین، تمرکز بر توسعه حسگرهای تصویربرداری کوچک، سبک و با وضوح مکانی و طیفی بالا (مانند حسگرهای فراطیفی و چندطیفی کوچک‌شده) است. برای صورتواره‌های

در این حوزه را فراهم آورده است. دسترسی به طیف وسیعی از قطعات الکترونیکی، پردازنده‌ها، و سیستم‌های ارتباطی تجاری، توسعه سیستم‌های پایه کیوبست را تسریع کرده است. از سوی دیگر، استفاده از قطعات تجاری آماده محدودیت‌هایی را نیز به همراه دارد، به ویژه در فناوری‌های حساس مانند پیش‌رانش و کنترل وضعیت. چالش‌های فناوری‌های اصلی شامل عدم تطابق مشخصات عملکردی و قابلیت اطمینان قطعات تجاری با الزامات سختگیرانه محیط فضایی (مانند تحمل تشعشعات، دماهای شدید و خلاء) و همچنین محدودیت‌های اندازه، وزن و توان (SWaP) است. غلبه بر این چالش‌ها نیازمند رویکردهای نوینی در انتخاب دقیق قطعات، انجام تست‌های جامع و اصلاح و مقاوم‌سازی قطعات تجاری برای کاربردهای فضایی است. پژوهش‌های جاری بر توسعه روش‌های محافظت در برابر تشعشعات، مدیریت حرارتی کارآمد و طراحی سیستم‌های تحمل‌پذیر خطا با استفاده از قطعات تجاری آماده متمرکز است.

۳. با توجه به اهمیت **low cost** در توسعه کیوبست‌ها، چگونه پیشرفت‌های فناوری‌های نوظهور در حوزه‌های مختلف (مانند مواد سبک‌وزن، الکترونیک کوچک و کم‌مصرف، روش‌های تولید نوین) به کاهش هزینه‌ها و در عین حال افزایش **capabilities** آن‌ها کمک کرده است؟

اهمیت هزینه پایین به عنوان یک محرک کلیدی در توسعه کیوبست‌ها، موجب تمرکز پژوهش‌ها بر فناوری‌هایی شده است که به طور همزمان هزینه‌ها را کاهش داده و قابلیت‌های آن‌ها را ارتقا می‌بخشند. پیشرفت در مواد سبک‌وزن و با استحکام بالا (مانند آلایزهای آلومینیوم پیشرفته و مواد کامپوزیتی) منجر به کاهش جرم کلی سازه و در نتیجه کاهش هزینه پرتاب و افزایش نسبت توان به وزن سیستم‌ها شده است. توسعه الکترونیک کوچک و کم‌مصرف (مانند سیستم‌های روی تراشه SoC - و مدارهای مجتمع با چگالی بالا) امکان تجمیع عملکردهای پیچیده در حجم و وزن کمتر و با مصرف توان پایین‌تر را فراهم کرده است، که به نوبه خود هزینه و پیچیدگی سیستم را کاهش می‌دهد. همچنین، روش‌های تولید نوین مانند چاپ سه بعدی امکان تولید قطعات پیچیده با هزینه کمتر و زمان کوتاه‌تر را فراهم کرده و در عین حال انعطاف‌پذیری طراحی را افزایش داده است. این پیشرفت‌های فناوری‌های نوظهور امکان پیاده‌سازی

به طور کامل می‌سوزند، توسعه سیستم‌های غیرفعال‌سازی برای اطمینان از خروج ایمن ماهواره‌ها از مدار پس از پایان مأموریت، و انتخاب مدارهای با طول عمر محدود است. در زمینه حذف فعال زباله‌های فضایی، پژوهش‌ها بر توسعه سیستم‌های چنگ‌زننده کوچک مبتنی بر بازوهای رباتیک، تورهای فضایی، و روش‌های غیرتماسی مانند استفاده از لیزر یا بادبان‌های درگ برای کاهش سرعت و خروج زباله‌ها از مدار متمرکز است. با این حال، توسعه فناوری‌های حذف فعال زباله‌های فضایی کوچک مانند کیوب‌ست‌ها هنوز در مراحل اولیه است و چالش‌های فنی و اقتصادی قابل توجهی وجود دارد.

۸. چگونه توسعه فناوری در زمینه thermal analysis و radiation belts به بهبود طراحی و افزایش طول عمر کیوب‌ست‌ها در محیط سخت فضایی کمک می‌کند؟ چه مواد و روش‌های محافظتی نوینی در حال بررسی و استفاده هستند؟

توسعه فناوری در زمینه تحلیل حرارتی و درک اثرات کمربندهای تشعشعی نقش اساسی در بهبود طراحی و افزایش طول عمر کیوب‌ست‌ها در محیط سخت فضایی ایفا می‌کند. تحلیل حرارتی دقیق به مهندسان کمک می‌کند تا سیستم‌های مدیریت حرارتی کارآمد (مانند عایق‌های چندلایه، رادیاتورها و لوله‌های حرارتی کوچک) را طراحی کنند که دمای قطعات را در محدوده عملکردی ایمن حفظ کنند. درک اثرات تشعشعات فضایی منجر به توسعه مواد مقاوم در برابر تشعشع و روش‌های محافظتی نوین (مانند استفاده از پوشش‌های محافظ، انتخاب قطعات الکترونیکی مقاوم در برابر تشعشع و طراحی سیستم‌های تحمل‌پذیر خطا) شده است. پژوهش‌های جاری بر بررسی مواد نانوکامپوزیتی با خواص محافظتی بهبود یافته و روش‌های شبیه‌سازی دقیق‌تر اثرات تشعشعات بر قطعات کوچک الکترونیکی متمرکز است.

۹. با توجه به اهمیت testing و reliability، چه ابزارها، روش‌ها و استانداردهای نوینی برای ارزیابی عملکرد و اطمینان از قابلیت اطمینان فناوری‌های مورد استفاده در کیوب‌ست‌ها در حال توسعه هستند؟

با توجه به اهمیت آزمایش و قابلیت اطمینان، توسعه ابزارها، روش‌ها و استانداردهای نوینی برای ارزیابی عملکرد و اطمینان از

ماهواره‌ای، توسعه سیستم‌های ارتباطی پرسرعت بین ماهواره‌ای^۱ با استفاده از لینک‌های رادیویی یا لیزری برای تبادل داده و هماهنگی عملکرد ماهواره‌ها ضروری است. همچنین، الگوریتم‌های پردازش داده‌های فضایی کارآمد و توزیع‌شده برای مدیریت حجم عظیم داده‌های جمع‌آوری‌شده توسط صورتواره‌ها و استخراج اطلاعات مفید در زمان واقعی از اهمیت بالایی برخوردار است. توسعه سیستم‌های ناوبری و کنترل دقیق موقعیت نسبی برای حفظ پیکربندی صورتواره‌ها نیز یک حوزه فعال پژوهشی است.

۶. چگونه توسعه فناوری در زمینه attitude determination و guidance به افزایش دقت و قابلیت اطمینان مأموریت‌های کیوب‌ستی، به ویژه در کاربردهایی مانند orbit determination و relative navigation کمک می‌کند؟ چه نوآوری‌هایی در این زمینه‌ها قابل توجه است؟

توسعه فناوری در زمینه تعیین وضعیت و هدایت نقش حیاتی در افزایش دقت و قابلیت اطمینان مأموریت‌های کیوب‌ستی ایفا می‌کند، به ویژه در کاربردهایی که نیازمند تعیین دقیق مدار و ناوبری نسبی در صورتواره‌ها هستند. نوآوری‌های قابل توجه در این زمینه‌ها شامل توسعه سنسورهای کوچک و کم‌مصرف با دقت بالا (مانند واحدهای اندازه‌گیری اینرسی کوچک‌شده IMUs - و ردیاب‌های ستاره‌ای کوچک)، الگوریتم‌های فیلترینگ و تخمین وضعیت پیشرفته (مانند فیلترهای کالمن غیرخطی و روش‌های یادگیری ماشین برای تخمین وضعیت)، و سیستم‌های هدایت و کنترل مبتنی بر بازخورد دقیق است. در زمینه ناوبری نسبی، توسعه سنسورهای فاصله‌سنجی کوچک و کم‌توان (مانند سیستم‌های مبتنی بر امواج رادیویی یا نوری) و الگوریتم‌های ناوبری توزیع‌شده برای حفظ آرایش صورتواره‌ها از اهمیت بالایی برخوردار است.

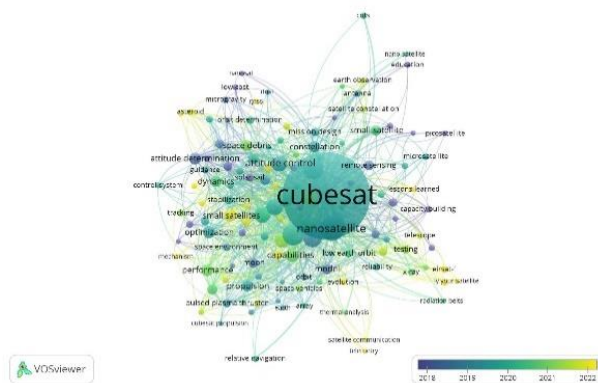
۷. با در نظر گرفتن چالش space debris، چه فناوری‌ها و رویکردهای نوینی برای کاهش تولید زباله‌های فضایی ناشی از کیوب‌ست‌ها و یا حذف فعال آن‌ها در حال توسعه هستند؟

چالش فزاینده زباله‌های فضایی ناشی از افزایش تعداد کیوب‌ست‌ها، موجب تمرکز بر توسعه فناوری‌ها و رویکردهای نوینی برای کاهش تولید و حذف آن‌ها شده است. رویکردهای کاهش تولید شامل طراحی برای از بین رفتن^۲ با استفاده از موادی که در جو زمین

² Design for Demise

¹ Inter-Satellite Links - ISL

کاربردهای در حال ظهور و چالش‌های پیش رو طرح شده‌اند. هدف، فراتر رفتن از توصیف وضعیت فعلی و استخراج بینش‌های عمیق در مورد چگونگی تکامل فناوری کیوبست و تعیین اولویت‌های پژوهشی آتی است که برای پیشبرد مرزهای دانش و کاربردهای عملی این پلتفرم فضایی حیاتی است.



شکل (۷): تحلیل توسعه فناوری در بازه زمانی

۱. با بررسی تغییرات در اندازه و ارتباط خوشه‌های کلیدواژه‌ها در طول بازه زمانی ۲۰۱۸-۲۰۲۲، چه روندهای غالب در تکامل فناوری کیوبست و ظهور حوزه‌های جدید پژوهشی قابل شناسایی است؟ آیا می‌توان پیش‌بینی کرد که کدام حوزه‌ها در آینده نزدیک از رشد بیشتری برخوردار خواهند بود؟

تحلیل تغییرات در ابعاد و اتصالات خوشه‌های کلیدواژه‌ها در بازه زمانی مورد نظر، بیانگر چند روند غالب در تکامل فناوری کیوبست است. نخست، تقویت خوشه مرتبط با کاربردهای رصد زمین با افزایش اندازه گره‌ها و استحکام پیوندها، نشان‌دهنده بلوغ و گسترش استفاده از کیوبست‌ها در این حوزه است. دوم، رشد نسبی خوشه مرتبط با منظومه‌های ماهواره‌ای حاکی از توجه فزاینده به بهره‌گیری از مزایای استقرار گروهی کیوبست‌ها برای ارائه خدمات متنوع است. سوم، ظهور و تقویت خوشه‌های مرتبط با فناوری‌های پیشرفته‌تر نظیر پیشران‌های نوین (پیشران پلاسمای پالسی، بادبان خورشیدی) و ناوبری دقیق (ناوبری نسبی، تعیین مدار) اگرچه ممکن است هنوز از نظر اندازه به خوشه‌های کاربردی نرسیده باشند، اما افزایش ارتباط آن‌ها با گره مرکزی cubesat و ظهور گره‌های جدید در این نزدیکی، نشان‌دهنده تمرکز پژوهشی بر ارتقاء قابلیت‌های اساسی پلتفرم کیوبست است. پیش‌بینی حوزه‌های با رشد بیشتر در آینده نزدیک مستلزم توجه به خوشه‌هایی است که

قابلیت اطمینان فناوری‌های مورد استفاده در کیوبست‌ها از اهمیت بالایی برخوردار است. این شامل توسعه تجهیزات تست محیطی کوچک‌شده و مقرون‌به‌صرفه برای شبیه‌سازی شرایط فضایی (مانند محفظه‌های خلاء حرارتی کوچک و منابع تشعشع)، روش‌های تست سریع و خودکار برای ارزیابی عملکرد سیستم‌های پیچیده، و استانداردهای خاص برای تست قطعات COTS برای کاربردهای فضایی است. همچنین، استفاده از روش‌های تحلیل قابلیت اطمینان مبتنی بر داده و مدل‌سازی خرابی برای پیش‌بینی عمر مفید و شناسایی نقاط ضعف سیستم‌ها در حال گسترش است.

۱۰. آینده توسعه فناوری کیوبست‌ها را چگونه ارزیابی می‌کنید؟ با توجه به روندهای فعلی و گره‌های موجود در شکل، چه فناوری‌های نوظهوری پتانسیل ایجاد تحول در این حوزه را دارند و چه کاربردهای جدیدی را ممکن خواهند ساخت؟

آینده توسعه فناوری کیوبست‌ها بسیار امیدوارکننده به نظر می‌رسد. با توجه به روندهای فعلی و گره‌های موجود در شکل، انتظار می‌رود فناوری‌های نوظهوری مانند هوش مصنوعی و یادگیری ماشین برای مدیریت و کنترل خودکار صورتواره‌ها و پردازش داده‌های فضایی در لبه، ارتباطات لیزری برای افزایش نرخ داده و امنیت ارتباطات، پیشران‌های الکتریکی با راندمان بالا برای مانورهای مداری دقیق و طولانی‌مدت، حسگرهای کوچک و با کارایی بالا برای سنجش از دور پیشرفته و تحقیقات علمی، و روش‌های ساخت و مونتاژ خودکار در فضا پتانسیل ایجاد تحول در این حوزه را داشته باشند. این پیشرفت‌های فناورانه کاربردهای جدیدی را در زمینه‌هایی مانند اینترنت اشیاء فضایی، ارتباطات نسل پنجم و ششم، پایش دقیق تغییرات آب و هوایی، اکتشافات فضایی کم‌هزینه و رباتیک فضایی ممکن خواهند ساخت و نقش کیوبست‌ها را به عنوان ابزاری قدرتمند و مقرون‌به‌صرفه در دسترسی به فضا و بهره‌برداری از آن بیش از پیش تقویت خواهند کرد.

شکل ۷ تحلیل زمان‌بندی کلمات کلیدی در بازه زمانی سال‌های (۲۰۱۸-۲۰۲۲) را نمایش می‌دهد. علت طرح این سوالات با رویکردی مرز دانشی و با تمرکز بر روند تحولات فناوری کیوبست در بازه زمانی ۲۰۱۸-۲۰۲۲، پاسخگویی به نیاز مبرم برای درک مسیر آینده این حوزه است. از آنجایی که شکل، پویایی ارتباطات کلیدواژه‌ها را در طول زمان نشان می‌دهد، این سوالات به منظور شناسایی روندهای غالب، فناوری‌های نوظهور با پتانسیل تحول‌زا،

چشمگیر عملکرد و کارایی این کاربردها را دارند؟ آیا تغییر در ارتباط بین این کاربردها و فناوری‌های مرتبط در طول زمان، نشان‌دهنده همگرایی یا واگرایی مسیرهای توسعه است؟

در راستای بهبود عملکرد و کارایی کیوب‌ست‌ها در کاربردهای "earth observation" و "satellite constellation"، چندین فناوری مرز دانشی در حال ظهور هستند. در حوزه رصد زمین، توسعه حسگرهای تصویربرداری کوچک با قدرت تفکیک مکانی و طیفی بسیار بالا، پردازش تصویر مبتنی بر هوش مصنوعی در لبه برای استخراج سریع اطلاعات، و استفاده از لینک‌های ارتباطی پرسرعت (از جمله لیزری) برای انتقال حجم بالای داده‌ها از جمله فناوری‌های کلیدی هستند. برای منظومه‌های ماهواره‌ای، توسعه سیستم‌های ارتباطی بین ماهواره‌ای با پهنای باند بالا و تأخیر کم، الگوریتم‌های کنترل و هماهنگی توزیع‌شده برای آرایش دقیق ماهواره‌ها، و قابلیت‌های پیکربندی مجدد مداری و عملکردی (reconfigurable payloads) از اهمیت بالایی برخوردارند. تغییر در ارتباط بین این کاربردها و فناوری‌های مرتبط در طول زمان می‌تواند نشان‌دهنده همگرایی مسیرهای توسعه باشد، به این معنا که پیشرفت در یک فناوری (مانند ارتباطات پرسرعت) به طور همزمان عملکرد چندین کاربرد را بهبود می‌بخشد. همچنین، ممکن است شاهد واگرایی نیز باشیم، به این صورت که فناوری‌های خاصی به طور ویژه برای یک کاربرد توسعه می‌یابند. تحلیل ساختار خوشه‌ها و تغییرات در پیوندها می‌تواند این الگوها را آشکار سازد.

۴. چگونه مفهوم COTS (قطعات تجاری آماده) در طول زمان با فناوری‌های کلیدی کیوب‌ست (مانند پیشران، کنترل وضعیت، ارتباطات) تعامل پیدا کرده است؟ آیا استفاده از COTS به عنوان یک عامل تسهیل‌کننده نوآوری در این حوزه‌ها تقویت شده یا با چالش‌های جدیدی مواجه شده است؟

تعامل مفهوم COTS با فناوری‌های کلیدی کیوب‌ست در طول زمان یک موضوع پیچیده است. در ابتدا، استفاده از COTS عامل اصلی تسهیل‌کننده در کاهش هزینه و زمان توسعه کیوب‌ست‌ها بود. با این حال، با پیشرفت ماموریت‌ها و افزایش نیاز به عملکرد و قابلیت اطمینان بالاتر در حوزه‌هایی مانند پیشران، کنترل وضعیت و ارتباطات، چالش‌های مربوط به محدودیت‌های عملکردی و مقاومت محیطی قطعات تجاری در محیط فضایی آشکارتر شده است. بررسی تغییرات در اندازه و ارتباط گره COTS با خوشه‌های فناوری‌های کلیدی

در سال‌های پایانی بازه زمانی مورد بررسی، رشد قابل توجهی را نشان می‌دهند و ارتباطات قوی‌تری با سایر حوزه‌ها برقرار می‌کنند. به نظر می‌رسد توسعه فناوری‌های پیشران کارآمد و دقیق برای مانورهای مداری پیچیده‌تر و حفظ آرایش منظومه‌ها، و همچنین فناوری‌های ارتباطی پرسرعت بین ماهواره‌ای برای بهره‌برداری مؤثر از منظومه‌ها بزرگ، از جمله حوزه‌هایی باشند که در آینده نزدیک شاهد رشد فزاینده‌ای خواهند بود. همچنین، با بلوغ بیشتر حسگرهای کوچک و کم‌مصرف، انتظار می‌رود کاربردهای نوظهور در زمینه‌های علمی خاص (مانند تحقیقات فضایی در مقیاس کوچک) و پایش محیطی دقیق‌تر نیز گسترش یابند.

۲. نقش و میزان توجه به فناوری‌های نوظهور مانند pulsed solar sail و plasma thruster در طول زمان چگونه تغییر کرده است؟ آیا افزایش یا کاهش ارتباط این فناوری‌ها با گره مرکزی cubesat نشان‌دهنده بلوغ یا افول آن‌ها در چشم‌انداز تحقیقاتی است؟ چه عوامل فناورانه یا کاربردی می‌توانند این تغییرات را تبیین کنند؟

بررسی تغییرات در اندازه و ارتباط گره‌های pulsed plasma thruster و solar sail با گره مرکزی cubesat در طول زمان می‌تواند شاخصی از میزان توجه و پیشرفت این فناوری‌های نوظهور در حوزه کیوب‌ست باشد. افزایش اندازه این گره‌ها و تقویت پیوندهای آن‌ها با cubesat می‌تواند نشان‌دهنده افزایش توجه پژوهشی و پیشرفت در بلوغ این فناوری‌ها باشد. این امر ممکن است ناشی از دستیابی به راندمان بالاتر، کاهش اندازه و وزن، یا یافتن کاربردهای عملیاتی مشخص برای این نوع پیشران‌ها در ماموریت‌های کیوب‌ستی باشد. در مقابل، کاهش اندازه یا ضعف ارتباط این گره‌ها می‌تواند نشان‌دهنده چالش‌های فناورانه پایدار در تجاری‌سازی و عملیاتی کردن آن‌ها، یا تغییر اولویت‌های پژوهشی به سمت سایر فناوری‌ها باشد. عواملی مانند پیچیدگی طراحی و ساخت، نیاز به منابع توان بالا، یا محدودیت‌های عملکردی در مقایسه با سایر گزینه‌ها می‌توانند در این امر مؤثر باشند. تحلیل دقیق روند تغییرات رنگ این گره‌ها (نشان‌دهنده زمان انتشار مقالات مرتبط) نیز می‌تواند اطلاعات بیشتری در مورد زمان اوج توجه به این فناوری‌ها ارائه دهد.

۳. با در نظر گرفتن کاربردهای رو به رشد کیوب‌ست‌ها در حوزه‌هایی مانند earth observation و satellite constellation، چه فناوری‌های مرز دانشی در حال ظهور هستند که پتانسیل بهبود

محدودیت در "قابلیت‌ها" وجود داشته باشد. با گذشت زمان و پیشرفت‌های فناوریانه، انتظار می‌رود که ارتباط بین این دو گره پیچیده‌تر شود. اگر شاهد تقویت ارتباط بین "low cost" و "capabilities" باشیم، این می‌تواند نشان‌دهنده موفقیت در توسعه فناوری‌هایی باشد که امکان ارائه قابلیت‌های بیشتر با حفظ یا حتی کاهش هزینه‌ها را فراهم کرده‌اند (به عنوان مثال، استفاده هوشمندانه از COTS، طراحی‌های بهینه، و روش‌های تولید نوین) در مقابل، تضعیف این ارتباط می‌تواند نشان‌دهنده این باشد که دستیابی به قابلیت‌های پیشرفته‌تر مستلزم افزایش هزینه‌ها شده است.

۷. با بررسی خوشه‌هایی که در سال‌های اخیر برجسته‌تر شده‌اند (رنگ زرد روشن‌تر)، چه کاربردهای نوظهوری در حوزه کیوبست در حال ظهور هستند که پیش از این کمتر مورد توجه قرار گرفته بودند؟ چه فناوری‌های جدیدی محرک این کاربردها هستند؟

بررسی خوشه‌هایی که در سال‌های پایانی بازه زمانی (رنگ زرد روشن‌تر) از نظر اندازه و ارتباط برجسته‌تر شده‌اند، می‌تواند کاربردهای نوظهوری را در حوزه کیوبست آشکار سازد. به عنوان مثال، ظهور یا رشد خوشه‌های مرتبط با تحقیقات علمی خاص (مانند اخت‌فیزیک در مقیاس کوچک - در صورت وجود گره‌های مرتبط مانند telescope یا x-ray)، ماموریت‌های فضایی بین‌سیاره‌ای کوچک (در صورت وجود گره‌های مرتبط مانند moon یا "asteroid)، یا کاربردهای آموزشی پیشرفته (education) می‌تواند نشان‌دهنده حوزه‌های جدیدی باشد که به دلیل پیشرفت در فناوری‌های کلیدی (مانند حسگرهای کوچک، پیشرفته‌های کارآمد، و سیستم‌های ارتباطی قوی) امکان‌پذیر شده‌اند. شناسایی فناوری‌های جدیدی که ارتباط قوی با این خوشه‌های نوظهور دارند، می‌تواند محرک‌های اصلی این تحولات را روشن سازد.

۸. آیا الگوهای خاصی در ظهور و افول ارتباط بین کلیدواژه‌ها در طول زمان قابل مشاهده است که نشان‌دهنده مراحل مختلف بلوغ فناوری یا تغییر در اولویت‌های پژوهشی در حوزه کیوبست باشد؟

بله، الگوهای خاصی در ظهور و افول ارتباط بین کلیدواژه‌ها در طول زمان می‌تواند نشان‌دهنده مراحل مختلف بلوغ فناوری یا تغییر در اولویت‌های پژوهشی در حوزه کیوبست باشد. برای مثال، ظهور

می‌تواند نشان دهد که آیا پژوهش‌ها به سمت یافتن راهکارهای نوآورانه برای استفاده مؤثرتر از COTS در این حوزه‌ها (مانند مقاوم‌سازی، انتخاب دقیق قطعات، و طراحی سیستم‌های تحمل‌پذیر خطا) پیش رفته‌اند یا اینکه گرایش به سمت استفاده از قطعات فضایی سفارشی در ماموریت‌های پیچیده‌تر افزایش یافته است. تقویت ارتباط بین "COTS" و گره‌های فناوریانه می‌تواند نشان‌دهنده موفقیت در غلبه بر چالش‌ها و تسهیل نوآوری با استفاده از قطعات تجاری باشد.

۵. با توجه به اهمیت فزاینده space debris در پایداری بلندمدت فعالیت‌های فضایی، آیا در طول زمان توجه بیشتری به فناوری‌ها و رویکردهای مرتبط با کاهش و مدیریت زباله‌های فضایی در حوزه کیوبست معطوف شده است؟

گره مستقیمی برای فناوری حذف زباله در شکل وجود ندارد، اما می‌توان از تغییرات در ارتباط گره space debris با سایر گره‌ها، به ویژه آن‌هایی که به طراحی ماموریت، تعیین مدار و خروج از مدار مرتبط هستند، استنباط کرد. افزایش ارتباط بین space debris و این گره‌ها در طول زمان می‌تواند نشان‌دهنده توجه فزاینده به جنبه‌های پایداری و مسئولیت‌پذیری در طراحی و بهره‌برداری از کیوبست‌ها باشد. همچنین، ظهور گره‌های جدید در نزدیکی space debris که به فناوری‌های کاهش یا حذف زباله اشاره دارند (حتی اگر اندازه کوچکی داشته باشند)، می‌تواند مؤید این روند باشد. با توجه به افزایش تعداد پرتاب‌های کیوبست، انتظار می‌رود که موضوع مدیریت زباله‌های فضایی در طول زمان اهمیت بیشتری پیدا کرده و به یک حوزه فعال پژوهشی و توسعه فناوری تبدیل شود.

۶. تحلیل تغییرات در ارتباط بین گره‌های low cost و capabilities در طول زمان چه بینشی در مورد روند توسعه کیوبست‌ها ارائه می‌دهد؟ آیا تلاش‌ها برای کاهش هزینه منجر به محدودیت در قابلیت‌ها شده است یا پیشرفت‌های فناوریانه امکان افزایش همزمان قابلیت‌ها و کاهش هزینه‌ها را فراهم آورده است؟ تحلیل تغییرات در ارتباط بین گره‌های low cost و capabilities می‌تواند نشان‌دهنده توازن بین ملاحظات اقتصادی و عملکردی در توسعه کیوبست‌ها باشد. در مراحل اولیه، "هزینه پایین" به عنوان یک مزیت کلیدی، محرک اصلی استفاده از کیوبست‌ها بود و ممکن است در آن زمان ارتباط قوی‌تری با

افزایش اندازه و ارتباط این گره‌ها می‌تواند نشان‌دهنده توجه بیشتر جامعه پژوهشی و صنعتی به اهمیت تضمین کیفیت و اشتراک‌گذاری تجربیات برای بهبود فرآیند توسعه و بهره‌برداری کیوبست‌ها باشد. همچنین، ظهور گره‌های جدید مرتبط با استانداردهای خاص یا روش‌های تست معتبر نیز می‌تواند مؤید این روند باشد. با بلوغ بیشتر حوزه کیوبست، انتظار می‌رود که تلاش‌ها برای تدوین و پذیرش استانداردهای صنعتی به منظور افزایش قابلیت اطمینان، کاهش ریسک و تسهیل همکاری بین نهادهای مختلف افزایش یابد.

شکل ۸ ارتباطات علمی کشورها در مقالات پژوهشی را نشان می‌دهد. از این تحلیل می‌توان برای درک ساختار همکاری‌های جهانی در تحقیقات استفاده کرد. اندازه هر دایره نشان‌دهنده تعداد مقالات منتشرشده یا میزان مشارکت علمی کشورهاست.

بزرگترین دایره‌ها: آمریکا: بزرگترین گره در شبکه که نشان از نقش کلیدی این کشور در تحقیقات بین‌المللی دارد. چین: دومین گره بزرگ، که به معنای همکاری‌های گسترده چین در تحقیقات جهانی است. ایتالیا: یکی دیگر از کشورهای پرتعامل که در تحقیقات مشارکت فعال دارد.

کشورها در خوشه‌های رنگی مختلف قرار گرفته‌اند که نشان‌دهنده میزان همکاری و روابط نزدیک علمی بین کشورهای داخل هر خوشه است. رنگ‌ها با استفاده از الگوریتم‌های خوشه‌بندی به‌دست می‌آیند که بر اساس میزان هم‌نویسندگی مشترک شکل گرفته‌اند.

خطوط ارتباطی بین کشورها نشان‌دهنده همکاری علمی و میزان هم‌نویسندگی بین کشورهاست. ضخامت خطوط: هرچه خطوط ضخیم‌تر باشد، همکاری بین آن دو کشور بیشتر است. خطوط متراکم در مرکز نقشه: نشان‌دهنده میزان زیاد همکاری‌های علمی بین کشورهای پیشرو مانند آمریکا، چین، انگلستان و ایتالیا است.

۷- بررسی خوشه‌های همکاری

خوشه قرمز (مرکز شبکه): آمریکا: مرکز این خوشه و هاب جهانی همکاری‌های علمی. چین: همکاری نزدیک با آمریکا و دیگر کشورهای این خوشه مانند ژاپن و کانادا. ایتالیا: کشور اروپایی فعال در این خوشه. این خوشه بزرگترین و متراکم‌ترین خوشه است که نشان‌دهنده تسلط کشورهای آمریکا و چین بر تحقیقات جهانی است. همکاری‌های بین‌المللی در این گروه به‌صورت جهانی و چندجانبه گسترش یافته است.

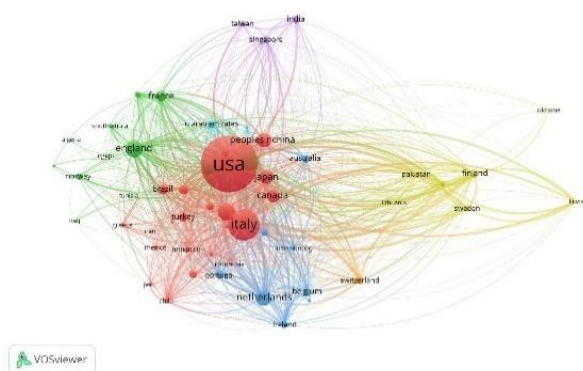
قوی یک گره مرتبط با یک فناوری جدید و افزایش ارتباط آن با گره مرکزی cubesat و خوشه‌های کاربردی می‌تواند نشان‌دهنده مرحله اولیه توجه و توسعه باشد. سپس، تثبیت اندازه این گره و گسترش ارتباط آن با طیف وسیع‌تری از کاربردها می‌تواند نشان‌دهنده مرحله بلوغ و ادغام این فناوری در کاربردهای مختلف باشد. در مقابل، کاهش تدریجی اندازه و ارتباط یک گره می‌تواند نشان‌دهنده افول علاقه پژوهشی یا جایگزینی آن با فناوری‌های جدیدتر باشد. تحلیل روند تغییرات رنگ گره‌ها (زمان انتشار مقالات مرتبط) نیز می‌تواند در شناسایی این الگوهای زمانی مفید باشد.

۹. با توجه به روند تغییرات در شبکه، چه فناوری‌های مرزدانشی در سایر حوزه‌های مرتبط (مانند هوش مصنوعی، مواد پیشرفته، انرژی‌های نوین) پتانسیل ایجاد تحول اساسی در طراحی، عملکرد و کاربردهای آینده کیوبست‌ها را دارند؟

با توجه به روند تغییرات در شبکه و دانش گسترده‌تر در حوزه‌های مرتبط، چندین فناوری مرزدانشی پتانسیل ایجاد تحول اساسی در آینده کیوبست‌ها را دارند. هوش مصنوعی و یادگیری ماشین می‌توانند در زمینه‌هایی مانند کنترل وضعیت و مدار خودکار، برنامه‌ریزی ماموریت بهینه، پردازش داده‌های فضایی در لبه، و تشخیص و رفع عیب خودکار تحول ایجاد کنند. مواد پیشرفته (مانند نانومواد، مواد خودترمیم‌شونده، و مواد سبک‌وزن با خواص مکانیکی و حرارتی برتر) می‌توانند به کاهش جرم، افزایش دوام و بهبود عملکرد سیستم‌های کیوبستی کمک کنند. انرژی‌های نوین (مانند سلول‌های خورشیدی با راندمان بسیار بالا و باتری‌های با چگالی انرژی بالا) می‌توانند طول عمر ماموریت و توان عملیاتی پلتفرم را افزایش دهند. علاوه بر این، پیشرفت در چاپ سه بعدی و ساخت افزودنی می‌تواند منجر به طراحی‌های پیچیده‌تر و تولید مقرون‌به‌صرفه‌تر قطعات سفارشی برای کیوبست‌ها شود.

۱۰. با در نظر گرفتن بازه زمانی مورد بررسی، آیا می‌توان نشانه‌هایی از شکل‌گیری استانداردهای صنعتی یا بهترین شیوه‌ها در طراحی، ساخت و بهره‌برداری از کیوبست‌ها مشاهده کرد؟

نشانه‌های شکل‌گیری استانداردهای صنعتی یا بهترین شیوه‌ها در طراحی، ساخت و بهره‌برداری از کیوبست‌ها می‌تواند در ثبات و تقویت ارتباط بین گره‌های مرتبط با "testing" (آزمایش)، "reliability" (قابلیت اطمینان) و "lessons learned" (درس‌های آموخته شده) در طول بازه زمانی مورد بررسی قابل مشاهده باشد.



شکل (۸): تحلیل شبکه هم‌نویسندگی کشورها

شکل ۹ یک نقشه هم‌ارتباطی است که نشان‌دهنده همکاری‌ها و شبکه ارتباطی مراکز تحقیقاتی فعال در حوزه کیوبست است. در این نوع تحلیل‌ها، داده‌ها به صورت گراف نمایش داده می‌شوند، که در آن نقاط مراکز تحقیقاتی و خطوط روابط یا همکاری‌ها را نشان می‌دهند.

خوشه‌ها: در این تصویر، مراکز تحقیقاتی به چند خوشه اصلی تقسیم شده‌اند که با رنگ‌های مختلف نمایش داده می‌شوند. خوشه‌بندی به این معنی است که مراکزی که به یکدیگر نزدیک‌تر هستند (از نظر همکاری یا تعداد مقالات مشترک)، در یک گروه قرار گرفته‌اند.

خوشه قرمز: این خوشه شامل مراکز اروپایی مانند Politecnico di Milano, Politecnico di Torino, University of Padua است. این گروه روی پروژه‌های مهندسی پیشرفته و فناوری‌های طراحی و ساخت کیوبست تمرکز دارد. خوشه سبز: این خوشه شامل مراکز آمریکایی مانند NASA, Caltech, University of Colorado و Georgia Tech است. این گروه روی تحقیقات فضایی عملیاتی و مأموریت‌های علمی کیوبست متمرکز است.

خوشه آبی: این خوشه شامل مراکزی از شمال اروپا مانند University of Helsinki, Aalto University و University of Tartu است. تمرکز این گروه می‌تواند بر توسعه سیستم‌های پیشرفته مخابراتی و پردازش داده باشد.

اندازه نقاط: اندازه هر نقطه در این شبکه نشان‌دهنده اهمیت و تأثیرگذاری آن مرکز تحقیقاتی است. این اهمیت معمولاً بر اساس

خوشه سبز (اروپا و آفریقا) انگلستان: هسته مرکزی این خوشه فرانسه: کشور مهم دیگر در همکاری‌های علمی اروپا. آفریقای جنوبی، مصر، برزیل: کشورهای در حال توسعه که با کشورهای اروپایی همکاری دارند. این خوشه نشان می‌دهد که کشورهای اروپایی مانند فرانسه و انگلستان با کشورهای آفریقایی و آمریکای جنوبی در قالب پروژه‌های مشترک همکاری دارند.

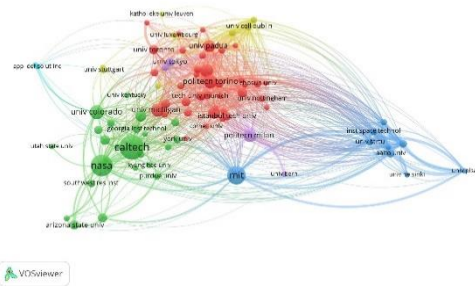
خوشه آبی (اروپای غربی) هلند: مرکز اصلی این گروه. کشورهای ایرلند، بلژیک، لوکزامبورگ کشورهای کوچک اما فعال در همکاری‌های علمی هستند. این خوشه نشان‌دهنده همکاری‌های منطقه‌ای اروپا است. کشورهای اروپای غربی در قالب اتحادیه اروپا و پروژه‌های چندملیتی علمی فعالیت می‌کنند.

خوشه زرد (شمال و شرق اروپا و جنوب آسیا) فنلاند: کشور پیشرو در این خوشه. همکاری‌های علمی میان کشورهای اسکاندیناوی، اروپای شرقی و جنوب آسیا (پاکستان، اوکراین، لیتوانی، سوئد در جریان است).

خوشه بنفش (آسیا و جنوب شرق آسیا) هند: مرکز همکاری این خوشه. این خوشه بیانگر رشد همکاری‌های علمی کشورهای آسیایی (سنگاپور، تایوان) است. هند به عنوان بازیگر کلیدی با کشورهای دیگر آسیا مشارکت نزدیکی دارد.

آمریکا و چین بیشترین نقش را در همکاری‌های علمی جهانی دارند و مرکز شبکه را تشکیل می‌دهند. کشورهای اروپایی مانند انگلستان، فرانسه، هلند به عنوان هاب‌های منطقه‌ای مهم عمل می‌کنند. همکاری‌های علمی به شدت خوشه‌بندی شده و مبتنی بر روابط منطقه‌ای و جهانی است. کشورهای در حال توسعه در حال پیوستن به شبکه جهانی علم هستند، اما همچنان در حاشیه قرار دارند. کشورهایی مانند پاکستان، برزیل، آفریقای جنوبی بیشتر به صورت حاشیه‌ای در شبکه حضور دارند اما همکاری‌های بین منطقه‌ای با کشورهای پیشرو دارند. این نقشه ابزاری مناسب برای تحلیل استراتژی‌های آینده در همکاری‌های علمی بین‌المللی است.

NASA: با همکاری‌های قوی در خوشه سبز، نمایانگر فعالیت‌های کلیدی آمریکا در مأموریت‌های عملیاتی است. این شبکه نشان می‌دهد که حوزه کیوبست یک حوزه تحقیقاتی بسیار بین‌المللی و پویا است که در آن همکاری‌های علمی گسترده‌ای وجود دارد. مراکز برجسته‌ای مانند NASA، MIT، و Politecnico di Torino نقش کلیدی در پیشبرد دانش و فناوری‌های مرتبط دارند. همچنین، تقسیم‌بندی خوشه‌ها نشان‌دهنده تمرکز مراکز مختلف بر جنبه‌های خاصی از این فناوری است، از جمله طراحی، ساخت، و بهره‌برداری از کیوبست‌ها.



شکل (۹): نقشه شبکه‌ای از ارتباطات بین مراکز تحقیقاتی فعال در حوزه کیوبست

شکل ۱۰ یک نقشه هم‌ارتباطی است و نشان‌دهنده ارتباطات میان مقالات، مجلات، و کنفرانس‌های مرتبط با حوزه فضایی و کیوبست است.

۱-۲-۷- خوشه قرمز (مرکز شبکه)

این خوشه شامل مجلاتی مانند Acta Astronautica و Journal of Spacecraft and Rockets و همچنین کنفرانس‌های IEEE است که از اصلی‌ترین منابع تحقیقات در حوزه کیوبست و مهندسی هوافضا محسوب می‌شوند. این منابع بیشتر روی طراحی و توسعه سیستم‌های فضایی (مانند کیوبست‌ها، ماهواره‌ها، و فضاپیماها) تمرکز دارند. کنفرانس‌های IEEE Aerospace (مانند ۲۰۲۰ و ۲۰۲۴) نشان‌دهنده پیشرفت فناوری‌ها و تبادل اطلاعات جدید در این حوزه هستند. ارتباطات قوی میان این منابع بیانگر این است که محققان این حوزه اغلب به این مجلات ارجاع داده یا مقالات خود را در این منابع منتشر می‌کنند.

تعداد مقالات منتشرشده یا میزان همکاری‌های مشترک اندازه‌گیری می‌شود.

نقاط بزرگ‌تر: مانند MIT، NASA، و Politecnico di Torino، مراکز تحقیقاتی کلیدی و برجسته‌ای هستند که تأثیر زیادی در توسعه دانش و فناوری‌های مرتبط با کیوبست دارند. نقاط کوچک‌تر: مراکز کمتر شناخته‌شده یا مراکزی که فقط در پروژه‌های محدود همکاری داشته‌اند.

خطوط ارتباطی بین نقاط نشان‌دهنده همکاری‌ها یا روابط علمی هستند، مانند انتشار مقالات مشترک یا شرکت در پروژه‌های تحقیقاتی بین‌المللی. خطوط متراکم و کوتاه نشان‌دهنده همکاری نزدیک بین دو یا چند مرکز است. برای مثال، ارتباط بین Politecnico di Milano و Politecnico di Torino بسیار قوی است. خطوط بلندتر و پراکنده نشان‌دهنده همکاری‌های کمتر یا ارتباطات بین‌المللی دورتر است.

۱-۷- تحلیل منطقه‌ای

اروپا: خوشه قرمز نشان‌دهنده نقش برجسته مراکز اروپایی در توسعه فناوری‌های نوآورانه است. کشورهای ایتالیا (با Politecnico di Torino و Politecnico di Milano) و آلمان (Technical University of Munich) به طور خاص در این حوزه فعال هستند. آمریکای شمالی: خوشه سبز نشان‌دهنده نقش برجسته ایالات متحده در مأموریت‌های فضایی عملیاتی است. مراکزی مانند NASA و Caltech از بازیگران اصلی این حوزه هستند. شمال اروپا: خوشه آبی نمایانگر مشارکت قوی کشورهای اسکاندیناوی در تحقیق و توسعه سیستم‌های مخابراتی و تحلیل داده است.

۲-۷- رهبری تحقیقاتی

MIT: این مرکز به نظر می‌رسد که نقش محوری در این شبکه دارد، زیرا در مرکز خوشه‌های مختلف قرار گرفته و به طیف گسترده‌ای از مراکز دیگر متصل است. این نشان‌دهنده رهبری جهانی MIT در حوزه کیوبست است. Politecnico di Torino: این مرکز به دلیل تعداد زیاد ارتباطات و جایگاه مهم خود در خوشه قرمز، یکی از مراکز اصلی اروپایی در این حوزه محسوب می‌شود.

۷-۴- روندهای زمانی

این خوشه شامل مجلاتی مانند Space Telescopes and Instruments و Journal of Astronomical Telescopes است. تمرکز این گروه بر فناوری‌های مرتبط با ابزارهای علمی فضایی است، از جمله تلسکوپ‌ها، حسگرها و ابزارهای مشاهده‌ای. این ابزارها اغلب برای مأموریت‌های علمی و داده‌برداری از فضا استفاده می‌شوند، که برای مأموریت‌های کیوبست بسیار حیاتی هستند.

۷-۵- همکاری‌های بین‌المللی

منابعی مانند Aerospace Science and Technology و Fourth IAA Conference در این خوشه قرار دارند. این گروه به طور کلی به توسعه فناوری‌های فضایی و هوافضایی می‌پردازد. نقش این منابع در فراهم‌سازی بسترهای نظری برای توسعه سیستم‌های فضا، مشهود است.

[illegible]

۸- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

Acta Astronautica: این مجله در مرکز نقشه قرار گرفته و تأثیرگذارترین منبع در شبکه است. به‌طور گسترده در حوزه‌های مختلف تحقیقات فضایی (از مهندسی تا علوم پایه) استفاده می‌شود. مقالات منتشرشده در این مجله اغلب توسط منابع دیگر ارجاع داده می‌شوند. پوشش موضوعات چندرشته‌ای مانند مهندسی فضایی، فناوری کیوبست‌ها، و تحلیل مأموریت‌های فضایی.

کنفرانس‌های IEEE Aerospace: کنفرانس‌های سالانه IEEE Aerospace یکی از اصلی‌ترین رویدادهای جهانی در حوزه مهندسی هوافضا هستند. در این کنفرانس‌ها آخرین پیشرفت‌های فناوری فضایی، از طراحی تا پرتاب و عملیات ارایه می‌شود. همچنین فرصت تبادل ایده بین محققان دانشگاهی و صنعت وجود دارد. حضور موضوعات کیوبست در سال‌های اخیر در برنامه این کنفرانس‌ها، نشان‌دهنده رشد این حوزه است.

Journal of Spacecraft and Rockets: یکی دیگر از منابع کلیدی که تمرکز آن بر طراحی، تحلیل، و پرتاب فضاپیماها و ماهواره‌ها است. این مجله با تحقیقات عملیاتی و مهندسی پیشرفته در فناوری فضا، بسیار مرتبط است.

واقعی به رویدادهای غیرمنتظره باشند، می‌تواند کارایی و انعطاف‌پذیری مأموریت‌ها را به طور چشمگیری افزایش دهد.

تمرکز بر فناوری‌های ارتباطی پرسرعت و امن: با افزایش حجم داده‌های تولید شده توسط حسگرهای پیشرفته و نیاز به هماهنگی مؤثر در صورت‌واره‌های بزرگ، توسعه فناوری‌های ارتباطی پرسرعت بین ماهواره‌ای (از جمله لینک‌های لیزری) و ارتباطات امن با زمین ضروری است. پژوهش در زمینه پروتکل‌های ارتباطی کارآمد، روش‌های مدولاسیون پیشرفته و کاهش توان مصرفی سیستم‌های ارتباطی پیشنهاد می‌شود.

تحقیق در زمینه کاهش و مدیریت زباله‌های فضایی ناشی از کیوبست‌ها: با توجه به افزایش تعداد پرتاب‌های کیوبست، توسعه فناوری‌های طراحی برای از بین رفتن (Design for Demise)، سیستم‌های غیرفعال‌سازی مداری و روش‌های حذف فعال زباله‌های فضایی کوچک از اهمیت بالایی برخوردار است. بررسی اقتصادی و فنی این رویکردها و تدوین دستورالعمل‌های طراحی پایدار برای کیوبست‌ها پیشنهاد می‌شود.

کاوش کاربردهای نوظهور و مأموریت‌های علمی پیشرفته: با پیشرفت فناوری‌های کلیدی، پژوهش‌های آتی باید به بررسی امکان‌سنجی و توسعه مأموریت‌های علمی پیشرفته با استفاده از کیوبست‌ها، نظیر تحقیقات فضایی در مقیاس کوچک (اخترشناسی، علوم سیاره‌ای) و کاربردهای نوین در حوزه‌هایی مانند اینترنت اشیا فضایی و رباتیک فضایی، بپردازند. توسعه ابزارها و حسگرهای کوچک‌شده با کارایی بالا برای این مأموریت‌ها ضروری است.

با پیگیری این پیشنهادات علمی و تمرکز بر فناوری‌های روز، می‌توان انتظار داشت که کیوبست‌ها نقش فزاینده‌ای در اکتشافات فضایی، ارائه خدمات فناورانه و پیشبرد مرزهای دانش ایفا نمایند. کیوبست‌ها به‌عنوان ابزاری انعطاف‌پذیر و کم‌هزینه، نقشی کلیدی در آینده فضاپیماها و مأموریت‌های فضایی ایفا می‌کنند. توسعه فناوری‌های نوین در زمینه کوچک‌سازی تجهیزات، هوش مصنوعی، و سیستم‌های پیشرفته پیشنهاد می‌شود. امکان‌پذیری مأموریت‌های پیچیده‌تر را فراهم کرده و زمینه‌ساز تحول در اکتشافات فضایی و ارائه خدمات زمینی شده است.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

سیستم‌های نوین و کارآمد، کنترل وضعیت (با هدف دستیابی به دقت بالاتر و مصرف توان کمتر) و ارتباطات (با تاکید بر نرخ داده بالاتر و پایداری در منظومه‌ها) وجود دارد. کاربردهای رصد زمین و صورت‌واره‌های ماهواره‌ای همچنان حوزه‌های غالب استفاده از کیوبست‌ها هستند، اما ظهور و تقویت خوشه‌های مرتبط با فناوری‌های پیشرفته‌تر و کاربردهای علمی نوظهور، حاکی از پتانسیل بالای این پلتفرم برای انجام مأموریت‌های پیچیده‌تر و متنوع‌تر در آینده است. تعامل مفهوم COTS با فناوری‌های کلیدی نشان می‌دهد که در عین تسهیل‌کننده بودن در کاهش هزینه و زمان توسعه، چالش‌های مربوط به عملکرد و قابلیت اطمینان در محیط فضایی همچنان نیازمند رویکردهای نوآورانه در انتخاب، تست و مقاوم‌سازی قطعات تجاری هستند.

۸-۱- پیشنهادات

تحقیق و توسعه متمرکز بر فناوری‌های پیشران‌ش نوین: با توجه به اهمیت مانور مداری دقیق و حفظ آرایش صورت‌واره‌ها، سرمایه‌گذاری بیشتر در تحقیق و توسعه پیشران‌های کوچک، کارآمد و با عمر طولانی، نظیر پیشران‌های پلاسما پالسی و سیستم‌های مبتنی بر نیروی خورشیدی، ضروری به نظر می‌رسد. بررسی دقیق‌تر عملکرد و قابلیت اطمینان این فناوری‌ها در شرایط عملیاتی فضا و توسعه روش‌های مدل‌سازی و کنترل آن‌ها پیشنهاد می‌شود.

بهینه‌سازی استفاده از قطعات COTS برای مأموریت‌های فضایی پیشرفته: پژوهش‌های آتی باید بر یافتن راهکارهای نوآورانه برای غلبه بر محدودیت‌های قطعات تجاری در محیط فضایی متمرکز شوند. این شامل توسعه روش‌های استاندارد تست و ارزیابی، تکنیک‌های مقاوم‌سازی مؤثر در برابر تشعشعات و دما، و طراحی سیستم‌های تحمل‌پذیر خطا با استفاده از این قطعات است. ایجاد یک پایگاه داده جامع از عملکرد قطعات COTS در مأموریت‌های فضایی می‌تواند به انتخاب آگاهانه‌تر قطعات در پروژه‌های آتی کمک کند.

توسعه الگوریتم‌های هوشمند و سیستم‌های خودمختار:

با افزایش پیچیدگی مأموریت‌های کیوبستی و صورت‌واره‌ها، توسعه الگوریتم‌های هوش مصنوعی و یادگیری ماشین برای مدیریت منابع، کنترل وضعیت، برنامه‌ریزی مأموریت و پردازش داده‌های فضایی در لبه، از اهمیت فزاینده‌ای برخوردار خواهد بود. تحقیق در زمینه سیستم‌های خودمختار که قادر به تصمیم‌گیری و واکنش در زمان

مراجع

- [19] S. Alnaqbi, D. Darfilal, and S. S. M. Swei, "Propulsion technologies for CubeSats: Review," *Aerospace*, vol. 11, no. 7, pp. 52–64, 2024.
- [20] T.-C. Lin and Y.-H. Lee, "Review of electric propulsion in CubeSat," in *Proc. Int. Conf. Astronautics Space Explor. (iCASE)*, Hsinchu, Taiwan, 2022.
- [21] R. Rüdtenklau and G. Schitter, "Optimization of acquisition patterns for establishing inter-CubeSat optical communications," *J. Opt. Commun. Netw.*, vol. 16, pp. 814–821, 2024.
- [22] S. Abulgasem, F. E. M. M. Tubbal, R. Raad, and P. I. Theoharis, "Antenna designs for CubeSats: A review," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 1–25, 2021.
- [23] Y. Wong, O. Kegege, S. Schaire, G. Bussey, S. Altunc, Y. Zhang, C. Patel, "An Optimum Space-to-Ground Communication Concept for CubeSat Platform Utilizing NASA Space Network and Near Earth Network," 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, August 2016.
- [24] N. Chahat, *CubeSat Antenna Design*. Hoboken, NJ, USA: Wiley-IEEE Press, 2020.
- [25] I. F. Akyildiz, J. M. Jornet, and S. Nie, "A new CubeSat design with reconfigurable multi-band radios for dynamic spectrum satellite communication networks," *Ad Hoc Netw.*, vol. 86, pp. 166–178, 2019.
- [26] I. Levchenko, O. Baranov, M. Keidar, C. Riccardi, H. E. Roman, S. Xu, *et al.*, "Additive technologies and materials for the next-generation CubeSats and small satellites," *Adv. Funct. Mater.*, vol. 34, no. 45, 2024.
- [27] L. Xiao, W. Shi, X. Li, C. Shen, and Y. Wang, "A novel design of a deployable CubeSat for material exposure missions in low Earth orbit," *CEAS Space J.*, vol. 15, pp. 641–653, 2023.
- [28] F. J. T. Coaquira, X. Wang, and K. W. V. Torrez, "Model-based design and testbed for CubeSat attitude determination and control system with magnetic actuation," *Appl. Sci.*, vol. 14, no. 14, pp. 12–34, 2024.
- [29] Fuschino, F.; Campana, R.; Labanti, C. HERMES: An ultra-wide band X and gamma-ray transient monitor on board a nano-satellite constellation. *Nucl. Instruments Methods Phys. Res. Sect. Accel. Spectrometers Detect. Assoc. Equip.* 2019, 936, 199–203
- [30] J. Gieseler and P. Oleynik, "Radiation monitor RADMON aboard Aalto-1 CubeSat: First results," *Adv. Space Res.*, vol. 66, pp. 52–65, 2020.
- [31] A. J. Jara Cespedes, B. H. B. Pangestu, and A. Hanazawa, "Performance evaluation of machine learning methods for anomaly detection in CubeSat solar panels," *Appl. Sci.*, vol. 12, no. 7, 2022.
- [32] D. A. Zeleke and H.-D. Kim, "A new strategy of satellite autonomy with machine learning for efficient resource utilization of a standard-performance CubeSat," *Aerospace*, vol. 10, no. 1, 2023.
- [33] O. Liubimov, I. Turkin, V. Pavlikov, and L. Volobuyeva, "Agile software development lifecycle and containerization technology for CubeSat command and data handling module implementation," *Computation*, vol. 11, no. 9, 2023.
- [34] Nieto-Peroy, C.; Emami, M.R. CubeSat Mission: From Design to Operation. *Appl. Sci.* 2019, **9**, 3110.
- [35] A. Cratere, L. Gagliardi, G. A. Sanca, F. Golmar, and F. Dell'Olio, "On-board computer for CubeSats: State-of-the-art
- [1] R. P. Welle, "Overview of CubeSat technology," in *Handbook of Small Satellites*, Cham, Switzerland: Springer, 2020, pp. 1–17.
- [2] A. Johnstone, *CubeSat Design Specification REV 14.1*. San Luis Obispo, CA, USA: California Polytechnic State University, 2022.
- [3] D.-H. Cho, W.-S. Choi, M.-K. Kim, J.-H. Kim, and E. Sim, "High-resolution image and video CubeSat (HiREV): Development of space technology test platform using a low-cost CubeSat platform," *Int. J. Aerosp. Eng.*, pp. 1–17, 2019.
- [4] C. Francisco, R. Henriques, and S. Barbosa, "A review on CubeSat missions for ionospheric science," *Aerospace*, vol. 10, no. 7, pp. 1–23, 2023.
- [5] J. Lukkari, "Automated functional system integration testing of Suomi 100 satellite," M.S. thesis, Aalto Univ., Espoo, Finland, 2023.
- [6] Nanosats Database, "Nanosats.eu." Accessed: 2024. [Online]. Available: <https://www.nanosats.eu/>
- [7] M. Swartwout, "CubeSats and mission success: 2017 update," in *Proc. Electron. Technol. Workshop, NASA Electron. Parts Packag. Program (NEPP)*, Greenbelt, MD, USA, 2017.
- [8] G. Moretini, G. Zucca, C. Braccisi, F. Cianetti, and M. Dionigi, "CubeSat spatial expedition: An overview from design to experimental verification," in *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, vol. 1038, Genova, Italy, 2021.
- [9] B. M. M. Bomani, *CubeSat Technology Past and Present: Current State-of-the-Art Survey*. Cleveland, OH, USA: NASA Glenn Research Center, NASA/TP-20210000201, 2021.
- [10] C. Nieto-Peroy and M. R. Emami, "CubeSat mission: From design to operation," *Appl. Sci.*, vol. 9, no. 15, Art. no. 3110, 2019.
- [11] N. M. Suhadis, "Statistical overview of CubeSat mission," in *Proc. Int. Conf. Aerosp. Mech. Eng. (ICAME 2019)*, Singapore, 2020.
- [12] C. Girardello, M. Tajmar, and C. Scharlemann, "GREATCUBE+: Conceptual design tool for CubeSat design," *CEAS Space J.*, vol. 16, pp. 375–392, 2024.
- [13] L. Alkalai, C. Norton, and A. Freeman, "CubeSats and small satellites as a vehicle for space innovation and exploration of space beyond Earth orbit," in *Proc. 4th IAA Conf. Univ. Satellite Missions CubeSat Workshop*, Rome, Italy, 2023.
- [14] A. Poghosyan and A. Golkar, "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions," *Acta Astronaut.*, vol. 88, pp. 59–83, 2017.
- [15] A. Kanapskyte, E. M. Hawkins, L. C. Liddell, S. R. Bhardwaj, and D. Gentry, "Space biology research and biosensor technologies: Past, present, and future," *Biosensors*, vol. 11, no. 31, pp. 23–45, 2021.
- [16] M. R. Padgen, L. C. Liddell, S. R. Bhardwaj, D. Gentry, D. Marina, M. Parra, *et al.*, "BioSentinel: A biofluidic nanosatellite monitoring microbial growth and activity in deep space," *Astrobiology*, vol. 21, pp. 23–52, 2021.
- [17] F. Arneodo and A. Di Giovanni, "A review of requirements for gamma radiation detection in space using CubeSats," *Appl. Sci.*, vol. 11, no. 2659, pp. 34–59, 2021.
- [18] A. A. Chernyshov, D. V. Chugunin, M. Mogilevsky, and A. Petrukovich, "Studies of the ionosphere using radiophysical methods on ultra-small spacecraft," *Acta Astronaut.*, vol. 167, pp. 455–459, 2020.

- CubeSat mission,” *Aerotecnica Missili Spazio*, vol. 103, pp. 377–389, 2024.
- [38] S. M. Tieze, L. C. Liddell, S. R. Santa Maria, and S. Bhattacharya, “BioSentinel: A biological CubeSat for deep space exploration,” *Astrobiology*, vol. 23, no. 6, pp. 18–34, 2023.
- [39] E. Koksalmis and G. H. Koksalmis, “Artificial intelligence in air and space technologies: A scientometric analysis,” in *Proc. Int. Conf. Recent Adv. Space Technol. (RAST)*, 2023.
- and future trends,” *IEEE Access*, vol. 12, pp. 99537–99569, 2024.
- [36] G. Luccisano, S. Salas Cordero, and T. Gateau, “Open-source data formalization through model-based systems engineering for concurrent preliminary design of CubeSats,” *Aerospace*, vol. 11, no. 9, 2024.
- [37] M. Mozzato, G. Bemporad, S. Enzo, F. Filippini, R. Lazzaro, M. Minato, *et al.*, “Concept and feasibility analysis of the Alba



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 123-135
2026

DOI:
[10.22034/jssta.2025.501317.1225](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.501317.1225)

Article Info

Received: 2025-01-15
Accepted: 2025-07-06

Keywords

Direct Satellite to Device,
power Link Budget,
Narrowband Service,
Wideband Service

How to Cite this article

R. Karimzadeh Bae, P. Hajipour, H. Samimi, L. Mohammadi, M. Ahmadi, "Technical feasibility of Direct Satellite Connection to Terrestrial Communication Equipment and Service Provision in Iran", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 123-135, 2026.

Technical feasibility of Direct Satellite Connection to Terrestrial Communication Equipment and Service Provision in Iran

Roghieh Karimzadeh Bae¹, Pedram Hajipour^{2*}, Hossein Samimi³, Leila Mohammadi⁴, Marzieh Ahmadi⁵

¹Assistant Professor, Satellite Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran
rkbaee@itrc.ac.ir

^{2*}Assistant Professor, Satellite Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran
hajipour@itrc.ac.ir

³Associate Professor, Radio Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran
hossein-samimi@itrc.ac.ir

⁴Assistant Professor, Satellite Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran
mohamady@itrc.ac.ir

⁵Assistant Professor, Satellite Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran
mar.ahmadi@itrc.ac.ir

Abstract

Direct satellite-to-Device is an efficient solution for complete coverage and enabling access, especially in areas outside the coverage of terrestrial telecommunications systems. Given the importance of this technology, the provision of experimental services, technical development, standardization, etc., is being carried out rapidly. Therefore, analyzing and examining its various dimensions is necessary to adopt an appropriate approach to dealing with this technology in the country. In the meantime, identifying satellite systems that have the ability to provide this service within the territorial limits of Iran and assessing the technical feasibility of its exploitation is of particular importance, which is examined in this article. In this regard, seven satellite systems were initially considered. By considering the technical specifications of each of these systems, a comprehensive analysis and review of the link budget in a single satellite mode for providing two types of services (narrowband and broadband) was presented. Then, by comparing the performance results of 7 satellite systems and based on the complementary analyses conducted for the city of Tehran, satellite systems suitable for providing this type of service were introduced and technical considerations such as the carrier-to-noise ratio (CNR) and the effect of increasing the number of satellites on increasing the number of accessible points were evaluated.

امکان‌سنجی فنی اتصال مستقیم ماهواره به تجهیزات ارتباطی زمینی و ارائه سرویس در ایران

رقیه کریم زاده بائی^۱، پدram حاجی پور^{۲*}، حسین صمیمی^۳، لیلا محمدی^۴ و مرضیه احمدی^۵

- ۱- استادیار پژوهشی، گروه ارتباطات ماهواره‌ای، پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران - rkbaee@itrc.ac.ir
- ۲- استادیار پژوهشی، گروه ارتباطات ماهواره‌ای، پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران - hajipour@itrc.ac.ir
- ۳- دانشیار پژوهشی، گروه ارتباطات رادیویی، پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران - hossein-samimi@itrc.ac.ir
- ۴- استادیار پژوهشی، گروه ارتباطات ماهواره‌ای، پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران - mohamady@itrc.ac.ir
- ۵- استادیار پژوهشی، گروه ارتباطات ماهواره‌ای، پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران - mar.ahmadi@itrc.ac.ir

نویسنده مسئول *

چکیده

آوری ارتباط مستقیم ماهواره با تجهیزات ارتباطی زمینی، راهکاری کارآمد برای تکمیل پوشش‌دهی و امکان دسترسی به ویژه در مناطق خارج از پوشش سیستم‌های مخابراتی زمینی است. با توجه به اهمیت این فناوری، ارائه سرویس‌های آزمایشی، توسعه فنی، استانداردسازی و غیره به سرعت در حال انجام است. لذا، تحلیل و بررسی ابعاد مختلف این فناوری برای اتخاذ رویکرد مناسب جهت مواجهه با آن در کشور ضرورت می‌یابد. در این میان شناسایی سیستم‌های ماهواره‌ای که قابلیت ارائه این سرویس در محدوده سرزمینی کشور ایران را دارند و امکان‌سنجی فنی بهره‌برداری از آن، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است که در این مقاله بررسی شده است. در این راستا ابتدا هفت سیستم ماهواره‌ای در نظر گرفته شده و با لحاظ نمودن مشخصات فنی هر کدام از این سیستم‌ها تحلیل و بررسی جامعی روی بودجه لینک در حالت تک ماهواره، برای ارائه دو نوع سرویس (باند باریک و باند پهن)، آورده شده است. سپس با مقایسه نتایج عملکردی این ۷ ماهواره و براساس تحلیل‌های تکمیلی انجام شده برای شهر تهران، سیستم‌های ماهواره‌ای مناسب برای ارائه این نوع سرویس معرفی و ملاحظات فنی نظیر مقدار حامل به نویز و نیز تاثیر افزایش تعداد ماهواره‌ها بر افزایش نقاط قابل دسترسی، مورد ارزیابی قرار گرفته است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۱/۰۲

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۴/۱۵

واژه‌های کلیدی

ارتباط مستقیم ماهواره با دستگاه، بودجه توانی لینک، سرویس باند باریک، سرویس باند پهن

نحوه استناد به این مقاله

رقیه کریم زاده بائی، پدram حاجی پور، حسین صمیمی، لیلا محمدی و مرضیه احمدی، "امکان‌سنجی فنی اتصال مستقیم ماهواره به تجهیزات ارتباطی زمینی و ارائه سرویس در ایران"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات ۱۳۵-۱۴۰۴.

دسترسی پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۱۳۵-۱۳۳
پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jsssta.2025.501317.1225

۱- مقدمه

پایین‌رونده^۹ (DL) و از طریق تجهیز زمینی در لینک بالا رونده^{۱۰} (UL) است [۵-۱۳]. FCC به این سرویس نوپا به عنوان پوشش تکمیلی از فضا^{۱۱} (SCS) اشاره می‌کند و به تازگی اصطلاح ارتباط مستقیم به دستگاه، محبوبیت پیدا کرده است؛ که این دستگاه می‌تواند گوشی همراه، تبلت یا هر نوع دستگاه بی‌سیم باشد [۱۴]. موضوع DtC در کنفرانس جهانی ارتباطات رادیویی در سال ۲۰۲۳ میلادی^{۱۲} (WRC-23) به میزبانی کشور امارات متحده عربی (شهر دبی) نیز مورد بررسی قرار گرفته که نشان‌دهنده اهمیت این موضوع است. در این کنفرانس، یک دستور کار تصویب شد که ITU-R را موظف به مطالعه تخصیص اضافی سرویس ماهواره‌ای متحرک در باندهای سیستم‌های سلولی، از ۶۹۴/۶۹۸ MHz تا ۲/۷ GHz می‌کند. در واقع این اقدام نشان‌دهنده روند رو به رشد رویکرد D2D در جهان و توسعه شرایط نظارتی جدید برای تسهیل کاربرد آن تا سال ۲۰۲۷ میلادی است [۱]. همچنین در نظر گرفتن سرویس DtC به عنوان دستور کار برای WRC-27، علاقه به پوشش تکمیلی از فضا را برجسته می‌کند. ضمن اینکه WRC-23 مطالعات جدیدی را برای ماهواره‌ها به منظور داشتن اتصال مستقیم با گوشی‌های همراه در باندهای UHF بین ۷۰۰ تا ۲۷۰۰ مگاهرتز تایید کرده است. این مطالعات منجر به استفاده از ماهواره‌های غیر زمین‌آهنگ^{۱۳} (NGSO) برای اتصال مستقیم به پایانه‌های موبایل زمینی با استفاده از فناوری ارتباطات سیار بین‌المللی^{۱۴} (IMT) خواهد شد [۱۵]. ایده اولیه فناوری DtC شامل یک آنتن ماهواره‌ای خارجی در گوشی برای پشتیبانی از داده‌های کم سرعت و سرویس صوتی بوده است. به دلیل وجود آنتن خارجی، در این نوع سرویس نیاز به هماهنگی دقیق با ماهواره برای برقراری ارتباط وجود داشته که منجر به ایجاد محدودیت در تحرک گوشی می‌شود. علاوه بر آن، در مقایسه با گوشی‌های موجود در مخابرات سلولی زمینی، فناوری DtC دارای سرعت ارتباطی کمتر (2.4kbps-9.6kbps) و همچنین هزینه‌های بالاتر بود که قادر به فراهم کردن تجربه مشابه اتصال متقابل گوشی همراه زمینی با همان پهنای باند موجود، نیست [۱۶]. در ادامه و در نتیجه‌ی توسعه فناوری DtC، گوشی‌های هوشمند جدید و تجهیزات

امروزه، تقریباً ۹۰ درصد از سطح زمین و ۷۵ درصد از خشکی آن به دلیل هزینه‌های بالای استقرار و سودآوری پایین، به‌ویژه در مناطقی با تراکم جمعیت کم یا جایی که استقرار عملاً غیرممکن است (مانند اقیانوس‌ها) فاقد پوشش شبکه‌های سلولی است. راه‌اندازی شبکه‌های سلولی در این مناطق از نظر اقتصادی مقرون به صرفه نبوده و اغلب از نظر فنی نیز امکان‌پذیر نیست، که این مسئله چالشی مهم برای کشورهایی با قلمروهای بزرگ مانند کشور ایران است [۱]. فضا، نقطه رشد کسب و کار جدید برای شبکه‌های مخابرات سلولی است. امروزه منظومه‌های ماهواره‌ای نوظهور در ارتفاع پایین مداری^۱ (LEO) مانند: Starlink, Iridium, GLOBALSTAR, AST و Lynk مکمل شبکه‌های زمینی هستند تا حفره‌های پوشش این شبکه‌ها را برای ۲/۷ میلیارد کاربر جهانی «غیرمتصل»^۲ از بین ببرند و به گوشی‌های معمولی یا تجهیزات هوشمند امکان دسترسی مستقیم ماهواره‌ای را از طریق نسل چهارم شبکه ارتباطی^۳ (4G)، نسل پنجم شبکه ارتباطی^۴ (5G) و فراتر از آن را بدهند [۲، ۳]. در همین راستا، فناوری ماهواره به طور قابل توجهی تکامل یافته و امکان اتصال مستقیم بین ماهواره‌ها و همچنین دستگاه‌های گوشی همراه فراهم شده که اغلب اتصال مستقیم به دستگاه^۵ (D2D) یا اتصال مستقیم به سلول^۶ (DtC) نامیده می‌شود. این قابلیت یک ویژگی امیدوارکننده و حیاتی برای شبکه‌های غیرزمینی^۷ (NTN) آینده است که سیستم‌های ماهواره‌ای را قادر می‌سازد تا به صورت مستقیم به میلیارد‌ها کاربر گوشی همراه دسترسی پیدا کنند. اتصال مستقیم می‌تواند استفاده انبوه از ماهواره‌ها را ممکن کند و امکان استفاده از اتصالات ماهواره‌ای با پایانه‌های معمولی دستی را فراهم نماید. تخمین زده شده است که تعداد مشترکان می‌تواند تا سال ۲۰۳۰ میلادی به ۳۵۰ میلیون نفر برسد و طی بازه زمانی ده سال (۲۰۲۰ تا ۲۰۳۰ میلادی) درآمدی بالغ بر ۶۰ میلیارد دلار ایجاد شود [۴]. در این فناوری، هدف هر بخش از شبکه ارتباطی، ارائه سرویس DtC از طریق یک ایستگاه پایه^۸ (BS) از فضا در لینک

⁸ Base station

⁹ Down link

¹⁰ Uplink

¹¹ Supplemental coverage from space

¹² World radio communication conferences

¹³ Non-Geosynchronous orbit

¹⁴ International Mobile Telecommunications

¹ Low earth orbit

² Unconnected

³ Fourth generation

⁴ Fifth generation

⁵ Direct to Device

⁶ Direct to cell

⁷ Non-Terrestrial networks

روابط مورد نیاز با استفاده از نرم افزار MATLAB پرداخته خواهد شد. سپس تحلیل مناسب از دیدگاه فنی و بر حسب نوع سرویس انتخابی پهن باند^{۱۷} (WB) و باند باریک^{۱۸} (NB) برای بررسی و مقایسه ماهواره های فوق، ارائه خواهد شد. در این بخش نسبت C/N برای زاویه فراز^{۱۹} (EA) محاسبه شده است و در مقایسه با مرجع [۱۹]، از فاصله مورب^{۲۰} (SR) برای محاسبه بودجه لینک استفاده شده است. علاوه بر این، برای تعیین مقدار دمای تجهیزات کاربری (TUE) از رابطه دقیق تری نسبت به مرجع [۱۹]، استفاده شده است.

۲- پس از بررسی و تحلیل نتایج بودجه توانی لینک، بررسی سناریوی ارائه سرویس DtC برای کشور ایران (خاص شهر تهران)، برای ماهواره Starlink در بخش بعدی ارائه شده است. در این بخش به کمک نرم افزار STK، پوشش دهی شهر تهران توسط تک ماهواره Starlink از منظر C/N بر حسب زاویه فراز، بررسی شده است. نتایج شبیه سازی ها نشان می دهد که در زوایای فراز بالاتر از ۷۰ درجه نیز امکان ارائه سرویس DtC با تک ماهواره Starlink وجود دارد. این در حالی است که در سناریوی تک ماهواره Starlink، تعداد نقاط دسترسی در زوایای بالاتر از ۷۰ درجه، بسیار کم هستند. بنابراین، افزایش تعداد ماهواره ها در قالب منظومه ماهواره ای Starlink به منظور بهبود پوشش دهی شهر تهران برای ارائه سرویس پیوسته DtC می تواند مورد توجه باشد. در همین راستا، به بررسی تعداد ماهواره های مورد نیاز بر حسب زاویه فراز برای داشتن پوشش دهی مناسب در شهر تهران پرداخته شده است. بررسی های این پژوهش نشان می دهد که با افزایش تعداد ماهواره ها، تعداد دسترسی های کاربران در زوایای فراز بالاتر، بیشتر می شود و در نتیجه احتمال دریافت سرویس DtC نیز افزایش خواهد یافت. لذا ضرورت دارد که نهادهای نظارتی، رگولاتوری و حاکمیتی، برنامه ریزی های لازم را برای ورود این فناوری مطابق با مجوز سرزمینی^{۲۱} کشور ایران داشته باشند. در نهایت، میزان نرخ قابل حصول برای ماهواره Starlink و ارائه این نوع سرویس در شهر تهران مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته است.

اینترنت اشیا^{۱۵} (IoT) که امروزه در بازار انبوه عرضه می شوند، می توانند به طور یکپارچه با شبکه های گوشی همراه زمینی و یا شبکه های ماهواره ای در زمانی که خارج از محدوده اتصال زمینی باشند، ارتباطات برقرار نمایند. این موضوع تضمین می کند که ایجاد ارتباطات برای هر کسی در هر نقطه از جهان در دسترس خواهد بود [۱۷]. در روند توسعه این فناوری، با وجود کاهش فاصله بین نقاط پایانی با استفاده از ماهواره های LEO و کاهش افت مسیر با به کارگیری باندهای فرکانسی S و L، محاسبات بودجه لینک نشان می دهد برای اتصال ماهواره ای DtC نیازمند تلاش زیادی در سمت ماهواره است تا بتوان سرویسی با کیفیت مناسب ارائه کرد. به عنوان نمونه، برای بهبود بودجه لینک در ارتباطات DtC، یک رویکرد مرسوم مبتنی بر استفاده از آنتن های آرایه فازی و یا استفاده از آرایه های تغذیه فازی برای بازتابنده های بزرگ در نظر گرفته شده است. البته این روند منجر به افزایش هزینه تولید ماهواره ها می شود. علاوه بر این، افزایش اندازه ماهواره باعث افزایش وزن و در نتیجه افزایش هزینه های پرتاب می شود [۱۸]. در این مقاله، با توجه به تاثیر مستقیم بودجه لینک در عملکرد سرویس DtC، ابتدا به بررسی هفت سیستم ماهواره ای با قابلیت ارائه این سرویس براساس بودجه لینک توانی آنها پرداخته شده است. در بخش اول، عملکرد این سیستم های ماهواره ای با استفاده از نرم افزار MATLAB، که نرم افزار متداولی در شبیه سازی های بودجه لینک است، مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است. سپس به دلیل اهمیت ورود این نوع فناوری به کشور ایران (به طور خاص شهر تهران) و براساس مقایسه و تحلیل های فنی صورت گرفته، ماهواره Starlink انتخاب شد. در شبیه سازی های بعدی از نرم افزار STK که توانایی ارائه مدل واقعی تری نسبت به نرم افزار MATLAB با به کارگیری موقعیت مکانی تجهیزات ارتباطی، شامل طول و عرض جغرافیایی و همچنین ارائه مدل پستی و بلندی زمینی در محدوده تحت پوشش دهی ماهواره را دارد، استفاده گردید تا ارائه سرویس DtC برای شهر تهران مورد ارزیابی قرار گیرد. در نتیجه، نوآوری این مقاله پژوهشی به ترتیب مراحل زیر خواهد بود:

۱- ابتدا، به هفت سناریوی مختلف ماهواره ای در حوزه DtC از منظر بودجه توانی لینک و به طور خاص میزان حامل بر حسب نویز^{۱۶} (C/N) در حالت تک ماهواره در دو مسیر UL و DL با ارائه تمامی

¹⁹ Elevation angle

²⁰ Slant range

²¹ Landing rights

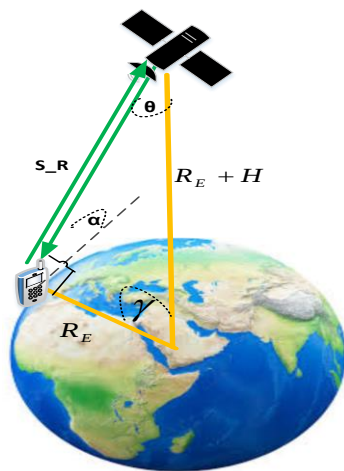
¹⁵ Internet of thing

¹⁶ Carrier per noise

¹⁷ Wideband

¹⁸ Narrowband

≥ است حاصل شود و نرخ داده ۳٫۵ Mbits/s با پهنای باند kHz ۲۵۲۰ کیلوهرتز (14 PRBs) زمانی که $C/N \geq 4\text{dB}$ باشد، حاصل شود. این محدودیت‌ها مطابق با شاخص صفر و یازده MCS در [۲۵] است. توان انتقالی محدود و بهره کم آنتن ترمینال‌های دستی، چالش‌هایی را برای ارتباطات قابل اعتماد ایجاد می‌کند. برای بودجه‌های توانی لینک همه سیستم‌ها، ابتدا مقادیر نسبت حامل به نویز^{۲۷} (C/N) برای EA محاسبه می‌شود. در اینجا محاسبات بودجه توانی لینک برای زاویه فراز از ۰ تا ۹۰ درجه انجام می‌شود. در شبیه‌سازی لینک‌های ماهواره‌ای در نرم‌افزار MATLAB، فرکانس مرکزی با افزودن نیمی از پهنای باند موردنیاز سرویس NB یا WB به ابتدای بازه‌ی فرکانسی در جدول ۱، تعیین می‌شود.



شکل (۱): موقعیت مکانی ماهواره و گوشه در ارائه سرویس DtC

۲-۱- نحوه محاسبه افت کلی برای ماهواره‌های DtC

پارامترهای مورد استفاده در شبیه‌سازی محاسبات بودجه لینک در جدول ۲ آمده است. برای انجام این محاسبات در ابتدا افت کلی مسیر UL و DL مورد بررسی قرار می‌گیرد. افت‌های مسیر شامل: افت فضای آزاد (L_{FS})، افت نشانه‌روی آنتن (L_p)، افت اتمسفر^{۲۸} (L_{Atm})، افت پلاریزاسیون^{۲۹} (L_{Pol})، افت scanning (L_S) و افت Shadowing (L_{FS}) در UL و DL هستند [۲۶-۲۷]. افت ناشی از فضای آزاد بر حسب زاویه EA و S_R به‌دست می‌آید. بنابراین، لازم

۲- بررسی بودجه توانی لینک سرویس DtC در

سیستم‌های ماهواره‌ای مختلف

هدف از محاسبه بودجه توانی لینک، استخراج ملزومات ارائه لینک‌های 5G NR DtC، با استفاده از سیستم‌های ماهواره‌ای موجود یا برنامه‌ریزی شده با حداقل تغییر در دستگاه‌های 5G NR دستی است. بررسی. هفت نوع سیستم ماهواره‌ای (شامل ۶ ماهواره ارائه شده در مرجع [۱۹] و ماهواره Starlink در مرجع [۲۰، ۲۱]) که مدعی تست و راه‌اندازی سرویس DtC است، انتخاب شدند که طیف وسیعی از پارامترها و تنظیمات (مانند به‌کارگیری SR در محاسبه فاصله ماهواره با تجهیزات زمینی) را برای مطالعه ترکیب‌های مختلف در ارزیابی فنی بودجه توانی لینک نشان می‌دهند. پارامترهای این نوع سیستم‌ها از قبیل ارتفاع مداری و همچنین مشخصات فنی شامل: فرکانس کاری (در مسیر UL و DL)، توان موثر همسانگرد^{۲۲} (EIRP) و گین برحسب دمای سیستم^{۲۳} (G/T) در جدول ۱ ارائه شده است. نمایی از مدل سیستمی ارتباطات بین پایانه دستی و ماهواره نیز در شکل ۱ نشان داده شده است. در محاسبات، تداخل بین لینک‌ها در نظر گرفته نشده است، زیرا می‌توان آن را از طریق روش‌هایی از قبیل تخصیص منابع زمان-فرکانس-فضا^{۲۴} کاهش داد و خارج از محدوده مطالعه این پژوهش است. هر دو گزینه سرویس‌های NB و WB برای تحلیل بودجه لینک توانی بر حسب پهنای باند مورد نیاز هر کدام در نظر گرفته می‌شوند. در کاربرد NB، نرخ داده ۱۶ kbits/s در نظر گرفته شده که برای سرویس‌های اینترنت اشیاء و صوت و متن از طریق NR، یک فرض واقعی است. برای کاربرد WB نیز، نرخ داده Mbits/s ۳٫۵ هدف‌گذاری شده است. پهنای باند با استفاده از نرخ خطای بلوک خاص طرح مدولاسیون و کدگذاری (MCS^{25}) K نسبت به نتایج شبیه‌سازی C/N برای کانال نویز سفید گوسی سفید تک خروجی تک ورودی از [۲۰] و جداول 5.1.3.1-1 و 5.1.3.1-2 در [۲۱] برآورد می‌شود. در ادامه، نرخ داده برای پهنای باند انتخابی محاسبه می‌شود. پهنای باند، چند برابر بلوک‌های منابع فیزیکی ($PRBs^{26}$) یعنی kHz ۱۸۰ است. به عنوان مثال، نرخ داده ۱۶ kbits/s می‌تواند به ترتیب با پهنای باند kHz ۳۶۰ (2 PRBs) زمانی که $C/N = 6\text{dB}$

²⁶ Physical resource blocks

²⁷ Carrier to Noise

²⁸ Atmospheric loss

²⁹ Polarization loss

²² Equivalent isotropic radiated power

²³ Gain over temperature

²⁴ Time-Frequency-Space resource allocation

²⁵ Modulation and coding scheme

است تا در ابتدا میزان SR بر حسب EA مطابق با رابطه (۱) محاسبه شود [۲۸].

$$L_{Total} = L_{Pol} + L_{Atm} + L_{Sh} + L_P + L_{FS} + L_S \quad (۴)$$

۲-۲- محاسبه C/N برای ماهواره‌های DtC

در این مرحله C/N در مسیر UL را می‌توان بر حسب رابطه (۵) بر حسب دسیبل (dB) به‌دست آورد [۱۹].

$$\left(\frac{C}{N}\right)_{UL} = EIRP_{UE} - L_T + \left(\frac{G}{T}\right)_{sat} - k - B \quad (۵)$$

در رابطه فوق، $EIRP_{UE}$ و B به ترتیب، توان تابشی همسانگرد موثر گوشه‌ای و پهنای باند پیش‌بینی شده بر حسب نوع سرویس در جدول ۲ است. علاوه بر این، میزان C/N در مسیر DL را می‌توان بر حسب رابطه (۶) و بر حسب دسیبل به‌دست آورد [۱۹].

$$\left(\frac{C}{N}\right)_{UL} = EIRP_{sat} - L_T + G_{UE} - T_{UE} - k - B \quad (۶)$$

در رابطه (۶)، مقدار دمای تجهیزات کاربری (T_{UE}) بر حسب دمای آنتن (T_a) و عدد نویز گوشه (NF_{UE}) از رابطه (۷) به‌دست می‌آید [۳۱].

$$T_{UE} = NF_{UE} + 10 \times \log(290 + (T_a - 290) \times 10^{(-0.1 \times NF_{UE})}) \quad (۷)$$

در برخی از سناریوهای شبیه‌سازی، مشخصه pfd ماهواره مشخص است. در این موارد، برای تبدیل میزان pfd به $EIRP_{sat}$ از رابطه (۸) استفاده شده است [۳۲]:

$$EIRP = pfd \times (4 \times \pi \times H^2) \quad (۸)$$

$$\theta = \arcsin\left(\frac{R_E}{R_E + H} \times \sin(EA + 90)\right) \quad (۱)$$

$$\gamma = 180 - (EA + 90) - \theta$$

$$S_R = \sqrt{R_E^2 + (R_E + H)^2 - 2 \times R_E \times (R_E + H) \times \cos(\gamma)}$$

سپس با استفاده از رابطه زیر و بر حسب میزان S_R ، می‌توان افت ناشی از فضای آزاد را محاسبه کرد.

$$L_{FS} = 20 \times \log(4 \times \pi) - 20 \times \log(c) + 20 \times \log(S_R) + 20 \times \log(f) \quad (۲)$$

علاوه بر این، برای محاسبه افت Scanning بر حسب زاویه EA، می‌توان از رابطه (۳) استفاده کرد [۲۹].

$$L_S = |10 \times \log(\cos(EA)^{\frac{1}{3}})| \quad (۳)$$

افت shadowing، مبتنی بر مدل roadside-tree shadowing [۳۰] در نظر گرفته شده است. میزان این افت، برای فرکانس‌های موردنظر و در زاویه فراز ۴۰ درجه، بین یک تا دو دسیبل تغییر می‌کند که در شبیه‌سازی‌ها بدترین حالت یعنی دو دسیبل لحاظ شده است. در مجموع، افت کل (L_{Total}) ناشی از مجموع افت‌های موجود در مسیر را می‌توان بر حسب جدول ۲ به صورت زیر به‌دست آورد.

جدول (۱): پارامترهای ماهواره‌های منتخب در ارتباط مستقیم ماهواره با گوشه

نام ماهواره	ارتفاع ماهواره (H) (Km)	فرکانس (f) (MHz)	$EIRP_{sat}$ و $\left(\frac{G}{T}\right)_{sat}$
Inmarsat-6 F2 [۱۹]	۳۵۷۸۶ (GEO 0E)	۱۵۵۹-۱۵۲۵ (DL) ۱۶۲۶/۱۶۶۰-۵۵ (UL)	Estimated EIRP per 5MHz channel= ۵۳[dBw] [dB/K]۱۰(G/T)=
EchoStar XXI [۱۹]	۳۵۷۸۶ (GEO 10E)	۲۲۰۰-۲۱۸۰ (DL) ۲۰۲۰-۲۰۰۰ (UL)	Max EIRP= ۵۳[dBw] [dB/K]۱۹(G/T) _{sat} =
GLOBALSTAR-2 [۱۹] (۲۴ ماهواره پرتابی از ۴۸ ماهواره برنامه‌ریزی شده)	۱۴۱۴	۲۴۸۳/۲۵۰۰-۵ (DL) ۱۶۱۸-۱۶۱۰/۲۲۵ (UL)	Max pfd [dBW/m ² /MHz] = -۱۲۶ / -۱۲۲/۷ / -۱۱۹/۵ / -۱۱۶/۲ / -۱۱۳ / -۱۱۳ (۰°-۵° / ۵°-۱۰°) / ۱۰°-۱۵° / ۱۵°-۲۰° / ۲۰°-۲۵° / ۲۵°-۹۰°) (G/T) _{sat} =-۶/۸۹[dB/K]
Iridium NEXT [۱۹] (۶۶ ماهواره)	۷۸۰	۱۶۲۶-۵ (DL و UL) ۱۶۱۶	Max EIRP= ۵۳[dBw] [dB/K]-۳/۱(G/T) _{sat} =
Lynk [۱۹] (۶ ماهواره پرتابی از ۱۰ ماهواره در فاز تست - ۵۰۰۰ ماهواره برنامه‌ریزی شده)	۵۵۰-۵۰۰	(DL)۹۶۰-۶۱۷ (UL) ۹۱۵-۶۶۳	Max pfd [dBW/m ² /MHz] = -۱۱۵/۸ / -۱۱۲/۸ / -۱۱۰/۵ / -۱۰۸/۴ / -۱۰۶/۶ / - ۹۷/۴۳ (۰°-۵° / ۵°-۱۰°) / ۱۰°-۱۵° / ۱۵°-۲۰° / ۲۰°-۲۵° / ۲۵°-۹۰°) (G/T) _{sat} =-۵/۴۹[dB/K]

Max pfd [dBW/m ² /kHz] = -۱۱۱/۱/-۱۰۹/۶/-۱۰۸/۳/-۱۰۷/-۱۰۵/۹/-۱۰۰ (۰°-۵°/۵°-۱۰°/۱۰°-۱۵°/۱۵°-۲۰°/۲۰°-۲۵°/۲۵°-۹۰°) (<۱GHz) (G/T) _{sat} = ۱۴ [dB/K] (<۱GHz)	(DL) ۹۶۰-۶۱۷ (UL) ۹۱۵-۶۶۳	۷۴۰-۷۲۵	AST 900 AST 2000 MHz [۱۹]-[۲۰] (۲ ماهواره پرتابی - ۲۴۳ ماهواره (BlueWalker) (BlueBird) برنامه ریزی شده)
Max pfd [dBW/m ² /kHz] = -۱۰۷/۷/-۱۰۶/۲/-۱۰۴/۸/-۱۰۳/۶/-۱۰۲/۵/-۹۶/۶ (۰°-۵°/۵°-۱۰°/۱۰°-۱۵°/۱۵°-۲۰°/۲۰°-۲۵°/۲۵°-۹۰°) (>۱GHz) (G/T) _{sat} = ۲۰ [dB/K] (>۱GHz)	(DL) ۲۳۶۰-۱۸۰۵ (UL) ۲۳۲۰-۱۷۱۰		
[dBW] ۳۹,۴۴ Max EIRP = (dB) ۸,۷ (G/T) _{sat} =	(DL) ۱۹۹۵-۱۹۹۰ (UL) ۱۹۱۵-۱۹۱۰	۵۵۰-۵۰۰	Starlink [۲۱]-[۲۲] (227 ماهواره عملیاتی DtC)

مشاهده می‌شود که حاشیه‌های مثبت DL، تنها برای سرویس NB را می‌توان برای هر دو ماهواره GEO به‌دست آورد و برای سرویس WB این حاشیه منفی است. بنابراین، سیستم‌های ماهواره‌ای GEO با مشخصات مطرح شده قابلیت ارائه سرویس WB را نخواهند داشت. همچنین، این دو ماهواره GEO در مسیر UL هر دو سرویس NB و WB چالش دارند که علت آن توان پایین گوشی‌های کاربران زمینی است. لذا این دو ماهواره GEO به‌عنوان کاندید ارائه سرویس در کشور ایران مورد ارزیابی قرار نخواهند گرفت. مطابق با نتایج به‌دست آمده در جدول ۳ و بودجه توانی لینک، ماهواره‌های LEO با آنتن‌های بزرگ، مانند AST، با داشتن حاشیه لینک مثبت‌تر در مقایسه با دیگر ماهواره‌ها، کاندیدهای مناسب‌تری برای دسترسی مستقیم ماهواره‌ای 5G در هر دو جهت UL و DL هستند. همانطور که از جدول ۳ مشاهده می‌شود، AST دارای بالاترین حاشیه لینک مثبت برای UL و DL در هر دو باند فرکانسی ۹۰۰ مگاهرتز و ۲ گیگاهرتز است. ماهواره Lynk نسبت به ماهواره AST عملکرد پایین‌تری در C/N دارد که این به‌دلیل عدم داشتن آنتن بزرگ به اندازه AST و همچنین محدودیت بیشتر ماسک pfd ماهواره Lynk است. به همین دلایل، حاشیه‌های UL در ماهواره Lynk برای سرویسی با نرخ داده ۳/۵ Mbits/s، منفی به‌دست آمده است. از سوی دیگر ماهواره Starlink، در سرویس NB دارای حاشیه C/N مثبت‌تری نسبت به Lynk دارد و انتظار می‌رود عملکرد مناسب‌تری داشته باشد و در سرویس WB نیز برای UL حاشیه منفی کمتری نسبت به Lynk دارد. با توجه به اینکه ارائه سرویس‌های DtC اولیه ارائه شده در دنیا، متمرکز به سرویس NB بود و تست‌های اولیه در ارائه این نوع سرویس مانند SoS در گوشی‌های اپل و سامسونگ عملیاتی شده است، بنابراین می‌توان گفت که در مجموع، Starlink

نتایج حاصل از شبیه‌سازی C/N برحسب نوع سرویس در جدول ۳ ارائه شده است. در جدول ۳ حاشیه لینک برای هر سیستم ماهواره‌ای بر حسب سرویس‌های انتخابی (NB یا WB)، برای یک زاویه فراز نوعی (۴۰ درجه) مطابق با مرجع [۱۹] نشان داده شده است. حاشیه مثبت نشان می‌دهد که C/N محاسبه شده چند دسیبل بالاتر از حداقل C/N مورد نیاز برای سرویس انتخابی است و حاشیه منفی نیز نشان می‌دهد که C/N محاسبه شده چند دسیبل کمتر از C/N مورد نیاز است.

جدول (۲): پارامترهای شبیه‌سازی در محاسبات بودجه لینک [۱۹]

پارامتر شبیه‌سازی	مقدار پیش‌بینی شده
بهره آنتن فرستنده/ گیرنده گوشی (G_{UE})	۰ (dBi)
عدد نویز گوشی (NF_{UE})	۷ (dB)
توان فرستنده گوشی	-۷ (dB)
ثابت بولتزمن (K)	-۲۲۸,۶ (dB)
دمای آنتن گوشی (T_e)	۲۹۰ (K)
شعاع زمین (R_E)	۶۳۷۱ (Km)
سرعت نور (C)	۱۶۹,۵۴۲۴ (dB)
افت ناشی از پلاریزاسیون (L_{pol})	۳ (dB)
افت ناشی از اتمسفر (L_{atm})	۰,۵ (dB)
افت ناشی از Shadowing 30 (L_{sh})	۲ (dB)
افت ناشی از نشانروی آنتن 31 (L_p)	۱ (dB)
پهنای باند مورد نیاز برای سرویس باند باریک در UL و DL	۳۶۰ (kHz)
پهنای باند مورد نیاز برای سرویس پهن باند در UL	۲۵۲۰ (kHz)
پهنای باند مورد نیاز برای سرویس باند باریک در DL	۵ (MHz)

همانطور که نتایج شبیه‌سازی ارائه شده در جدول ۳ نشان می‌دهد چنانچه سیستم‌های ماهواره‌ای زمین آهنگ^{۳۲} (GEO) بررسی شده، بهینه‌سازی و تغییراتی در مشخصات نداشته باشند به حاشیه‌های مثبت لینک برای ارتباطات 5G NR UL نمی‌رسند. اما

³² Non-Geosynchronous orbit

³⁰ Roadside-tree shadowing loss

³¹ Antenna pointing loss

اتصال DtC هستند. اما با توجه به جدول ۱ و اینکه تعداد ماهواره‌های پرتابی AST و Lynk تا به امروز محدود بوده و توسعه نیافته است، بنابراین ظرفیت کمتری برای ارائه سرویس DtC در دنیا خواهند داشت. در حالیکه منظومه Starlink دارای تعداد ماهواره پرتابی بیشتری است و عملیاتی‌تر هستند. بنابراین در بخش بعدی مقاله، تحلیل‌ها و بررسی‌های بیشتری بر روی این منظومه انجام شده است. به منظور مقایسه بهتر سیستم‌های ماهواره‌ای مدنظر، نتایج DL و UL برای هر دو سرویس NB و WB بر حسب زاویه فراز در شکل‌های ۲ و ۳ رسم شده است. باید توجه داشت که براساس جدول ۱، ماهواره‌های 900 MHz AST، 2000 MHz AST، Lynk و GLOBALSTAR، دارای چند ضابطه‌ای برحسب زوایای فراز هستند، بنابراین گسستگی‌هایی در منحنی‌های C/N مسیر DL این ماهواره‌ها در شکل‌های ۲-الف و ۳-الف دیده می‌شود.

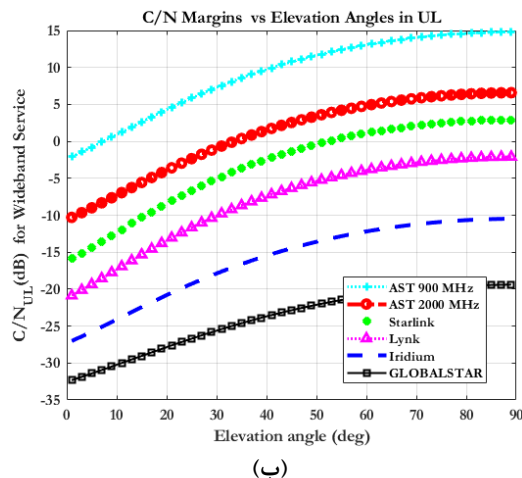
عملکرد بهتری نسبت به Lynk و ضعیف‌تر نسبت به AST دارد. از سوی دیگر، Iridium دارای حاشیه‌های مثبت در C/N در UL و DL برای همه سناریوهای انتخاب شده، به جز UL در باندهای وسیع‌تر است، اما حاشیه لینک در مقایسه با AST و Lynk، بسیار کمتر است و عملکرد ضعیف‌تری دارد. همچنین علی‌رغم اینکه ماهواره GLOBALSTAR در زمره ماهواره‌های LEO است اما با توجه به حاشیه منفی بودجه توانی لینک آن در تمام مسیرهای UL و DL و برای هر دو نوع سرویس NB و WB، بدون پیشرفت و بهبود مشخصات، نمی‌تواند کاندید مناسبی برای ارائه سرویس DtC در مدار LEO باشد. در مجموع ماهواره‌های GEO موجود بدون بهبود مشخصات فنی فقط قادر به ارائه سرویس DtC باند باریک در مسیر DL خواهند بود. در حالی که AST، امیدوار کننده‌ترین کاندید و ماهواره‌های Starlink و Lynk گزینه‌های بعدی ماهواره LEO برای

جدول (۳): نتایج شبیه‌سازی بودجه لینک سیستم ماهواره‌ای در زاویه فراز ۴۰ درجه با به‌کارگیری نرم‌افزار MATLAB

سرویس باند باریک		سرویس باند پهن		نام سیستم ماهواره
UL	DL	UL	DL	
Target:16kbps B:360 kHz C/N target:-6 dB	Target:16kbps B:360 kHz C/N target:-6 dB	Target:3.5Mbps B:2520 kHz C/N target:4/12 dB	Target: 3.5Mbps B:5 MHz C/N target:-0.05 dB	
-۵۵۱	+۵۳۹	-۲۳۹۶	-۱۱۵۴	EchoStar
-۱۲۷۱	+۶۴۹۴	-۳۱۱۷	-۱۰۴۴	Inmarsat
+۲۹۸	+۱۹۷۳	-۱۵۴۷	+۲۷۹	Iridium
-۵۲۳	-۷۲۸	-۲۳۶۸	-۱۲۵۱	GLOBALSTAR
+۱۱۰۳	+۲۰۱۲	-۷۴۲	+۱۴۵۹	Lynk
+۲۸۲۲	+۴۱۶۷	+۹۷۵	+۳۶۱۴	AST 900MHz band
+۲۵۹۹	+۳۵۷۵	+۷۵۳	+۳۰۲۴	AST 2 GHz band
+۱۵۶۸	+۲۲۰۷	-۲۷۷	+۵۱۴	Starlink

ارائه شده و عملیاتی‌تر بودن ماهواره Starlink نسبت به AST و Lynk و همچنین مطرح بودن سرویس باند باریک DtC در تست‌ها و راه‌اندازی‌های اولیه گزارش شده توسط اپراتورها، در ادامه به بررسی فنی‌تر و مفصل‌تر ارائه این سرویس توسط ماهواره Starlink پرداخته شده است. از سوی دیگر با توجه به نوظهور بودن این سرویس و مطرح بودن ارائه آن به صورت NB در دنیا، در این پژوهش به امکان‌سنجی دریافت این سرویس در کشور و به طور خاص شهر تهران پرداخته شده است.

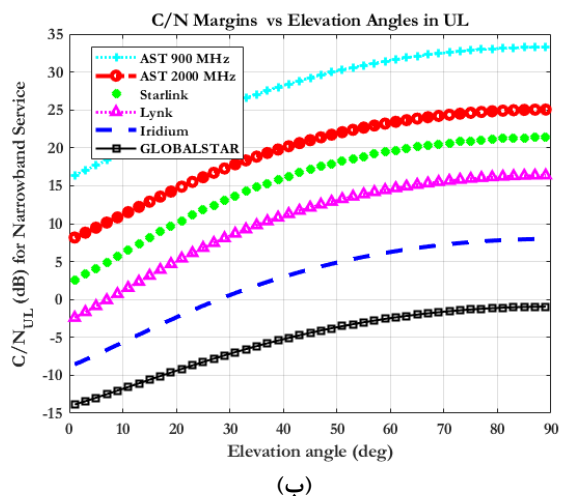
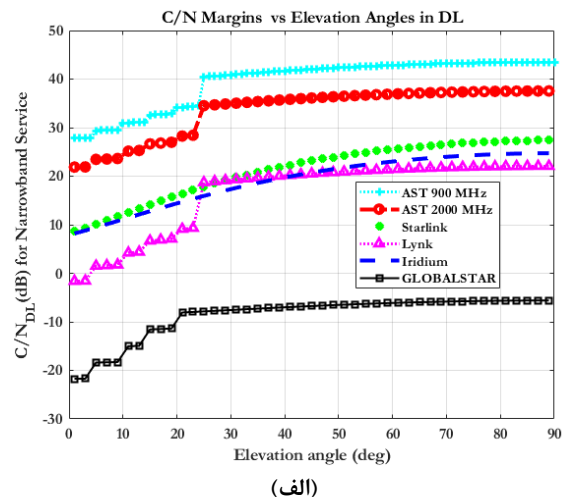
براساس نتایج شکل ۲ و با توجه به حاشیه مثبت لینک، دریافت سرویس NB در هر دو مسیر UL و DL برای اکثر زوایای فراز در ماهواره‌های AST900، AST2000، Starlink و Lynk امکان‌پذیر است. در ادامه با استفاده از شبیه‌سازی بودجه لینک در نرم‌افزار MATLAB به بررسی دریافت سرویس پهن باند DtC پرداخته می‌شود. همانطور که در شکل ۳ نشان داده می‌شود دریافت سرویس پهن باند برای اکثر زوایای فراز بیشتر از ۳۰ درجه در مسیر DL برای ماهواره‌های AST900، AST2000 و Lynk و Starlink اتفاق می‌افتد. همان‌طور که پیش از این نیز به آن اشاره شد، Starlink در مسیر UL برای تمام زوایای فراز، حاشیه لینک توانی منفی داشته و قابلیت ارائه سرویس WB در مسیر UL را ندارد. با توجه به نتایج



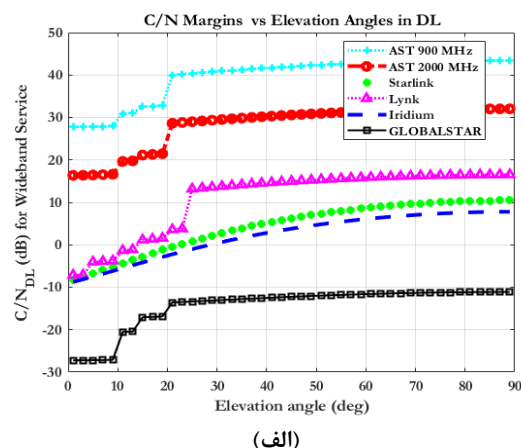
شکل (۳): مقایسه حاشیه C/N سرویس WB براساس نتایج شبیه‌سازی بودجه لینک در MATLAB (الف - DL و ب - UL)

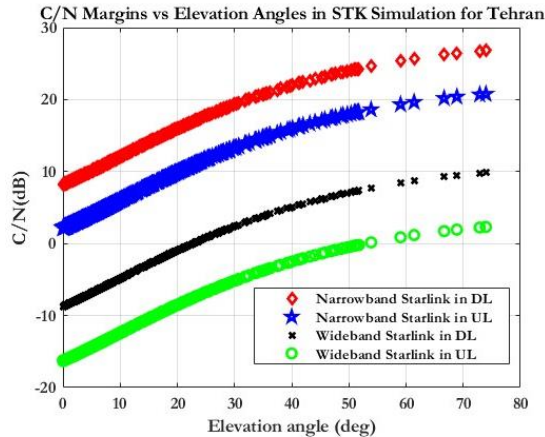
۳- بررسی فنی ارائه سرویس DtC توسط ماهواره Starlink برای شهر تهران

هدف این بخش، ارائه تحلیل‌های دقیق‌تری از حاشیه بودجه لینک توانی ماهواره Starlink، نسبت به نتایج بخش قبلی است. این تحلیل‌ها بر روی نتایج شبیه‌سازی به‌دست آمده از نرم‌افزاری صورت می‌گیرد که موقعیت کاربر نسبت به ماهواره، مانورهای مداری ماهواره در یک مدل واقعی‌تر، پستی بلندی‌های زمین و غیره را در تعیین C/N لحاظ می‌کند. در همین راستا، در این بخش از نرم‌افزار STK که دارای چنین قابلیت‌هایی است، استفاده شده است. البته این نرم‌افزار محدودیت‌هایی از قبیل زمان‌بر بودن شبیه‌سازی یک منظومه ماهواره‌ای با تعداد ماهواره زیاد در یک سناریوی واقعی و غیره در شبیه‌سازی‌های مدنظر، داشته است. در ادامه، برای انجام امکان‌سنجی ارائه سرویس DtC با سیستم ماهواره‌ای انتخابی در کشور ایران، شبیه‌سازی‌های مرتبط با بودجه لینک در نرم‌افزار STK برای کشور ایران و به‌طور خاص شهر تهران انجام شده است. در این شبیه‌سازی در ابتدا سناریوی تک ماهواره پیاده‌سازی شده است. مطابق با شکل ۴، برای انجام شبیه‌سازی در ابتدا برای تعیین موقعیت مکانی شهر تهران در نرم‌افزار STK، از بخش دیتابیس این نرم‌افزار، شهر تهران را جستجو کرده و به داخل محیط شبیه‌سازی نرم‌افزار انتقال می‌یابد. با این کار، مشخصات واقعی طول و عرض جغرافیایی شهر تهران در شبیه‌سازی‌ها لحاظ می‌شود. سپس ماهواره Starlink



شکل (۲): مقایسه حاشیه C/N سرویس NB براساس نتایج شبیه‌سازی بودجه لینک در MATLAB (الف - DL و ب - UL)



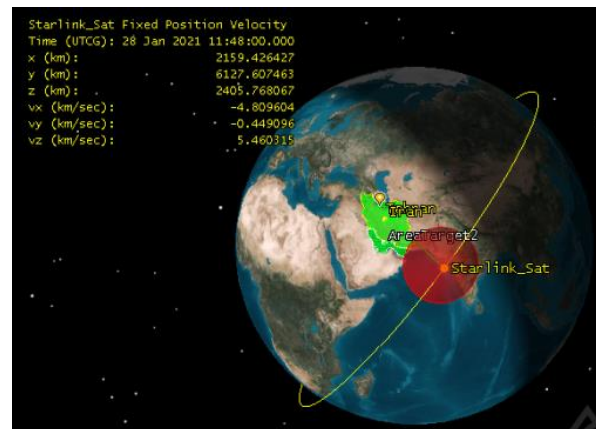


شکل (۵): مقایسه حاشیه C/N دریافت سرویس DtC در شهر تهران از ماهواره Starlink براساس نتایج شبیه سازی STK در سناریوی تک ماهواره

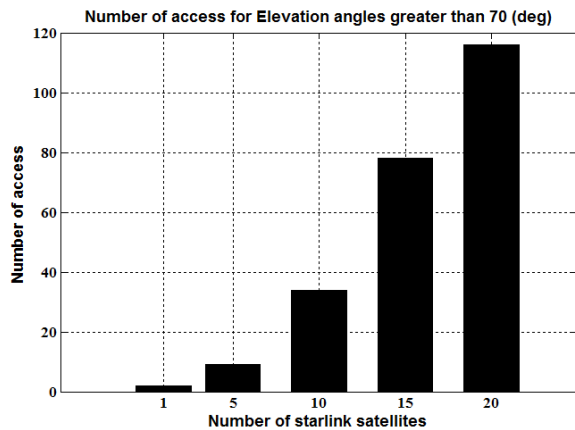
در شکل ۵ مقایسه حاشیه C/N تک ماهواره Starlink برای دریافت سرویس NB و WB شهر تهران براساس نتایج شبیه سازی در نرم افزار STK آورده شده است. همانطور که دیده می شود، حاشیه C/N سرویس NB برای تمام زوایای فراز، مثبت است. لذا، احتمال دریافت سرویس DtC از نوع NB در تمامی زوایای فراز در شهر تهران با حاشیه توانی مناسبی فراهم است. با توجه به اینکه در نتایج به دست آمده از نرم افزار MATLAB در حالت کلی، حاشیه لینک مثبتی برای ارائه سرویس NB توسط Starlink حاصل شد، در این بخش نیز برای شهر تهران، همان روند حاشیه لینک مثبت با استفاده از نرم افزار STK به دست آمد. اما با مقایسه شکل ۲ و شکل ۵ برای ماهواره Starlink، مشاهده می شود که در زوایای فراز بیش از ۵۵ درجه، ارائه سرویس NB برای شهر تهران در تمامی زوایای فراز، امکان پذیر نیست.

این به دلیل لحاظ نمودن شرایط واقعی در محیط شبیه سازی است. این درحالی است که حاشیه C/N سرویس WB در شهر تهران فقط برای زوایای فراز بیشتر از ۷۰ درجه، مثبت است. با این حال، تعداد دسترسی ها برای دریافت سرویس پهن باند DtC در زوایای فراز بالاتر از ۷۰ درجه، بسیار کم است. لذا، احتمال دریافت سرویس پهن باند DtC در زوایای فراز بالاتر از ۷۰ درجه، در شهر تهران بسیار کم است و چالش دریافت سرویس در این زوایای فراز با سناریوی تک ماهواره Starlink وجود دارد. در بخش بعدی مقاله، به بررسی بررسی نحوه رفع این چالش با افزایش تعداد ماهواره های Starlink پرداخته می شود.

را از دیتابیس نرم افزار STK، استخراج کرده و برای آن فرستنده/گیرنده مطابق با مشخصات فنی ارائه شده در جدول ۱، اضافه می شود. برای انجام تحلیل بودجه لینک توانی در دو مسیر DL و UL، یک تحلیلگر با عنوان Chain داخل محیط نرم افزار STK، استفاده شده است. در این نوع تحلیلگر از فرستنده شهر تهران به گیرنده ماهواره Starlink و از فرستنده ماهواره Starlink به گیرنده شهر تهران تهران فرآیند Assigned Objects انجام می شود. به عبارتی دیگر، در مسیر UL فرستنده گوشی کاربر در شهر تهران به گیرنده ماهواره Starlink متصل نموده و در مسیر DL، فرستنده ماهواره Starlink را به گیرنده گوشی کاربر برای ارائه سرویس، متصل می کند. با این فرآیند، کل زنجیره ارتباطی در یک مسیر دوطرفه مابین گوشی و ماهواره ایجاد می شود. برای استخراج گزارش بودجه لینک توانی از نرم افزار STK، روی تحلیلگر Chain، گزینه Compute Access انتخاب شده و سپس بعد از اجرای شبیه سازی در بخش Report، گزینه Access AER که شامل گزارش زاویه آزیموت، EA و SR ماهواره است را انتخاب می کنیم. نتایج این تحلیل برای دو نوع سرویس NB و WB برای سناریوی تک ماهواره، در شکل ۵ ارائه شده است.



شکل (۴): شبیه سازی ماهواره Starlink در محیط نرم افزاری STK برای شهر تهران (کشور ایران)

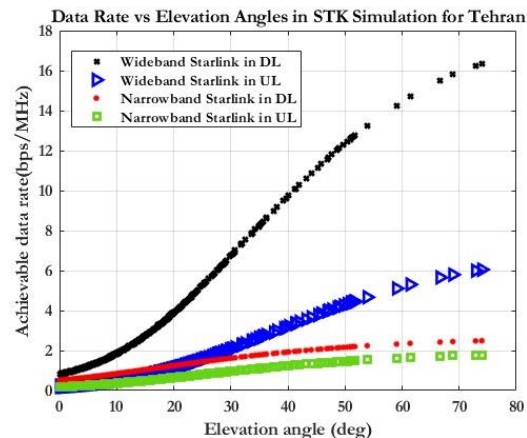


شکل (۷): تاثیر افزایش تعداد ماهواره‌ها بر تعداد نقاط قابل دسترس
زوایای فراز بالاتر از ۷۰ درجه در منظومه ماهواره‌ای Starlink

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله، امکان ارائه سرویس DtC براساس سیستم‌های ماهواره‌ای مختلف، براساس نتایج بودجه توانی لینک DL و UL برای دو نوع سرویس NB و WB مورد بررسی قرار گرفت. تجزیه و تحلیل نتایج شبیه‌سازی‌های بودجه توانی لینک، نشان داده است که اکثر سیستم‌های ماهواره‌ای بررسی شده قادر به پشتیبانی از سرویس اینترنت اشیاء باند باریک از مدارهای LEO و GEO در DL هستند. این درحالی است که مسیر UL برای هر دو نوع سرویس NB و WB، با توجه به حاشیه منفی بودجه لینک توانی چالش برانگیزتر است. علاوه براین، بهره محدود آنتن دستگاه‌های زمینی موجب می‌شود که به آنتن‌های قدرتمند در سمت ماهواره و pfd مجاز بالاتر نیاز باشد. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که در حال حاضر، تنها AST به دلیل قرارگیری در مدار پایین و داشتن EIRP بالاتر، قادر به ارائه اتصال پهن باند است. اما AST فقط دو ماهواره عملیاتی دارد که آزمایش‌های موفقیت‌آمیزی در خصوص ارائه DtC انجام داده است و منظومه آن تکمیل نشده است. علاوه براین، امروزه و در فاز اول عملیاتی شدن، ارائه سرویس NB مانند سرویس‌های اضطراری در اولویت هستند. به همین دلیل، محتمل‌ترین گزینه ارائه سرویس DtC امروزی، می‌تواند ماهواره Starlink برای ارائه سرویس NB در مقایسه با دو ماهواره AST و Lynk باشد. در هر حال، به منظور کم کردن شکاف حاشیه C/N، پیشرفت‌های فنی و تغییرات رگولاتوری برای ارائه هر دو نوع سرویس NB و WB مورد نیاز است. در این پژوهش، پشتیبانی سرویس DtC به کشور ایران و به‌طور خاص شهر

نرخ داده قابل حصول سناریوی تک ماهواره Starlink برحسب زاویه فراز، در شکل ۶ آورده شده است. همان‌طور که دیده می‌شود، میزان نرخ داده قابل حصول با افزایش زاویه فراز، به صورت تصاعدی افزایش می‌یابد.



شکل (۶): مقایسه نرخ داده قابل حصول سرویس DtC در شهر تهران از ماهواره Starlink براساس نتایج شبیه‌سازی STK

۳-۱- بررسی اثر افزایش تعداد ماهواره‌های Starlink در ارائه سرویس DtC در شهر تهران

در این بخش، بررسی تاثیر افزایش تعداد ماهواره‌های Starlink بر دسترسی‌ها در زوایای فراز بالاتر، شبیه‌سازی خواهد شد. در همین راستا، منظومه‌های Starlink با تعداد مختلفی از ماهواره مورد شبیه‌سازی قرار گرفته است. همانگونه که در شکل ۷ نمایش داده شده است، با افزایش تعداد ماهواره‌ها تعداد نقاط قابل دسترس از حیث زاویه فراز برای شهر تهران از میزان ۲ دسترسی در سناریوی تک ماهواره به تعداد ۱۱۴ دسترسی در سناریوی ۲۰ ماهواره، افزایش می‌یابد. به عبارتی دیگر با افزایش تعداد ماهواره‌های Starlink، در زوایای فراز بیشتر از ۷۰ درجه، می‌توان ارتباط پیوسته‌تری برای دریافت سرویس DtC و پوشش‌دهی بیشتری در شهر تهران داشت.

- [4c94b37e7d4424f50000/analysys_mason_spacex_tmobile_satellites_aug2022_rma18.pdf](https://www.analysysmason.com/contentassets/d8d18fb0ac374c94b37e7d4424f50000/analysys_mason_spacex_tmobile_satellites_aug2022_rma18.pdf)
- [5] O. B. Yahia, Z. Garroussi, B. Sansò, J.-F. Frigon, S. Martel, A. Lesage-Landry, and G. K. Kurt, "A scalable architecture for future regenerative satellite payloads," *arXiv preprint arXiv:2407.06075*, pp. 1–5, 2024.
 - [6] A. Pastukh, V. Tikhvinskiy, S. Dymkova, and O. Varlamov, "Challenges of using the L-band and S-band for direct-to-cellular satellite 5G-6G NTN systems," *Technologies*, vol. 11, no. 4, pp. 1–18, 2023.
 - [7] A. Pastukh, E. Devyatkin, A. Savochkin, and V. Tikhvinskiy, "Interference analysis of UWB devices to the satellite services in the 7240–8240 MHz frequency band," *Synchroinfo Journal*, vol. 8, no. 3, pp. 2–6, 2022.
 - [8] D. Chivanov and S. Dymkova, "Impact of 5G network performance on users loyalty," *Synchroinfo Journal*, vol. 10, no. 1, pp. 39–52, 2024.
 - [9] S. Dymkova, "Applicability of 5G subscriber equipment and global navigation satellite systems," *Synchroinfo Journal*, vol. 7, no. 5, pp. 36–48, 2021.
 - [10] A. Pastukh, V. Tikhvinskiy, E. Devyatkin, and A. Kulakayeva, "Sharing studies between 5G IoT networks and fixed service in the 6425–7125 MHz band with Monte Carlo simulation analysis," *Sensors*, vol. 22, no. 4, pp. 1–14, 2022.
 - [11] A. Pastukh, V. Tikhvinskiy, E. Devyatkin, and A. Kostin, "Interference analysis of 5G NR base stations to fixed satellite service bent-pipe transponders in the 6425–7125 MHz frequency band," *Sensors*, vol. 23, no. 1, pp. 1–19, 2023.
 - [12] A. Pastukh, V. Tikhvinskiy, and E. Devyatkin, "Exploring interference issues in the case of n25 band implementation for 5G/LTE direct-to-device NTN services," *Sensors*, vol. 24, no. 4, pp. 1–16, 2024.
 - [13] B. Daneshmand, "Comparative analysis of the concept of creation and development of 5G/IMT-2020 networks in Russia, China, USA and Europe," *T-Comm*, vol. 15, no. 6, pp. 20–32, 2021.
 - [14] K. L. Jones and A. L. Allison, *The Great Convergence and the Future of Satellite-Enabled Direct-to-Device*, Aerospace Corporation, 2023. [Online]. Available: https://cps.aerospace.org/sites/default/files/2023-09/Jones_Allison_GreatConvergence_20230919.pdf
 - [15] N. K. Bhola, "Future spectrum studies for WRC-2027 based on outcomes of WRC-23," 2024. [Online]. Available: <https://iafi.in/learnings-from-wrc23-conference/presentation/4NKBhola.pdf>
 - [16] Y. He, Y. Xiao, S. Zhang, M. Jia, and Z. Li, "Direct-to-smartphone for 6G NTN: Technical routes, challenges, and key technologies," *IEEE Network*, vol. 38, no. 4, pp. 128–135, 2024.
 - [17] Global Satellite Operators Association, *Satellite Direct-to-Device Connectivity: Bringing Connectivity to Everyone, Everywhere, Anytime*, Nov. 2, 2023. [Online]. Available: <https://gsoasatellite.com/wp-content/uploads/GSOA-D2D-Paper.pdf>
 - [18] D. Tuzi, E. F. Aguilar, T. Delamotte, G. Karabulut-Kurt, and A. Knopp, "Distributed approach to satellite direct-to-cell connectivity in 6G non-terrestrial networks," *IEEE Wireless Communications*, vol. 30, no. 6, pp. 28–34, 2023.
 - [19] S. Boumard, I. Moilanen, M. Lasanen, T. Suihko, and M. H. Hoyhtya, "A technical comparison of six satellite systems: Suitability for direct-to-device satellite access," in *Proc. 9th World Forum on Internet of Things (WF-IoT)*, pp. 1–6, 2023.

تهران توسط تک ماهواره Starlink مورد بررسی قرار گرفت. با ایجاد یک سناریوی پوشش‌دهی واقعی توسط تک ماهواره در نرم‌افزار STK، نشان داده شد که امکان ارائه سرویس باند باریک و پهن باند DtC در شهر تهران به ترتیب در زوایای فراز بالاتر از ۵۵ و ۷۰ درجه برای تک ماهواره Starlink وجود دارد. در حالی که دسترسی در زوایای فراز بالاتر با وجود تک ماهواره، بسیار کم است. نشان داده شد که با افزودن تعداد ماهواره‌ها در شبیه‌سازی در قالب منظومه Starlink، امکان ارائه سرویس DtC در شهر تهران فراهم خواهد بود. لذا با توجه به نتایج شبیه‌سازی به‌دست آمده در این مقاله، امکان ارائه هر دو نوع سرویس DtC برای کشور ایران، در صورت رعایت قوانین و مقررات حقوقی و رگولاتوری کشور ایران و داشتن مجوزهای قانونی مربوط به حوزه فضایی در آینده نزدیک دور از ذهن نخواهد بود. البته این امر نیازمند مطالعات فنی، حقوقی و رگولاتوری توسط سازمان‌ها و نهادهای مربوطه خواهد بود. ضمن اینکه به منظور قانون‌مند کردن سرویس DtC، اقدامات و چارچوب‌هایی از سوی برخی کشورها و سازمان‌های بین‌المللی در دست اجرا است که کشور ایران می‌تواند با مشارکت در این توافقات و همکاری‌های بین‌المللی و منطقه‌ای، در صورت ارائه چنین نوع سرویسی در کشور از امنیت داده‌های خود در ارتباطات ماهواره‌ای مطابق با مجوز سرزمینی محافظت نماید.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

- [1] A. Pastukh, V. Tikhvinskiy, O. Mironova, and V. Akhmediarov, "Analysis of the possibility to use hybrid satellite-terrestrial systems (direct-to-device) in the IMT bands of terrestrial cellular networks," in *Proc. Systems of Signal Synchronization, Generating and Processing in Telecommunications (SYNCHROINFO)*, pp. 1–6, 2024.
- [2] L. Liu, Y. Li, H. Li, J. Yang, W. Liu, J. Lan, Y. Wang, J. Li, J. Wu, Q. Wu, and J. Liu, "Democratizing direct-to-cell low Earth orbit satellite networks," in *Proc. 21st USENIX Symposium on Networked Systems Design and Implementation (NSDI '24)*, pp. 791–808, 2024.
- [3] ITU, *Measuring Digital Development: Facts and Figures 2022*, 2022. [Online]. Available: <https://www.itu.int/itu-reports/statistics/facts-figures-2022/>
- [4] L. Goldman, L. Palerm, and S. Piot, "SpaceX and T-Mobile focus on direct satellite-to-smartphone to improve mobile coverage in remote areas," *Analysys Mason*, pp. 1–5, 2022. [Online]. Available: https://www.analysysmason.com/contentassets/d8d18fb0ac374c94b37e7d4424f50000/analysys_mason_spacex_tmobile_satellites_aug2022_rma18.pdf

- Transactions on Vehicular Technology*, vol. 73, no. 8, pp. 11543–11555, 2024.
- [28] V. Akan, “Design of polyrod antenna having isoflux radiation characteristic for satellite communication systems,” *International Advanced Researches and Engineering Journal*, vol. 4, no. 3, pp. 226–232, 2020.
- [29] “Which is the cause of ‘scan losses’ in a linear phased antenna array?,” *Electronics Stack Exchange*, May 17, 2021. [Online]. Available: <https://electronics.stackexchange.com/questions/565542/which-is-the-cause-of-scan-losses-in-a-linear-phased-antenna-array>
- [30] ITU-R, “Propagation data required for the design systems in the land mobile-satellite service,” Recommendation ITU-R P.681-11, 2019.
- [31] D. Wang, C. Sun, X. Wang, L. Liu, and B. Wang, “5G integrated user downlink adaptive transmission scheme for low Earth orbit satellite Internet access network,” *Mobile Networks and Applications*, vol. 28, no. 4, pp. 1553–1564, 2023.
- [32] S. Marin, “Interference relationships between point-to-multipoint stations at about 28 GHz authorized by area license,” 2000. [Online]. Available: https://www.ieee802.org/16/tg2_orig/contrib/802162c-00_12.pdf
- [20] Federal Communications Commission, DA 24-756, Washington, DC, USA, Aug. 2, 2024. [Online]. Available: <https://docs.fcc.gov/public/attachments/DA-24-756A1.pdf>
- [21] “SpaceX Starlink has 227 direct to cellphone capable satellites,” *NextBigFuture*, Oct. 7, 2024. [Online]. Available: <https://www.nextbigfuture.com/2024/10/spacex-starlink-has-227-direct-to-cellphone-capable-satellites.html>
- [22] A. Aguilar, P. Butler, J. Collins, and M. Guerster, “Tradespace exploration of the next generation communication satellites,” American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), pp. 1–30, 2019.
- [23] Federal Communications Commission, DA 24-222, Washington, DC, USA, Mar. 8, 2024. [Online]. Available: <https://docs.fcc.gov/public/attachments/DA-24-222A1.pdf>
- [24] M. Fuentes *et al.*, “5G new radio evaluation against IMT-2020 key performance indicators,” *IEEE Access*, vol. 8, pp. 100880–110896, 2020.
- [25] 3GPP, *Physical Layer Procedures for Data (Release 17)*, 3GPP TS 38.214, 2022.
- [26] Z. Xu, Y. Gao, G. Chen, R. Fernandez, V. Basavarajappa, and R. Tafazolli, “Enhancement of satellite-to-phone link budget by using distributed beamforming,” *IEEE Vehicular Technology Magazine*, vol. 18, no. 4, pp. 85–93, 2023.
- [27] Z. Xu, G. Chen, R. Fernandez, Y. Gao, and R. Tafazolli, “Enhancement of direct LEO satellite-to-smartphone communications by distributed beamforming,” *IEEE*

Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	
Vol. 5, No. 2, 2026	
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	136
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	137
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	138
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	139
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	140
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	141
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	142
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	143
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	144
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	145
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	146
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	147
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	148
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	149
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	150
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	151
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	152
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	153
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	154
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	155
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	156
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	157
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	158
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	159
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	160
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	161
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	162
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	163
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	164
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	165
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	166
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	167
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	168
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	169
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	170
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	171
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	172
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	173
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	174
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	175
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	176
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	177
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	178
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	179
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	180
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	181
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	182
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	183
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	184
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	185
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	186
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	187
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	188
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	189
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	190
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	191
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	192
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	193
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	194
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	195
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	196
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	197
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	198
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	199
Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)	200

Observing gravity waves due to artificial heating system

Mohammad Reza Kardgar^{1*}, Amir Hossein Rabiei²

¹ *Student (PhD), Nuclear Physics, Faculty of Physics, Imam Hossein University (IHU), Tehran, Iran.
mmrezakardgar@gmail.com

² PhD student, Optics and Laser, Faculty of Physics, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.
Rabiei95amir@gmail.com

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 136-143

2026

DOI:

10.22034/jssta.2026.505054.1230

Article Info

Received: 2025-02-02

Accepted: 2025-09-15

Keywords

Gravity waves, Transverse ionospheric disturbances, artificial heating system, satellite, Total Electron Content

How to Cite this article

M. R. Kardgar, A. H. Rabiei, "Observing gravity waves due to artificial heating system", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 136-143, 2026.

Abstract

In this article, the measurement of changes in the total electron content of the Earth's ionosphere along the path of the GPS satellite signal due to the effects of the SURA artificial heating system on 15/03/2010 is described. A decrease in the values of Total Electron Content (TEC) is related to sunset and twilight region. But a different behavior is observed in the trend of TEC data. The experimental data obtained from two stations MDVJ and ARTU were examined. The results show that Traveling Ionospheric Disturbances (TID) and Gravity Waves (GW) are also propagated in long distances, and their intensity is greater in the east of the heating system than in the west. Also, the range of the waves or disturbances propagated is about 0.25 TEC. The type of waves that are emitted are gravity waves. These waves were observed in the fourth and fifth harmonic of the heating period.

مشاهده امواج گرانشی در اثر سامانه گرمایش مصنوعی

محمد رضا کاردگر*^۱ و امیر حسین ربیعی^۲

^۱- دانشجوی دکتری، فیزیک هسته ای، دانشکده فیزیک، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران-

mmrezakardgar@gmail.com

^۲- دانشجوی دکتری، اپتیک و لیزر، دانشکده فیزیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران-

Rabiei95amir@gmail.com

* نویسنده مسئول

چکیده

در این مقاله اندازه‌گیری تغییرات در محتوای کل الکترون یون‌سپهر زمین در امتداد مسیر انتشار سیگنال ماهواره GPS ناشی از تأثیرات سامانه گرمایش مصنوعی SURA در تاریخ ۲۰۱۰/۰۳/۱۵ شرح داده شده است. کاهش در مقادیر محتوای کل الکترون (TEC) با غروب خورشیدی و ناحیه گرگومیش مرتبط است، اما رفتاری متفاوت در روند تغییرات داده‌های TEC، مشاهده می‌شود. در این پژوهش داده‌های تجربی حاصل از دو ایستگاه گیرنده منظومه‌های ماهواره‌ای MDVJ و ARTU مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد اختلالات یون‌سپهری متحرک (TID) و امواج گرانشی (GW) در فواصل دور نیز منتشر می‌شوند و شدت آن‌ها در شرق سامانه گرمایش بیشتر از غرب آن است. همچنین دامنه تغییرات امواج یا اختلالات منتشرشده در حدود ۰/۲۵ TEC است. در پژوهش حاضر، بر اساس دوره تناوب امواج نشان داده شده است که جنس امواجی که منتشر می‌شوند از نوع امواج گرانشی است. این امواج در هماهنگی‌های چهارم و پنجم دوره تناوب گرمایش مشاهده شده‌اند.

دسترس‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۱۴۳-۱۳۶

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2026.505054.1230

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۱/۲۰

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۶/۲۴

واژه‌های کلیدی

امواج گرانشی، محتوای کلی الکترون، اختلالات یونسفری متحرک، سامانه گرمایش مصنوعی، ماهواره، محتوای الکترون کل

نحوه استناد به این مقاله

محمد رضا کاردگر و امیر حسین ربیعی، "مشاهده امواج گرانشی در اثر سامانه گرمایش مصنوعی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات ۱۴۳-۱۴۰۴، ۱۳۶.

۱- مقدمه

صنعت فضایی به عنوان یکی از ارکان اساسی پیشرفت‌های علمی و فناوری در عصر حاضر، نقش تعیین‌کننده‌ای در ارتباطات جهانی، ناوبری دقیق، سنجش‌ازدور و اکتشافات فضایی ایفا می‌کند. با این حال، عملکرد بهینه سیستم‌های فضایی به شدت تحت تأثیر پدیده‌های دینامیک یون‌سپهری قرار دارد که از جمله مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به: امواج گرانشی^۱، اختلالات یونوسفری متحرک^۲ (TID) و محتوی الکترونی کل^۳ (TEC) اشاره کرد.

محتوای کل الکترون یکی از پارامترهای مهم یون‌سپهر است که به صورت گسترده در مطالعات فضایی و فناوری‌های مرتبط با سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای جهانی^۴ (GNSS) کاربرد دارد. TEC نشان‌دهنده تعداد کل الکترون‌های آزاد در ستون عمودی یون‌سپهر است و تأثیر قابل توجهی بر روی انتشار سیگنال‌های رادیویی و دقت موقعیت‌یابی GNSS دارد. استفاده از داده‌های GNSS برای اندازه‌گیری و پایش TEC امکان‌پذیر شده است که این امر باعث بهبود درک ما از پدیده‌های یون‌سپهر و فضای جوی اطراف زمین شده است و کاربردهای متعددی در بهینه‌سازی عملکرد سیستم‌های فضایی و افزایش پایداری ارتباطات ماهواره‌ای دارد [۱].

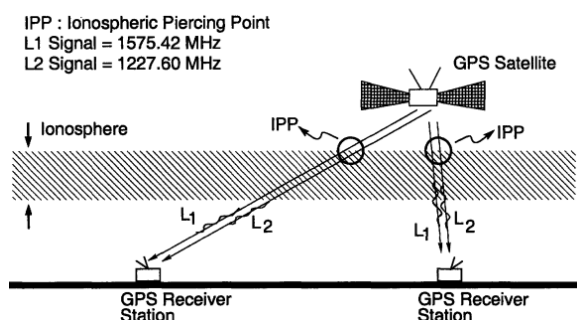
مطالعات متعددی نشان می‌دهند که پایش دقیق TEC با بهره‌گیری از شبکه‌های گسترده GNSS قادر است اختلالات ناشی از یون‌سپهر را کنترل کند، خطرات مرتبط با آب‌وهوای فضایی را کاهش می‌دهد و ایمنی قابل توجهی در زمینه ناوبری، ارتباطات و ایمنی مأموریت‌های فضایی به وجود آورد [۲، ۳].

تحقیقات نظری و تجربی اخیر در مورد پدیده‌های غیرخطی که هنگام انتشار یک موج رادیویی قدرتمند در یون‌سپهر به وجود می‌آیند را بررسی می‌کند. رزونانس هیبرید بالا باعث ایجاد امواج پلاسما هیبرید بالا و پایین قوی و همچنین سبب بی‌نظمی‌های یون‌سپهری می‌شود و انتشار رادیویی یون‌سپهر مصنوعی را القا می‌کند. یک موج الکترومغناطیسی با حالت O که به صورت عمودی به پلاسما ناحیه F یون‌سپهر منتقل می‌شود، طیف وسیعی از فرآیندهای پلاسما را تحریک می‌کند که منجر به ظهور آشفتگی مصنوعی یون‌سپهری می‌شود، به عنوان مثال، هنگامی که فرکانس هیبریدی بالایی نزدیک به مضرری از فرکانس ژئرومغناطیسی الکترونی است، امواج پلاسما و امواج صوتی یونی برانگیخته می‌شوند، الکترون‌ها به طور مؤثر شتاب می‌گیرند و درخششی

مصنوعی از یون‌سپهر ظاهر می‌شود، تولید حالت‌های مختلف پلاسما HF و LF، ناهمگنی‌های چگالی پلاسما در مقیاس از ده‌ها سانتی‌متر تا کیلومترها، افزایش دمای الکترون، شتاب و یونیزاسیون الکترون و ... ایجاد می‌شود [۴-۶].

بی‌نظمی در مقیاس بزرگ با مقیاس ۵-۵۰ کیلومتر را می‌توان به طور مؤثر با استفاده از سیگنال‌های فرکانس دوگانه منظومه‌های ماهواره‌ای نظیر GPS یا GLONASS مطالعه کرد. انتشار در ناحیه گرم شده، چنین سیگنال‌هایی افزایش فاز اضافی در مسیر حرکت موج سبب می‌شود که توسط پراکندگی امواج رادیویی در پلاسما یون‌سپهر تعیین شده و با محتوای کل الکترون (TEC) مرتبط است [۷، ۸].

امواج رادیویی از منظومه ماهواره‌ای GPS که برای اندازه‌گیری TEC استفاده می‌شوند، سیگنال‌های L1 و L2 هستند، این فرکانس‌های حامل به ترتیب ۱۵۷۵.۴۲ مگاهرتز و ۱۲۲۷.۶۰ مگاهرتز است. ایستگاه‌های گیرنده GPS روی زمین این سیگنال‌ها را شناسایی می‌کند و اختلاف فاز و راه بین این دو موج را مقایسه می‌کنند. شکل ۱. به بررسی شماتیک این مبحث می‌پردازد [۹].



شکل (۱): ساختار اندازه‌گیری محتوای الکترون کل (TEC) توسط ماهواره و ایستگاه‌های زمینی

ارتباط بین مؤلفه‌های TEC بدین صورت است:

$$VTEC = STEC \cdot \cos X \quad (۱)$$

که در آن پارامتر VTEC مؤلفه عمودی پارامتر STEC است و پارامتر X زاویه سمتی ماهواره با ایستگاه زمینی است. محتوای الکترون کل (TEC) تعداد کل الکترون‌های موجود در طول مسیر بین فرستنده و گیرنده رادیویی است. امواج رادیویی تحت تأثیر حضور الکترون‌ها قرار می‌گیرند. هر چه تعداد الکترون‌ها در مسیر موج رادیویی بیشتر باشد، سیگنال رادیویی بیشتر تحت تأثیر قرار می‌گیرد. TEC برحسب الکترون بر مترمربع اندازه‌گیری می‌شود.

³ Total Electron Content

⁴ Global Navigation Satellite System

¹ Gravity Waves

² Traveling Ionospheric Disturbances

ماهواره در هر زمان مقادیر زاویه سمتی و ارتفاعی^۹، مکان نقطه تقاطع یون‌سپهری^{۱۱}، مقادیر STEC، VTEC به دست خواهد آمد [۱۰].

توان تابشی مؤثر سامانه گرمایش مصنوعی در فرکانس‌های انتخاب شده بسته به تعداد فرستنده‌ها و بخش‌های آنتن درگیر در آزمایش‌ها و فرکانس عملیاتی در بازه ۶۵-۱۵۰ مگاهرتز بود. داده‌ها مورد بررسی توسط ایستگاه‌های Vasilsursk، Zelenodolsk، Kazan در سال‌های ۲۰۱۵ و ۲۰۱۷ توسط آقای Kogogin و Nasyrov و دیگر همکاران مورد بررسی قرار گرفته است [۵، ۶]. ایستگاه Vasilsursk در موقعیت جغرافیایی 46.50E 56.08N و ایستگاه Zelenodolsk در موقعیت جغرافیایی 55.52N، 48.33E ایستگاه Kazan در موقعیت جغرافیایی 55.48N، 49.08E قرار دارد. فاصله بین ایستگاه Vasilsursk و Zelenodolsk در حدود ۱۶۰ کیلومتر است و فاصله بین ایستگاه Kazan و Vasilsursk در حدود ۲۰۰ کیلومتر است. همان‌طور که از **Error! Reference source not found.** مشاهده می‌شود ایستگاه‌های مورد بررسی توسط Kogogin و Nasyrov با رنگ نارنجی نشان داده شده است. ایستگاه‌های مورد بررسی این مقاله با رنگ سیاه شامل دو ایستگاه است. ایستگاه اول Mendeleev در غرب مسکو با نام اختصاری (MDVJ) در 37.21 E درجه و 56.02 N درجه قرار دارد و ایستگاه دوم Arti با نام اختصاری (ARTI) در 56.42N و 58.56E قرار دارد. فاصله بین دو ایستگاه MDVJ و ARTI در حدود ۱۵۰۰ کیلومتر است. این ایستگاه‌ها بدین دلیل انتخاب شده است که به صورت رایگان در دسترس عموم قرار گرفته شده و دیگر اینکه نشان دهد، قابلیت مشاهده اثرات سامانه گرمایشی از فواصل دور وجود دارد. فاصله بین ایستگاه MDVJ و مرکز گرمایش مصنوعی در حدود ۶۰۰ کیلومتر است و فاصله بین ایستگاه ARTI و مرکز گرمایش مصنوعی در حدود ۸۵۰ کیلومتر است.

ماهواره‌های مورد بررسی در این تحقیق G08، G28 از منظومه ماهواره‌ای GPS است. رد زمینی ماهواره‌ها در نقطه تقاطع یون‌سپهری در شکل ۲ نشان داده شده است که از اطراف ایستگاه‌های گیرنده اطلاعات منظومه ماهواره‌ای عبور می‌کنند.

($1 \text{ TEC Unit TECU} = 10^{16} \text{ electrons/m}^2$) مقادیر TEC عمودی در یون‌سپهر زمین می‌تواند از یک تا چند ده TECU متغیر باشد.

در ادامه به بررسی تأثیر سامانه گرمایشی SURA در ایجاد امواج گرانشی و اختلالات متحرک یونسفری پرداخته خواهد شد.

۲- روش تحقیق

سامانه SURA یکی از پیشرفته‌ترین سامانه‌های گرمایش مصنوعی یون‌سپهر است که در آزمایشگاه مؤسسه تحقیقات علمی رادیوفیزیکی^۵ در نیژنی نوگورود روسیه واقع شده است. این سامانه با استفاده از فرستنده‌های پرتوان امواج کوتاه، قادر به تابش یون‌سپهر و ایجاد تحریک‌های کنترل‌شده در لایه‌های بالای جو زمین است. در آزمایش‌های مختلف اندازه‌گیری که بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۳ انجام شده‌اند، تابش یون‌سپهر با استفاده از امواج قطبیده و تنظیم‌شده به سمت الراس، یا با انحراف ۱۲ درجه به سمت جنوب در راستای نصف‌النهار مغناطیسی زمین صورت گرفته است [۵، ۶]. این توانمندی‌ها به محققان امکان می‌دهد تا فرآیندهای پیچیده انتقال انرژی و پویایی پلاسما در یون‌سپهر را مطالعه کرده و اثرات آن بر سیستم‌های فضایی و ارتباطی را بررسی کنند. در این مقاله به بررسی داده‌های حاصل از گرمایش مصنوعی، آزمایش سامانه SURA، در تاریخ ۲۰۱۰/۰۳/۱۵ پرداخته می‌شود. روش تحقیق بدین صورت است که در ابتدا خروجی نهایی یک گیرنده ناوبری که شامل فایل خام دانلود می‌شود و به فایل مشاهده و ناوبری^۶ تبدیل می‌شود. فرمت این داده به صورت RINEX^۷ است و آن یک فرمت تبادل داده برای داده‌های خام سیستم ناوبری ماهواره‌ای است. RINEX برای داده‌های GNSS دریافت، بایگانی و توسط CDDIS^۸ ناسا ارائه می‌شود. با دانلود این اطلاعات از سایت CDDIS می‌توان به این داده‌ها دسترسی پیدا کرد.^۹

با استفاده از فایل‌های مشاهده و ناوبری و بایاس ارائه شده توسط CDDIS و با استفاده از الگوریتم ارائه شده جهت محاسبه مقادیر TEC توسط آقای Seemala و نرم‌افزار ارائه شده توسط آن‌ها فرمتی از داده به دست خواهد آمد که در آن، به ازای هر

^۹ <https://cddis.nasa.gov/archive/gnss/data/daily/>

^{۱۰} Azimuth and Elevation Angle

^{۱۱} Ionospheric Pierce Point

^۵ NIRFI

^۶ Observation and navigation

^۷ Receiver Independent Exchange Format

^۸ Crustal Dynamics Data Information System



شکل (۲): نقشه به همراه مسیر حرکت ماهواره و ایستگاه‌های اندازه‌گیری و ناحیه گرمایش سامانه گرمایش SURA، خط سیاه مسیر حرکت ماهواره G8 و خط آبی ماهواره مسیر حرکت G28

خورشید میزان TEC کمتری را مشاهده کند. با مقایسه پیشینه نمودارهای شکل ۳ این نکته کاملاً مشهود است؛ اما شاهد رفتاری متفاوت در روند این تغییرات مشاهده می‌شود.

در ایستگاه ARTU، ماهواره G08 طلوع خود را در میانه زمان گرمایش شروع می‌کند و اولین اثرات ناشی از گرمایش، به صورت موج در ساعت ۱۷/۸ مشاهده می‌گردد و برخلاف روند طبیعی، داده‌های TEC افزایش می‌یابد. ماهواره G28 پس از خاموش شدن سامانه گرمایشی طلوع کرده و از نقطه‌ای که ماهواره G28 ناهنجاری‌های گرمایش را گذارش کرده عبور می‌کند این ماهواره نیز در زمان ۱۹/۰ ناهنجاری‌های افزایشی را مشاهده می‌کند و برخلاف روند طبیعی محیط محتوای کلی الکترون با شدت کمتری نسبت به موج اولیه افزایش می‌یابد. از مقایسه میزان افزایش TEC در نقاط ناهنجاری و دوره تناوب امواج مشاهده‌شده در زمان ۱۷/۸ و ۱۹/۰ تأیید می‌شود که همانگ‌های مرتبه بالاتر امواج گرانشی توانایی اختلالات کمتری را دارند.

با توجه به شکل ۴، دامنه تغییرات این ایستگاه در حدود ۰/۲۵ TEC و در ایستگاه دیگر در نهایت به مقدار ۰/۱۷۵ TEC می‌رسد؛ بنابراین به‌طور کلی نتیجه گرفته می‌شود که شدت امواج گرانشی یا اختلالات یون‌سپهری متحرک در راستای شرق بیشتر از راستای غرب بوده است [۱۱].

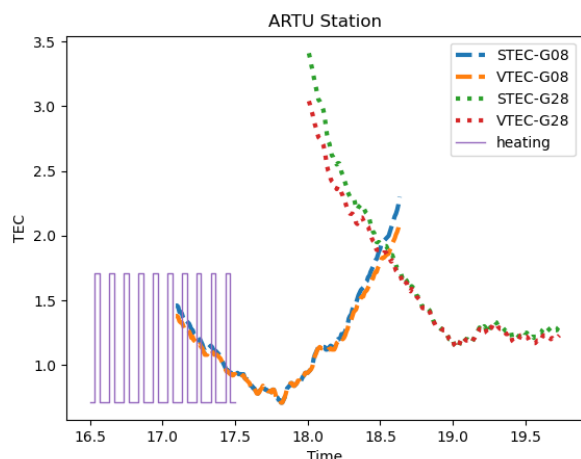
شکل ۴ به بررسی داده‌های VTEC برای دو ماهواره G08 و G28 در دو ایستگاه MDVJ و ARTU در زمان حضور هر ماهواره در اطراف ایستگاه می‌پردازد. این نمودارها از تفاضل مقدار VTEC مشاهده‌شده از رگرسیون مرتبه ۳ آن به دست می‌آید. در نتیجه

۳- بحث و نتیجه‌گیری

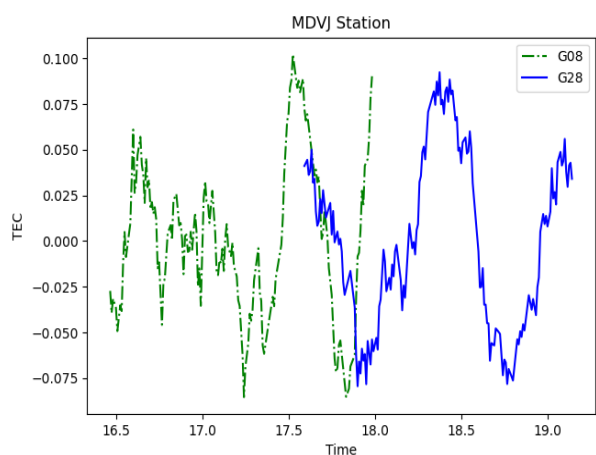
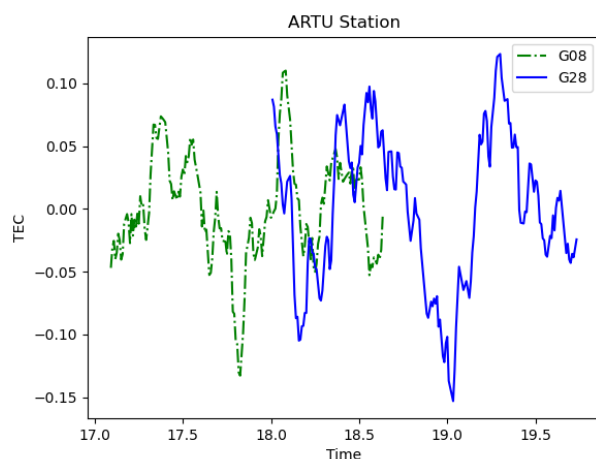
برای مشاهده اثرات ناشی از ناشی از سامانه گرمایش مصنوعی SURA در این مقاله از دو ایستگاه استفاده شد. تا در فواصل دورتر اثرات آن‌ها را چه به صورت اختلالات یون‌سپهری متحرک (TID) یا چه به صورت امواج گرانشی مورد بررسی قرار گیرد. سامانه گرمایش مصنوعی در فرکانس ۴/۳ MHz و در زمان ۱۶:۳۰ تا ۱۷:۳۰ با نرخ ۲ دقیقه روشن و ۴ دقیقه مکث با توان مؤثر تابش 120MW اعمال شده است. بدین ترتیب دوره تناوب گرمایشی ۶ دقیقه است. فضای مورد بررسی برای ایستگاه‌ها به صورت مربعی به طول و عرض ۴ درجه که ایستگاه در مرکز آن قرار دارد و زمان مورد بررسی از ساعت ۱۶:۰۰ تا ۲۰:۰۰ است. نتایج حاصل از داده‌های تجربی در شکل ۳ و ۴ نشان داده شده است. در این شکل ماهواره‌ها براساس زمان حضور خود در اطراف ایستگاه ترسیم شده‌اند.

در ایستگاه MDVJ ماهواره G08 حدود ۹۰ دقیقه زودتر از ماهواره G28 طلوع کرده است، بنابراین امکان اندازه‌گیری چگالی الکترون را در زمان اجرای فرایند گرمایش دارد. با توجه به سرعت اختلالات ناشی از گرمایش، تنها در بازه انتهایی ارتباط خود با ایستگاه، توانست مقدار کمی از ناهنجاری را مشاهده کند؛ اما ماهواره G28 در لحظه غروب خود به منطقه احتمالی عبور امواج اختلالی می‌رسد. به دلیل میرایی نوسانات و بازترکیب پلاسمای یون‌سپهری در عمل هیچ‌گونه اثری از آن را مشاهده نمی‌شود.

با توجه به اینکه ایستگاه ARTU، در شرق ایستگاه MDVJ قرار گرفته است، انتظار می‌رود نسبت به فاصله از زمان غروب



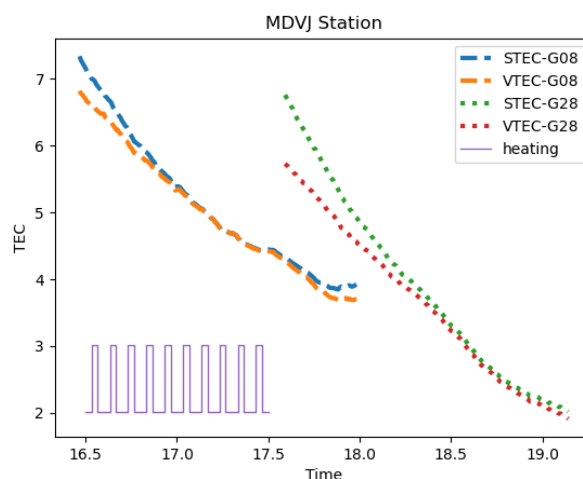
شکل (۳): داده‌های محتوای کلی الکترون برای دو ماهواره G08, G28 در ایستگاه MDVJ و ARTU به همراه زمان فعالیت سامانه گرمایش مصنوعی به صورت الگوی نوسانی



شکل ۱. منحنی تغییرات داده‌های STEC در گذر زمان برای ایستگاه‌های ARTU, MDVJ

می‌توان میزان تغییرات را برحسب زمان مشاهده کرد. نتایج نشان می‌دهد که دامنه تغییرات برای ایستگاه ARTU در حدود 0.25 TEC است که نصف خروجی‌های مشاهده‌شده در مقاله Kogogin و همکاران در ایستگاه Kazan است [۵]. این گزاره تأییدی است بر اینکه امواج گرانشی انرژی و دامنه خود را در حین انتشار از دست می‌دهند. نکته قابل توجه در این مقاله این است که در مقالات قبلی با استفاده از ایستگاه‌های نزدیک و غیرقابل دسترس عموم به اثبات امواج گرانشی ناشی از سامانه گرمایشی پرداخته‌اند درحالی‌که در این مقاله براساس ایستگاه‌های عمومی و در فواصل دورتر به اثبات این پدیده پرداخته است.

در ایستگاه ARTU دوره تناوب ناهنجاری اول و ناهنجاری دوم به ترتیب ۲۴ دقیقه و ۳۰ دقیقه اندازه‌گیری می‌شود. از طرفی دوره تناوب امواج، مقدار یکتایی را در هر ارتفاع به خود اختصاص می‌دهند. بدین ترتیب از کنار هم قرار دادن دوره تناوب اندازه‌گیری شده در ایستگاه ARTU با ارتفاعی که محتوای کلی الکترون محاسبه می‌گردد می‌توان نتیجه گرفت که امواج شناسایی شده در محدوده امواج گرانشی قرار می‌گیرند [۱۲]. بر اساس یافته‌های تجربی توسط آقای Chernogor و Frolov امواج گرانشی با هماهنگی‌های بالاتر دوره تناوب گرمایش، امکان ایجاد و انتشار دارند. ناهنجاری‌های مشاهده‌شده در این بررسی هماهنگ چهارم و پنجم دوره تناوب گرمایش است [۱۳].



۴- نتیجه‌گیری

سامانه گرمایش مصنوعی توانایی گرم کردن یون‌سپهر و تغییر چگالی و ایجاد پدیده‌هایی در آن را دارد با اعمال الگوریتم نوسانی بر روی موج گرمایشی می‌توان امواج گرانشی و اختلالات یونسفری متحرک در محیط ایجاد کرد. در این مقاله اثرات ناشی از سامانه گرمایشی مصنوعی SURA در تاریخ ۲۰۱۰/۰۳/۱۵ توسط ۲ ایستگاه MDVJ و ARTU پایش شد و نتایج آن با مقالات قبلی در این زمینه مورد مقایسه قرار گرفت. این بررسی‌ها نشان می‌دهد که سامانه فوق توانایی تولید امواج گرانشی بلند برد را دارد و می‌توان اثرات ناشی از سامانه گرمایشی را در فواصل بلند و با استفاده از ایستگاه‌های عمومی مشاهده و اثبات کرد. همچنین این مقاله نشان می‌دهد که میزان تأثیرات اختلالات یون‌سپهری در شرق سامانه گرمایش نسبت به غرب آن بیشتر است و امواج به‌صورت متقارن منتشر نمی‌شوند. دامنه نوسانات منتشرشده TEC ۰/۲۵ برآورد می‌شود. همچنین می‌توان بر اساس دوره تناوب امواج منتشرشده، نشان داد که امواج منتشرشده از جنس گرانشی هستند و در هماهنگی‌های چهارم و پنجم دوره تناوب گرمایش مشاهده شدند.

در این تحقیق، روشی برای مطالعه امواج گرانشی و اثبات فعالیت سامانه‌های گرمایش مصنوعی با استفاده از ایستگاه‌های عمومی ارائه شده است. این روش با بهره‌گیری از داده‌های قابل‌دسترس و تحلیل‌های پیشرفته، امکان رصد و تفسیر دقیق‌تر امواج گرانشی را فراهم می‌آورد. همچنین، این روش می‌تواند به‌عنوان ابزاری مؤثر برای تأیید فعالیت سامانه‌های گرمایش مصنوعی مورد استفاده قرار گیرد و به پژوهشگران فعال در این حوزه کمک شایانی نماید.

۵- پیشنهادها

برای ادامه بهتر براساس یافته‌ها و نتایج این تحقیق، پیشنهادهای زیر برای بهبود مطالعات آتی و کاربردهای عملی مطرح می‌شود:

- ارتقاء دقت اندازه‌گیری‌ها از طریق استفاده از فناوری‌های جدید GNSS و به‌کارگیری روش‌های پیشرفته پردازش داده‌ها که می‌تواند به کاهش خطاهای یون‌سپهر کمک کند.
- گسترش دامنه مطالعه براساس نحوه انتشار امواج در موقعیت‌های جغرافیایی مختلف

• توسعه مدل‌های پیش‌بینی یون‌سپهر بر پایه داده‌های لحظه‌ای RINEX برای بهبود کارایی سیستم‌های ناوبری و ارتباطات ماهواره‌ای.

• انجام مطالعات بیشتر درباره اثرات TID و امواج گرانشی بر روی TEC و تأثیرات آن بر کارکرد فناوری‌های فضایی، به‌منظور بهبود تصحیح‌های مربوطه در سیستم‌های GNSS.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

نویسندگان مراتب سپاس و قدردانی خود را از Gopi Krishna Seemala¹² به دلیل استفاده از نرم‌افزار GPS-TEC/Gopi مقالات مرتبط با این پژوهش ابراز می‌دارند. همچنین از مرکز Crustal Dynamics Data Information System (CDDIS) وابسته به NASA به دلیل فراهم‌سازی داده‌های ناوبری به صورت عمومی و مورد استفاده در این پژوهش صمیمانه قدردانی می‌شود.

مراجع

- [1] T. Tsugawa, M. Nishioka, M. Ishii, K. Hozumi, S. Saito, A. Shinbori, Y. Otsuka, A. Saito, S. Buhari, M. Abdullah, and P. Supnithi, "Total electron content observations by dense regional and worldwide international networks of GNSS," *Journal of Disaster Research*, vol. 13, no. 3, pp. 535-545, 2018.
- [2] C. Jiang, Q. An, S. Wang, W. Nie, H. Zhu, and G. Liu, "Accuracy assessment of the ionospheric total electron content derived from COSMIC-2 radio occultation based on multi-source data," *Advances in Space Research*, vol. 73, no. 10, pp. 5157-5170, 2024.
- [3] M. Ou, D. Fan, C. Wang, and L. He, "A simulation study of the Argo program-enhanced global ionospheric modeling," *Advances in Space Research*, vol. 73, no. 3, pp. 1865-1874, 2024.
- [4] A. V. Gurevich, "Nonlinear effects in the ionosphere," *Physics-Uspekhi*, vol. 50, no. 11, p. 1091, 2007.
- [5] I. Nasyrov, D. Kogogin, A. Shindin, S. Grach, and R. Zagretdinov, "The measurement of the ionospheric total content variations caused by a powerful radio emission of "Sura" facility on a network of GNSS-receivers," *Advances in Space Research*, vol. 57, no. 4, pp. 1015-1020, 2016.
- [6] D. Kogogin, I. Nasyrov, S. Grach, A. Shindin, and R. Zagretdinov, "Dynamics of large-scale ionospheric inhomogeneities caused by a powerful radio emission of the Sura facility from the data collected onto

- ground-based GNSS network," *Geomagnetism and Aeronomy*, vol. 57, no. 1, pp. 93-106, 2017.
- [7] E. Afraimovich and N. Perevalova, "GPS monitoring of the Earth's upper atmosphere," *Irkutsk: SC RRS SB RAMS*, vol. 480, 2006.
- [8] R. Pradipta, "Could global warming affect space weather?: case studies of intense ionospheric plasma turbulence associated with natural heat sources," Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [9] R. Pradipta, "Generation of acoustic-gravity waves in ionospheric HF heating experiments: simulating large-scale natural heat sources," *Ph. D. Thesis*, 2012.
- [10] G. K. Seemala, "Estimation of ionospheric total electron content (TEC) from GNSS observations," in *Atmospheric remote sensing*: Elsevier, 2023, pp. 63-84.
- [11] E. Andreeva *et al.*, "Radiotomography and HF ray tracing of the artificially disturbed ionosphere above the Sura heating facility," *Radio Science*, vol. 51, no. 6, pp. 638-644, 2016.
- [12] P. K. Knížová and Z. Mošna, "Acoustic-gravity waves in the ionosphere during solar eclipse events," *Acoustic Waves*, pp. 303-320, 2011.
- [13] L. Chernogor and V. Frolov, "Features of propagation of the acoustic-gravity waves generated by high-power periodic radiation," *Radiophysics and Quantum Electronics*, vol. 56, no. 4, pp. 197-215, 2013.



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 144-155
2026

DOI:
[10.22034/jsssta.2026.513896.1238](https://doi.org/10.22034/jsssta.2026.513896.1238)

Article Info

Received: 2025-03-25
Accepted: 2025-08-08

Keywords

Stirling Cooler, Life Test,
small sample, Nelson-Allen
Method, Crew method,
Caplan -Mier method

How to Cite this article

M. A. Farsi, "Evaluating the
lifespan of a Stirling cooler
system, considering different
failure modes", *Journal of
Space Science, Technology &
Applications*, Vol. 5, No. 2,
pp. 144-155, 2026.

Evaluating the lifespan of a Stirling cooler system, considering different failure modes

Mohammad Ali Farsi^{1*}

¹ *Asso. Prof., Aerospace Research Institute, Ministry of science research and technology,
Tehran, Iran
Farsi@ari.ac.ir

Abstract

The expected lifespan is a primary concern for engineers involved in the design and construction of equipment. Accurately calculating the lifespan of complex systems necessitates the use of specific techniques and methodologies. This paper presents an experimental investigation of a Stirling cooler, as a heat engine that generates cryogenic temperatures through the cyclic compression and expansion of helium gas at different temperature levels. The data obtained from lifespan testing have been thoroughly analyzed. Four samples of this cooler were utilized for the test, and control parameters, including temperature and current intensity, were closely monitored. A system failure or an increase in its parameters beyond specified levels is considered as a failure event. This study explores the differentiation of failure modes and their impact on reliability calculations, as well as recommendations for inspection and maintenance intervals. Due to the limited number of samples, various nonparametric methods, including Nelson-Allen, Kaplan-Meier and Crow, were employed to analyze and estimate the parameters. The research findings indicate that the results obtained from the Kaplan-Meier method are less accurate compared to the other two methods. Furthermore, for these systems, isolating failure modes facilitates the reliability calculation process and reduces maintenance costs.

ارزیابی طول عمر سیستم کولر استرلینگ با در نظر گرفتن حالت های مختلف خرابی

محمد علی فارسی*

۱- پژوهشگاه هوافضا- وزارت علوم تحقیقات و فناوری- Farsi@ari.ac.ir

نویسنده مسئول *

دسترسی پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۱۴۴-۱۵۵

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jस्ता.2026.513896.1238

چکیده

طول عمر مورد انتظار، همواره یکی از دغدغه‌های مهندسين در طراحی و ساخت تجهیزات است. محاسبه عمر در سیستم‌های پیچیده نیازمند تکنیک‌ها و روش‌های خاص است. در پژوهش حاضر، کولر استرلینگ به عنوان یک موتور حرارتی که با فشرده‌سازی و انبساط چرخه‌ای گاز هلیوم در سطوح مختلف دمایی باعث تولید دمای فوق سرد (کرایونیک) شده است و به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است و نتایج حاصل از آزمون عمر آن تحلیل شده است. برای انجام آزمون، چهار نمونه از این کولر استفاده شده است و پارامترهای کنترلی آن شامل: دما و شدت جریان پایش می‌شود. در صورت از کار افتادن سیستم و یا افزایش پارامترهای آن به بیش از میزان تعیین شده، این وضعیت به عنوان خرابی لحاظ شده است. در این مطالعه، موضوع تفکیک حالات خرابی و اثر آن بر روی محاسبه قابلیت اطمینان و توصیه زمان بازرسی و نگهداری بررسی شده است. با توجه به تعداد اندک نمونه‌ها، روش‌های مختلف ناپارامتریک نظیر: نلسون-آلن، کاپلان-مایر و کرو، برای تحلیل و برآورد پارامترها استفاده شده است. اطلاعات حاصل از این تحقیق نشان داد که نتایج روش کاپلان-مایر نسبت به دو روش دیگر دقت کمتری دارد و برای این سیستم‌ها، جداسازی حالات خرابی سبب سهولت در فرآیند محاسبه قابلیت اطمینان و کاهش هزینه‌های تعمیر و نگهداری می‌شود.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۱/۰۵

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۵/۱۷

واژه‌های کلیدی

کولر استرلینگ، تست عمر، تعداد نمونه اندک، روش نلسون-آلن، روش کرو، روش کاپلان

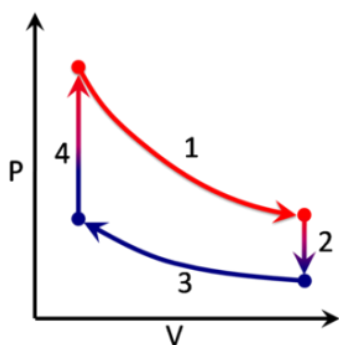
نحوه استناد به این مقاله

محمد علی فارسی، "ارزیابی طول عمر سیستم کولر استرلینگ با در نظر گرفتن حالت های مختلف خرابی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره دوم، صفحات ۱۴۴-۱۵۵، ۱۴۰۴.

۱- مقدمه

بازیابی هم حجم، تراکم همدم و بازیابی هم حجم. این چهار فرآیند ترمودینامیک هستند که رخ می‌دهند (شکل ۱).

در انواع مختلف موتور استرلینگ بانام‌های آلفا، بتا، گاما و سنبه آزاد، اصول ترمودینامیکی یکسان است و تفاوت اساسی آنها از نظر نحوه قرار گرفتن اجزای مختلف موتور در کنار یکدیگر هستند [۲-۳]. یکی از مهمترین کاربردهای موتور استرلینگ استفاده از آن برای دفع گرما از محل تولید گرما است. با توجه به راندمان بالای آن، یک گزینه ایده‌آل برای خنک‌کاری قطعات الکترونیکی و الکترواپتیکی است. شکل (۲) نمونه‌ای از این نوع تجهیز را که در صنایع خاص کاربرد دارد نشان می‌دهد. در این مقاله هرگاه از واژه موتور استرلینگ نامبرده شده، منظور موتوری است که برای کاهش دما استفاده می‌شود در حقیقت کاربری آن به صورت کولر است.



شکل (۱): چرخه کاری براساس فشار-حجم

فرایند انتقال حرارت و کاهش دما یک فرآیند سخت و حساس است. لذا در طراحی و استفاده از این موتور به عنوان کولر باید بسیار دقت کرد. به عنوان مثال، اغلب این نوع موتورها برای تولید دمای فوق سرد (حدود ۱۰۰ درجه کلوین) استفاده می‌شوند و با توجه به حوزه کاربردی خاص، مشکلات متعددی در فرایند توسعه و بهره‌برداری آنها رخ می‌دهد [۵-۶]. بنابراین با بهبود و افزایش عملکرد آن می‌توان گام‌های مطمئنی را در جهت بهبود بازدهی برداشت. با توجه به ابعاد کوچک و راندمان بالای این سیستم، یکی از ابزارهای مورد استفاده در صنایع پیشرفته به‌ویژه هوافضا است [۷]. برخی از کاربردهای آن عبارتند از: رادیاتورهای فضایی [۸]، خنک‌کاری بردهای الکترونیکی کوچک و تبادل حرارت در راکتورهای هسته‌ای [۹].

با توسعه جوامع بشری و پیشرفت صنعت، تجهیزات مختلفی تولید شده است تا به نیازهای بشری کمک نمایند. امروزه اغلب این تجهیزات به صورت سیستم‌های مکانیکی-الکترونیکی و نرم‌افزاری هستند و موفقیت در عملکرد آنها، منوط به فعالیت همزمان این بخش‌ها است. هرگونه نقص در هریک از زیر بخش‌ها منجر به شکست مجموعه اصلی خواهد شد. با توجه به افزایش پیچیدگی محصول و با توجه به تعامل بخش‌های مختلف، طراحی آنها مشکل‌تر شده است و در صورت بی دقتی، میزان خرابی و اشکالات ایجاد شده در حین عملکرد به صورت تصاعدی افزایش می‌یابد. با توجه به هزینه نسبتاً بالای تجهیزات جدید و احتمال خرابی آنها، استفاده از تکنیک‌های علمی در تجزیه و تحلیل عملکرد آنها ضروری است. یکی از مجموعه‌های مهم در صنعت تجهیزاتی هستند که از یک موتور الکتریکی برای ایجاد حرکت و تولید توان لازم برای انجام یک فعالیت مکانیکی یا ترمودینامیکی بهره می‌گیرند. کولر استرلینگ نمونه‌ای از این تجهیزات پیچیده است که از یک موتور الکتریکی براساس همراه با مکانیزم مکانیک فشرده‌سازی گاز هلیوم برای تولید دمای فوق سرد - کرایونیک (تقریباً منهای ۱۷۰ درجه سانتیگراد) استفاده می‌کند. موتور استرلینگ یک موتور حرارتی است که در سال ۱۸۱۶ توسط دکتر رابرت استرلینگ اختراع شد. موتور استرلینگ بازدهی بیشتری نسبت به موتورهای بنزینی و دیزلی دارد [۱]. در موتورهای استرلینگ از چرخه استرلینگ استفاده می‌کنند و گاز استفاده شده در داخل موتور هیچ وقت موتور را ترک نمی‌کند به همین علت موتورهای استرلینگ بسیار بی صدا هستند و تولید آلاینده‌گی نمی‌کنند. موتور استرلینگ با استفاده از تبادل حرارت میان دو منبع گرم و سرد، می‌تواند کار مکانیکی یا برقی تولید کند حرارت در دمای گرم به موتور وارد شده، بخشی از آن به کار مکانیکی یا برقی تبدیل شده و مابقی آن در دمای خنک‌تر از موتور خارج می‌شود [۲]. مهمترین چالش این سیستم برای استفاده گسترده و عمومی، پیچیدگی طراحی، هزینه بالای ساخت و تعمیر و نگهداری آن است.

در این موتورها بازده تقریباً نزدیک ماکزیمم بازدهی ممکن که توسط تئوری پیشبینی می‌شود (بازده چرخه کارنو) است. چرخه استرلینگ همانند دیگر چرخه‌های حرارتی دارای چهار فرایند اصلی است. با این حال، این فرایندها به صورت جداگانه اتفاق نمی‌افتد، اما گذار از این حالات با هم همپوشانی دارند. چرخه ایده‌آل استرلینگ از چهار فرایند تشکیل شده است: انبساط همدم،

مشخص می شوند. یکی از بخش های کولرهای استرلینگ مبدل برق^۵ و بردهای الکتریکی آن است. مبدل های برق به کار رفته در کولر استرلینگ قطعه متحرک ندارند و فقط مبدل جریان متناوب به جریان مستقیم است و بردهای الکترونیکی نیز نقش کنترلر موتور را برعهده دارند. بنابراین خرابی بخش الکتریکی شامل خرابی قطعات موتور و اجزای الکترونیکی برد کنترل و سنسورها است.

در چرخه عمر این کولر، که انتظار می رود چندین هزار ساعت کارکرد پیوسته باشد (برخی مدل های ساخته شده توسط ناسا بیش از یکصد هزار ساعت کار می کنند [۱۱])، خرابی های مختلفی می تواند رخ دهد که طراحان سعی می کنند در فرآیند طراحی و ساخت با استفاده از روش های مختلف نظیر: تحلیل درخت خرابی، تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها و... احتمال وقوع خرابی را کاهش دهند. ولیکن تحلیل داده های حاصل از عملکرد واقعی یا آزمایش عمر این کولرها ابزاری مناسب برای تحلیل عمر و صحنه گذاری طراحی هستند.

مطالعات انجام شده به صورت اختصاصی بر روی قابلیت اطمینان کولر استرلینگ بسیار اندک است (براساس جستجوی نویسنده در سایت های در دسترس نظیر اسکوپوس و اشپرینگر و غیره).

در محدود مطالعات منتشر شده، چون تعداد نمونه های موجود در آنها بیش از بیست نمونه بوده اند و این اطلاعات در طی چندین سال تست به دست آمده است [۳]، برای ارزیابی قابلیت اطمینان کولر استرلینگ، از روش پارامتریک مبتنی بر توزیع وایبل استفاده شده است [۳، ۶]. شرکتی نظیر شرکت ریکور در چهل سال اخیر بیش از سی هزار نمونه از این تجهیز را ساخته است و میزان اطلاعات در اختیار آنها از حجم و دقت مناسبی برخوردار است. با توجه به یکسان نبودن کیفیت نمونه های خارجی و نمونه داخلی، استفاده از مقادیر مربوط به عمر اعلامی توسط سازنده خارجی، برای نمونه داخلی منطقی نیست و بایستی براساس شرایط موجود مطالعه و بررسی لازم انجام شود. لذا در این تحقیق، با توجه به ساخت داخل بودن و تعداد کم نمونه ها، یک استند طراحی و ساخته شد که بتوان در شرایط آزمایشگاهی عمر مفید را اندازه گرفت. همچنین بخاطر کم بودن تعداد نمونه ها در تحلیل از روش ناپارامتریک استفاده شد.



شکل (۲): موتور استرلینگ (محصول صنعتی) [۴]

این موتور با توجه به کاربری ویژه، از نظر الکترونیکی و الکتریکی از موتورهای بدون جاروبک و مدار کنترلی ویژه استفاده می کند. قطعات متحرک آن نیز با توجه به ابعاد مینیاتوری، با استفاده از روش های خاص و بسیار دقیق ساخته شده و بر روی هم مونتاژ می شوند. به طور کلی این نوع تجهیز به دو بخش عمده الکتریکی و مکانیکی قابل تقسیم است. کارکرد صحیح این کولر نیازمند اطمینان از کارکرد درست هر دو بخش است. شکل ۳ حالات مختلف خرابی ایجاد شده در آن را نشان می دهد.

با بررسی نحوه کارکرد سیستم و سابقه خرابی های موجود در بخش مکانیکی سیستم های کولر استرلینگ، چهار حالت خرابی که بر عمر کولر تأثیر می گذارد، که عبارتند از: سایش^۱، آلودگی گازی^۲، نشت گاز هلیوم^۳ و خستگی^۴. کولر مورد بررسی دارای قیمتی حدود ۲۰۰۰۰ دلار بوده و وزن کل آن کمتر از ۳۵۰ گرم است که بیانگر مینیاتوری بودن اجزاء و لزوم دقت بسیار زیاد در ساخت و مونتاژ است. به عنوان مثال لقی بخش سیلندر پیستون آن در حدود ۴ میکرون و صافی سطح آنها کمتر از ۰/۰۵ میکرون است. سرعت چرخش موتور و حرکت نوسانی پیستون در شرایط عادی کارکرد ۱۵۰۰ دور بر دقیقه است. به صورتی که در هزار ساعت کارکرد بالغ بر ۹۰ میلیون مرتبه، پیستون درون سیلندر حرکت می کند. با توجه به لقی بسیار ناچیز و لزوم آب بندی گاز هلیوم درون آن، سایش در حدود ۲ میکرون، سبب از بین رفتن آب بندی و کاهش راندمان خنک کاری می شود. لازم به ذکر است که این کولر اجزای مکانیکی دیگری نظیر بیرینگ ها دارد که با توجه به وارداتی بودن و گرید خاص آنها، براساس سابقه موجود، در بازه مورد بررسی (۱۵۰۰ ساعت کارکرد)، تاکنون خرابی آنها گزارش نشده و لذا در این تحقیق از بررسی آنها صرف نظر شده است [۱۰]. در بخش الکتریکی نیز خرابی های رخ داده براساس اجزای آن

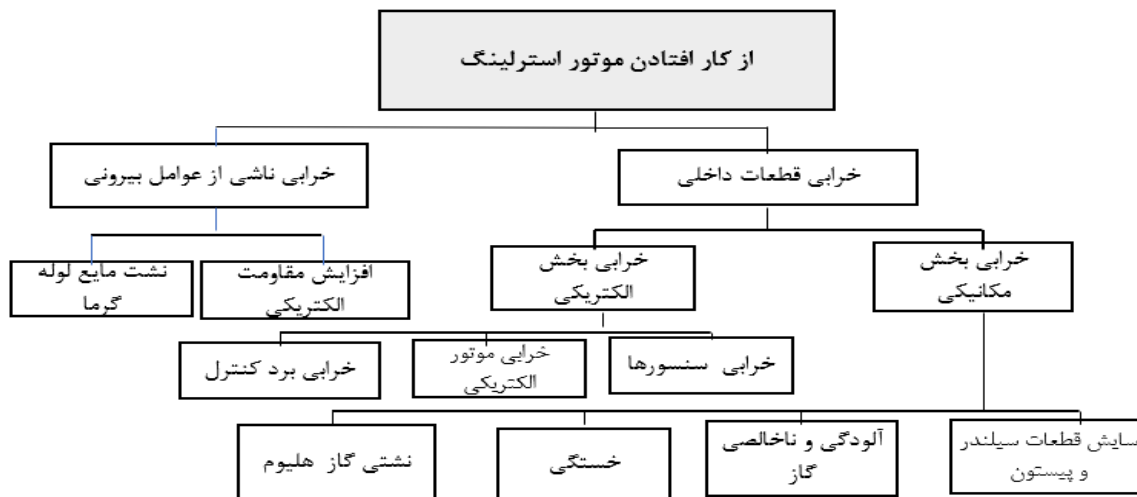
^۴ Fatigue

^۵ Electrical converter

^۱ Wear

^۲ Gaseous contamination

^۳ Helium leakage



شکل (۳): درخت واره خرابی کولر/موتور استرلینگ

اگر از کارافتادن سیستم به صورت تدریجی و به صورت کاهش راندمان و عملکرد باشد استفاده از مدل‌های تصادفی نظیر پدیده وینر یا گاما توصیه شده است. امروزه با توسعه هوش مصنوعی و تکنیک‌های مرتبط با آن از روش‌های مانند شبکه‌های کانولوشنی می‌توان برای پیش‌بینی رفتار یک تجهیز و تقریب زمان خرابی به‌ویژه برای مواردی که با داده انبوه سروکار داریم، استفاده کرد. در این مقاله روش کلاسیک بهره‌گیری از روابط آماری برای تشریح رفتار سیستم استفاده می‌شود. در محاسبه و ارزیابی قابلیت اطمینان، از مفاهیمی نظیر: نرخ خرابی، میانگین عمر برای بیان احتمال از کارافتادگی و خرابی استفاده می‌شود که در ادامه تشریح می‌شوند.

احتمال خرابی یک قطعه در زمان t وابسته به تابع چگالی احتمال خرابی $(f(\theta))$ بوده و به صورت زیر بیان می‌شود [۱۸]:

$$Pr(T \leq t) = \int_0^t f(\theta) d\theta = F(t), \quad t \geq 0 \quad (1)$$

بنابراین تابع قابلیت اطمینان یا احتمال بقای یک قطعه $(R(t))$ برابر است با:

$$R(t) = 1 - F(t) = \int_t^\infty f(\tau) d\tau \quad (2)$$

همچنین رابطه قابلیت اطمینان براساس تابع خطر یا خرابی $(\lambda(\tau))$ به صورت زیر بیان کرد:

$$R(t) = \exp\left[-\int_0^t \lambda(\tau) d\tau\right] \quad (3)$$

در برخی از مواقع تعداد و حجم آزمون‌های انجام شده اندکم بوده است و داده‌های به دست آمده کم است. برای مدلسازی این مسائل که حجم آزمون‌ها و تعداد داده‌های ثبت شده در آنها کم است نمی‌توان از روش‌های پارامتریک و توزیع‌های آماری رایج بهره

مطالعات مختلفی برای مقایسه توانمندی روش‌های ناپارامتریک در حوزه قابلیت اطمینان و موضوعات مرتبط با آن ارائه شده است [۱۲-۱۴]، ولیکن در رابطه با کولر استرلینگ، این روش‌ها کمتر مورد توجه قرار گرفته است. در بخش آتی موضوع قابلیت اطمینان با روش‌های مختلف تحلیل شده، تا مناسب‌ترین روش برای بررسی قابلیت اطمینان و میانگین عمر پیشنهاد شود. لذا مهمترین برجستگی تحقیق انجام شده عبارتند از:

- ۱- تحلیل قابلیت اطمینان یک سیستم الکترونیکی-مکانیکی
- ۲- بررسی حالت‌های خرابی مختلف
- ۳- مقایسه روش‌های ناپارامتریک در تحلیل قابلیت اطمینان برای تعداد نمونه کم انجام تست عملکردی و پایش وضعیت سیستم (تست تجربی).

۲- قابلیت اطمینان

قابلیت اطمینان به مفهوم اطمینان از عملکرد یک تجهیز در شرایط عملکردی ویژه و برای مدت زمان مشخص، در چند دهه اخیر در صنایع پیشرفته و حساس مورد توجه بوده است. در تحلیل‌های مهندسی قابلیت اطمینان به طور معمول از دو روش بهره می‌گیرند:

۱. روش‌های مدلسازی و نرم‌افزاری در تشخیص خرابی و عیب‌یابی [۱۵-۱۶].
۲. تکنیک‌های آماری، در این روش اطلاعات ناشی از زمان خرابی و از کار افتادن مورد توجه بوده است و تلاش شده است که این پدیده با استفاده از توزیع‌های آماری نظیر: توزیع نمایی، نرمال، وایبل مدلسازی شود [۱۷].

گرفت [۱۹]. در این حالت استفاده از روش های ناپارامتریک مفید است.

تکنیک های ناپارامتریک مانند میانگین تابع تجمعی [۲۰-۲۱] و پارامترهای مبتنی بر مدل های تخمین قابلیت اطمینان مختلف که با انواع مختلف سانسور داده ها سروکار دارند، در کارهای پیشین موجود هستند. اکثر مدل های سانسور شده موجود، تعمیر را کامل یا حداقل می دانند [۲۲-۲۴]. در این مقاله تلاش شده است بر روی داده های تجربی حاصل از آزمون عمر، تحلیل لازم صورت گیرد و مقایسه ای بین نتایج این روش ها انجام شود.

۱-۲- حالت های خرابی

خرابی بیانگر عدم توانایی یک محصول در ارائه خدمات یا انجام وظایف و عملکرد مورد انتظار است. لذا ارائه تعریف صحیح خرابی در فرآیند تحلیل قابلیت اطمینان ضروری است. عدم توانایی در انجام وظیفه اغلب بخاطر از کار افتادن اجزای سیستم رخ می دهد. در نگاه کلان همه عوامل و حالات خراب شدن را می توان مشابه در نظر گرفت و یک تابع چگالی احتمال خرابی ثابت را برای محاسبه قابلیت اطمینان پیشنهاد داد. این روش فقط یک مقدار متوسط برای عمر و نرخ خرابی ارائه می دهد و تفکیکی بین حالات و عوامل خرابی در نظر نمی گیرد. برای تحلیل دقیق تر و بهره گیری مناسب تر از نتایج یک آزمون، بهتر است حالات خرابی مختلف تفکیک شده و احتمال موفقیت سیستم بدون وقوع یک خرابی خاص محاسبه شود. مثلاً خرابی های بخش مکانیکی از خرابی های بخش الکتریکی تفکیک شده و قابلیت اطمینان آنها را با فرض مستقل بودن این حالات خرابی براساس توابع احتمالی توأم از رابطه زیر محاسبه نمود:

$$R(t) = R(Elec) \times R(Mech) \quad (4)$$

اگرچه جداسازی و مستقل در نظر گرفتن خرابی ها روش ساده و پرکاربردی است ولیکن، نمی توان از برهمکنش آنها به راحتی صرف نظر کرد. مثلاً وقتی داده های آزمون بخش الکتریکی بررسی می شود، در همان زمان، بخش مکانیک هم در حال کار بوده که بخاطر خرابی در بخش الکتریک فرآیند متوقف شده و یا حتی در حالی که بخش مکانیک اصلاً خراب نشده، سیستم از چرخه آزمون خارج شده است.

در ادامه روش های پیشنهادی تشریح شده و نتایج آزمون عمر کولر استرلینگ به کمک آنها تحلیل می شود.

۲-۲- تحلیل قابلیت اطمینان و عمر

۲-۲-۱- روش نلسون - آلفن در تحلیل قابلیت اطمینان

روش ناپارامتریک و دلایل بهره گیری از آن به اختصار در بخش قبل بیان شد. یکی از تکنیک های مفید استفاده از روش نلسون - آلفن برای تحلیل ناپارامتریک سیستم ها و محاسبه قابلیت اطمینان است. این روش وقتی زمان های خرابی و تعمیر سیستم از فرآیند پواسون ناهمگن تبعیت می کند، مفید است. اگر چند سیستم مشابه همزمان مشغول به کار باشند و تعداد خرابی های رخ داده، ثبت شود، آنگاه میانگین تعداد خرابی های مورد انتظار برابر است با: تعداد تعداد خرابی های رخ داده در یک بازه $(\sum_{i=1}^n N_i(t))$ تقسیم بر تعداد سیستم های در حال کار در آن بازه (n) . لذا میانگین خرابی $(W(t))$ به صورت رابطه زیر بیان می شود [۱۲، ۱۵].

$$\hat{W}(t) = \frac{\sum_{i=1}^n N_i(t)}{n} \quad (5)$$

این تقریب می تواند به صورت زیر بازنویسی شود.

$$\hat{W}(t) = \frac{\sum_{i=1}^n N_i(t)}{n} = \sum_{\{i; T_i \leq t\}} \frac{1}{n} = \sum_{i \geq 1} \frac{1}{n}$$

فرض کنید تعداد n_1 سیستم در بازه $(0, t_1]$ در حال کار باشند و در بازه $t > t_1$ تعداد سیستم ها n_2 است. اگر تعداد خرابی های رخ داده در بازه $(0, t]$ برابر با $N(t)$ باشد. میانگین خرابی مورد انتظار برابر است با:

$$\hat{W}(t) = \frac{N(t)}{n_1} = \sum_{\{i; T_i \leq t_1\}} 1/n_1, \text{ when } 0 \leq t \leq t_1 \quad (6)$$

وقتی $t > t_1$ باشد آنگاه میانگین خرابی های مورد انتظار براساس رابطه $W(t) - W(t_1) = \int_{t_1}^t \lambda(t) dt$ به صورت زیر تقریب زده می شود:

$$\frac{N(t) - N(t_1)}{n_2} = \sum_{\{i; t_1 < T_i \leq t\}} 1/n_2; \text{ when } t > t_1 \quad (7)$$

برآورد کلی میانگین تعداد خرابی به صورت زیر خواهد بود:

$$\hat{W}(t) = \sum_{\{i; T_i \leq t_1\}} 1/n_1 + \sum_{\{i; t_1 < T_i \leq t\}} 1/n_2 \quad (8)$$

فرض کنید که $M(s)$ بیانگر تعداد سیستم های فعال قبل از لحظه s باشند. برآورد کننده نلسون - آلفن برای میانگین تعداد خرابی مورد انتظار به صورت زیر خواهد بود [۲۲]:

$$\hat{W}(t) = \sum_{\{i; T_i \leq t\}} \frac{1}{M(T_i)} = \sum_{i \geq 1} \frac{1}{M(T_i)} L[T_i \leq t] \quad (9)$$

$$\lambda(t) = \frac{d}{dt} E[N(t)] = \gamma \beta t^{\beta-1} \quad (16)$$

قابلیت اطمینان به کمک رابطه (۳) برآورد می‌گردد و مقدار میانگین عمر مورد انتظار نیز برابر است با:

$$\hat{\alpha} = T/n^{1/\beta}$$

۳-۲-۲- تجزیه و تحلیل شکست مختلط

در سیستم‌های صنعتی و عملیاتی به طور معمول یک سیستم از چند قطعه مختلف با طراحی، ساختار و وظیفه متفاوت تشکیل شده است و در طول آزمون عمر مکانیزم‌های شکست مختلف برای یک مجموعه نمونه اتفاق می‌افتد. برای این سیستم‌ها بهتر است که مکانیزم‌های خرابی را تفکیک شود و هر مکانیزم خرابی را مستقل تحلیل کرد و سپس نتایج را ادغام کرد. مشکل اصلی، عدم امکان تفکیک مکانیزم‌ها و انجام آزمون مستقل بدون تحریک مکانیزم خرابی دیگر است. وقتی سیستم فعال است همه مکانیزم‌های آن فعال هستند و برحسب تصادف (فرآیند تصادفی) یکی از آنها از کار می‌افتد. این همزمانی اگر همراه با توقف و از رده خارج ساختن کل نمونه باشد، منجر به تولید داده سانسور شده برای آن حالت خرابی شده، ولیکن برای حالت خرابی دیگر داده کامل است. اگر این آزمون عمر به صورت شتابدار و تسریع شده باشد، پیچیدگی تحلیل افزایش می‌یابد.

با توجه به این‌که اغلب سیستم‌ها دارای دو بخش اصلی مکانیکی و الکتریکی هستند، می‌توان خرابی‌ها را حداقل در دو گروه متفاوت در نظر گرفت که وقتی سیستم فعال است هر دو بخش کار می‌کنند و دچار تخریب تدریجی می‌شوند. در این سیستم با این دیدگاه، برای سادگی کار خرابی‌ها و شکست‌های این دو بخش را از هم تفکیک کرد و قابلیت اطمینان هر بخش با در نظر گرفتن موضوع داده سانسور شده و تعداد کم نمونه‌ها بررسی می‌شود. برای تحلیل قابلیت اطمینان از سه روش نلسون-آلن، کاپلان-مایر و کرو استفاده شده و نتایج مقایسه می‌شود.

۳-۲-۳- مطالعه موردی

برای تشریح کاربرد روش پیشنهادی در بخش قبل، چند کولر استرلینگ که در صنعت الکتروپتیک کاربرد دارد، انتخاب شده و آزمون عمر بر روی چهار عدد انجام شد. این مجموعه به طور همزمان تحت آزمون قرار داده شد و با پایش جریان مصرفی و دمای سطح آن، وقوع خرابی تشخیص داده می‌شد. این دو پارامتر به دلیل اندازه‌گیری راحت‌تر و توانایی توصیف شرایط تجهیز

که L تابعی پله ای است و مقدار صفر و یک را برحسب زمان به صورت زیر دارد:

$$L(t) \leq 1, \\ L(t) > 0$$

واریانس این مقدار میانگین برابر است با:

$$\text{var}(\hat{W}(t)) \approx \hat{\sigma}^2(t) = \sum_{\{i; T_i \leq t\}} 1/Y(T_i)^2 \quad (10)$$

و قابلیت اطمینان سیستم برابر است با:

$$R(t) = \text{EXP}(-\hat{W}(t)) \quad (11)$$

۲-۲-۲- روش کرو در تحلیل قابلیت اطمینان

برای پرداختن به ویژگی‌های قابلیت اطمینان سیستم‌های پیچیده‌ی تعمیرپذیر، اغلب به جای استفاده از یک توزیع از یک فرآیند استفاده می‌شود. محبوب‌ترین مدل فرآیند، مدل قانون توان^۶ یا مدل توانی است [۲۲]. این مدل در شرایط حداقل تعمیر بسیار عملی و کاربردی است. آقای کرو روابط مربوط به مدل توانی را به فرم دیگری ارائه کرده است که در ادامه بیان می‌شود. اگر این سیستم برای زمان T ، $N(T)$ مرتبه شکست و خرابی در بازه صفر تا T را ثبت کند به‌طوری که $N(T)$ یک عدد تصادفی است. پس میانگین مقدار خرابی براساس مدل توانی برابر است با: $E[N(T)] = \gamma T^\beta$. در نتیجه تابع شدت فرآیند برابر است با [۲۵، ۱۵]:

$$\lambda(t) = \frac{d}{dt} E[N(t)] = \gamma \beta t^{\beta-1} \quad (12)$$

براین اساس احتمال رخ دادن n خرابی ($n \geq 1$) در بازه t برابر است با:

$$\text{Pr}[N(t) = n] = \frac{(\gamma t^\beta) \exp(-\gamma t^\beta)}{n!} \quad (13)$$

برآورد و تخمین پارامترهای γ و β برای تابع شدت خرابی در مدل کرو بر اساس یک نمونه تصادفی از سیستم انجام می‌شود. اگر زمان شروع همه آزمون‌ها صفر و زمان پایان دادن به همه برابر T باشد، آنگاه پارامترهای γ و β به فرم به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\hat{\beta} = \frac{\sum_{q=1}^K N_q}{\sum_{q=1}^K \sum_{i=1}^{N_q} \ln\left(\frac{T}{X_{iq}}\right)} \quad (14)$$

و

$$\hat{\gamma} = \frac{\sum_{q=1}^K N_q}{K T^{\hat{\beta}}} \quad (15)$$

در نتیجه تابع شدت خرابی به صورت زیر است:

۶ Power Law Model (PLM)

خرابی، یک آستانه برای پارامترها تعیین شد و هنگام رسیدن شدت جریان مصرفی یا دما به آن آستانه سیستم متوقف شده و بررسی می‌شد و نوع خرابی بعد از بررسی فنی مشخص می‌شد. به طور مثال اگر دمای به ۵۰ درجه سانتی گراد افزایش می‌یافت یا شدت جریان مصرفی ۵۰ درصد بیش از لحظه آغاز تست بود، تست متوقف شده و با بازکردن و دمونتاژ سیستم، نوع آسیب مشخص می‌شد.

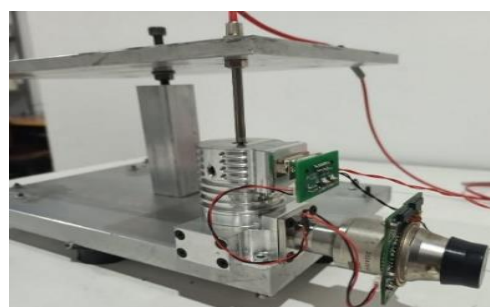
پس از هر خرابی سیستم اصلاح شده و ایراد مربوطه رفع می‌گردد و سیستم مجدد در شرایط آزمون قرار می‌گیرد. این تعمیر به صورت حداقل تعمیر^۷ مورد نیاز انجام شده است. کلیه آزمون‌ها پس از ۱۵۰۰ ساعت متوقف شده‌اند. زیرا در این بازه زمانی با شروع تست، پارامترهای کنترلی نسبت به سایر زمان‌ها سریعتر از محدوده مجاز خارج می‌شدند و بیانگر لزوم تعمیر اساسی است. این روش آزمون، توقف تست براساس زمان به عنوان تست سانسور شده نوع اول در منابع علمی مهندسی قابلیت اطمینان شناخته می‌شود. با فرض ناچیزبودن زمان تعمیر در مقایسه با زمان عملکرد، اطلاعات حاصله در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول (۱) نمایشگر زمان خرابی ثبت شده برای کولر استرلینگ (براساس ساعت) است. برای هر کولر دو نوع خرابی کلی مدنظر قرار گرفته و زمان وقوع آنها ثبت شده است. به عنوان مثال برای کولر شماره ۱، در زمان ۱۰۰ ساعت یک خرابی الکتریکی رخ داده و سپس تعمیر شده و با ادامه آزمون در لحظه ۲۰۴ ساعت به واسطه اشکال مکانیکی، کارکرد کولر متوقف شده است و پس از تعمیر مجدد، آزمون ادامه یافته و در زمان ۳۰۰ ساعت مجدد به علت خرابی بخش الکتریکی توقف ایجاد شده است و به همین ترتیب تا آخرین خرابی ثبت شده در زمان ۱۲۵۰ ساعت. برای سایر کولرها نیز به همین گونه اطلاعات ثبت شده است. بعد از هر خرابی کولر دقیقاً بررسی شده تا دلیل خرابی شناسایی شده و دسته بندی نوع خرابی انجام شود. در ادامه تحلیل‌های انجام شده با توجه به اطلاعات تجربی کسب شده، ارائه می‌شوند.

جدول (۱): زمان های خرابی ثبت شده برای کولر استرلینگ (براساس ساعت)

کولر شماره ۱		کولر شماره ۲		کولر شماره ۳		کولر شماره ۴	
خرابی الکتریکی	خرابی مکانیکی	خرابی الکتریکی	خرابی مکانیکی	خرابی الکتریکی	خرابی مکانیکی	خرابی الکتریکی	خرابی مکانیکی
100		52		153		221	
204		140		388		573	
300		421		678		843	
500		755		910			1405
800		1500		1372			
1250							

استفاده شدند. هر چند روش تحلیل ارتعاش نیز برای پایش وضعیت موتور در برخی منابع توصیه شده است [۲۶] ولیکن در مقایسه با روش استفاده شده در این تحقیق هزینه بیشتری نیاز دارد. برای این آزمون یک استند تست طراحی شد که شدت جریان مصرفی را با دقت ۲ میلی آمپر و دما را با دقت ۰/۰۵ درجه سانتیگراد اندازه‌گیری و ثبت می‌کند و موتور را در یک محل معین ثابت نگه می‌دارد. بخاطر اهمیت انتقال حرارت و الزامات عملیاتی موتور در حین استفاده صنعتی، دمای محیط آزمایشگاه در بازه ۲۰ تا ۲۵ درجه سانتی‌گراد حفظ شده است. شکل (۴) نمونه‌ای از موتور در حال تست را نمایش می‌دهد و شکل (۵) نیز دستگاه دیتالاگر را نمایش می‌دهد.

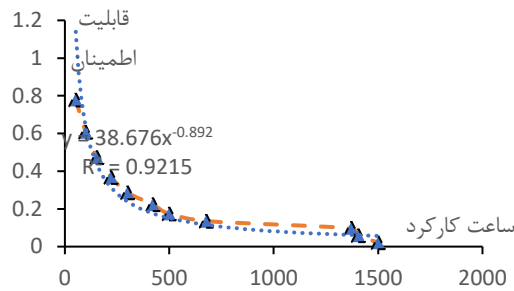


شکل (۴): استند تست



شکل (۵): دستگاه ثبت داده (دیتالاگر) مورد استفاده

با پایش این پارامترها و تعیین آستانه خرابی برای هر یک، لحظه وقوع خرابی در سیستم تعیین می‌شود. با توجه به مکانیزم خرابی نظیر سایش قطعات متحرک مکانیکی، لحظه مشخصی را نمی‌توان برای خرابی در نظر گرفت زیرا سایش به مرور اتفاق افتاده و پارامترهای کنترلی را به مرور تغییر می‌دهد. لذا برای تعیین



ب- قابلیت اطمینان بخش الکتریکی کولر
 شکل (۷): قابلیت اطمینان سیستم براساس حالات خرابی مکانیکی و الکتریکی

اگر از مقادیر حاصله، برای محاسبه و برآورد پارامترهای شکل و اندازه در توزیع های آماری استفاده شود. با فرض تبعیت داده های خرابی از توزیع وایبل برای هر حالت خرابی می توان مقادیر مربوطه را محاسبه کرد. رابطه قابلیت اطمینان براساس توزیع وایبل به صورت زیر است:

$$R(t) = \exp \left[- \left(\frac{t}{\alpha} \right)^{\beta} \right] \quad (17)$$

مقادیر پارامتر شکلی و اندازه توزیع وایبل براساس روش ماکزیمم راست نمایی برای داده های ثبت شده، برابر است با:
 خرابی های مکانیکی $\alpha = 667, \beta = 1.212$
 خرابی های الکتریکی $\alpha = 185, \beta = 0.852$

جدول (۲): محاسبه قابلیت اطمینان بخش مکانیک براساس روابط نلسون-آلن

قابلیت اطمینان	w	نمو	تعداد سیستم	زمان خرابی مکانیکی (ساعت)
0.778801	0.25	0.25	4	204
0.606531	0.5	0.25	4	388
0.472367	0.75	0.25	4	573
0.367879	1	0.25	4	755
0.286505	1.25	0.25	4	800
0.22313	1.5	0.25	4	843
0.173774	1.75	0.25	4	910
0.135335	2	0.25	4	1250

در نتیجه میانگین عمر مورد انتظار برای بخش مکانیکی ۴۵۵ ساعت و برای بخش الکتریکی ۳۰۳ ساعت برآورد می گردد.

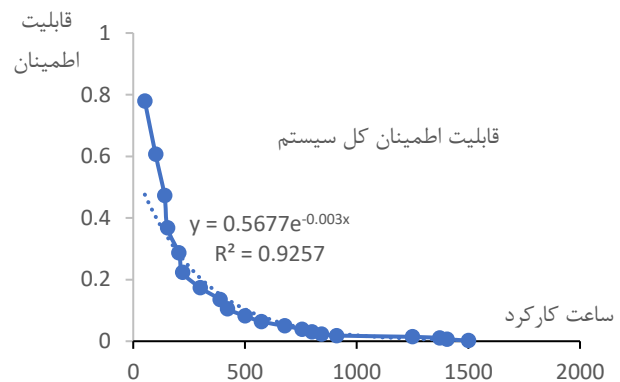
۲-۳-۲- مقایسه نتایج روش های مختلف

در راستای ارزیابی نتایج آزمون تجربی و یافتن مناسب ترین روش مدلسازی داده، نتایج حاصل از آزمون عمر با استفاده از روش های مختلف محاسبه و با هم مقایسه می شوند. برای

۱-۳-۲- روش نلسون-آلن

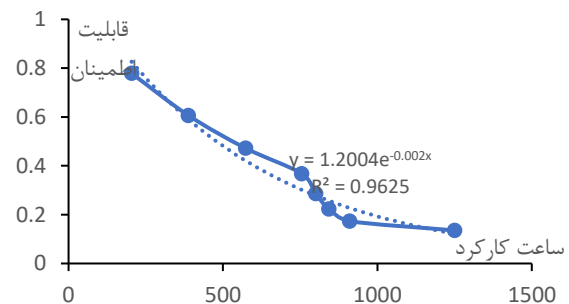
همانگونه که در بخش های قبل بیان شد، این روش درحالتی که تعداد شکست ها و خرابی ها کم و حجم نمونه کم باشد، قابل استفاده است. در این روش باید متوسط خرابی ها و خرابی تجمعی را مدنظر قرارداد. این فرآیند یکبار برای کل سیستم مستقل از نوع خرابی انجام شده و یکبار نیز با در نظر گرفتن نوع خرابی و تفکیک حالات خرابی محاسبه می شود. شکل (۶) روند تغییرات قابلیت اطمینان کل سیستم را نشان می دهد.

در این بخش، قابلیت اطمینان با تفکیک حالات خرابی محاسبه می شود. به عنوان نمونه، برای حالات خرابی مربوط به بخش مکانیکی محاسبات مربوطه در جدول (۲) ارائه شده است.



شکل (۶): قابلیت اطمینان کل سیستم بر اساس روش نلسون - آلن

مشابه همین روند، برای تحلیل خرابی های بخش الکتریکی انجام شده و محاسبات ارائه می شود. شکل (۷) تغییرات قابلیت اطمینان را برای هر حالت خرابی نشان داده و به کمک رگرسیون توانی (فرآیند قانون توان^۸)، رابطه حاکم بر خرابی استخراج شده است.



الف - قابلیت اطمینان بخش مکانیکی کولر

500	0.082	0.047927	0.151971	0.070282	0.126671
600	0.06	0.027201	0.089613	0.041496	0.09384
700	0.049	0.015489	0.022056	0.024465	0.069519
800	0.0301	0.008841	0	0.014402	0.051501
900	0.01835	0.005056	0	0.008466	0.038153
1000	0.017	0.002896	0	0.004969	0.028264
1200	0.014	0.000953	0	0.001704	0.015512
1300	0.011	0.000547	0	0.000996	0.011491
1500	0.0022	0.00018	0	0.00034	0.00631

مدل کرو نیز مقادیر ۲۰۰ ساعت و ۴۵۵ ساعت را به ترتیب برای بخش الکتریک و مکانیک ارائه می‌کند، که تقریباً در بازه میانی دو روش قبل قرار دارد. به نظر می‌رسد با توجه به تعداد کم نمونه‌ها و اطلاعات خرابی، این پراکندگی در نتایج رخ می‌دهد. در مدلسازی با روش کاپلان-مایر که مقادیر زمانی بزرگتری را ارائه می‌دهد، فرض شده که سیستم پس از هر تعمیر به صورت یک سیستم نو شروع به کار می‌کند ولیکن در دو روش دیگر فرض حداقل تعمیر استفاده شده است و پس از هر تعمیر، قابلیت اطمینان به وضعیت سیستم نو (مقدار یک) نمی‌رسد و میزان قابلیت اطمینان به مقدار آن به صورت دقیق یک لحظه پیش از شکست باز می‌گردد. لذا مقادیر برآورد شده توسط این دو روش احتمالاً به واقعیت نزدیک‌تر هستند.

با توجه به تعداد کم نمونه‌ها و عدم قطعیت در برآوردها، به نظر می‌رسد در حالت بدبینانه و محتاطانه، بازرسی بعد از ۱۳۰ ساعت را برای حوزه الکترونیک و بازرسی بعد از ۴۵۰ ساعت کارکرد را برای بخش مکانیکی را باید توصیه کرد. این بسیار بهتر از آن است که بر مبنای قضاوت کلی سیستم هر ۱۳۰ ساعت (سناریوی بدبینانه) کلیه بخش‌ها بازرسی شوند. در نتیجه برنامه‌ریزی تعمیرات براساس این نتیجه، از نظر اقتصادی و عملیاتی منطقی‌تر است.

۳- نتیجه‌گیری

سیستم‌های پیچیده اغلب از چندین المان مختلف تشکیل شده و دارای حالات خرابی متعدد هستند. مدلسازی قابلیت اطمینان یک سیستم پیچیده همواره، مورد توجه بوده و تلاش شده با استفاده از روش‌های مختلف روابط مورد نیاز استخراج شود. زمانی که تعداد داده‌ها و نمونه‌ها کم و به صورت ناکامل هستند، استفاده از روش‌های ناپارامتریک برای تحلیل توصیه شده است. در این مقاله برای تحلیل قابلیت اطمینان مجموعه موتور (کولر) استرلینگ که در صنایع فوق سرد (کرایونیکی) مورد استفاده قرار می‌گیرد، چهار نمونه برای آزمون عمر انتخاب شد و به کمک پارامتر دما و شدت جریان مصرفی، این سیستم‌ها

مقایسه، از روش رگرسیون غیرخطی نیز برای تخمین تابع قابلیت اطمینان استفاده شده است که هیچ توزیع خاصی را تبعیت نکرده و فقط رابطه ریاضی را براساس داده‌های ریاضیاتی خرابی را بیان کرده است (رابطه $EXP(-0.003397 * t)$ جدول (۳) نتیجه این محاسبات را نشان می‌دهد.

مقادیر جدول (۳) نشان دهنده اختلاف معنادار، بین نتایج روش‌های محاسباتی است. رابطه کاپلان-مایر در کلیه بازه‌ها تا زمانی که مقدار قابلیت اطمینان آن صفر شود، مقادیر قابلیت اطمینان را بیش از سایر روش‌ها ارائه می‌کند و به نظر حداکثر مقدار ممکن را ارائه می‌کند و رابطه نلسون-آلن برای سیستم (بدون تفکیک حالات خرابی) تقریباً کمترین مقدار را بیان می‌کند. به عنوان مثال اگر لازم باشد میانه عمر سیستم (زمانی که قابلیت اطمینان ۰/۵ است) برای انجام یک فرآیند تعمیراتی و اصلاحی تعیین شود.

براساس روش کاپلان-مایر این بازه حدود ۲۰۰ ساعت کارکرد است، برای روش نلسون-آلن زمان ۱۳۰ ساعت و برای رابطه کرو حدود ۱۳۵ ساعت و برای رابطه مبتنی بر رگرسیون حدود ۲۰ ساعت است. زمان مناسب چه مقدار است؟ برای پاسخ به این سوال، پیشنهاد می‌شود برای هر نوع خرابی یک زمان بازرسی یا تعمیر در نظر گرفته شود. با توجه به تحلیل انجام شده و تفکیک نوع خرابی‌ها، زمان اصلاح در بخش الکتریکی ۱۳۰ ساعت و برای بخش مکانیکی ۵۰۰ ساعت پیشنهاد می‌شود (روش نلسون-آلن). اگر از روش کاپلان-مایر استفاده شود، برای حالات خرابی بخش الکتریک، زمان ۲۰۰ ساعت و برای بخش مکانیک زمان ۵۵۰ ساعت پیشنهاد می‌شود. اگر این مقادیر را با مقادیر مربوط به عدم تفکیک مقایسه شوند، می‌توان نتیجه گرفت که تقریباً کوچکترین زمان مربوط به حالات مختلف خرابی در هر دو روش به عنوان زمان مورد نظر برای بازرسی در حالت کلی ارائه می‌شود.

جدول (۳): قابلیت اطمینان سیستم براساس روش‌های مختلف

رگرسیون غیرخطی	حاصل ضرب مکانیک و الکتریک - رابطه کرو	حاصل ضرب مکانیک و الکتریک - رابطه کاپلان-مایر	حاصل ضرب مکانیک و الکتریک - رابطه نلسون-آلن	رابطه نلسون-آلن زمان کارکرد (ساعت)
0.53464	0.886054	0.92	0.848303	20
0.420563	0.575039	0.698925	0.500407	100
0.31156	0.339484	0.509657	0.272271	200
0.23081	0.200909	0.304463	0.151171	300
0.170988	0.118886	0.235246	0.084834	400

- and optimization for hot IR detectors,” in *Proc. SPIE*, vol. 9070, Baltimore, MD, USA, 2014.
- [5] A. Filis, N. Pundak, Y. Zur, et al., “Cryocoolers for infrared missile warning systems,” in *Proc. SPIE, Infrared Technol. Appl. XXXVI*, vol. 7660, Art. no. 76602L, Orlando, FL, USA, 2010.
 - [6] J. M. Cauquil, C. Seguinéau, J.-Y. Martin, and T. Benschop, “Reliability improvements on Thales RM2 rotary Stirling coolers: Analysis and methodology,” in *Proc. SPIE*, vol. 9821, Baltimore, MD, USA, 2016.
 - [7] University of Oxford, “Cryocoolers for space application.” Accessed: May 10, 2025. [Online]. Available: <https://eng.ox.ac.uk/cryogenics/research/cryocoolers-for-space-application>
 - [8] M. A. Farsi, *Test Stand Design and Failure Analysis of Stirling Coolers*. ARI Research Report, 2023. (in Persian).
 - [9] J. S. Reed and G. D. Peskett, “Development of a low-power Stirling cycle cryocooler for space applications,” in *Cryocoolers*, R. G. Ross, Ed. Boston, MA, USA: Springer, 2003, ch. 12. doi: 10.1007/0-306-47919-2_4.
 - [10] T. A. Arslan and T. Kocakulak, “A comprehensive review on Stirling engines,” *Eng. Perspect.*, vol. 3, no. 3, pp. 42–56, 2023.
 - [11] R. G. Ross Jr., *Cryocooler Reliability and Redundancy Considerations for Long-Life Space Missions*. Boston, MA, USA: Kluwer Academic/Plenum Publishers, 2001.
 - [12] G. Hu and F. Huffer, “Modified Kaplan–Meier estimator and Nelson–Aalen estimator with geographical weighting for survival data,” *Geogr. Anal.*, vol. 52, no. 1, pp. 28–48, 2020.
 - [13] E. Colosimo, F. Ferreira, M. Oliveira, and C. Sousa, “Empirical comparisons between Kaplan–Meier and Nelson–Aalen survival function estimators,” *J. Stat. Comput. Simul.*, vol. 72, no. 4, pp. 299–308, 2002.
 - [14] A. Erdmann, J. Beyersmann, and E. Bluhmki, “Comparison of nonparametric estimators of the expected number of recurrent events,” *Pharm. Stat.*, vol. 23, no. 3, pp. 339–369, 2024.
 - [15] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, “Active under-actuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints,” *Adv. Control Appl. Eng. Ind. Syst.*, vol. 215, 2024, doi: 10.1002/adc2.215.
 - [16] M. Moaveni-Tajoddin, M. A. Farsi, and I. Bahman Jahromi, “Optimal sensors positioning by using value of information method,” *Int. J. Reliab. Risk Saf. Theory Appl.*, vol. 6, no. 1, pp. 87–96, 2023, doi: 10.22034/IJRRS.2023.6.1.10.
 - [17] M. A. Farsi, *Principles of Reliability Engineering*, 2nd ed. Tehran, Iran: Symayeh Danesh, 2022. (in Persian).
 - [18] M. Modarres, M. P. Kaminskiy, and V. Krivtsov, *Reliability Engineering and Risk Analysis: A Practical Guide*, 3rd ed. Boca Raton, FL, USA: CRC Press, 2016.
 - [19] W. B. Nelson, *Recurrent Events Data Analysis for Product Repairs, Disease Recurrences, and Other Applications*. Philadelphia, PA, USA: SIAM, 2003.
 - [20] D. Trindade and N. S. Nathan, “Analysis of repairable systems with severe left censoring or truncation,” *Qual. Eng.*, vol. 30, no. 2, pp. 329–338, 2018.
 - [21] W. Si, Q. Yang, L. Monplaisir, and Y. Chen, “Reliability analysis of repairable systems with incomplete failure time data,” *IEEE Trans. Reliab.*, vol. 67, no. 3, pp. 1043–1059, 2018.
 - [22] P. Chen and Z.-S. Ye, “Random effects models for aggregate lifetime data,” *IEEE Trans. Reliab.*, vol. 66, no. 1, pp. 76–83, 2017.

پایش شده‌اند و خرابی‌های آن ثبت شد. در راستای تحلیل، خرابی‌های این مجموعه به دو بخش مکانیکی و الکتریکی تقسیم شد. سپس، خرابی‌ها و سیستم با استفاده از تکنیک‌های مختلف مهندسی قابلیت اطمینان مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج تحلیل نشان می‌دهد، در صورت تفکیک حالات خرابی و محاسبه قابلیت اطمینان براساس نوع خرابی‌ها، نتایج حاصله منطقی‌تر است و برنامه‌ریزی تعمیرات و بازرسی صحیح سیستم تعمیرپذیر، امکانپذیر است. با توجه نتایج تحلیل، استفاده از روش نلسون–آلن و کرو وقتی تعداد نمونه کم است، نتایج منطقی‌تری نسبت به روش کاپلان–مایر ارائه می‌نماید. این تحقیق برای نمونه‌های پیچیده‌تر با حالات خرابی بیشتر باید تکمیل شود. همچنین برای استفاده در مأموریت‌های هوافضایی طولانی مدت، تکنولوژی ساخت کولر استرلینگ باید ارتقاء یابد. همچنین به علت پیچیدگی سیستم پیشنهاد می‌شود، مکانیزم خرابی بویژه سایش در تحقیقات آتی با استفاده از مدل‌های فیزیک خرابی بررسی شود.

تعارض منافع

“هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.”

تشکر و قدردانی

نویسنده مقاله مراتب تشکر و قدردانی خود را از سردبیر محترم و داوران ناشناس نشریه علمی علوم، فناوری و کاربردهای فضایی به پاس بررسی دقیق، نظرات سازنده و پیشنهادهای ارزشمندی که منجر به ارتقای کیفیت علمی این اثر گردید، ابراز می‌دارد.

مراجع

- [1] M. R. Azmoodeh, A. Keshavarz, A. Batooei, H. Saberinejad, M. Payandehdoost, and H. Keshkar, “Experimental study and thermal analysis of a gamma-type Stirling engine for multi-objective optimization,” *Int. J. Automot. Res.*, vol. 10, no. 3, pp. 3281–3294, 2020.
- [2] E. Hassanzadeh, M. Aliehyaei, S. Jafari Mehrabadi, A. Mohammadi, and H. Mazaheri, “Experimental investigation on the gamma-model Stirling engine for cooling production using various gases,” *J. Engine Res.*, vol. 59, pp. 17–28, 2020. (in Persian).
- [3] N. Pundak, Z. Porat, M. Barak, Y. Zur, and G. Pasternak, “Field reliability of Ricor microcoolers,” in *Proc. SPIE, Infrared Technol. Appl. XXXV*, vol. 7298, Art. no. 72983I, Orlando, FL, USA, 2009.
- [4] A. Katz, V. Segal, A. Filis, Z. B. Haim, I. Nachman, E. Krimnuz, and D. Gover, “Ricor’s cryocoolers development

- [23] M. Kijima, "Some results for repairable systems with general repair," *J. Appl. Probab.*, vol. 26, no. 1, pp. 89–102, 1989.
- [24] M. Luz Gámiz, K. B. Kulasekera, N. Limnios, and B. H. Lindqvist, *Applied Nonparametric Statistics in Reliability*. New York, NY, USA: Springer, 2011.
- [25] L. H. Crow, "Methods for reducing the cost to maintain a fleet of repairable systems," in *Proc. Annu. Reliab. Maintainab. Symp. (RAMS)*, USA, 2003, pp. 392–399.
- [26] S. Shuhei, K. Tanaka, Y. Sato, K. Shinozaki, and S. Mitani, "Evaluation method for effect of active vibration control on cooling performance of Stirling cooler," *Cryogenics*, vol. 117, Art. no. 103308, 2021.



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 2, pp.: 156-168
2026

DOI:
[10.22034/jsssta.2025.516460.1243](https://doi.org/10.22034/jsssta.2025.516460.1243)

Article Info

Received: 2025-04-17
Accepted: 2025-08-13

Keywords

Platform requirements,
Greenhouse gas monitoring,
Climate change, Carbon
dioxide, Satellite payload,
Thermal modeling

How to Cite this article

E. Kishani Farahani, A. Anvari, "Analysis of Satellite Payloads for Greenhouse Gas Monitoring: Proposal of a Payload and Analysis of Its Platform Requirements", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 5, No. 2, pp. 156-168, 2026.

Analysis of Satellite Payloads for Greenhouse Gas Monitoring: Proposal of a Payload and Analysis of Its Platform Requirements

Esmat Kishani Farahani^{1*}, Azar Anvari²

¹ *Department of Electrical Engineering and Information Technology, Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST), Tehran, Iran
e.kishani@irost.ir

² Department of Mechanical Engineering, Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST), Tehran, Iran
a.anvari@irost.ir

Abstract

Reducing greenhouse gas emissions is a critical strategy for combating climate change and requires precise, continuous monitoring. Space-based monitoring systems are uniquely capable of collecting comprehensive data on key climate variables, enabling the identification of climate change patterns. This paper aims to propose a payload for a domestic satellite dedicated to greenhouse gas monitoring and to analyze its corresponding platform requirements. The study investigates space-based monitoring of greenhouse gases as one of the most significant atmospheric variables related to climate change, analyzing existing satellites and payloads in terms of measurement methods, mass, and power budgets. Considering constraints such as mass, power, complexity, and development cost, a suitable payload for monitoring carbon dioxide is proposed. This payload employs diffraction grating-based spectroscopy in the near-infrared and short-wave infrared bands to measure CO₂ concentration. The payload's optical requirements—including spectral resolution, number of samples, and field of view needed to achieve spatial resolutions of 1, 10, and 30 km—are calculated and detailed. A preliminary thermal analysis was conducted to determine the optimal placement for the platform's radiators, outlining the thermal management challenges involved in meeting the payload's temperature requirements, which necessitate a cryogenic cooling system. Finally, the minimum platform requirements for supporting this payload are presented. The findings of this research represent a significant step towards enabling the nation's space sector to develop satellites for climate change monitoring and building capacity in this vital field.

بررسی محموله‌های ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای: پیشنهاد یک محموله و تحلیل الزامات پلتفرمی آن

عصمت کیشانی فراهانی^{۱*}، آذر انوری^۲

۱- پژوهشکده مهندسی برق و فناوری اطلاعات، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران، تهران، ایران-

e.kishani@irost.ir

۲- پژوهشکده مهندسی مکانیک، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران، تهران،

a.anvari@irost.ir - ایران

* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۲، صفحه ۱۶۸-۱۵۶

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jsssta.2025.516460.1243

چکیده

کاهش انتشار گازهای گلخانه‌ای، یکی از راهکارهای مهم برای مقابله با تغییرات آب و هوایی است که مستلزم پایش دقیق و مستمر است. پایش فضاپایه، با توانایی جمع‌آوری اطلاعات جامع از متغیرهای اساسی تغییر اقلیم، امکان شناسایی الگوهای تغییرات آب‌وهوایی را فراهم می‌سازد. هدف این مقاله، پیشنهاد یک محموله برای یک ماهواره‌ی بومی با مأموریت پایش گازهای گلخانه‌ای و نیز بررسی و تحلیل الزامات پلتفرمی آن است. در این پژوهش، پایش فضایی گازهای گلخانه‌ای به عنوان یکی از مهم‌ترین متغیرهای اتمسفری مرتبط با تغییر اقلیم موردبررسی قرار گرفته و ماهواره‌ها و محموله‌های مربوطه از جنبه‌های مختلف نظیر روش‌های سنجش و بودجه‌ی جرم و توان، تحلیل‌شده‌اند. سپس، با توجه به محدودیت‌های جرم، توان، پیچیدگی و هزینه‌ی ساخت، یک محموله‌ی مناسب برای پایش گاز دی‌اکسید کربن پیشنهاد گردیده است. این محموله از فناوری طیف‌سنجی مبتنی بر توری پراش، در باندهای مادون‌قرمز نزدیک و موج-کوتاه برای سنجش غلظت دی‌اکسید کربن بهره می‌برد. همچنین، الزامات اپتیکی محموله از جمله: وضوح طیفی، تعداد نمونه‌ها و میدان دید برای دستیابی به وضوح مکانی ۱، ۱۰ و ۳۰ کیلومتر محاسبه و ارائه شده است. یک مدل‌سازی حرارتی ساده برای تعیین موقعیت بهینه‌ی رادیاتورهای پلتفرم انجام شده و چالش‌های حرارتی جهت تأمین الزامات دمایی محموله و نیاز به یک سیستم خنک‌ساز کرایونیک بیان شده است. در پایان، حداقل الزامات پلتفرمی برای پشتیبانی از این محموله ارائه شده است. نتایج این پژوهش، گامی مؤثر در جهت ورود بخش فضایی کشور به عرصه‌ی توسعه‌ی ماهواره‌های پایش تغییرات اقلیمی و ظرفیت‌سازی در این حوزه به شمار می‌رود.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۱/۲۸

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۵/۲۲

واژه‌های کلیدی

الزامات پلتفرم، پایش گازهای
گلخانه‌ای، تغییرات اقلیمی،
دی‌اکسید کربن، محموله‌ی ماهواره،
مدل‌سازی حرارتی

نحوه استناد به این مقاله

عصمت کیشانی فراهانی، آذر انوری،
"بررسی محموله‌های ماهواره‌های پایش
گازهای گلخانه‌ای: پیشنهاد یک محموله و
تحلیل الزامات پلتفرمی آن"، دوفصلنامه
علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد
پنجم، شماره دوم، صفحات ۱۶۸-۱۵۶،
۱۴۰۴.

مقدمه

گازهای گلخانه‌ای، گازهایی هستند که انرژی تابشی در محدوده مادون قرمز حرارتی را جذب و سپس منتشر می‌کنند و سبب ایجاد اثر گلخانه‌ای می‌شوند. اگرچه اثر گلخانه‌ای برای حفظ حیات روی زمین ضروری است، با این حال افزایش اثر گلخانه‌ای که به‌طور عمده ناشی از سوزاندن سوخت‌های فسیلی است، به گرمایش ناخواسته و عواقب جدی منجر شده است و لذا تشخیص ترکیبات گازهای گلخانه‌ای در جو و بررسی روند تغییرات آن‌ها بسیار مهم است [۸]. دی‌اکسید کربن (CO_2^1) و متان (CH_4^2) از مهم‌ترین گازهای گلخانه‌ای هستند که بیش از ۸۰ درصد از کل گازهای گلخانه‌ای جهان را تشکیل می‌دهند [۱].

هدف این مقاله، پیشنهاد یک محموله برای پایش گازهای گلخانه‌ای و بررسی و تحلیل الزامات پلتفرمی مرتبط با آن است. نتایج این پژوهش دیدگاه جامعی را ارائه می‌کند که نشان می‌دهد برای طراحی و ساخت یک ماهواره داخلی با مأموریت پایش گازهای گلخانه‌ای، کدام الزامات فناوری مورد نیاز است و در چه بخش‌هایی، تجربه‌ی فناوری فضایی لازم وجود ندارد. همچنین، چالش‌های پیش رو را در راستای بومی‌سازی و توسعه‌ی فناوری فضایی پایش اقلیم مشخص خواهد کرد.

ادامه مقاله به‌صورت زیر سازمان‌دهی شده است: در بخش ۲ به‌مرور ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای خواهیم پرداخت. در بخش ۳، انواع سنجنده‌های این ماهواره‌ها و روش پایش و مزایا و معایب هر یک بررسی می‌شود. در بخش ۴، با مقایسه سنجنده‌های مختلف و با توجه به محدودیت‌های جرمی و توانی، محموله‌ی مناسب برای پایش گاز دی‌اکسید کربن پیشنهاد می‌شود. سپس به بیان ویژگی‌ها و اجزای محموله و الزامات اپتیکی و حرارتی آن پرداخته می‌شود. در ادامه، مدل‌سازی حرارتی ساده برای تعیین موقعیت بهینه‌ی رادیاتورهای پلتفرم آن انجام شده است و الزامات پلتفرمی بیان می‌شود. در نهایت مقاله با بخش بحث و نتیجه‌گیری به پایان می‌رسد.

مروری بر ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای

در آغاز، برای شناسایی گازهای گلخانه‌ای از داده‌های طیف‌سنج‌های پهن باند موجود در ماهواره‌های انویست، آکوا، آیورا و متوپ استفاده می‌شد. این ماهواره‌ها در سال‌های ۲۰۰۲ تا ۲۰۰۷

تغییر اقلیم به تغییرات بلندمدت در الگوهای آب و هوایی اطلاق می‌شود. فعالیت‌های انسانی، به‌ویژه سوزاندن سوخت‌های فسیلی از اواسط دهه ۱۸۰۰ میلادی منجر به تسریع روند افزایش در گرمایش جهانی شده است [۱]. پیامدهای این گرمایش جهانی شامل: خشک‌سالی‌ها، آتش‌سوزی‌های شدید، ذوب شدن یخ‌ها، بالا آمدن سطح دریاهای سیل و کاهش تنوع زیستی است که اثرات منفی بسیاری بر جامعه بشری و توسعه پایدار جهانی دارد [۲]. کاهش انتشار گازهای گلخانه‌ای و سازگاری با اثرات تغییرات آب‌وهوایی، از راهکارهای اصلی پیشنهادی برای مقابله با این چالش‌ها هستند [۳]. هر دو راهکار نیازمند پایش و رصد تغییرات بنیادی است که در زمین و فضای اطراف آن رخ می‌دهد [۴].

برای پایش و رصد تغییرات آب و هوایی، اندازه‌گیری‌های معمول محلی ناکارآمد هستند زیرا مشاهدات محلی تنها به ارائه اطلاعات در مورد یک منطقه خاص محدود می‌شوند و نمی‌توانند تصویر دقیقی از توزیع فضایی متغیرها ارائه دهند [۵]. فناوری سنجش‌ازدور ماهواره‌ای، یک روش رصدی شناخته شده است که با استفاده از حسگرهای غیر تماسی، اطلاعات پیوسته و به‌موقع از زمین و جو جمع‌آوری می‌کند. این فناوری به ما این امکان را می‌دهد که اطلاعات متنوعی در مورد متغیرهای مرتبط با تغییرات آب و هوایی از جمله: ابرها، ذرات معلق در هوا، گازهای گلخانه‌ای، تغییرات کاربری و پوشش زمین، فرسایش یخچال‌های طبیعی، جریان آب و انرژی و تغییر سطح دریا به دست آوریم [۶]. این اطلاعات به شناسایی الگوهای تغییرات آب و هوایی و بهبود درک جهانی از تغییرات زمین کمک می‌کند [۴].

پیش‌بینی تغییرات اقلیم، بر مبنای مشاهده طولانی‌مدت متغیرهای اساسی اقلیم کره زمین در اتمسفر، اقیانوس و اکوسیستم‌های زمینی و کمی‌سازی آن‌ها صورت می‌گیرد. این متغیرها شامل: متغیرهای فیزیکی، شیمیایی، بیولوژیکی و گروهی از متغیرهای مرتبط هستند [۷]. در حال حاضر، ۵۵ متغیر به‌عنوان متغیرهای اساسی سنجش اقلیم توسط سیستم جهانی مشاهده اقلیم تعیین شده‌اند که آن‌ها را می‌توان در سه گروه اتمسفر، اقیانوس و زمین دسته‌بندی کرد [۷]. از این ۵۵ متغیر، ۱۶ مورد مربوط به اتمسفر هستند که یکی از مهم‌ترین آن‌ها گازهای گلخانه‌ای است.

² Methane

¹ Carbon Dioxide

ایالات متحده آمریکا نیز ماهواره‌های اوکو ۱، ۲ و ۳ را به ترتیب در سال‌های ۲۰۰۹، ۲۰۱۴ و ۲۰۱۹ به فضا پرتاب کرد؛ اما پرتاب اوکو ۱ با شکست مواجه شد. محموله‌ی این ماهواره‌ها شامل سه طیف‌سنج مبتنی بر توری پراش با وضوح بالا است که به اندازه‌گیری کسر مولی CO_2 می‌پردازد. ارتفاع مداری اوکو ۲ و اوکو ۳ به ترتیب برابر ۷۵۰ کیلومتر و ۴۰۰ کیلومتر است. میدان دید نیز از ۰/۸ درجه در ماهواره‌ی اوکو ۲ به ۱/۸ درجه در ماهواره‌ی اوکو ۳ افزایش یافته است. جرم اوکو ۲ برابر ۴۶۰ کیلوگرم، مصرف توان آن ۵۲۱ وات، جرم محموله‌ی آن ۱۳۱ کیلوگرم و وضوح طیفی آن ۰/۰۴ نانومتر با محدوده طیفی ۷۵۸ تا ۷۷۲ نانومتر است [۱۵-۱۶]. اوکو ۳ نیز از همان سنجنده‌ی ماهواره‌ی اوکو ۲ استفاده می‌کند [۱۷].

آژانس فضایی اروپا در سال ۲۰۱۷ ماهواره سنتینل-۵پ را به فضا پرتاب کرد. محموله‌ی این ماهواره که تروپومی نام دارد یک سنجنده‌ی اتمسفری فرا طیفی گسترده است که می‌تواند به‌طور هم‌زمان اجزای جو مانند ازن، دی‌اکسید نیتروژن، دی‌اکسید سولفور و متان را با وضوح فضایی ۷ کیلومتر در ۷ کیلومتر و عرض نوار ۲۶۰۰ کیلومتر شناسایی کند و آن را به یکی از مهم‌ترین ماهواره‌ها برای مشاهده‌ی متان در مدار تبدیل کرده است. این آژانس همچنین قصد دارد سه ماهواره‌ی پایش دی‌اکسید کربن را نیز پرتاب کند که اولین پرتاب آن برای سال ۲۰۲۶ برنامه‌ریزی شده است و مأموریت آن ۷/۵ ساله خواهد بود. هدف این ماهواره‌ها اندازه‌گیری دی‌اکسید کربن اتمسفر با وضوح مکانی بالا است. وضوح فضایی آن‌ها نیز برابر با ۲ کیلومتر در ۲ کیلومتر در عرض نوار ۲۵۰ کیلومتر است و دقت تشخیص CO_2 برابر با ۰/۷ بخش در میلیون و دقت تشخیص CH_4 برابر با ۹ بخش در میلیارد است [۱۸].

چندین برنامه‌ی تجاری برای پایش گازهای گلخانه‌ای نیز پیشنهاد شده است که هدف آن‌ها نظارت منطقه‌ای بر انتشار کربن، از منابع نقطه‌ای است. معروف‌ترین ماهواره‌ی تجاری نظارت بر کربن، سرویس پایش تشعشعات گاز دی‌اکسید کربن است که توسط یک شرکت تجاری کانادایی و با ۱۲ ماهواره در مدار ساخته شده است. این ماهواره‌ها قابلیت تشخیص گازهای گلخانه‌ای، به‌ویژه متان را دارند. سنجنده‌ی این ماهواره‌ها، یک طیف‌سنج تصویربرداری فابری-پرو با زاویه‌ی دید گسترده است که

توسط سازمان ملی هوانوردی و فضایی (ناسا) و آژانس فضایی اروپا برای مطالعه‌ی پارامترهای جوی و محیطی مانند دمای جو، بخار آب و غلظت گازهای جوی به فضا پرتاب شدند. با به‌روزرسانی الگوریتم‌های بازیابی، این داده‌ها برای شناسایی گازهای گلخانه‌ای نیز به کار رفتند. با این حال، داده‌های حاصل به لحاظ وضوح طیفی و دقت، کافی نبودند [۹-۱۳]. به همین دلیل، ماهواره‌های جدیدی برای تشخیص گازهای گلخانه‌ای توسط ژاپن و ایالات متحده توسعه داده شد.

در سال ۲۰۰۹ کشور ژاپن، ماهواره‌ی مشاهده گازهای گلخانه‌ای (گوست ۱) را به فضا پرتاب کرد. مأموریت این ماهواره، رصد منابع و جاذب‌های گازهای گلخانه‌ای در مقیاس شبه‌قاره بود. این ماهواره در مدار خورشید آهنگ با شیب مداری ۹۸/۰۶ درجه و ارتفاع ۶۶۶ کیلومتر قرار دارد [۱۴]. جرم این ماهواره ۱۷۵۰ کیلوگرم، توان مصرفی آن ۳۸۰۰ وات و ابعاد آن $۳/۷ \times ۱/۸ \times ۲$ متر است. محموله‌های آن شامل یک طیف‌سنج تبدیل فوریه (FTS^3) برای اندازه‌گیری غلظت گازهای گلخانه‌ای در جو و یک تصویرساز چند طیفی (CAI^4) برای اندازه‌گیری ابرها و ذرات معلق در هوا است. سنجنده با استفاده از روش طیف‌سنجی مادون قرمز، تشعشعات خورشیدی منعکس شده از سطح زمین را در چهار باند طیفی اندازه‌گیری می‌کند و داده‌های دقیقی برای ارزیابی گازهای گلخانه‌ای ارائه می‌دهد. همچنین، سنجنده‌ی CAI برای آشکارسازی ابرها و ذرات معلق در هوا به کار می‌رود و تصویرسازی را در چهار باند طیفی در ناحیه‌ی مرئی و مادون قرمز نزدیک انجام می‌دهد [۱۴]. این ماهواره به اندازه‌گیری کسر مولی CO_2 ، کسر مولی CH_4 ، پوشش ابر، عمق نوری ذرات معلق در هوا، شاخص نرمال شده تفاوت پوشش گیاهی و فلورسانس کلروفیل از پوشش گیاهی در خشکی می‌پردازد. در ادامه، ژاپن در سال ۲۰۱۸، ماهواره‌ی گوست ۲ را به فضا پرتاب کرد. این ماهواره همان سنجنده‌های گوست ۱ را دارا بود اما محدوده‌ی طیفی FTS آن افزایش یافته و وضوح فضایی و طیفی سنجنده نیز بهبود یافته است. ژاپن همچنین قصد دارد ماهواره‌ی گوست ۳ را در سال ۲۰۲۵ به فضا پرتاب کند و به جای طیف‌سنج تبدیل فوریه از طیف‌سنج مبتنی بر توری پراش استفاده کند تا پوشش گسترده و پیوسته‌ای از مشاهدات گازهای گلخانه‌ای را فراهم آورد [۱۴].

⁴ Cloud and Aerosol Imager

³ Fourier Transform Spectrometer

دقت تشخیص آن بهتر از ۱ ppm و وضوح فضایی آن ۳ کیلومتر در ۳ کیلومتر خواهد بود [۲۴-۲۵].

در حال حاضر، ماهواره‌ی سنجنش از دور متان با لیدار که مرلین نام دارد، به‌طور مشترک توسط فرانسه و آلمان در حال توسعه است. این ماهواره بر اندازه‌گیری گرادیان‌های مکانی و زمانی گاز متان در جو تمرکز دارد. طراحی و ساخت سنجنده‌ی لیدار بر عهده‌ی آلمان و تهیه‌ی پلتفرم و کنترل ماهواره بر عهده‌ی فرانسه است. این ماهواره از دو پالس لیزری با طول موج‌های متفاوت (۱۶۴۵/۵۵۲ و ۱۶۴۵/۸۴۶ نانومتر) برای اندازه‌گیری گاز متان استفاده می‌کند. سنجنده‌ی لیدار به دلیل عدم وابستگی به نور خورشید می‌تواند به‌طور مداوم در مدار عمل کند [۲۶-۲۸]. مشخصات این ماهواره‌ها در جدول (۱) به‌طور خلاصه آمده است.

جدول (۱): مشخصات کلی ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای

نام ماهواره	ارتفاع مدار (کیلومتر)	شیب مدار (درجه)	میان فاصله (کیلومتر)	دوره (روز)	نوع مدار	وضوح مکانی (کیلومتر)	عرض نوار (کیلومتر)
GOSAT-1	۲۰۰۹	۶۶۶	۹۸/۰۶	۱۷۵۰	۳۸۰۰	خورشید آهنگ	۷۹۰
OCO-2	۲۰۱۴	۷۰۵	۹۸/۲	۴۵۰	۵۲۱	خورشید آهنگ	۱۰/۶
Tansat	۲۰۱۶	۷۰۰	۹۸/۲	۶۲۰	۶۰۰	خورشید آهنگ	۲۰
Sentinel-5P	۲۰۱۷	۸۲۴	۹۸/۷۴	۹۸۰	۱۵۰۰	خورشید آهنگ	۲۶۰۰
GOSAT-2	۲۰۱۸	۶۱۳	۹۷/۸۴	۱۷۰۰	۵۰۰۰	خورشید آهنگ	۷۹۰
Gaofen-5 A	۲۰۱۸	۷۰۸	۹۸/۲	۲۱۰۰	-	خورشید آهنگ	۸۰۰
OCO-3	۲۰۱۹	۴۰۰	۵۱/۶	۴۵۰	۶۰۰	ایستگاه فضایی بین‌المللی	۱۰/۶
Gaofen-5 B	۲۰۲۱	۷۰۵	-	-	-	خورشید آهنگ	۸۰۰
Daqi-1	۲۰۲۲	۷۰۵	۹۸/۲	-	-	خورشید آهنگ	۵۰
GOSAT-3	۲۰۲۴	۶۶۶	۹۸/۰۶	۲۹۰۰	۵۲۰۰	خورشید آهنگ ۳ و ۱۰	۹۰ و ۱۰۰۰
Daqi-2	۲۰۲۵	۷۰۵	-	-	-	-	-
CO2M	۲۰۲۶	۷۳۵	۹۷/۷	-	-	خورشید آهنگ	۲۵۰
Merlin	۲۰۲۵	۵۰۶	۹۷/۴	۴۲۰	۵۰۰	خورشید آهنگ	-

سنجنده‌های نظارت بر کربن

سنجنده‌هایی که برای اندازه‌گیری منابع کربن به کار می‌روند به دودسته کلی فعال و غیرفعال تقسیم می‌شوند. سنجنده‌های غیرفعال به‌طور عمده از طیف‌سنج‌های مادون قرمز حرارتی برای آشکارسازی

تصویربرداری را در محدوده‌ی طول موج مادون قرمز موج کوتاه از ۱۶۰۰ تا ۱۷۰۰ نانومتر انجام می‌دهد. وضوح مکانی آن ۲۵ متر و میدان دید آن ۱۲ کیلومتر در ۱۲ کیلومتر است. این ماهواره‌ها قادر به شناسایی نشتی متان از نیروگاه‌ها و مراکز صنعتی هستند [۱۹].

چین نیز به‌طور فعال در حال توسعه‌ی ماهواره‌های نظارت بر منابع کربن است. ماهواره‌ی تنست که در دسامبر ۲۰۱۶ پرتاب شد و به‌عنوان ماهواره‌ی کربن شناخته می‌شود، اولین ماهواره‌ی کوچک چینی است که به تشخیص و نظارت بر دی‌اکسید کربن اختصاص دارد. مدار این ماهواره، خورشید آهنگ با شیب ۹۸/۲ درجه و ارتفاع آن ۷۰۰ کیلومتر است. این ماهواره دو سنجنده دارد که شامل: یک طیف‌سنج مبتنی بر توری پراش با وضوح طیفی بالا برای تشخیص دی‌اکسید کربن و یک تصویرساز قطب‌سنجی برای اندازه‌گیری پوشش ابری، عمق نوری ذرات معلق و کسر مولی CO₂ است [۲۰]. تنست در تشخیص CO₂ به دقتی بهتر از ۲ ppm در مدار دست‌یافته است. هدف این ماهواره، تشخیص منابع کربن جهانی در تمام مدت روز و با دقت بالا است. همچنین، چین در حال توسعه یک منظومه‌ی ماهواره‌ای کوچک برای نظارت بر منابع کربن با وضوح بالا و کارآمد است. هر ماهواره‌ی کوچک دارای قدرت تفکیک مکانی ۳۰۰ متر و عرض نوار ۳۰ کیلومتری است. این ۱۲ ماهواره‌ی کوچک در صبح و بعدازظهر در مدار خورشید آهنگ حرکت می‌کنند که می‌توانند ۳ تا ۴ درصد متوالی از مناطق کلیدی را در طول روز انجام دهند [۲۱].

در سال ۲۰۱۸، چین ماهواره گائوفن ۵ را به فضا پرتاب کرد. این ماهواره دارای چندین سنجنده است که به‌طور خاص برای نظارت بر محیط‌زیست و شناسایی آلودگی طراحی شده‌اند. سنجنده‌ی مربوط به پایش گازهای گلخانه‌ای آن یک طیف‌سنج هتروداين مکانی است که از تداخل فضایی و توری پراش برای رسیدن به وضوح طیفی بالا استفاده می‌کند [۲۲-۲۳].

چین همچنین ماهواره‌ی پایش محیط اتمسفر دی‌کیو ۱ را در آوریل ۲۰۲۲، به فضا پرتاب کرد. این ماهواره به‌عنوان اولین ماهواره‌ی جهان است که از سنجنده‌ی فعال لیداری برای تشخیص دقیق غلظت CO₂ با دقت بهتر از ۱ ppm استفاده می‌کند. علاوه بر این، ماهواره دی‌کیو ۲ که در سال ۲۰۲۵ پرتاب خواهد شد اولین ماهواره‌ی جهان است که با استفاده‌ی مشترک از سنجنده‌ی فعال و غیرفعال به شناسایی دی‌اکسید کربن با دقت و وضوح بالا می‌پردازد.

می‌کند و طول عمر آن حداقل ۲ سال است. مدار ماهواره، خورشید آهنگ، با ارتفاع ۷۰۰ کیلومتر و شیب مداری ۹۸ درجه است.

در انتخاب محموله‌ی پایش گازهای گلخانه‌ای، معیارهای متعددی باید در نظر گرفته شود. محموله‌ی انتخابی علاوه بر داشتن دقت طیفی و مکانی مناسب، بایستی جرم و توان مصرفی کمی داشته باشد و پیچیدگی‌های ساخت و هزینه‌ی آن نیز معقول باشد. جرم و توان مصرفی کمتر محموله، ابعاد کوچک‌تری را برای سازه و پانل‌های خورشیدی ماهواره ایجاد می‌کند و از پیچیدگی‌های ساخت، پرتاب و کنترل ماهواره می‌کاهد. روش به‌کاررفته برای پیشنهاد محموله، بررسی محموله‌های ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای و سپس سفارشی‌سازی آن، با توجه به موقعیت جغرافیایی کشور و پلتفرم‌های موجود است. در جدول (۳)، جرم و توان سنجنده‌های پایش گازهای گلخانه‌ای در ماهواره‌های مختلف ارائه شده است. مطابق این جدول، سنجنده‌ی ماهواره‌های اوکو ۲ و ۳، کمترین مصرف توان و جرم را در میان سایر سنجنده‌ها دارد. سنجنده‌ی ماهواره‌ی مرلین نیز در رتبه بعدی قرار دارد، البته این سنجنده به پایش متان اختصاص دارد. سایر سنجنده‌ها نیز جرم و توان مصرفی بسیار بالاتری دارند.

جدول (۲): جزئیات محدوده طول موج کانال‌های مختلف در سنجنده‌های

غیرفعال پایش گازهای گلخانه‌ای

نام ماهواره	روش پایش	محدوده کانال‌ها (میکرومتر)	گاز موردسنجش
GOSAT-1	طیف‌سنجی تبدیل فوری	۰/۷۵۸ تا ۰/۷۷۵	اکسیژن
		۱/۵۶ تا ۱/۷۲	دی‌اکسید کربن و متان
		۱/۹۲ تا ۲/۰۸	دی‌اکسید کربن
		۵/۵ تا ۱۴/۳	دی‌اکسید کربن، ازن، متان
OCO-2	سه طیف‌سنج مبتنی بر توری پراش	۰/۷۶۵	اکسیژن
		۱/۶۱	دی‌اکسید کربن
		۲/۰۶	دی‌اکسید کربن
Tansat	طیف‌سنجی مبتنی بر توری پراش	۰/۷۵۸ تا ۰/۷۷۸	اکسیژن
		۱/۵۹۴ تا ۱/۶۲۴	دی‌اکسید کربن (ضعیف)
		۲/۰۴۲ تا ۲/۰۸۲	دی‌اکسید کربن (قوی)
Sentinel-5P	طیف‌سنجی مبتنی بر توری پراش	۰/۲۷ تا ۰/۳	
		۰/۳ تا ۰/۳۲	
		۰/۳۱ تا ۰/۴۰۵	
		۰/۴۰۵ تا ۰/۵	
		۰/۶۷۵ تا ۰/۷۲۵	
		۰/۷۲۵ تا ۰/۷۷۵	

دی‌اکسید کربن در تروپوسفر میانی جو و از طیف‌سنج‌های مادون قرمز موج کوتاه برای بازیابی ستون کل CO₂ استفاده می‌کنند. این سنجنده‌ها از نور خورشید منعکس شده از سطح زمین و اتمسفر بهره می‌برند تا اندازه‌گیری‌های خود را انجام دهند.

در مقابل، سنجنده‌های فعال به‌طورمعمول از لیدار برای بازیابی اطلاعات مربوط به غلظت ستون گازهای گلخانه‌ای مانند دی‌اکسید کربن و متان استفاده می‌کنند. سنجنده‌ی لیداری دو پالس لیزری با طول‌موج‌های روشن و خاموش را ارسال می‌کند. طول موج روشن به طول موج جذب CO₂ نزدیک است و طول موج خاموش از طول موج جذب CO₂ دور است و به‌عنوان مرجع استفاده می‌شود. سپس دامنه و فاز سیگنال‌های برگشتی تحلیل می‌شود تا غلظت ستون CO₂ با دقت بالا محاسبه شود. از آنجایی که لیدار به نور خورشید وابسته نیست، می‌تواند در هر ساعت از شبانه‌روز برای اندازه‌گیری استفاده شود [۲۹، ۳۱-۳۱].

یکی از مشکلات اصلی سنجنده‌های غیرفعال، تأثیر ابرهای نازک یخ یا لایه‌های ذرات معلق است که می‌توانند موجب ایجاد خطاهای سیستماتیک با دامنه‌ی نامشخص شوند. همچنین داده‌های حاصل از این سنجنده‌ها نیاز به مدل‌سازی و اصلاح تأثیرات جو، زاویه‌ی خورشید و غیره دارند که عدم قطعیت را افزایش می‌دهد. باین حال سنجنده‌های غیرفعال، پوشش گسترده‌ای را فراهم می‌کنند و امکان پایش پیوسته گازهای گلخانه‌ای را دارند و توان مصرفی موردنیاز آن‌ها نیز کمتر است. سنجنده‌های فعال در مقابل، دارای دقت بیشتر، پوشش محدود و توان مصرفی بیشتری هستند. در جدول (۲)، روش‌های مختلف به‌کاررفته در ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای و محدوده‌ی طول موج کانال‌های مختلف آن‌ها آمده است.

پیشنهاد یک محموله‌ی مناسب برای پایش گازهای گلخانه‌ای

در این پژوهش، هدف مأموریت، پایش غلظت دی‌اکسید کربن در جو ایران با وضوح مکانی و طیفی مناسب به‌منظور شناسایی منابع تولید CO₂ و پشتیبانی از سیاست‌گذاری زیست‌محیطی است. این ماهواره از سنجنده‌ی غیرفعال در باندهای نزدیک مادون قرمز (NIR^۵) و مادون قرمز موج-کوتاه (SWIR^۶) برای جمع‌آوری داده استفاده

^۶ Short Wave Infrared

^۵ Near Infrared

جدول (۳): جرم و توان سنجنده‌های برخی از ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای

نام ماهواره	GOSAT-1	GOSAT-2	OCO-2,3	MERLIN	Sentinel-5P
جرم سنجنده (کیلوگرم)	۲۵۰	۲۲۵	۱۳۱	۱۴۰	۲۰۶
توان سنجنده (وات)	۳۱۰	۲۷۰	۱۰۵	۱۵۰	۱۷۰

بررسی ویژگی‌های محموله‌ی پیشنهادی

محموله‌ی پیشنهادی، یک سنجنده‌ی اپتیکی است که برای اندازه‌گیری ستون کل دی‌اکسید کربن اتمسفر به کار می‌رود و قادر به پایش منابع و جاذب‌های دی‌اکسید کربن است. این محموله دارای دو باند برای اندازه‌گیری دی‌اکسید کربن (۱/۶۱ و ۲/۰۶ میکرومتر) و یک باند برای اندازه‌گیری اکسیژن (۰/۷۶ میکرومتر) است. باند ۱/۶۱ میکرومتر ماکزیمم حساسیت را در لایه‌های نزدیک به سطح زمین نشان می‌دهد درحالی‌که باندهای ۰/۷۶ و ۲/۰۶ میکرومتر، اطلاعات موردنیاز برای تعیین فشار سطح، آلبدو، دمای اتمسفر، بخارآب، ابرها و ذرات غبار را فراهم می‌کنند. وضوح طیفی باند اکسیژن ۱۷۰۰۰ و وضوح طیفی باندهای دی‌اکسید کربن ۲۰۰۰۰ است [۳۲].

اجزای سنجنده‌ی پیشنهادی

اولین جزء این سنجنده، تلسکوپ است که به‌عنوان ورودی اولیه‌ی نور عمل می‌کند و نور جمع‌آوری‌شده را به‌صورت متمرکز به بخش‌های دیگر سیستم اپتیکی هدایت می‌کند. در سنجنده‌ی اوکو، این تلسکوپ از نوع کاسگرین و با نسبت کانونی (نسبت فاصله کانونی به قطر دهانه) ۱/۹ است که یک نسبت کانونی باز است و برای جمع‌آوری مؤثر نور و افزایش دقت داده‌ها طراحی شده است. پس از تلسکوپ، نور وارد کولیماتور می‌شود. هدف کولیماتور هم‌راستا کردن پرتوهای نور و کاهش قطر آن‌ها است تا سیستم اپتیکی در محدودیت‌های حجمی و طراحی دستگاه قابل قرارگیری باشد. کولیماتور مورد استفاده نیز از نوع کاسگرین و فاصله کانونی آن کوچک‌تر از تلسکوپ است. طراحی کاسگرین، شامل دو آینه (یک آینه‌ی اولیه مقعر و یک آینه‌ی ثانویه) است که مسیر نور را کنترل می‌کند و به نقطه‌ی کانونی هدایت می‌شود. پس از کولیماتور، نور از

	۲/۳۸۵ تا ۲/۳۰۵		
اکسیژن	۰/۷۶۹ تا ۰/۷۵۹		
دی‌اکسید کربن (ضعیف)	۱/۵۸۳ تا ۱/۵۶۸	طیف‌سنجی هتروداين مکانی ۷	Gaofen-5 A
متان	۱/۶۵۸ تا ۱/۶۴۲		
دی‌اکسید کربن (قوی)	۲/۰۵۸ تا ۲/۰۴۳		
		طیف‌سنج تصویری فابری-پرو با زاویه دید گسترده	GHGsat

بررسی جدول (۱) نیز نشان می‌دهد ماهواره‌ی اوکو ۲ نسبت به دیگر ماهواره‌هایی که دی‌اکسید کربن را پایش می‌کنند کمترین جرم و مصرف توان را دارد. از سوی دیگر، روش‌های مختلف طیف‌سنجی مورد استفاده در ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای بررسی و تحلیل گردید. طیف‌سنجی تبدیل فوری از تداخل‌سنج برای ثبت الگوی تداخل نور استفاده کرده و سپس اطلاعات طیفی را با تبدیل فوری به دست می‌آورد. وضوح طیفی بالا، سیگنال به نویز بالا و محدوده‌ی طیفی وسیع، از مزایای این روش طیف‌سنجی است اما گران‌قیمت بوده و از نظر مکانیکی نیز پیچیده است. در طیف‌سنجی مبتنی بر توری پراش، نور از یک توری پراش عبور می‌کند و به اجزای طیفی تجزیه‌شده و سپس توسط آشکارساز ثبت می‌شود. این روش، ضمن داشتن وضوح طیفی مناسب از طیف‌سنجی تبدیل فوری ساده‌تر و ارزان‌تر است. طیف‌سنجی فابری-پرو از تداخل نور بین دو آینه نیمه شفاف برای ایجاد الگوهای تداخلی استفاده می‌کند و خطوط طیفی خاصی را جدا می‌کند. وضوح طیفی این روش، بالا است اما محدوده‌ی طیفی آن باریک است و برای پایش چندگانه و جامع گازهای جوی محدودیت دارد. از نظر پیچیدگی هم در وضعیت متوسط تا بالا قرار دارد. در طیف‌سنجی هتروداين-مکانی، نور ورودی با یک نور مرجع با فرکانس متفاوت ترکیب می‌شود و سپس با استفاده از یک آینه‌ی نیمه شفاف و یکتوری پراش، طیف آن اندازه‌گیری می‌شود. این روش نیز پیچیده است. لذا روش طیف‌سنجی مبتنی بر توری پراش به دلیل دارا بودن دقت و سرعت مناسب و نیز هزینه و پیچیدگی مکانیکی کمتر، مناسب تشخیص داده شد. در نهایت سنجنده‌ی ماهواره اوکو ۲، که از روش طیف‌سنجی مبتنی بر توری پراش بهره می‌برد و دارای کمترین جرم و توان مصرفی در بین محموله‌های ماهواره‌های با مأموریت مشابه است به‌عنوان سنجنده‌ی پیشنهادی انتخاب گردید.

شناسایی نوسانات کوچک بهینه می‌سازد. میدان دید باریک‌تر، باوجود ایجاد وضوح مکانی بهتر اما سبب افزایش زمان پایش کل جغرافیای کشور می‌شود لذا الزام میدان دید برای سه وضوح مکانی مختلف محاسبه شده و در جدول (۵) مقایسه گردید. تعداد گذرهای ماهواره از ایران، با فرض ارتفاع مداری ۷۰۰ کیلومتر و شیب مداری ۹۸ درجه، حدود ۱۴ گذر در روز است. برای وضوح مکانی عرضی ۱/۳ کیلومتر، عرض نوار اسکن در هر گذر ۱۰/۴ کیلومتر است. با توجه به مساحت کشور (۱۶۴۸۱۹۵ کیلومتر مربع) پایش تمام جغرافیای آن، حدود ۲۳۰ روز طول می‌کشد. علت این افزایش زمان، عرض باریک نوار اسکن و مساحت وسیع کشور است. در صورت انتخاب وضوح مکانی عرضی ۱۰ کیلومتر، عرض نوار اسکن به ۸۰ کیلومتر افزایش یافته است و پایش کل کشور در ۳۰ روز انجام می‌شود. برای وضوح مکانی عرضی ۳۰ کیلومتر، عرض نوار اسکن به ۲۴۰ کیلومتر می‌رسد و زمان پایش کل کشور به حدود ۱۰ روز کاهش می‌یابد.

جدول (۴): الزامات اپتیکی سنجنده

نام پارامتر	مقدار
نسبت کانونی	f/۹
میدان دید	۱۴-۱۵ میلی رادیان
تعداد نمونه	۸
تعداد پیکسل در هر نمونه	بزرگ‌تر مساوی ۲۰
حداقل طول موج	۰/۷۵۸ میکرومتر برای اکسیژن، ۱/۵۹۱ و ۲/۰۴۲ میکرومتر برای دی‌اکسید کربن
حداکثر طول موج	۰/۷۷۲ میکرومتر برای اکسیژن، ۱/۶۲۱ و ۲/۰۸۱ میکرومتر برای دی‌اکسید کربن
وضوح طیفی	بزرگ‌تر از ۱۷۰۰۰ برای اکسیژن بزرگ‌تر از ۲۰۰۰۰ برای دی‌اکسید کربن
نمونه‌برداری طیفی	بزرگ‌تر از ۲ پیکسل بر نمونه

جدول (۵): مقایسه‌ی وضوح مکانی و مدت‌زمان پایش کل جغرافیای کشور برای میدان دیدهای مختلف

میدان دید عرضی (میلی رادیان)	وضوح مکانی عرضی (کیلومتر)	عرض نوار اسکن شده در هر گذر ماهواره (کیلومتر)	زمان لازم برای پایش کل کشور (روز)
۱۴-۱۵	۱/۳	۱۰/۴	۲۳۰
۱۱۴	۱۰	۸۰	۳۰
۳۳۹	۳۰	۲۴۰	۱۰

فیلتر پلارایزر عبور می‌کند. فیلتر پلارایزر، تنها پرتوهای نور با یک پلاریزاسیون خاص را عبور می‌دهد و با حذف نور پراکنده، کیفیت سیگنال‌ها را بهبود می‌بخشد. نور پس از عبور از فیلتر، به سیستم رله هدایت می‌شود. این سیستم وظیفه‌ی تقسیم پرتو به کانال‌های طیفی مختلف را بر عهده دارد. در این سنجنده، سه کانال طیفی وجود دارد که شامل: کانال ۰/۷۶ میکرومتر برای اکسیژن و کانال‌های ۱/۶۱ و ۲/۰۶ میکرومتر برای دی‌اکسید کربن می‌شود. هر کانال به‌طور مستقل توسط یک طیف‌سنج تحلیل می‌شود. درنهایت، نور به طیف‌سنج می‌رسد که وظیفه‌ی آن، تجزیه نور به اجزای طیفی مختلف است. اجزای طیف‌سنج شامل یک شیار ورودی، کولیماتور انکساری، شبکه‌ی پراش منعطف و یک دوربین بازتابی است که تصویر طیفی را بازسازی می‌کند. نور طیفی پس از عبور از طیف‌سنج، به آشکارساز هدایت می‌شود که آن را به سیگنال‌های الکتریکی تبدیل می‌کند و برای پردازش و تحلیل به سیستم ارسال می‌کند.

الزامات اپتیکی سنجنده

الزامات اپتیکی موردنیاز سنجنده‌ی پیشنهادی بر اساس محاسبات سیستمی و الزامات سنجنده‌ی ماهواره اوکو ۲، تعیین و در جدول (۴) ارائه شده است. این الزامات، شامل نسبت کانونی یک‌نهم برای جمع‌آوری نور بیشتر و بهبود نسبت سیگنال به نویز است. نسبت سیگنال به نویز موردنیاز بیش از ۴۰۰ است که از طریق انتخاب دقیق باندهای طیفی، استفاده از آشکارسازهای با حساسیت بالا، طراحی اپتیکی پیشرفته، کالیبراسیون دقیق و الگوریتم‌های پردازش داده بهینه قابل حصول است. همچنین میدان دید آن برای ایجاد وضوح مکانی ۱-۲ کیلومتر برابر ۱۴-۱۵ میلی‌رادیان در نظر گرفته شده است. عرض نوار اسکن شامل ۸ نمونه است که هر نمونه از میانگین‌گیری داده‌های ۲۰ پیکسل به دست می‌آید. محدوده‌های طول‌موجی برای کانال‌های مختلف دی‌اکسید کربن و اکسیژن، امکان تشخیص نوارهای جذبی این گازها را فراهم می‌کند. وضوح طیفی بیشتر از ۱۷۰۰۰ برای کانال اکسیژن و بیشتر از ۲۰۰۰۰ برای کانال‌های دی‌اکسید کربن، تحلیل دقیق ستون‌های گازی را ممکن می‌سازد. همچنین نمونه‌برداری طیفی با بیش از ۲ پیکسل برای هر نمونه، از دست رفتن داده‌ها را کاهش می‌دهد و دقت اندازه‌گیری‌ها را تضمین می‌کند. این ویژگی‌ها طراحی سنجنده را برای اندازه‌گیری دقیق غلظت گازها و

بررسی الزامات حرارتی سنجنده

قلب سنجنده‌ی پیشنهادی، سه آشکارساز است که به‌صورت مجزا قرار گرفته‌اند اما از نظر حرارتی به هم کوپل شده‌اند. آشکارسازهای دی‌اکسید کربن، با استفاده از سیستم خنک‌کننده‌ی کرایو تا دمای ۱۲۰ کلوین و آشکارساز اکسیژن تا دمای ۱۸۰ کلوین سرد می‌شوند. طیف‌سنج و بستر اپتیکی آن نیز با استفاده از رادیاتور خارجی که در دمای ۲۵- درجه سانتی‌گراد عمل می‌کند، در دمای $5 \pm 0/15$ درجه سانتی‌گراد نگهداری می‌شوند. یک رادیاتور دوم نیز در دمای ۲۰- درجه سانتی‌گراد در نظر گرفته شده است تا برای خنک کاری تجهیزات الکترونیکی، مورد استفاده قرار گیرد. تلسکوپ ماهواره در هنگام مأموریت رو به زمین و در راستای محور سمت‌القدم است [۳۳].

با توجه به الزامات حرارتی که بیان شد، به‌منظور نگهداری تجهیزات محموله و پلتفرم در محدوده‌های دمایی مجاز نیاز به استفاده از اجزاء غیرفعال و فعال در طراحی زیرسیستم کنترل حرارت ماهواره است. اجزاء غیرفعال شامل: پتوهای عایق چندلایه، پوشش‌های سطحی و فیلم‌های حرارتی و مدیریت انتقال تلفات حرارتی از طریق سطح و اجزای سازه به رادیاتورهای ماهواره است. اجزاء فعال نیز شامل: گرم‌کن و لوله‌های حرارتی با ضریب هدایت متغیر هستند.

مدل‌سازی حرارتی ساده‌ی ماهواره

مدل حرارتی ماهواره‌ی بررسی‌شده، یک مدل بسیار ساده است. سطح تحتانی مدل با رنگ سفید در نظر گرفته شده و به‌طرف زمین یا سمت‌القدم فرض شده است. سطح فوقانی نیز که به‌طرف اوج یا سمت‌الراس است، با رنگ سفید پوشیده شده و دارای ضریب جذب $0/15$ و ضریب انتشار تشعشعی $0/87$ است. این ماهواره، در مدار پایین زمین و در ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری در نظر گرفته شده است.

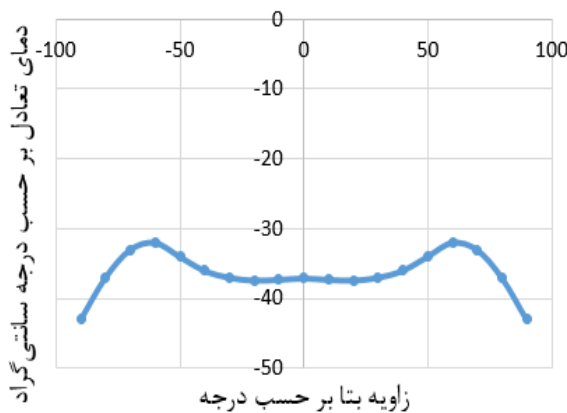
مدل هندسی ساده‌شده‌ی ماهواره با استفاده از نرم‌افزار Desktop Thermal ساخته شد و با در نظر گرفتن مقادیر ثابت‌های خورشیدی آلبیدو و مادون‌قرمز زمین، شارهای حرارتی وارد بر سطوح مختلف ماهواره به ازای زوایای مختلف بتا، محاسبه گردید. زاویه‌ی بتا، زاویه‌ی بین صفحه‌ی مداری ماهواره و بردار تابش خورشید است و به تعیین میزان تابش خورشید روی ماهواره کمک می‌کند. به‌منظور تحلیل حرارتی مدل ماهواره، مقادیر شارهای حرارتی محیطی

به‌دست‌آمده به‌عنوان ورودی در برنامه نرم‌افزار SINDA مورد استفاده قرار گرفت و دمای سطوح در مدل اولیه‌ی ماهواره، محاسبه شد. در این مرحله از تلفات حرارتی داخلی ماهواره صرف‌نظر شده و صرفاً بارهای محیطی تشعشعی در نظر گرفته شده است.

شکل (۱)، تغییرات دمایی دیواره‌های جانبی ماهواره را در این مدل نشان می‌دهد. با توجه به اینکه کنترل وضعیت این ماهواره از نوع تعادل سه محوره است و پایداری آن با روش چرخش ماهواره به دور خود نیست، اختلاف بسیار شدید دمایی مابین وجهی که در مقابل خورشید قرار گرفته با وجهی که در سایه قرار دارند مشاهده می‌شود؛ بنابراین به‌منظور کنترل حرارت سازه و متعاقباً اجزاء اصلی ماهواره، بایستی کل سطوح جانبی سازه با پتوهای عایق چندلایه پوشانده شوند.

در شکل (۲)، نتایج دمای متوسط برای وجه فوقانی مدل در یک دور مدار در وضعیت دائمی به ازای زوایای مختلف بتا (از ۹۰- تا ۹۰+ درجه) نشان داده شده است. صفحه فوقانی ماهواره با تابش خورشیدی به‌صورت موازی قرار گرفته است و هیچ‌گونه شار خورشیدی را دریافت نمی‌کند. با توجه به اینکه این سطح ماهواره در راستای محور اوج قرار دارد، شار حرارتی دریافتی مادون‌قرمز زمین و آلبیدوی آن نیز صفر است، بنابراین دمای بسیار سردی را تجربه می‌کند. این وجه در زاویه‌ی بتای صفر درجه در طول مدت روز، بیشترین شار خورشیدی را دریافت می‌کند و بیشترین مقدار دما را در این بازه‌ی دمایی دارد که آن‌هم حدوداً ۸۰- درجه‌ی سانتی‌گراد و بسیار پایین است. در زوایای بتای بین صفر و ۹۰ درجه نیز به‌تدریج میزان شار خورشیدی وارده به این سطح کم می‌شود، در نتیجه منحنی دما سیر نزولی دارد. لازم به ذکر است که همه‌ی سطوح نسبت به زاویه‌ی بتای صفر درجه، دمای متقارن دارند. در هر صورت، این وجه با دمای بسیار پایینی که دارد برای انتخاب رادیاتورهای ماهواره موقعیت مناسبی نداشته و ضروری است با پتوهای عایق چندلایه پوشانده شود.

شکل (۳)، دمای تعادل را برای صفحه‌ی تحتانی ماهواره در زوایای مختلف نشان می‌دهد. از آنجاکه صفحه‌ی تحتانی همواره رو به زمین است، دمای آن به‌شدت تحت تأثیر شار حرارتی مادون‌قرمز و آلبیدوی زمین است و چون مقادیر فوق تقریباً ثابت هستند، تغییرات دمایی این صفحه نیز محدود است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در چند نقطه‌ی محدود از مدار، شار خورشیدی تشعشعی کوچکی به این سطح تابیده می‌شود که موجب تغییر دما با زاویه‌ی بتا می‌شود.



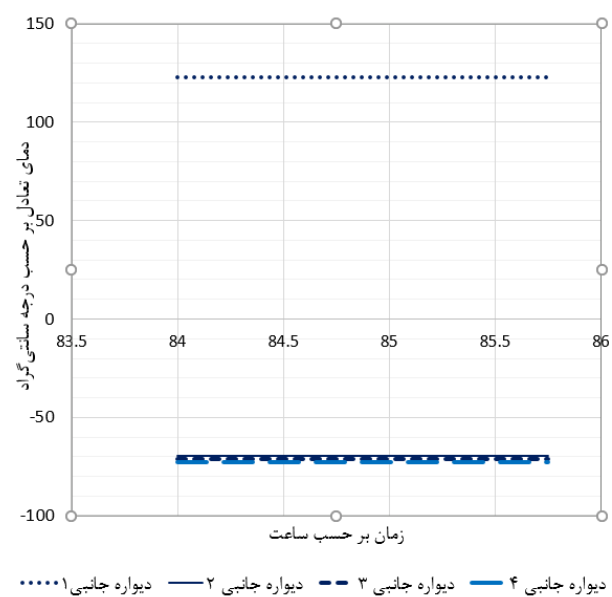
شکل (۳): دمای تعادل سطح تحتانی مدل ماهواره به ازای زوایای بتای مختلف

الزامات پلتفرم

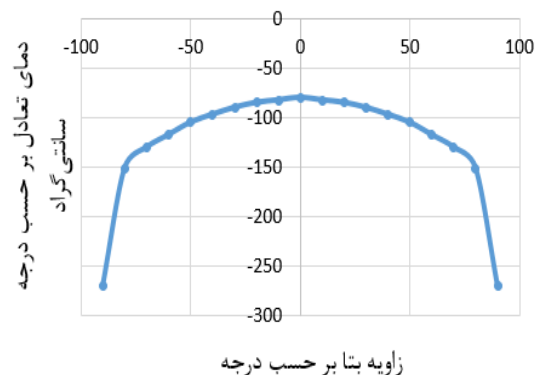
سازه‌ی پلتفرم موردنیاز برای ماهواره‌ی پیشنهادی پایش گاز گلخانه‌ای، حداقل به طول ۲ متر و مقطع شش‌وجهی با قطر ۱ متر است تا اجزای اساسی و محموله‌ی آن چیدمان شود. توان الکتریکی موردنیاز آن که توسط یک جفت پانل خورشیدی بازشو تأمین می‌شود بیش از ۹۰۰ وات است. به‌منظور دریافت بیشترین توان خورشیدی و تعقیب آن به عملگر دورانی پلنل‌ها حول محور گام پلتفرم نیاز است. باتری‌های موردنیاز پیشنهادی به ظرفیت ۳۵ آمپر ساعت و از نوع نیکل-هیدروژن هستند تا توان موردنیاز در شب مدار را تأمین نمایند. پایدارسازی ماهواره به روش فعال و با استفاده از چرخ‌های واکنشی انجام می‌شود. برای حسگرهای کنترل وضعیت، تعقیب‌کننده‌ی ستاره و واحد اندازه‌گیری اینرسی پیشنهاد می‌شود. طیف‌سنج‌ها به‌منظور جمع‌آوری داده‌های دقیق نیاز به راستای هدف‌گیری دقیق دارند؛ بنابراین، یکی از الزامات کنترلی پلتفرم، دقت بالای نشانه‌گیری است. حفظ زاویه با تلورانس 0.1° درجه موردنیاز است، زیرا هرگونه کاهش در دقت نشانه‌روی می‌تواند منجر به کاهش کیفیت داده‌ها شود. علاوه بر این، پایداری نشانه‌گیری نیز اهمیت زیادی دارد تا از لرزش یا حرکت‌های ناخواسته ماهواره در طول مشاهدات جلوگیری شده و داده‌ها به‌طور پیوسته و بدون نویز ثبت شوند. به دلیل نیاز به نشانه‌گیری دقیق و ثبات جهت‌گیری، کنترل سه محوره‌ی پلتفرم ضروری است و بنابراین ماهواره چرخش به دور محور خود ندارد.

در ارتباط با نیازهای دمایی محموله‌ی پیشنهادی، به‌ویژه برای نگهداری آشکارسازها در دمای بسیار پایین، سیستم‌های سردکننده کرایوژنیک فضایی موردنیاز است که تاکنون در کشور طراحی و

در زوایای بتای 60° - درجه و 60° + درجه، سطح تحتانی در معرض بیشترین مقدار شار خورشیدی قرار می‌گیرد، به این جهت بیشترین مقدار دما در این زوایا اتفاق افتاده است. نظر به اینکه در زوایای 90° + درجه و 90° - درجه، شار حرارتی آلبیدو کمترین مقدار است و فقط شار حرارتی مادون‌قرمز زمین به سطح فوق می‌رسد، کمترین مقدار دما در این زوایا رخ داده است. با توجه به اینکه دمایی عملیاتی رادیاتورهای حدود منفی بیست درجه سانتی‌گراد در نظر گرفته شده است، این سطح نیز به‌عنوان رادیاتور انتخاب نشده و برای این ماهواره، رادیاتورهای مستقل از سازه اصلی موردنیاز است.



شکل (۱): تغییرات دمایی دیواره‌های جانبی مدل ماهواره



شکل (۲): دمای تعادل سطح فوقانی مکعب به ازای زوایای بتای مختلف

ثبات نشانه‌گیری نیاز دارد و لذا پلتفرم موردنیاز آن چرخش ندارد و نیازمند سیستم کنترل وضعیت سه محوره است. تمامی وجوه ماهواره بایستی با پتوی‌های عایق چندلایه پوشانده شود و در نتیجه به پانل‌های خورشیدی باز شو نیاز است.

در طراحی و ساخت یک ماهواره‌ی داخلی به‌منظور پایش گاز دی‌اکسید کربن به پلتفرم ماهواره‌ای با سطح مقطع یک مترمربع و طول دو متر نیاز است که مجهز به پانل‌های خورشیدی باز شو، با سیستم کنترل وضعیت سه محوره باشد. همچنین در رابطه با زیرسیستم کنترل حرارت لازم است طراحی و ساخت لوله‌های حرارتی با ضریب هدایت متغیر و سیستم‌های کرایوژنیک مورد توجه قرار گیرد. این پژوهش، گامی مؤثر در جهت شناسایی چالش‌های پیش روی بخش فضایی کشور جهت ورود به حوزه‌ی ساخت ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای است که نیاز به سرمایه‌گذاری وسیع در بخش تحقیق و توسعه برای کسب دانش فنی مرتبط و نیز مستندسازی داده‌های پایش اقلیم را آشکار می‌سازد. این موضوع در پژوهش‌های اخیر متخصصین فناوری فضایی کشور نیز مورد تأکید و اهمیت قرار گرفته است [۳۴-۳۵].

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

تشکر و قدردانی

مقاله حاضر برگرفته از طرح پژوهشی با کد ۱۰۱۰۸۰۱۰۱۱ می‌باشد که با حمایت مالی سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران به انجام رسیده است. بدین‌وسیله مراتب قدردانی و تشکر از این سازمان محترم ابراز می‌گردد.

مراجع

- [1] Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC), *Climate Change 2021: The Physical Science Basis: Contribution of Working Group I to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*. Cambridge, U.K.: Cambridge Univ. Press, 2021.
- [2] A. L. Salvia, W. Leal Filho, L. L. Brandli, and J. S. Griebeler, "Assessing research trends related to Sustainable Development Goals: Local and global issues," *J. Cleaner Prod.*, vol. 208, pp. 841–849, 2019.
- [3] Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC), *Climate Change 2022: Impacts, Adaptation and Vulnerability: Contribution of Working Group II to the Sixth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on*

ساخته نشده‌اند. از آنجاکه ماهواره‌ی حامل این محموله چرخش ندارد، اختلاف دمایی شدید بین وجهی که در مقابل خورشید قرار دارد و سایر وجوه جانبی ماهواره ایجاد می‌شود، بنابراین تمامی وجوه ماهواره بایستی با پتوی‌های عایق چندلایه پوشانده شوند. این موضوع همچنین موجب می‌شود که پانل‌های خورشیدی را نتوان روی وجوه ثابت ماهواره قرارداد و در نتیجه به پانل‌های خورشیدی باز شو نیاز است.

برای مدیریت مومنتوم زاویه‌ای، از چرخ‌های عکس‌العمل برای کنترل دقیق و از عملگرهای مغناطیسی برای تخلیه‌ی مومنتوم استفاده می‌شود که ثبات بلندمدت ماهواره را در برابر نیروهای خارجی مانند فشار تابش خورشید تضمین می‌کنند. علاوه بر این، نیاز به چندین ردیاب ستاره و واحدهای اندازه‌گیری اینرسی است تا عملکرد مداوم ماهواره حتی در صورت بروز خرابی در قطعات اصلی تضمین شود.

بحث و نتیجه‌گیری

در مقاله‌ی حاضر به بررسی انواع ماهواره‌های پایش گازهای گلخانه‌ای و محموله‌های آن‌ها پرداخته شد و در نهایت، یک سنجنده که ضمن داشتن دقت مناسب، کمترین پیچیدگی ساخت و نیز حداقل جرم و توان مصرفی را داشته باشد، به‌منظور پایش گاز دی‌اکسید کربن پیشنهاد گردید. این سنجنده‌ی سنجنش‌ازدور بر پایه‌ی فناوری طیف‌سنجی مبتنی بر توری پراش در باندهای مادون‌قرمز نزدیک (۰.۷۶ میکرومتر) و مادون‌قرمز موج-کوتاه (۱/۶ و ۲/۰۶ میکرومتر) عمل می‌کند و برای اندازه‌گیری و ثبت انرژی بازتاب شده از سطح زمین و جو به کار می‌رود. لازم به ذکر است که با تغییر باندهای طیفی، این سنجنده قادر به پایش سایر گازهای گلخانه‌ای از جمله گاز متان (۱/۶۵ و ۲/۳ میکرومتر) نیز است. الزامات سنجنش‌ازدور این سنجنده بر اساس محاسبات سیستمی و نیز الزامات سنجنده‌ی ماهواره‌ی اوکو ۲، تعیین شد. برای دستیابی به‌وضوح مکانی در حدود ۱ تا ۲ کیلومتر، کل کشور هر ۲۳۰ روز یک‌بار پایش می‌شود. در صورت نیاز به پایش سریع‌تر دو راهکار وجود دارد: ۱- کاهش وضوح مکانی که مستلزم افزایش میدان دید است، ۲- استفاده از منظومه‌ی ماهواره‌ای. با تغییر وضوح مکانی به ۱۰ کیلومتر امکان پایش کل کشور به‌صورت ماهیانه فراهم می‌شود و برای دوره‌ی پایش ۱۰ روزه هم وضوح مکانی به ۳۰ کیلومتر خواهد رسید. این محموله برای جمع‌آوری داده‌های باکیفیت به پلتفرم با دقت نشانه‌روی بالا و

- radiometrically calibrated products,” *Atmos. Meas. Tech.*, vol. 10, no. 1, pp. 59–81, 2017.
- [17] A. Eldering, T. E. Taylor, C. W. O'Dell, and R. Pavlick, “The OCO-3 mission: Measurement objectives and expected performance based on one year of simulated data,” *Atmos. Meas. Tech.*, vol. 12, no. 4, pp. 2341–2370, 2019.
- [18] European Space Agency (ESA), “Copernicus Sentinel-5P.” Accessed: Aug. 21, 2025. [Online]. Available: https://www.esa.int/Applications/Observing_the_Earth/Copernicus/Sentinel-5P
- [19] GHGSat, “World's first commercial CO₂ sensor in orbit.” Accessed: Aug. 21, 2025. [Online]. Available: <https://www.ghgsat.com/en/newsroom/worlds-first-commercial-co2-sensor-in-orbit/>
- [20] Y. Zhang, J. Liu, L. Liu, W. Wang, L. Wang, and D. Wang, “TanSat: A Chinese satellite for global carbon dioxide monitoring,” *Remote Sens.*, vol. 9, no. 6, Art. no. 596, 2017.
- [21] G. Meng, Y. Wen, M. Zhang, Y. Gu, W. Xiong, Z. Wang, and S. Niu, “The status and development proposal of carbon sources and sinks monitoring satellite system,” *Carbon Neutrality*, vol. 1, no. 1, Art. no. 32, 2022.
- [22] Y. Zhao, Y. Liu, and X. Zhang, “Gaofen-5: A new satellite for environmental monitoring and analysis,” *Remote Sens.*, vol. 11, no. 6, Art. no. 674, 2019.
- [23] X. Liu, S. Zhang, and Y. Hu, “Monitoring of atmospheric greenhouse gases using Gaofen-5 satellite,” *Environ. Sci. Technol.*, vol. 54, no. 5, pp. 2751–2760, 2020.
- [24] Y. Wang, J. Zhang, and X. Liu, “The launch of China's DQ-1 satellite for atmospheric monitoring,” *Remote Sens.*, vol. 14, no. 5, Art. no. 1040, 2022.
- [25] L. Zhang, C. Zhao, and H. Li, “DQ-2: The next-generation atmospheric monitoring satellite,” *Environ. Monit. Assess.*, vol. 195, no. 2, Art. no. 82, 2023.
- [26] O. Bock, J. Bremer, and D. Zeng, “The MERLIN mission: A lidar-based approach for methane monitoring,” *Remote Sens. Environ.*, vol. 266, Art. no. 112689, 2022.
- [27] K. Gerilowski, *et al.*, “The Methane Remote Sensing Lidar Mission (MERLIN): An intergovernmental approach to global climate monitoring,” *Atmos. Meas. Tech.*, vol. 13, no. 7, pp. 4131–4144, 2020.
- [28] N. Strasser, C. Wührer, C. Köhl, M. Haiml, D. Viehmann, and M. Kritzler, “MERLIN (MEthane Remote sensing LIidar mission): Heading towards PFM and observation of interesting effects,” in *Proc. Int. Conf. Space Optics (ICSO 2022)*, SPIE, vol. 12777, Art. no. 127770X, 2023.
- [29] L. S. Rothman, I. E. Gordon, Y. Babikov, A. Barbe, D. C. Benner, P. F. Bernath, M. Birk, *et al.*, “The HITRAN2012 molecular spectroscopic database,” *J. Quant. Spectrosc. Radiat. Transfer*, vol. 130, pp. 4–50, 2013.
- [30] T. Röckmann, *et al.*, “Active and passive remote sensing of greenhouse gases,” *Remote Sens. Environ.*, vol. 178, pp. 180–193, 2016.
- [31] D. W. T. Griffith and J. Notholt, “Active remote sensing of greenhouse gases using laser technology,” *Atmos. Meas. Tech.*, vol. 9, no. 5, pp. 1901–1913, 2016.
- [32] R. Haring, R. Pollock, B. Sutin, and D. Crisp, “Current development status of the Orbiting Carbon Observatory instrument optical design,” in *Infrared Spaceborne Remote Sensing XIII*, Proc. SPIE, vol. 5883, pp. 61–70, 2005.
- Climate Change*. Cambridge, U.K.: Cambridge Univ. Press, 2022.
- [4] S. Zhao, M. Liu, M. Tao, W. Zhou, X. Lu, Y. Xiong, F. Li, and Q. Wang, “The role of satellite remote sensing in mitigating and adapting to global climate change,” *Sci. Total Environ.*, vol. 904, Art. no. 166820, 2023.
- [5] C. J. Merchant, O. Embury, C. E. Bulgin, *et al.*, “Satellite-based time-series of sea-surface temperature since 1981 for climate applications,” *Sci. Data*, vol. 6, no. 1, Art. no. 223, 2019.
- [6] J. Yang, P. Gong, R. Fu, M. Zhang, J. Chen, S. Liang, B. Xu, J. Shi, and R. Dickinson, “The role of satellite remote sensing in climate change studies,” *Nature Climate Change*, vol. 3, no. 10, pp. 875–883, 2013.
- [7] World Meteorological Organization (WMO), “Essential Climate Variables.” Accessed: Aug. 21, 2025. [Online]. Available: <https://gcos.wmo.int/en/essential-climate-variables>
- [8] Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC), *Climate Change 2014: Synthesis Report: Contribution of Working Groups I, II and III to the Fifth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change*. Cambridge, U.K.: Cambridge Univ. Press, 2014.
- [9] J. Heymann, M. Reuter, M. Hilker, M. Buchwitz, O. Schneising, H. Bovensmann, J. P. Burrows, *et al.*, “Consistent satellite XCO₂ retrievals from SCIAMACHY and GOSAT using the BESD algorithm,” *Atmos. Meas. Tech.*, vol. 8, no. 7, pp. 2961–2980, 2015.
- [10] M. Zhang, X.-Y. Zhang, R.-X. Liu, and L.-Q. Hu, “A study of the validation of atmospheric CO₂ from satellite hyperspectral remote sensing,” *Adv. Climate Change Res.*, vol. 5, no. 3, pp. 131–135, 2014.
- [11] C. Crevoisier, A. Chédin, H. Matsueda, T. Machida, R. Armante, and N. A. Scott, “First year of upper tropospheric integrated content of CO₂ from IASI hyperspectral infrared observations,” *Atmos. Chem. Phys.*, vol. 9, no. 14, pp. 4797–4810, 2009.
- [12] C. Serio, G. Masiello, P. Mastro, A. Cersosimo, P. Pasquariello, and S. Venafrà, “Simultaneous retrieval of OCS and CO₂ from the IASI shortwave spectral band: Assessment of the accuracy of the retrieval products and validation with *in situ* observations,” in *Proc. SPIE, Remote Sens. Clouds Atmos. XXV*, vol. 11531, Art. no. 1153107, 2020.
- [13] S. S. Kulawik, D. B. A. Jones, R. Nassar, F. W. Irion, J. R. Worden, K. W. Bowman, T. Machida, *et al.*, “Characterization of Tropospheric Emission Spectrometer (TES) CO₂ for carbon cycle science,” *Atmos. Chem. Phys.*, vol. 10, no. 12, pp. 5601–5623, 2010.
- [14] Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), “About Greenhouse Gases Observing Satellite ‘IBUKI’ (GOSAT).” Accessed: Aug. 21, 2025. [Online]. Available: <https://global.jaxa.jp/projects/sat/gosat/>
- [15] World Meteorological Organization (WMO), “OCO-2 (Orbiting Carbon Observatory-2).” Accessed: Aug. 21, 2025. [Online]. Available: https://space.oscar.wmo.int/satellites/view/oco_2
- [16] D. Crisp, H. R. Pollock, R. Rosenberg, L. Chapsky, R. A. M. Lee, *et al.*, “The on-orbit performance of the Orbiting Carbon Observatory-2 (OCO-2) instrument and its

- [35] O. Shekoofa, M. Khoshsim, S. Ghazanfarinia, and F. Bagheroskouei, "Toward the establishment of a national center for space weather services: Vision, mission and organization," *Space Sci. Technol. Appl.*, vol. 1, no. 2, pp. 34–48, 2022, doi: 10.22034/jssta.2022.309735.1034. (in Persian).
- [33] J. G. Rivera, J. I. Rodriguez, and D. L. Johnson, "Development of the Orbiting Carbon Observatory instrument thermal control system," *SAE Int. J. Aerosp.*, vol. 1, pp. 268–279, 2008.
- [34] A. Hashemi, S. Shakhshi, M. Haghgoo, T. Abdollahi, H. Bazrafshan, M. Abedi, *et al.*, "Exploring the multifaceted landscape of space industry applications: Thematic analysis of strategic policy plans of developed and developing countries," *Space Sci. Technol. Appl.*, no. e216288, 2025, doi: 10.22034/jssta.2024.461961.1172. (in Persian).



انجمن هوافضای ایران

وزارت ارتباطات و فناوری اطلاعات



پژوهشگاه فضایی ایران

دوفصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

Vol. 5, No. 2, 2026

Comparison of electro-pump liquid propellant engines from the viewpoint of cost and reliability with the previous Engine generations Hamidreza Alimohammadi, Hassan Naseh, Fatolah Omi	1
Innovative Approach for Solar Sail Periodic Orbits Identification in Non-Autonomous Circular Restricted Three-Body Systems Ehsan Abbasali, Amirreza Kosari, Majid Bakhtiari	14
Selection of satellite constellations with space weather monitoring payloads for Iran Masoud Khoshshima, Sahar Aminabadi, Hadi Jalili, Saber Karami	23
Estimating Low-Cycle Fatigue Life and Calculating the Probability of Failure for the Space Electronic Board Under Thermal Cyclic Loading Amirhosein Rahbar, Seyed Mohammad Navid Ghoreishi	34
Attitude Control of Satellites Equipped with Three Reaction Wheels Using an H_2/H_∞ Switching Model Predictive Control Scheme Over a Wide Range of Operating Points Taleb Abdollahi	54
Exploring the technology selection in space industry: A scientometric analysis approach Saeid Nasrollahi, Emad Chizari, Hasan Sedighy	75
FPGA Based Block Adaptive Quantization Design and Implementation Abbas Dastmozd, Mohammad Reza Mousavi, Kourosh Hassanli, Sahar Abdi, Mahdi Hatam	89
Scientific Status and a Review of Recent Achievements in CubeSat Technology Farhad Kiani Falavarjani	103
Technical feasibility of Direct Satellite Connection to Terrestrial Communication Equipment and Service Provision in Iran Roghieh Karimzadeh Bae, Pedram Hajipour, Hossein Samimi, Leila Mohammadi, Marzieh Ahmadi	123
Observing gravity waves due to artificial heating system Mohammad Reza Kardgar, Amir Hossein Rabiei	136
Evaluating the lifespan of a Stirling cooler system, considering different failure modes Mohammad Ali Farsi	144
Analysis of Satellite Payloads for Greenhouse Gas Monitoring: Proposal of a Payload and Analysis of Its Platform Requirements Esmat Kishani Farahani, Azar Anvari	156