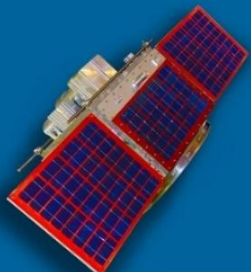
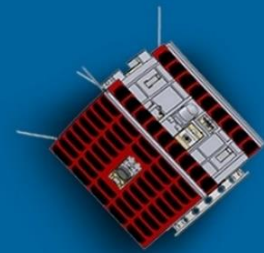


علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره اول

بهار و تابستان ۱۴۰۵



- ۱ محاسبه عددی خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری با استفاده از روش همگن سازی
امیر حسین رهبر، سید محمد نوید قریشی
- ۲۱ مخابرات اپتیکی فضای آزاد: تحلیل تطبیقی استانداردهای جهانی و چشم اندازهای فناوری آینده
جواد حق شناس
- ۳۶ تأثیر پارامترهای FSW بر تنش های پسماند در آلیاژ آلومینیوم با استفاده از المان محدود
امیرحسین رسفیجانی، یاسر وحیدشاد، آرش عباسی
- ۵۰ بررسی آسیب دز یونساز کل در مدار ارتفاع کم با استفاده از داده های دریافت شده از محموله های تشعشعی یک میکروماهواره
رضا امجدی فرد، بهرام پورعلی بابا، شهاب کرباسیان، ولی طالب زاده
- ۶۱ بهینه سازی رفتار شکست قطعات چاپ سه بعدی شده در تولید ابری برای کاربردهای هوافضایی با استفاده از تحلیل آماری و روش های تصمیم گیری
عاطفه رجبی کفشگر، محمدرضا محمدعلیها
- ۷۴ ارزیابی مدل توسعه یافته جداسازی منابع در شرایط کور با شرط وجود تغییر در منابع و بکارگیری آن در تجزیه تصاویر ابرطیفی
افشین احمدلو، صادق صمدی
- ۹۱ رویکرد فازی-عصبی تحمل پذیر خطا در کنترل انتقال مداری ماهواره تحت تأثیر خطاهای رانشگر اثر هال
مهدی منصوری، سحرانه قائمی، سمیرا میرمظهری انور، مرتضی فرحید
- ۱۰۳ تفاوت معیار GDOP و هم زمانی دسترسی چهار ماهواره با محدودیت برد آنتن مخابراتی در مدار لثو با طراحی بهینه الگوریتم GA-SQP
آرش کوثری، مهدی جعفری، امیرحسین آدمی، امیررضا فتحی
- ۱۱۷ Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control of Pointing Maneuvers of an Uncertain LEO Communication Satellite
زینب طهماسی جاهد، امیرحسین دوایی مرکزی، طالب عبدالمهی
- ۱۳۲ مدل سازی، شبیه سازی و آنالیز دینامیک ماهواره انعطاف پذیر در MATLAB و ADAMS و صحت سنجی طراحی به منظور کاربردهای کنترل وضعیت
محمد ضرورتی
- ۱۵۰ روش بهبود یافته برای ارزیابی قابلیت اطمینان زیر سامانه کنترل وضعیت ماهواره در شرایط خرابی
جمیله حمزه ای، مهدی فکور، پیمان نیک پی
- ۱۶۱ مسیر مقید شبه بهینه در مانور فاز نهایی فرود دقیق روی سیاره با منحنی های یبزی
سید علی اکبر رضوی، امیررضا کوثری، هادی جلیلی



دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

نشریه علمی

سال ششم، شماره اول

بهار و تابستان ۱۴۰۵

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

کدپستی: 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 حمیده دانشور	دکتر جواد اکبر دوست
دکتر جعفر روشنی یان	دکتر وحید بهلوری
دکتر سید حامد سیدی پور	دکتر محمدرضا پاک منش
دکتر امید شکوفا	دکتر بهرام تارویردی زاده
دکتر مجید صفراآبادی فرآهانی	دکتر حسن حاج قاسم
دکتر محمد ضرورتی	دکتر محمد حاجی جعفری
دکتر سید محمد نوید قریشی	دکتر سارا حمیدیان
دکتر امیررضا کوثری	دکتر اسماعیل خانمیرزا
دکتر محمد نوابی	دکتر نبی مهری خوانساری
دکتر امیر سامان نور امین	دکتر مسعود خوش سیما
دکتر نجمه نیسانی سامانی	دکتر زهرا دانشجو

الکترونیک

تیراژ:



Numerical Calculation of Mechanical Properties of Honeycomb Core Using Homogenization Method

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

¹ Department 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. 6, No. 1, pp.: 1-20
2026

DOI:

[10.22034/jss.2025.501714.1226](https://doi.org/10.22034/jss.2025.501714.1226)

Article Info

Received: 2025-01-23
Accepted: 2025-03-12

Keywords

Honeycomb Core,
Mechanical Properties,
Homogenization Method,
Finite Element Method

How to Cite this article

A. Rahbar, S. M. N. Ghoreishi, "Numerical Calculation of Mechanical Properties of Honeycomb Core Using Homogenization Method", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 1-20, 2026.

Abstract

Honeycomb structures are widely used in the design of satellite structures and advanced industries due to their high strength-to-weight ratio, excellent energy absorption capacity, and optimal mechanical behavior. A precise analysis of the mechanical properties of these structures is essential to ensure their optimal performance. One of the most critical aspects in estimating the mechanical properties of honeycomb structures is determining the mechanical properties of the honeycomb core. Various parameters, such as cell wall thickness, cell angle, cell height, and cell length, significantly influence the mechanical properties of the honeycomb core. In this paper, various methods for determining the mechanical properties of the honeycomb core, including analytical, numerical, and experimental approaches, reviewed, and their advantages and disadvantages are extracted. Subsequently, using a homogenization method and considering a suitable representative volume element (RVE), an innovative numerical approach is proposed to calculate the mechanical properties of the honeycomb core, taking into account various geometric parameters. In this method, an advanced parametric code is developed in MATLAB, which allows for the definition of a suitable unit cell representative by considering different geometric parameters such as cell wall thickness, cell angle, cell height, and cell length. This code is capable of interfacing with finite element software such as ANSYS to apply periodic boundary conditions and in-plane/out-of-plane loadings for calculating mechanical properties, including elastic moduli, shear moduli, and Poisson's ratios in different directions. Using the proposed method, the influence of each geometric parameter in the design of the honeycomb core is investigated, and the mechanical properties of the honeycomb core under various geometric conditions are numerically calculated. Furthermore, to validate the accuracy of the proposed method, the results of this study are compared with the analytical Gibson-Ashby model. It is observed that the proposed method can estimate the mechanical properties of the honeycomb core with very high accuracy and significantly low computational cost. Therefore, the proposed method, due to its ability to accurately model various geometric variables and its high precision in calculating mechanical properties, can serve as an effective tool for estimating the mechanical properties of honeycomb core structures.

محاسبه عددی خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری با استفاده از روش همگن سازی

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

۱- دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی مکانیک، تهران، ایران - Rahbaramirhosein75@gmail.com

۲- پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران - smn.gshoreishi@isrc.ac.ir

نویسنده مسئول *

چکیده

سازه های لانه زنبوری به دلیل نسبت بالای استحکام به وزن، ظرفیت جذب انرژی بالا و رفتار مکانیکی بهینه، به طور گسترده در طراحی سازه های فضایی مورد استفاده قرار می گیرند. تحلیل دقیق خواص مکانیکی این سازه ها برای اطمینان از عملکرد مطلوب تحت بارگذاری های مختلف ضروری است. یکی از مهم ترین بخش ها برای تخمین خواص مکانیکی سازه های لانه زنبوری، تعیین خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری است. متغیرهای مختلفی نظیر ضخامت دیواره سلول، زاویه سلول، ارتفاع و طول سلول در خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری تأثیرگذار است. در این مقاله روش های مختلف برای تعیین خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری شامل روش های تحلیلی، عددی و تجربی مورد بررسی قرار گرفته و مزایا و معایب آن ها استخراج گردید. سپس با استفاده از روش همگن سازی و با در نظر گرفتن یک المان حجم نماینده مناسب، یک روش نوآورانه برای محاسبه خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری به صورت عددی با در نظر گرفتن متغیرهای هندسی مختلف ارائه گردید. در روش ارائه شده یک کد پارامتریک پیشرفته در نرم افزار متلب که قابلیت تعریف المان واحد نماینده مناسب با در نظر گرفتن متغیرهای هندسی مختلف نظیر ضخامت دیواره سلول، زاویه سلول، ارتفاع و طول سلول را دارد توسعه داده شده است. این کد قابلیت اتصال با نرم افزارهای المان محدود نظیر انسیس را جهت اعمال شرایط مرزی دوره ای و بارگذاری های درون و برون صفحه ای جهت محاسبه خواص مکانیکی شامل مدول های الاستیسیته، مدول های برشی و ضرایب پواسون در راستاهای مختلف دارد. با استفاده از روش ارائه شده تأثیر هر یک از متغیرهای هندسی موجود در طراحی هسته لانه زنبوری به دقت مورد بررسی قرار گرفت و خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری تحت شرایط هندسی مختلف به صورت عددی محاسبه گردید. همچنین در نهایت برای اطمینان از صحت نتایج روش ارائه شده، نتایج این مقاله با مدل تحلیلی گیبسون - اشی مقایسه گردید و مشاهده شد که روش ارائه شده قابلیت تخمین خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری را با دقت بسیار بالا و هزینه محاسباتی بسیار پایین دارد. بنابراین روش ارائه شده به دلیل توانایی مدل سازی دقیق متغیرهای هندسی مختلف و دقت بالا در محاسبه خواص مکانیکی، می تواند به عنوان یک ابزار کارآمد در تخمین خواص مکانیکی هسته سازه های لانه زنبوری مورد استفاده قرار گیرد.

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۲۰-۱

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2025.501714.1226

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۱/۰۴

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۲۲

واژه های کلیدی

هسته لانه زنبوری، خواص مکانیکی، روش همگن سازی، روش المان محدود

نحوه استناد به این مقاله

امیرحسین رهبر، سید محمد نوید قریشی، "محاسبه عددی خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری با استفاده از روش همگن سازی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۲۰-۱، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

سازه‌های لانه‌زنبوری^۱ به عنوان یکی از مهم‌ترین نوآوری‌های مهندسی در صنایع مختلف، به ویژه در صنعت هوافضا، به دلیل ویژگی‌های منحصر به فرد خود نظیر جرم کم، استحکام بالا و مقاومت در برابر ضربه، به طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۴-۱]. این ساختارها که از الهام طبیعت و به خصوص ساختار کندوی زنبور عسل توسعه یافته‌اند، توانسته‌اند جایگاه مهمی در طراحی‌های پیشرفته مهندسی و مواد سبک اما مستحکم پیدا کنند. یکی از مهم‌ترین مزایای استفاده از سازه‌های لانه‌زنبوری در صنعت فضایی، کاهش وزن کلی فضاپیماها، ماهواره‌ها و سایر تجهیزات فضایی است که منجر به کاهش هزینه‌های پرتاب و بهبود عملکرد سامانه‌های فضایی می‌شود [۵-۶]. پژوهش‌ها نشان داده‌اند که استفاده از این سازه‌ها در طراحی بدنه ماهواره‌ها و اجزای داخلی فضاپیماها باعث افزایش دوام و مقاومت مکانیکی آن‌ها در برابر شرایط سخت فضا، مانند تغییرات دمایی شدید و فشارهای ناشی از پرتاب، می‌شود [۹-۷]. ساختارهای لانه‌زنبوری در ترکیب با مواد کامپوزیتی پیشرفته، نظیر الیاف کربن و آلیاژهای آلومینیوم، می‌توانند استحکام مکانیکی را افزایش داده و در عین حال جرم کلی سازه را کاهش دهند. جهت ارزیابی عملکرد مکانیکی این سازه‌ها، روش‌های مختلفی برای تعیین خواص مکانیکی مورد استفاده قرار می‌گیرد که می‌توان آن‌ها را به سه دسته کلی روش‌های تجربی، روش‌های تحلیلی و روش‌های عددی تقسیم کرد. در روش‌های تجربی، آزمایش‌های مکانیکی نظیر آزمون کشش، فشار، برش و خمش برای تعیین خواص مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری انجام می‌شود. این روش‌ها دقیق هستند، اما هزینه‌بر بوده و نیازمند تجهیزات آزمایشگاهی پیشرفته است [۱۲-۱۰]. برای مثال، آزمایش‌های انجام شده بر روی پنل‌های ساندویچی با هسته لانه‌زنبوری نشان داده‌اند که نوع چسبندگی بین لایه‌های مختلف تأثیر قابل توجهی بر استحکام کلی سازه دارد [۱۳]. علاوه بر این، تأثیر دما، رطوبت و شرایط محیطی بر روی استحکام این سازه‌ها در تحقیقات مختلف بررسی شده و نشان داده شده است که تغییرات محیطی می‌تواند اثرات قابل توجهی بر روی دوام و عملکرد این ساختارها داشته باشد [۱۴-۱۵]. روش‌های تحلیلی مبتنی بر مدل‌های ریاضی هستند که از معادلات مکانیک جامدات و مکانیک

مواد کامپوزیتی برای پیش‌بینی خواص مکانیکی استفاده می‌کنند. این روش‌ها معمولاً بر اساس تئوری‌های الاستیسیته و پلاستیسیته توسعه یافته‌اند و با استفاده از مدل‌هایی مانند مدل گیبسون - اشبی^۲، خواص مؤثر سازه‌های لانه‌زنبوری تخمین زده می‌شود [۱۶]. در این مدل‌ها، عواملی مانند نوع ماده، ضخامت دیواره‌های سلولی، نسبت ابعاد سلول‌ها و نحوه اتصال آن‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد. تحقیقات جدید در این حوزه نشان داده است که اصلاح مدل‌های ریاضی و در نظر گرفتن عوامل غیرخطی در تحلیل این سازه‌ها می‌تواند دقت پیش‌بینی‌های مکانیکی را بهبود ببخشد [۲۰-۱۷]. روش‌های عددی نیز که شامل روش اجزاء محدود^۳ و دیگر تکنیک‌های محاسباتی هستند، امکان تحلیل رفتار مکانیکی این سازه‌ها را با دقت بالا فراهم می‌کنند. استفاده از این روش‌ها به دلیل کاهش هزینه‌های آزمایشگاهی و امکان شبیه‌سازی سناریوهای مختلف، در تحقیقات مهندسی مکانیک مورد توجه ویژه‌ای قرار گرفته است [۲۱]. روش اجزاء محدود یکی از پرکاربردترین روش‌های عددی در این زمینه است که می‌تواند رفتار مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری را تحت شرایط بارگذاری مختلف شبیه‌سازی کند و میزان تنش، کرنش و شکست این ساختارها را تخمین بزند [۲۴-۲۲].

تحلیل و طراحی سازه‌های لانه‌زنبوری از طریق روش‌های مختلف امکان‌پذیر است. مطالعات اخیر نشان داده‌اند که استفاده از روش‌های عددی برای تحلیل این سازه‌ها منجر به کاهش هزینه‌های طراحی و افزایش دقت نتایج نسبت به روش‌های تحلیلی می‌شوند. در این مقاله، روش‌های مختلف برای تعیین خواص مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری بررسی و مقایسه شدند. روش همگن‌سازی به دلیل دقت بالا و کاهش پیچیدگی محاسباتی به عنوان رویکرد برتر انتخاب شد. یک کد پارامتریک پیشرفته توسعه داده شد که امکان کنترل دقیق متغیرهای هندسی مانند زاویه، ضخامت دیواره، ارتفاع و طول سلول را فراهم می‌کند. تحلیل‌های عددی با استفاده از روش المان محدود با هدف بررسی تغییرات متغیرهای هندسی بر خواص مکانیکی مانند مدول‌های الاستیسیته و برشی انجام شدند. روش ارائه‌شده به دلیل دقت بالا و توانایی کنترل متغیرهای هندسی، ابزاری کارآمد برای طراحی و بهینه‌سازی سازه‌های سبک‌وزن و مقاوم در کاربردهای فضایی است.

³ FEM¹ HoneyComb
² Gibson-Ashby

مکانیکی آن‌ها در سه راستای متعامد متفاوت است [۲۷]. در این مواد، رفتار مکانیکی در هر راستا وابسته به ویژگی‌های میکروسکوپی ماده و توزیع هندسی آن است. این ویژگی در سازه‌های لانه‌زنبوری به واسطه هندسه شش‌ضلعی و تکرار شونده آن‌ها کاملاً مشهود است، زیرا پاسخ مکانیکی در راستای محورها اصلی متفاوت خواهد بود. برای توصیف دقیق‌تر این رفتار، مدول‌های الاستیسیته (E_x, E_y, E_z) ، مدول‌های برشی (G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}) و ضرایب پواسون $(\nu_{xy}, \nu_{yz}, \nu_{xz})$ مورد استفاده قرار می‌گیرند. این متغیرها با استفاده از روابط تنش-کرنش و مدل‌های تحلیلی و عددی قابل استخراج هستند. رابطه خطی بین تنش و کرنش برای یک ماده ارتوتروپیک خطی-الاستیک به صورت معادله ۱ بیان می‌شود:

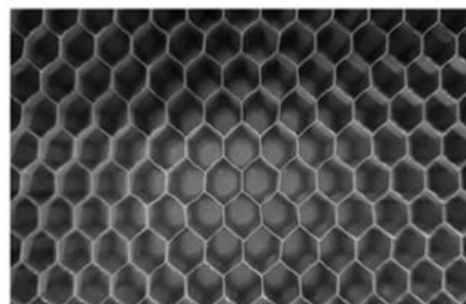
$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

مدول‌های الاستیسیته، مقاومت ماده را در برابر تغییر شکل در راستای بارگذاری تعریف می‌کنند و برای سازه‌های لانه‌زنبوری به شدت به متغیرهای هندسی مانند ضخامت دیواره و ارتفاع و اندازه سلول بستگی دارند. بهینه‌سازی خواص مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری با احتساب متغیرهای هندسی، بهبود عملکرد ساختار را به همراه دارد. تغییرات کوچک در هندسه سلول، مانند تغییر نسبت ارتفاع به ضخامت یا افزایش اندازه سلول، می‌تواند تأثیر محسوسی بر مدول‌های الاستیسیته، ظرفیت جذب انرژی و مقاومت کلی در برابر تغییر شکل داشته باشد. در این پژوهش، برای اجرای فرآیند بهینه‌سازی خواص مکانیکی، از یک رویکرد سیستماتیک استفاده شده است که شامل تعریف هندسه مدل، تخصیص مواد، اعمال شرایط مرزی، تحلیل تنش-کرنش با استفاده از روش المان محدود و در نهایت بهینه‌سازی هندسی است. مراحل این فرآیند به طور کامل در شکل ۲ نمایش داده شده‌اند.

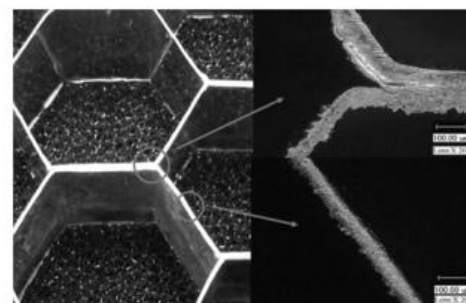
۲- مبانی نظری و معادلات مکانیکی در تحلیل سازه‌های لانه‌زنبوری ارتوتروپیک

سازه‌های لانه‌زنبوری به دلیل ساختار هندسی منحصر به فرد خود، به عنوان یکی از کارآمدترین ساختارهای سبک‌وزن در صنایع پیشرفته شناخته می‌شوند. این سازه‌ها از واحدهای تکرار شونده با هندسه شش‌ضلعی تشکیل شده‌اند که با قرار گرفتن منظم در کنار یکدیگر، شبکه‌ای سبک، مستحکم و مقاوم در برابر تغییر شکل ایجاد می‌کنند. طراحی هندسه شش‌ضلعی باعث می‌شود تا با حداقل مصرف مواد، حداکثر استحکام و ظرفیت جذب انرژی فراهم شود. این ویژگی‌ها، سازه‌های لانه‌زنبوری را به گزینه‌ای ایده‌آل برای کاربردهایی مانند ساخت ماهواره‌ها تبدیل کرده است، جایی که نسبت استحکام به جرم اهمیت حیاتی دارد. در شکل ۱ نمایشی از یک ساختار لانه‌زنبوری با واحد تکرار شونده شش‌ضلعی (الف) در بعد میکروسکوپی (ب) نشان داده شده است.

(الف)



(ب)



شکل (۱): تصویری از ساختار لانه‌زنبوری واقعی [۲۵-۲۶]

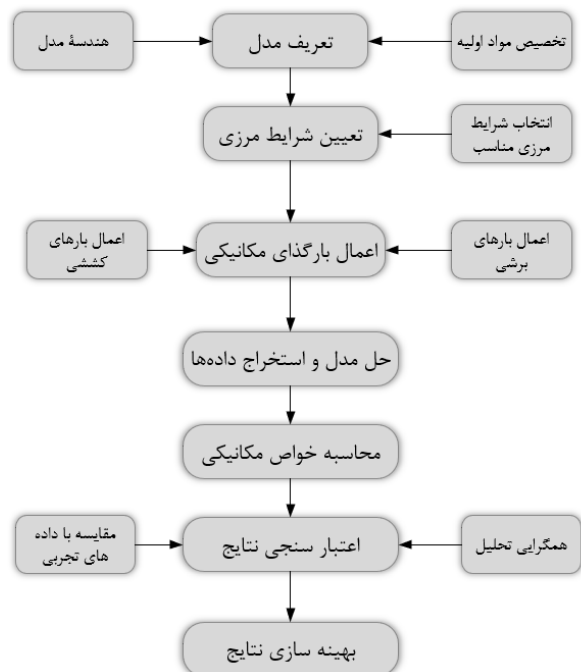
رفتار مکانیکی این سازه‌ها به دلیل ساختار شبکه‌ای و ناهمسان‌گرد بودن، با استفاده از مدل‌سازی مواد ارتوتروپیک توصیف می‌شود. مواد ارتوتروپیک به دسته‌ای از مواد گفته می‌شود که خواص

روش‌ها می‌توانند دقت بالایی داشته باشند و رفتار واقعی سازه را تحت بارهای مختلف نشان دهند، اما به دلیل نیاز به ساخت نمونه‌های واقعی و انجام آزمایش‌های متعدد، هزینه‌بر و زمان‌بر هستند. علاوه بر این، در تحلیل سازه‌های پیچیده یا بزرگ، انجام آزمایش‌های تجربی عملی نیست.

روش‌های تحلیلی نیز معمولاً شامل مدل‌های ریاضی و تئوری‌های مکانیک جامدات برای پیش‌بینی خواص سازه‌های لانه‌زنبوری هستند. این روش‌ها به دلیل سادگی و سرعت در انجام محاسبات، برای تحلیل‌های اولیه و طراحی‌های مفهومی مناسب‌اند، اما معمولاً در شرایط پیچیده و غیرخطی دقت کمتری دارند. در این میان، همگن‌سازی به عنوان یک روش کارآمد، به دلیل قابلیت کاهش پیچیدگی‌های محاسباتی و امکان تحلیل در مقیاس میکروسکوپی، بر سایر روش‌ها ترجیح داده می‌شود. در جدول ۱ مقایسه بین روش‌های مختلف تعیین خواص مکانیکی آورده شده است. همگن‌سازی با تبدیل ساختار پیچیده و سلولی لانه‌زنبوری به یک ماده همگن با خواص مؤثر، نیاز به شبیه‌سازی‌های دقیق میکروسکوپی را از بین می‌برد و تحلیل‌ها را به‌طور قابل توجهی ساده‌تر می‌کند. علاوه بر این، همگن‌سازی به‌ویژه در تحلیل‌های سریع و بهینه‌سازی طراحی‌های اولیه بسیار مفید است، زیرا خواص مؤثر مواد را به راحتی پیش‌بینی می‌کند و نیاز به انجام آزمایش‌های زمان‌بر یا شبیه‌سازی‌های پیچیده را کاهش می‌دهد [۲۷].

جدول (۱): مقایسه رویکردهای مختلف تعیین خواص مکانیکی

روش	تجربی	عددی	تحلیلی
دقت	دقت بسیار بالا، اما هزینه‌بر و زمان‌بر	دقت بالا، به‌ویژه در مدل‌های پیچیده.	دقت متوسط و وابسته به فرضیات مدل
کاربرد	مناسب برای تأیید نهایی و اعتبارسنجی مدل‌های تحلیلی و عددی.	مناسب برای تحلیل‌های دقیق و به‌ویژه در شرایط پیچیده بارگذاری.	مناسب برای تحلیل‌های اولیه و طراحی مفهومی.
محدودیت‌ها	هزینه‌بر و زمان‌بر، نیاز به نمونه‌های فیزیکی و تجهیزات آزمایشگاهی.	نیاز به منابع محاسباتی بالا و زمان زیاد برای مدل‌های پیچیده.	فرضیات ساده‌سازی ممکن است باعث کاهش دقت در شرایط پیچیده شود.



شکل (۲): روند گام‌به‌گام تحلیل و بهینه‌سازی خواص مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری

۲-۱- بررسی رویکردهای مختلف در تعیین خواص مکانیکی سازه‌های لانه زنبوری

در تحلیل سازه‌های لانه‌زنبوری، روش‌های مختلفی برای بررسی رفتار مکانیکی این سازه‌ها وجود دارد که شامل روش‌های عددی، روش‌های تجربی و روش‌های تحلیلی هستند. هر یک از این روش‌ها مزایا و معایب خاص خود را دارند، اما همگن‌سازی به عنوان یک روش کارآمد، به دلیل ویژگی‌های خاص خود، در بسیاری از موارد بر سایر روش‌ها برتری دارد.

روش‌های عددی مانند روش اجزاء محدود امکان شبیه‌سازی دقیق سازه‌های لانه‌زنبوری را فراهم می‌آورند و به تحلیل رفتار آن‌ها تحت بارگذاری‌های مختلف کمک می‌کنند. با این حال، این روش‌ها نیاز به منابع محاسباتی زیادی دارند و تحلیل‌های پیچیده‌ای را می‌طلبند که زمان و هزینه زیادی را می‌طلبند. همچنین، شبیه‌سازی‌های دقیق در مقیاس میکروسکوپی به دلیل پیچیدگی ساختار سلولی لانه‌زنبوری، در مواردی می‌تواند محدودیت‌های قابل توجهی ایجاد کند.

روش‌های تجربی شامل آزمایش‌هایی مانند کشش، فشار و برش برای تعیین خواص مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری هستند. این

هستند که در آن‌ها از تقریب‌های هندسی و قوانین ترکیب مواد برای محاسبه خواص مؤثر سازه‌های لانه‌زنبوری استفاده می‌شود. این روش‌ها با در نظر گرفتن ساختار سلولی به‌عنوان مجموعه‌ای از تیرها یا قاب‌های سازه‌ای، خواص مکانیکی معادل را بر اساس توزیع بار و تغییر شکل‌های موضعی تعیین می‌کنند.

جدول (۲): روش‌های مختلف همگن‌سازی تحلیلی [۲۸]

نام روش	ویژگی
گیبسون و اشبی ^۴	در این روش، دیواره‌های سلولی لانه‌زنبوری به‌عنوان تیرهای انعطاف‌پذیر در نظر گرفته می‌شوند. بر اساس تئوری تیرها، تغییر شکل این تیرها تحت بارگذاری محاسبه شده و از آن برای تعیین خواص مکانیکی همگن‌شده مانند مدول یانگ، مدول برشی و نسبت پواسون استفاده می‌شود.
هوه و بکر ^۵	این روش بر پایه‌ی معادل‌سازی انرژی کرنش عمل می‌کند. در این تکنیک، واحد سلولی به‌عنوان مجموعه‌ای از تیرهای متصل به هم مدل‌سازی شده و تغییر شکل آن‌ها تحت بارگذاری محاسبه می‌شود. سپس، بر اساس انرژی کرنش به‌دست‌آمده، ماتریس سختی معادل برای کل ساختار تعیین می‌شود.
مستر و اوانز ^۶	این روش نسخه‌ی بهبودیافته‌ی مدل گیبسون و اشبی است که واحد سلولی را به بخش‌های مجزا (خمشی، کششی و لولایی) تقسیم می‌کند. در این روش، تأثیر مکانیزم‌های مختلف تغییر شکل هر بخش به‌طور جداگانه بررسی شده و سپس خواص مکانیکی معادل کل سلول تعیین می‌شود.

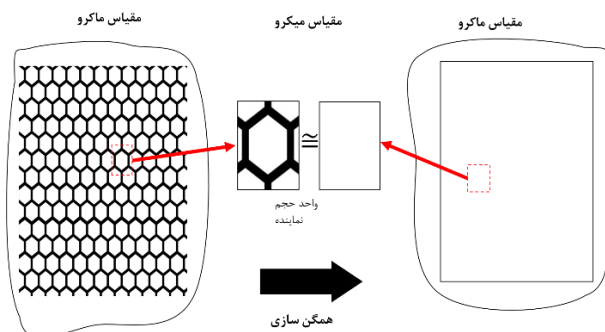
۲. روش‌های همگن‌سازی عددی: در این دسته، از روش‌های

عددی مانند تحلیل اجزاء محدود برای محاسبه خواص مکانیکی معادل هسته‌های لانه‌زنبوری استفاده می‌شود. در این روش‌ها، یک حجم نماینده از ساختار انتخاب شده و تحت بارگذاری‌های مختلف تحلیل می‌شود تا پاسخ مکانیکی مؤثر آن به‌دست آید.

جدول (۳): روش‌های مختلف همگن‌سازی عددی [۲۸]

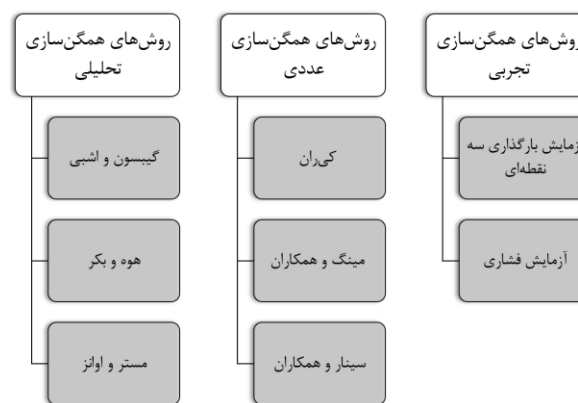
نام روش	ویژگی
کی‌ران ^۷	این روش از تحلیل اجزاء محدود برای مقایسه‌ی نیروهای واکنش در یک مدل دقیق از لانه‌زنبوری و یک مدل همگن‌شده استفاده می‌کند. ابتدا یک مدل ساندویچی شامل هسته‌ی واقعی ساخته می‌شود و سپس یک مدل معادل با خواص مکانیکی تخمین‌زده‌شده ایجاد می‌شود. اختلاف بین نیروهای واکنش در دو مدل برای ارزیابی دقت مدل همگن‌شده مورد بررسی قرار می‌گیرد.

در یک مدل‌سازی دقیق، ساختار لانه‌زنبوری شامل سلول‌های شش‌ضلعی متصل به هم است که به دلیل توزیع نیرو و تغییر شکل‌های پیچیده، نیازمند شبکه‌بندی بسیار دقیق و تعداد بالایی از المان‌های اجزاء محدود است. به کمک روش همگن‌سازی، ساختار سلولی به‌عنوان یک محیط پیوسته با خواص مکانیکی مؤثر در نظر گرفته می‌شود. این روش بر اساس حجم نماینده صورت می‌گیرد، که یک نمونه کوچک اما نماینده کل ساختار است (شکل ۳).



شکل (۳): مفهوم رویکرد همگن‌سازی در تعیین خواص مکانیکی

رویکرد همگن‌سازی در تعیین خواص مکانیکی ساختار لانه زنبوری به سه دسته اصلی تحلیلی، عددی و تجربی تقسیم می‌شوند (شکل ۴).



شکل (۴): روش‌های مختلف همگن‌سازی [۲۸]

۱. روش‌های همگن‌سازی تحلیلی: روش‌های همگن‌سازی تحلیلی مبتنی بر مدل‌های ریاضی و روابط تئوری مکانیک جامدات

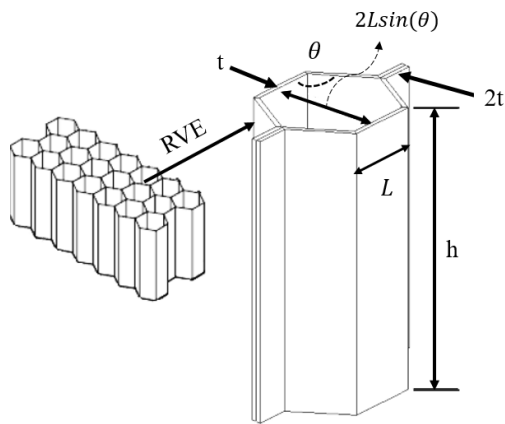
⁶ Master & Evans

⁷ Kayran

⁴ Gibson & Ashby

⁵ Hohe & Becker

هندسه در سازه های ساندویچی به ویژه در کاربردهای فضایی مورد استفاده گسترده قرار گیرد. در این راستا، ابعاد سلول واحد نماینده باید به گونه ای انتخاب شود که بتواند به صورت آماری و ماکروسکوپی، رفتار مکانیکی کل سازه را نمایش دهد. برای انتخاب حجم واحد نماینده، دو معیار اصلی باید رعایت شود: نخست، اندازه آن باید به گونه ای باشد که تغییر در ابعاد تأثیر معناداری بر خواص مکانیکی نظیر مدول های الاستیسیته و ضرایب پواسون نداشته باشد. دوم، حجم واحد نماینده باید بتواند توزیع های ارتوتروپیک و ناهمسانگرد مواد را در راستاهای مختلف به درستی نمایش دهد (شکل ۵).



شکل (۵): هندسه حجم واحد در هسته سازه ساندویچ پنل

شرایط مرزی اعمال شده بر سلول واحد نماینده، باید با هندسه سلول تطابق داشته باشد تا دقت تحلیل افزایش یابد. متغیرهای هندسی مؤثر در انتخاب حجم واحد نماینده شامل طول ضلع سلول، ضخامت دیواره، ارتفاع سلول و نسبت های ابعادی آن است که همگی بر رفتار مکانیکی سازه تأثیر گذارند. این متغیرها تعیین کننده توزیع تنش و کرنش و همچنین نحوه انتقال بار درون سازه هستند. بنابراین، انتخاب صحیح سلول واحد نماینده علاوه بر کاهش پیچیدگی محاسباتی، دقت شبیه سازی های عددی را نیز بهبود می بخشد [۳۰-۲۹].

تخصیص مواد در مدل سازی سازه های لانه زنبوری تأثیر بسزایی در دقت تحلیل های مکانیکی دارد. انتخاب مواد باید بر اساس خواص مکانیکی نظیر مدول الاستیسیته، چگالی و استحکام تسلیم صورت گیرد. آلیاژهای آلومینیوم، به ویژه نوع ۵۰۵۲، به دلیل ترکیب

مینگ و همکاران ^۸	در این روش، یک حجم نماینده از هسته لانه زنبوری انتخاب شده و تحت بارگذاری های مختلف در تحلیل اجزاء محدود بررسی می شود. سپس با استفاده از رابطه های سازه ای و معادلات حاکم بر مکانیک جامدات، خواص مکانیکی معادل استخراج می شود. این روش دقت بالایی در تحلیل تغییر شکل های درون صفحه ای دارد.
سینار و همکاران ^۹	این روش از تحلیل مودال و بهینه سازی عددی مبتنی بر الگوریتم ژنتیک استفاده می کند. ابتدا یک مدل سه بعدی از هسته لانه زنبوری ساخته شده و فرکانس های طبیعی آن محاسبه می شود. سپس، یک مدل همگن شده دو بعدی ایجاد شده و خواص مکانیکی مؤثر آن به گونه ای تنظیم می شود که فرکانس های طبیعی مدل همگن شده با مدل واقعی مطابقت داشته باشد.

۳. روش های همگن سازی تجربی: این روش ها بر پایه

آزمایش های مکانیکی عملی طراحی شده اند که در آن ها خواص مؤثر هسته های لانه زنبوری مستقیماً از داده های آزمایشگاهی استخراج می شود. این روش ها برای کالیبره کردن مدل های تحلیلی و عددی و بررسی رفتار واقعی سازه ها استفاده می شوند [۲۸].

در این پژوهش، به جای مدل سازی مستقیم تمام ریزساختارها یک تحلیل اجزاء محدود در مقیاس میکروسکوپی انجام شده و خواص مکانیکی همگن شده استخراج می شود. این داده ها سپس در تحلیل های ماکروسکوپی بدون نیاز به انجام شبیه سازی های چندمقیاسی هم زمان، به کار گرفته می شوند.

۲-۲- اصول انتخاب هندسه سلول واحد و تخصیص مواد در

تحلیل سازه های لانه زنبوری

انتخاب هندسه و ابعاد مناسب سلول واحد نماینده (سلول واحد نماینده) در تحلیل سازه های لانه زنبوری تأثیر مستقیمی بر دقت نتایج عددی دارد. حجم واحد نماینده کوچک ترین بخش تکرارشونده ای از ساختار است که باید ویژگی های مکانیکی کل سازه را به طور دقیق نمایش دهد. برای این منظور، رعایت الزامات هندسی از جمله تقارن، تناسب با ساختار کلی و بازنمایی صحیح رفتار مکانیکی ضروری است. هندسه شش ضلعی به عنوان رایج ترین ساختار در هسته های لانه زنبوری، تعادلی بهینه میان استحکام و جرم ایجاد کرده و به دلیل توزیع یکنواخت تنش، کارایی بالایی در برابر بارهای فشاری و خمشی دارد. این ویژگی ها باعث شده است که این

^۹ Cinar et al

^۸ Ming et al.

۰/۰۰۱ اعمال می‌شود، در حالی که جابجایی‌ها در راستای محورهای Y و Z برابر صفر در نظر گرفته می‌شوند. این شرایط برای شبیه‌سازی بارگذاری‌هایی که تاثیر عمده‌ای در راستای محور X دارند، مناسب است. معادلات حاکم بر این نوع شرایط مرزی در رابطه ۲ تا ۴ آورده شده است:

$$u_x(L_x, y, z) = u_x(0, y, z) + \epsilon_x L_x \quad (2)$$

$$u_y(L_x, y, z) = u_y(0, y, z) + \gamma_{xy} L_x \quad (3)$$

$$u_z(L_x, y, z) = u_z(0, y, z) + \gamma_{xz} L_x \quad (4)$$

شرایط مرزی در راستای محور Y : در این حالت، جابجایی در راستای محور Y به مقدار ۰/۰۰۱ تنظیم می‌شود، و جابجایی‌ها در راستای محورهای X و Z برابر صفر خواهند بود. این شرایط مرزی زمانی استفاده می‌شود که بارگذاری عمده در جهت محور Y اعمال شود و تاثیرات در راستای این محور مورد نظر باشد. معادلات حاکم بر این نوع شرایط مرزی در رابطه ۵ تا ۷ آورده شده است:

$$u_x(x, L_y, z) = u_x(x, 0, z) \quad (5)$$

$$u_y(x, L_y, z) = u_y(x, 0, z) + \epsilon_y L_y \quad (6)$$

$$u_z(x, L_y, z) = u_z(x, 0, z) + \gamma_{yz} L_y \quad (7)$$

شرایط مرزی در راستای محور Z : در این حالت، جابجایی در راستای محور Z به مقدار ۰/۰۰۱ تعیین می‌شود، در حالی که جابجایی‌ها در راستای محورهای X و Y برابر صفر قرار می‌گیرند. این شرایط مرزی برای تحلیل‌هایی که بارگذاری در جهت محور Z انجام می‌شود، کاربرد دارد. معادلات حاکم بر این نوع شرایط مرزی در رابطه ۸ تا ۱۰ آورده شده است:

$$u_x(x, y, L_z) = u_x(x, y, 0) \quad (8)$$

$$u_y(x, y, L_z) = u_y(x, y, 0) \quad (9)$$

$$u_z(x, y, L_z) = u_z(x, y, 0) + \epsilon_z L_z \quad (10)$$

جلوگیری از حرکات جسم صلب: حرکات جسم صلب^{۱۱} به حرکت‌هایی اطلاق می‌شود که در آن‌ها جسم بدون تغییر شکل، تنها

مناسب استحکام و وزن کم، در ساخت لانه‌زنبوری‌ها کاربرد گسترده‌ای دارند. تحلیل‌های عددی و تجربی نشان داده‌اند که استفاده از آلومینیوم ۵۰۵۲ در لانه‌زنبوری‌ها منجر به بهبود رفتار مکانیکی تحت بارگذاری فشاری می‌شود. همچنین، کامپوزیت‌های تقویت‌شده با الیاف کربن به دلیل نسبت بالای استحکام به وزن، گزینه‌های مناسبی برای مدل‌سازی لانه‌زنبوری‌ها هستند. انتخاب ماده مناسب باید با توجه به کاربرد نهایی سازه و شرایط بارگذاری مورد انتظار انجام شود تا عملکرد بهینه حاصل گردد [۳۱].

۲-۳- تعیین شرایط مرزی در تحلیل سازه‌های لانه‌زنبوری

برای تحلیل دقیق سازه‌های لانه‌زنبوری، دو نوع شرایط مرزی تعریف می‌شود:

۲-۳-۱- شرایط مرزی دوره‌ای^{۱۰}

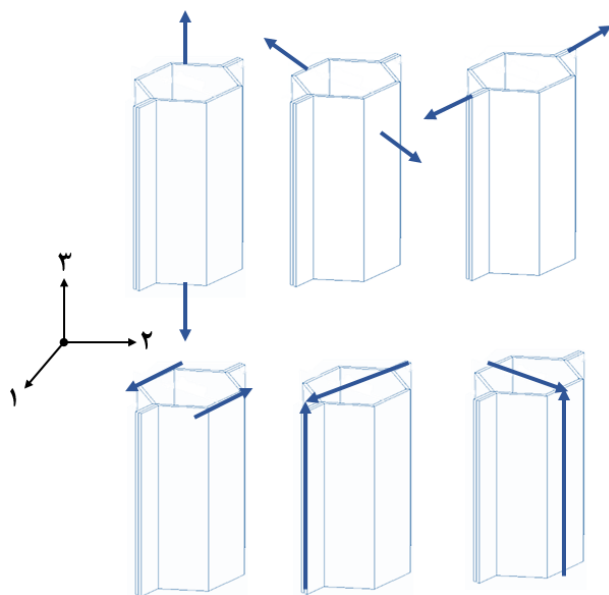
این نوع شرایط مرزی برای مواد یا ساختارهای تکرارشونده همچون لانه‌زنبوری‌ها به کار می‌رود. در سازه‌های لانه‌زنبوری که به صورت ساختارهای شبکه‌ای یا سلولی طراحی می‌شوند، رفتار هر واحد هندسی به گونه‌ای است که مشابه آن در سایر نقاط ساختار تکرار می‌شود. بنابراین، برای شبیه‌سازی رفتار کلی سازه به جای مدل‌سازی کامل ساختار، می‌توان از شرایط مرزی دوره‌ای بهره برد تا تنها یک بخش از ساختار مدل‌سازی شود. در این روش، حرکت یا بارگذاری وارد شده به یک سلول، به‌طور دوره‌ای در سایر سلول‌ها نیز منتقل می‌شود، که باعث افزایش کارایی تحلیل‌ها می‌گردد. در تحلیل سازه‌های لانه‌زنبوری، برای مدل‌سازی دقیق رفتار سیستم تحت بارگذاری‌های مختلف، باید شرایط مرزی خاصی را اعمال شود. این شرایط مرزی تعیین می‌کنند که در هر بارگذاری، کدام حرکات یا تغییرات در سازه محدود شوند و کدام‌ها آزاد باقی بمانند. در این راستا، سه حالت اصلی شرایط مرزی در نظر گرفته می‌شود که در هر یک از آن‌ها، یکی از جابجایی‌ها در راستای محورهای سه‌گانه (X, Y, Z) به مقدار ثابت ۰/۰۰۱ تنظیم شده و مقادیر سایر جابجایی‌ها برابر صفر قرار می‌گیرند. این شرایط مرزی به شرح زیر دسته‌بندی می‌شوند:

شرایط مرزی در راستای محور X : در این حالت، در سطوح عمود بر محور X ، جابجایی در راستای محور X به مقدار

^{۱۱} Rigid Body Motion

^{۱۰} Periodic Boundary Conditions

آنها در مقیاس ماکروسکوپی، از حجم واحد نماینده استفاده می شود. در این فرایند، با استفاده از شرایط بارگذاری مختلف و تحلیل نیروهای وارد بر سطح سلول، ماتریس سفتی مواد به دست آمده و خواص مکانیکی از آن استخراج می شود. برای انجام این محاسبات، شش حالت بارگذاری مختلف در نظر گرفته می شود که شامل بارگذاری های کششی و برشی در جهتهای مختلف است. در شکل ۶ شماتیک این شش حالت بارگذاری روی حجم واحد نماینده نشان داده شده است.



شکل (۶): شماتیک شش حالت بارگذاری روی حجم واحد نماینده

برای یک ماده ارتوتروپیک، رابطه بین تنش و کرنش از طریق معادله ۱ محاسبه می گردد.

زمانی که کرنش در راستای محور X به اندازه 0.001 اعمال می شود و سایر کرنش ها صفر در نظر گرفته می شوند، در واقع بار کششی تک جهته در راستای محور X اعمال می شود. در این حالت، ستون اول ماتریس سفتی به دست می آید که ارتباط میان کرنش اعمال شده در راستای X و تنش های ناشی از آن را نشان می دهد. در این حالت، رابطه تنش-کرنش برای یک ماده ارتوتروپیک به صورت معادله ۱۴ خواهد بود:

جابجا می شود (مثل چرخش یا جابجایی آزاد). برای جلوگیری از این نوع حرکت ها در سیستم (که می تواند منجر به نتایج غلط شود)، باید اطمینان حاصل شود که هیچ قسمتی از سازه به طور آزاد و بدون محدودیت حرکت نکند. برای این کار معمولاً در بعضی از نقاط، شرایط اضافی مانند قرار دادن جابجایی ها در صفر یا اعمال نیروی ثابت به سیستم اعمال می شود. معادلات حاکم بر این نوع شرایط مرزی در رابطه ۱۱ تا ۱۳ آمده است:

$$u_x(\text{a point with } x = 0) = 0 \quad (11)$$

$$u_y(\text{a point with } y = 0) = 0 \quad (12)$$

$$u_z(\text{a point with } z = 0) = 0 \quad (13)$$

۲-۳-۲- شرایط مرزی غیر دوره ای^{۱۲}

این نوع شرایط مرزی در تحلیل های غیر تکرار شونده یا مدل سازی بخشی از سازه ها استفاده می شود. در این روش، هیچ گونه تکرار یا پیوند مستقیم میان واحدهای مجاور وجود ندارد و تنها بخشی از ساختار که مورد تحلیل قرار می گیرد، مدل سازی می شود. این نوع شرایط زمانی کاربرد دارد که نیاز به تحلیل بخش های خاصی از سازه باشد یا زمانی که رفتار سیستم تحت تاثیر شرایط محیطی یا بارگذاری های خاص قرار دارد.

سازه های لانه زنبوری به دلیل ماهیت تکرار شونده خود، اغلب با استفاده از شرایط مرزی دوره ای تحلیل می شوند. در این روش، رفتار مکانیکی یک حجم واحد تحلیل شده و به کل سازه تعمیم داده می شود، زیرا واحدهای مجاور رفتار مشابهی دارند.

با این حال، شرایط مرزی غیر دوره ای نیز در برخی موارد خاص در سازه های لانه زنبوری کاربرد دارند، از جمله:

۱. زمانی که بخشی از سازه تحت بارگذاری موضعی یا متمرکز قرار دارد، مانند تحلیل آسیب یا تغییر شکل در یک ناحیه خاص.
۲. در مواردی که نیاز است تنها یک بخش محدود از سازه تحلیل شود، مانند لبه ها یا نقاط اتصال.

۲-۴- تعیین خواص مکانیکی سازه های لانه زنبوری

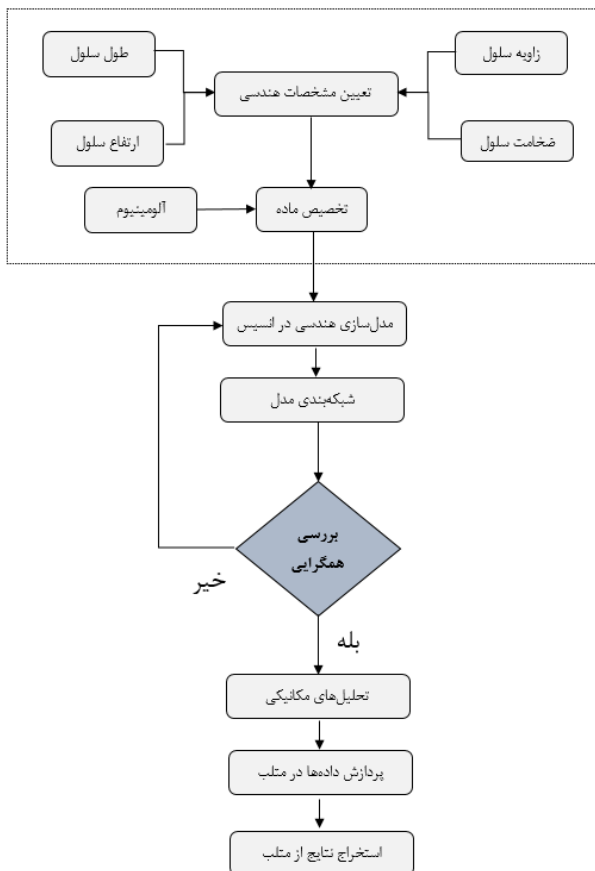
در مواد ارتوتروپیک، خواص الاستیک در سه جهت اصلی متغیر بوده و می توانند به صورت متفاوتی در راستاهای مختلف رفتار کنند. برای محاسبه ثابت های الاستیکی مواد ارتوتروپیک و توصیف رفتار

¹² Non-Periodic Boundary Conditions

۳- تحلیل عددی و استخراج خواص مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری

تحلیل عددی سازه‌های لانه‌زنبوری به منظور تعیین خواص مکانیکی مؤثر، نیازمند یک روش سیستماتیک است که بتواند رفتار این ساختارها را با دقت بالا شبیه‌سازی کند. از آنجا که این سازه‌ها دارای ساختاری متناوب و ناهمسانگرد هستند، تعیین خواص مکانیکی آن‌ها مستلزم مدل‌سازی هندسی دقیق، مش‌بندی بهینه، تحلیل‌های مکانیکی و پردازش داده‌های استخراج‌شده از شبیه‌سازی‌های عددی است. در این بخش، یک روش عددی جامع برای تعیین خواص مکانیکی این سازه‌ها ارائه می‌شود که شامل مراحل مدل‌سازی، مش‌بندی، تحلیل مکانیکی، پردازش داده‌ها و بهینه‌سازی است.

در شکل ۷، فلوچارت کلی روش تحلیل ارائه شده و سپس هر یک از مراحل اصلی این فرآیند به تفصیل مورد بررسی قرار می‌گیرد.



$$\begin{pmatrix} D_{11} \\ D_{21} \\ D_{31} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \frac{1}{0.001} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{pmatrix} \quad (14)$$

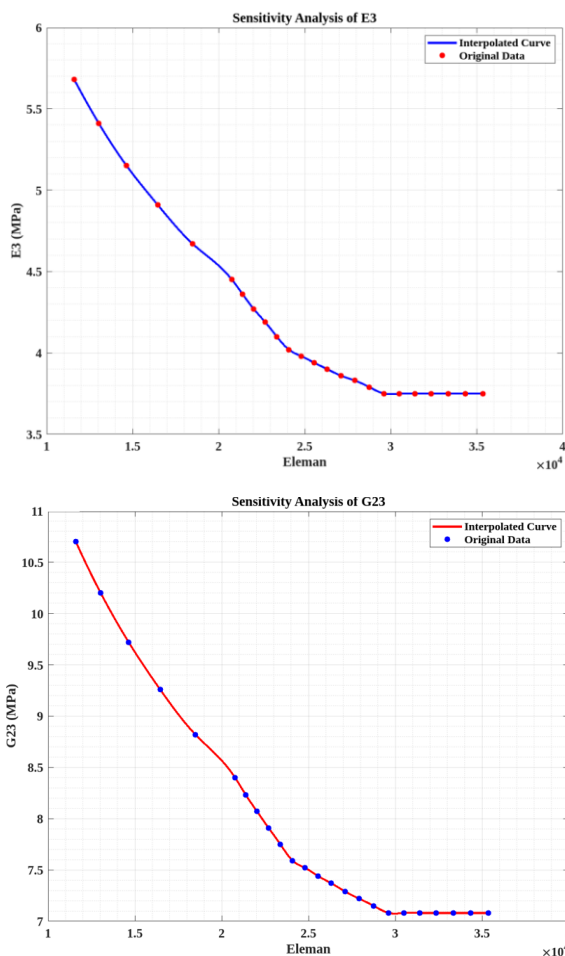
شرایط مرزی دوره‌ای مطابق با نوع بارگذاری بر حجم واحد اعمال می‌گردد. روابط موجود در معادله ۱۵ شرایط مرزی را نشان می‌دهد.

$$\begin{pmatrix} u_x(L_x, y, z) = u_x(0, y, z) + \epsilon L_x \\ u_y(L_x, y, z) = u_y(0, y, z) \\ u_z(L_x, y, z) = u_z(0, y, z) \\ u_x(x, L_y, z) = u_x(x, 0, z) \\ u_y(x, L_y, z) = u_y(x, 0, z) \\ u_z(x, L_y, z) = u_z(x, 0, z) \\ u_x(x, y, L_z) = u_x(x, y, 0) \\ u_y(x, y, L_z) = u_y(x, y, 0) \\ u_z(x, y, L_z) = u_z(x, y, 0) \end{pmatrix} \quad (15)$$

از ترکیب معادلات ۱۴ و ۱۵ تکرار این مراحل برای دو جهت دیگر، درایه‌های ماتریس C محاسبه می‌گردد. با معکوس سازی این ماتریس می‌توان خواص مکانیکی سازه لانه‌زنبوری شامل مدول‌های الاستیسیته، مدول‌های برشی و ضرایب پواسون را بدست آورد (معادله ۱۶).

$$[C^{-1}] = \begin{pmatrix} \frac{1}{E_x} & \frac{-v_{yx}}{E_y} & \frac{-v_{zx}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-v_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & \frac{-v_{zy}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-v_{xz}}{E_x} & \frac{-v_{yz}}{E_y} & \frac{1}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{yz}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xz}} \end{pmatrix} \quad (16)$$

به منظور بررسی استقلال نتایج به شبکه بندی، یک هسته لانه زنبوری با ضخامت دیواره ۰/۰۵۱ میلی متر، طول ضلع ۹/۳۷۵ میلی متر و زاویه سلولی ۶۰ درجه تحت بارگذاری محوری و برشی مورد بررسی قرار گرفت. مدل با پنج سطح مختلف از اندازه مش تحلیل شد و تغییرات مدول الاستیسیته و مدول برشی استخراج گردید. نتایج این بررسی در نمودار موجود در شکل ۹ آورده شده است. براساس این شکل در ۲۷ هزار المان، نتایج به همگرایی می رسد.



شکل ۹: تحلیل حساسیت به شبکه بندی

۳-۲- تحلیل های مکانیکی

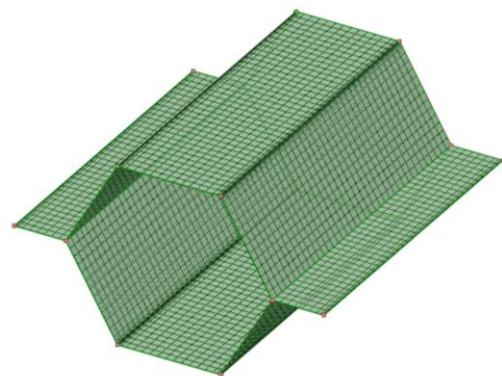
به منظور تعیین خواص مکانیکی مؤثر سازه های لانه زنبوری، مجموعه ای از تحلیل های مکانیکی در محیط نرم افزار انسیس انجام

شکل ۷: خلاصه ای از مراحل مورد نیاز برای محاسبه خواص مکانیکی سازه لانه زنبوری با استفاده از روش ارائه شده در این مقاله

۳-۱- مدل سازی هندسی و تولید شبکه مش

در نخستین مرحله، هندسه حجم واحد نماینده که کوچک ترین بخش تکرارشونده ی سازه های لانه زنبوری است، در محیط نرم افزار انسیس ایجاد می شود. متغیرهای هندسی نظیر طول ضلع سلول، ضخامت دیواره، ارتفاع سلول و زاویه سلول چگالی ماده پایه به گونه ای تنظیم می شوند که نمایانگر رفتار مکانیکی کل ساختار باشند. پس از تکمیل مدل سازی، فرآیند شبکه بندی تطبیقی^{۱۳} به منظور افزایش دقت تحلیل انجام شده و با استفاده از مطالعه همگرایی مش اندازه و چگالی مش بهینه می شود تا خطای عددی به حداقل رسد.

در فرآیند شبیه سازی و تحلیل عددی سازه های لانه زنبوری، به منظور افزایش دقت محاسبات و دستیابی به نتایج معتبر، شبکه بندی حجم واحد نماینده با استفاده از المان های مربعی انجام شد. این نوع شبکه بندی به دلیل ساختار منظم و هندسه مناسب، قادر است توزیع تنش و کرنش را با دقت بالاتری مدل سازی کند. همچنین، استفاده از المان مربعی به کاهش خطاهای عددی ناشی از تغییر شکل های پیچیده و افزایش دقت همگرایی در تحلیل های عددی کمک می کند. اندازه و تراکم المان ها به گونه ای تنظیم شد که ضمن حفظ دقت بالا، هزینه های محاسباتی بهینه باقی بماند. این شبکه بندی برای مدل سازی دقیق تر رفتار مکانیکی سازه لانه زنبوری تحت بارگذاری های مختلف و استخراج خواص مکانیکی مؤثر سلول واحد نماینده استفاده شده است (شکل ۸).



شکل ۸: مدل شبکه بندی شده حجم واحد نماینده

¹³ Adaptive Meshing

۴- نتایج و تحلیل داده‌ها

ویژگی‌های مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری به‌شدت تحت تأثیر متغیرهای هندسی آن‌ها قرار دارد. در بین این متغیرها، ضخامت دیواره سلول، زاویه سلول و اندازه ضلع سلول از مهم‌ترین عواملی هستند که بر رفتار مکانیکی ساختار لانه‌زنبوری تأثیر می‌گذارند. بررسی دقیق این متغیرها از طریق تحلیل‌های پارامتریک، درک بهتری از رفتار مکانیکی این ساختارها فراهم کرده و امکان طراحی بهینه را فراهم می‌سازد. در این بخش، تأثیر ضخامت دیواره سلول و زاویه سلول بر مدول الاستیسیته، مدول برشی و ضرایب پواسون سازه‌های لانه‌زنبوری بررسی می‌شود. این متغیرها به صورت مستقیم بر توزیع تنش و کرنش در ساختار، تأثیر گذاشته و تعیین اثر آن‌ها از طریق تحلیل عددی، اطلاعات ارزشمندی برای بهینه‌سازی طراحی ارائه خواهد کرد.

در این مقاله، مدول‌های الاستیسیته و برشی هسته‌ی لانه‌زنبوری با استفاده از روش همگن‌سازی عددی و تحلیل اجزای محدود محاسبه شده‌اند. این روش امکان تعیین رفتار مکانیکی مؤثر این ساختارها را بدون نیاز به مدل‌سازی تمام جزئیات هندسی در مقیاس ماکروسکوپی فراهم می‌کند. در گام نخست، یک حجم واحد نماینده (RVE) از ساختار لانه‌زنبوری در نرم‌افزار ANSYS مدل‌سازی شده است. این سلول شامل متغیرهای هندسی کلیدی مانند ضخامت دیواره، ارتفاع سلول و زاویه سلولی است. انتخاب حجم نماینده باید به گونه‌ای باشد که رفتار مکانیکی کل سازه را بازتاب دهد. در ادامه، شرایط مرزی دوره‌ای به‌منظور نمایش رفتار یکپارچه ساختار و جلوگیری از اثرات لبه‌ای اعمال شد. به‌منظور استخراج مدول‌های الاستیسیته، بارگذاری‌های کششی و فشاری در راستاهای محوری اعمال شد. در هر تحلیل، کرنش کنترل‌شده‌ی کوچک به مدل داده شد و واکنش‌های نیرو در مرزهای مدل ثبت گردید. سپس، با استفاده از روابط تنش-کرنش خطی و محاسبه‌ی تنش میانگین در سطح مقطع، مدول‌های الاستیسیته در راستاهای مختلف به‌دست آمدند. برای استخراج مدول‌های برشی نیز، بارگذاری برشی کنترل‌شده در راستاهای مختلف اعمال شد و تغییر شکل‌های ناشی از این بارگذاری ثبت و مدول‌های برشی استخراج شدند.

پس از تکمیل تحلیل‌ها، داده‌های عددی در قالب ماتریس سفتی) سازمان‌دهی شدند و با معکوس‌سازی این ماتریس خواص

می‌شود. این تحلیل‌ها شامل تحلیل استاتیکی و تحلیل برشی هستند که هر یک نقش مهمی در استخراج متغیرهای مکانیکی مؤثر ایفا می‌کنند. در این بخش، روش اعمال بارگذاری، شرایط مرزی، نحوه‌ی استخراج داده‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۱-۲-۳- تحلیل استاتیکی برای تعیین مدول الاستیسیته

تحلیل استاتیکی به‌منظور تعیین مدول الاستیسیته و در راستاهای مختلف سازه انجام می‌شود. در این تحلیل، حجم واحد نماینده تحت بارگذاری کششی و فشاری در راستاهای محوری قرار می‌گیرد. برای این منظور، یک جابجایی کنترل‌شده بر لبه‌های مشخصی از اعمال شده و نیروهای واکنشی در راستای دیگر اندازه‌گیری می‌شود. توزیع کرنش و تنش حاصل از این بارگذاری برای تعیین ضرایب الاستیک مؤثر استفاده می‌شود. در این مرحله، فرضیات زیر در نظر گرفته می‌شود:

- تنش‌های اعمال‌شده در حد الاستیک باقی می‌مانند.
- اثرات غیرخطی نظیر تسلیم یا تغییرشکل‌های بزرگ در این تحلیل نادیده گرفته می‌شوند.
- شرایط مرزی دوره‌ای برای افزایش دقت تحلیل به‌کار گرفته می‌شود.

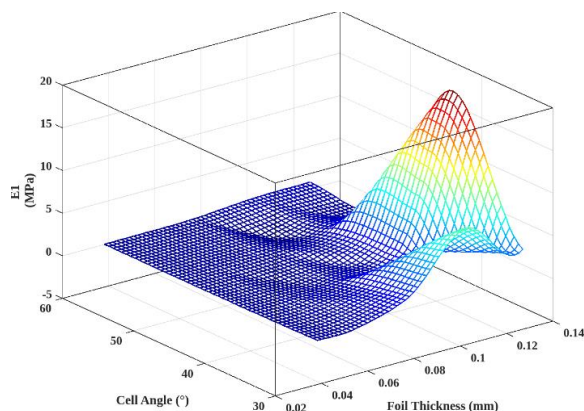
خروجی‌های این تحلیل شامل مدول‌های الاستیسیته در راستاهای طولی و عرضی و همچنین نسبت پواسون مؤثر است.

۲-۲-۳- تحلیل برشی برای تعیین مدول برشی مؤثر

در این بخش، سازه لانه‌زنبوری تحت بارگذاری برشی خالص قرار گرفته و مدول برشی استخراج می‌شود. برای این منظور، لبه‌های بالا و پایین حجم واحد نماینده به گونه‌ای جابجا می‌شوند که تغییر شکل برشی در ساختار ایجاد گردد. در این تحلیل، تأثیر ضخامت دیواره‌های سلولی، نسبت ابعادی و زاویه سلول‌های لانه‌زنبوری بر مقدار مدول برشی مورد بررسی قرار می‌گیرد.

تحلیل‌های مکانیکی ارائه‌شده در این بخش، مجموعه‌ای از آزمون‌های عددی را دربرمی‌گیرد که امکان استخراج دقیق خواص مکانیکی مؤثر سازه‌های لانه‌زنبوری را فراهم می‌کنند. تحلیل استاتیکی، اطلاعات مربوط به سفتی محوری و ضرایب پواسون را ارائه می‌دهد، درحالی‌که تحلیل برشی به تعیین پارامترهای برشی مؤثر می‌پردازد.

الاستیسیته کاهش می‌یابد. این کاهش به دلیل افزایش انعطاف‌پذیری ساختار در زوایای بالاتر است که موجب کاهش مقاومت در برابر تغییر شکل‌های محوری می‌شود.

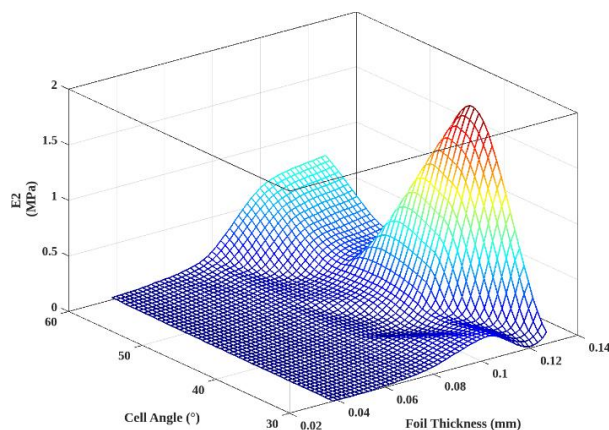


شکل ۱۰: تأثیر ضخامت و زاویه سلول ساختار لانه زنبوری بر مدول

الاستیسیته در راستای محوری E_1

۴-۱-۲- بررسی مدول الاستیسیته در راستای عرضی (E_2)

تغییرات ضخامت دیواره سلول تأثیر مشابهی بر مدول الاستیسیته در راستای عرضی دارد. با افزایش ضخامت دیواره، مدول الاستیسیته در راستای عرضی نیز افزایش می‌یابد. این افزایش به دلیل تقویت ساختار در برابر تنش‌های عرضی است. در این راستا، زاویه سلول نیز تأثیرات خود را به طور مشابهی نشان می‌دهد. با افزایش زاویه سلول، مقاومت سازه در برابر تغییر شکل‌های عرضی کاهش می‌یابد و مدول الاستیسیته در این راستا کاهش می‌یابد (شکل ۱۱).



شکل ۱۱: تأثیر ضخامت و زاویه سلول ساختار لانه زنبوری بر مدول

الاستیسیته در راستای عرضی E_2

مکانیکی همگن‌شده‌ی سازه تعیین شد. برای اعتبارسنجی روش عددی، نتایج به دست آمده با مدل تحلیلی گیبسون-اشبی مقایسه شدند.

جدول ۴ متغیرهای هندسی مورد مطالعه و محدوده تغییرات آن‌ها را نشان می‌دهد که با توجه به داده‌های ارائه شده در کاتالوگ شرکت Hexweb در تحلیل عددی برای بررسی تأثیر این متغیرها بر خواص مکانیکی سازه‌های لانه زنبوری به کار گرفته شده‌اند.

جدول (۴): متغیرهای هندسی استفاده شده در طراحی و تحلیل سازه

لانه زنبوری

متغیر هندسی	مقادیر	واحد
ضخامت دیواره	۰/۱۲۷ - ۰/۱۰۲ - ۰/۰۷۶ - ۰/۰۵۱ - ۰/۰۳۸۱	mm
زاویه سلول	۶۰ - ۵۰ - ۴۰ - ۳۰	deg
اندازه سلول	۱۲/۵ - ۹/۳۷۵ - ۶/۳۵ - ۳/۱۷۵	mm

۴-۱- بررسی تأثیر ضخامت دیواره سلول و زاویه سلول بر

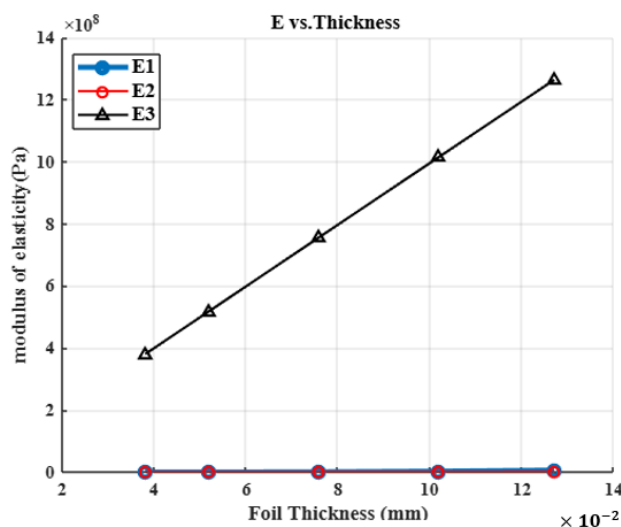
مدول الاستیسیته

مدول الاستیسیته یکی از ویژگی‌های اساسی در تحلیل رفتار مکانیکی سازه‌های لانه زنبوری است که نقش مهمی در تعیین سفتی سازه‌ها تحت بارگذاری‌های مختلف ایفا می‌کند. بررسی تأثیر متغیرهای هندسی نظیر ضخامت دیواره و سلول زاویه سلول بر مدول الاستیسیته در سازه‌های لانه زنبوری اهمیت زیادی دارد. این دو پارامتر به طور مستقیم بر توزیع تنش‌ها، کرنش‌ها و رفتار سازه تحت بارهای اعمالی تأثیر می‌گذارند. به منظور بررسی دقیق تأثیر ضخامت دیواره سلول و زاویه سلول مطابق با جدول ۴ تحلیل‌های عددی برای استخراج مدول الاستیسیته در شرایط بارگذاری مختلف مطابق با شکل ۶ انجام شده است. شکل ۹ تا ۱۱ تأثیر ضخامت و زاویه سلول سازه لانه زنبوری بر مدول الاستیسیته را نشان می‌دهد.

۴-۱-۱- بررسی مدول الاستیسیته در راستای محوری (E_1)

بر اساس شکل ۱۰ با افزایش ضخامت دیواره سلول، مدول الاستیسیته در راستای محوری افزایش می‌یابد. این امر نشان‌دهنده افزایش مقاومت ساختار در برابر تغییر شکل‌های الاستیک است. دیواره‌های ضخیم‌تر در برابر بارهای محوری مقاوم‌تر بوده و سختی کلی ساختار در این راستا افزایش می‌یابد. همچنین، زاویه سلول تأثیر قابل توجهی بر مدول الاستیسیته در راستای محوری دارد. با افزایش زاویه سلول از ۳۰ درجه به ۶۰ درجه، مدول

می‌رسد. این روند نشان‌دهنده‌ی اهمیت مدول الاستیسیته عمودی است که در واقع در سازه‌های هانی‌کامبی برای ارزیابی عملکرد کلی تحت بارهای عمودی نقش اساسی ایفا می‌کند. در طراحی سازه‌های لانه‌زنبوری مدول الاستیسیته راستای عمودی به دلیل تأثیر بیشتر بارهای عمودی، بسیار حیاتی است.

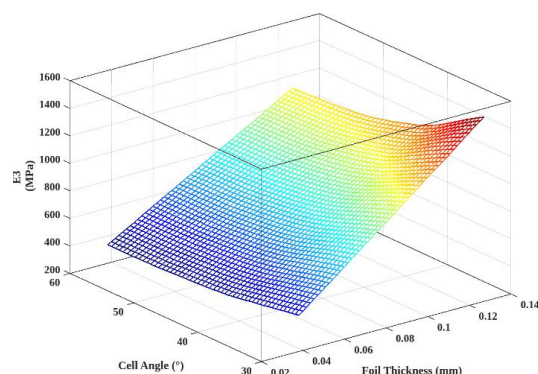


شکل (۱۳): مقایسه مدول‌های الاستیسیته سازه لانه‌زنبوری متأثر از تغییر ضخامت دیواره سلول

همان‌طور که در این نمودار شکل ۱۴ مشخص است، مدول الاستیسیته عمودی در زاویه‌های مختلف به‌طور قابل‌توجهی بزرگتر از مدول‌های محوری و عرضی است. در این نمودار، با افزایش زاویه سلول، مدول الاستیسیته عمودی نسبت به تغییرات زاویه‌ای بیشتر ثابت می‌ماند، در حالی که مدول‌های محوری و عرضی به‌طور چشمگیری کاهش می‌یابند.

۳-۱-۴- بررسی مدول الاستیسیته در راستای عرضی (E_3)

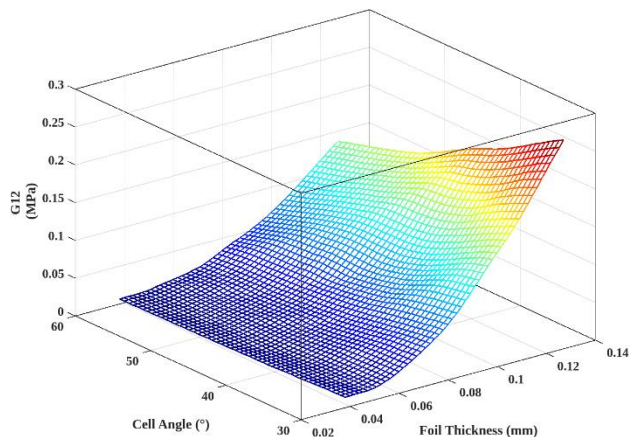
برخلاف دو راستای دیگر، مدول الاستیسیته در راستای عمودی به‌طور قابل‌توجهی تحت تأثیر تغییرات ضخامت دیواره قرار دارد. با افزایش ضخامت دیواره، مدول الاستیسیته در این راستا نیز به‌شدت افزایش می‌یابد. این امر به دلیل کاهش تغییر شکل‌های عمودی و مقاومت بیشتر دیواره‌های سلول در برابر بارهای عمودی است. همچنین، تأثیر زاویه سلول بر مدول الاستیسیته عمودی کمتر از سایر راستاها است، اما به‌طور کلی با افزایش زاویه سلول، این مقدار نیز کاهش می‌یابد.



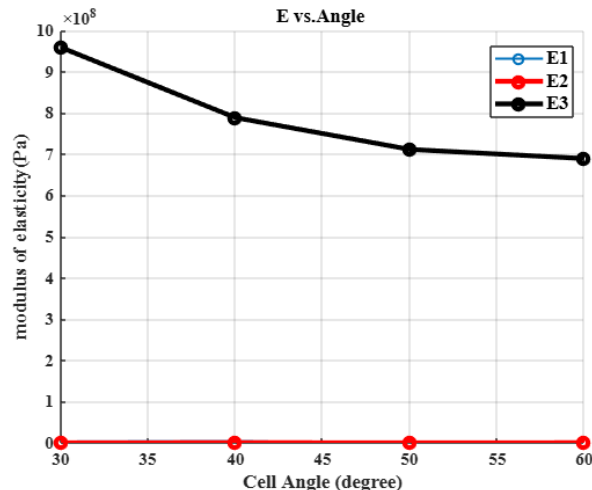
شکل (۱۴): تأثیر ضخامت و زاویه سلول ساختار لانه‌زنبوری بر مدول الاستیسیته در راستای ارتفاعی E_3

تغییرات مدول الاستیسیته در سه جهت به ویژگی‌های هندسی سازه‌های لانه‌زنبوری مرتبط است. افزایش ضخامت دیواره، سفتی ساختار را افزایش داده و باعث کاهش تغییر شکل در راستای‌های مختلف، به‌ویژه در راستای‌های محوری و عمودی می‌شود. این تغییرات موجب افزایش مدول الاستیسیته به دلیل افزایش مقاومت به کشش و فشار می‌گردد. با افزایش زاویه سلول، ساختار انعطاف‌پذیرتر می‌شود و مدول الاستیسیته کاهش می‌یابد. در زوایای بزرگ‌تر، تنش‌ها به‌طور متفاوتی توزیع شده و ساختار به راحتی تغییر شکل می‌دهد. در نمودار موجود در شکل ۱۳، مدول الاستیسیته در سه جهت سبب به ضخامت دیواره سلول مقایسه شده است. این نمودار به‌ویژه اهمیت مدول الاستیسیته در راستای عمودی را نشان می‌دهد. مدول الاستیسیته در راستای عمودی به‌وضوح بزرگتر از مدول‌های الاستیسیته در راستای محوری و عرضی است. با افزایش ضخامت دیواره سلول، مدول الاستیسیته عمودی به‌طور خطی افزایش می‌یابد و در نهایت به مقادیر بسیار بالاتر از سایر راستاها

که باعث کاهش مقاومت در برابر تغییر شکل های برشی می شود (شکل ۱۵).



شکل (۱۵): تأثیر ضخامت و زاویه سلول ساختار لانه زنبوری بر مدول برشی در راستای محوری G_{12}



شکل (۱۴): مقایسه مدول های الاستیسیته سازه لانه زنبوری متأثر از تغییر زاویه سلول

در ادامه، تأثیر زاویه و ضخامت سلول بر مدول برشی بررسی خواهد شد تا ارتباط میان این پارامترها و عملکرد کلی سازه به طور جامع تحلیل شود.

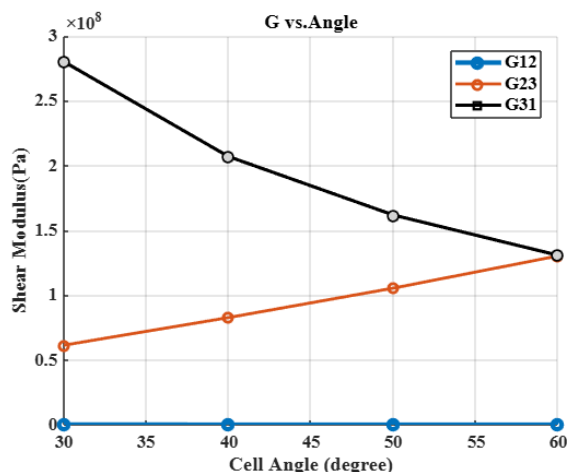
۲-۴-۲- بررسی تأثیر زاویه سلول و ضخامت سلول بر مدول برشی

مدول های برشی در سه راستا از جمله ویژگی های کلیدی در تحلیل رفتار سازه های لانه زنبوری هستند که نشان دهنده مقاومت سازه در برابر تغییر شکل های برشی است. تغییرات هندسی مانند ضخامت دیواره سلول و زاویه سلول تأثیر زیادی بر این پارامترها دارند. در این بخش، تأثیر این دو پارامتر بر مدول برشی بررسی شده و روند تغییرات آنها بر اساس داده های به دست آمده از تحلیل های عددی تفسیر می شود.

۲-۴-۲-۱- بررسی مدول برشی (G_{12})

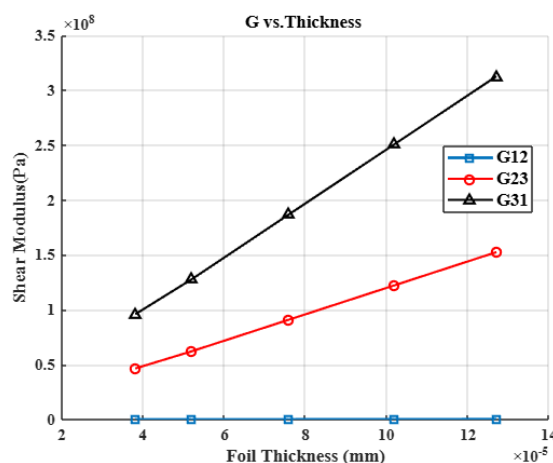
با افزایش ضخامت دیواره سلول، مدول برشی G_{12} به طور خطی افزایش می یابد. این افزایش به دلیل افزایش مقاومت دیواره ها در برابر تغییر شکل های برشی است. دیواره های ضخیم تر به طور مؤثری در برابر نیروهای برشی مقاومت بیشتری نشان می دهند که منجر به بهبود مدول برشی در این راستا می شود. با افزایش زاویه سلول از ۳۰ درجه به ۶۰ درجه، مدول برشی کاهش می یابد. این کاهش به دلیل تغییر جهت دیواره های سلولی و افزایش انعطاف پذیری ساختار است

در نمودار موجود در شکل ۱۸، مدول برشی در سه جهت برحسب زاویه سلول مقایسه شده است. این نمودار به‌ویژه اهمیت مدول برشی در راستای ۲ و ۳ همچنین ۱ و ۳ را نشان می‌دهد.

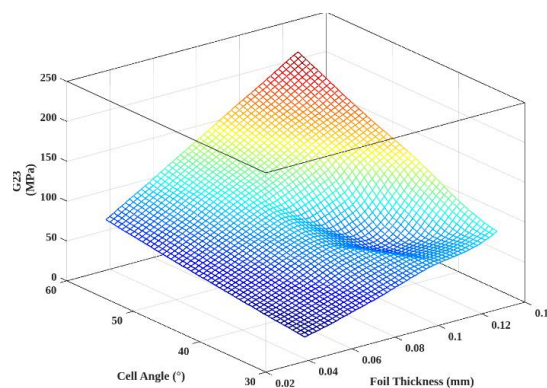


شکل (۱۸): مقایسه مدول‌های برشی سازه لانه‌زنبوری متأثر از تغییر زاویه سلول

در نمودار موجود در شکل ۱۹، مدول برشی در سه جهت برحسب تغییر ضخامت سلول مقایسه شده است. این نمودار به‌ویژه اهمیت مدول برشی در راستای ۲ و ۳ همچنین ۱ و ۳ را نشان می‌دهد. طبق این نمودار مشخص است که با افزایش ضخامت دیواره سلول، مدول برشی افزایش یافته است.



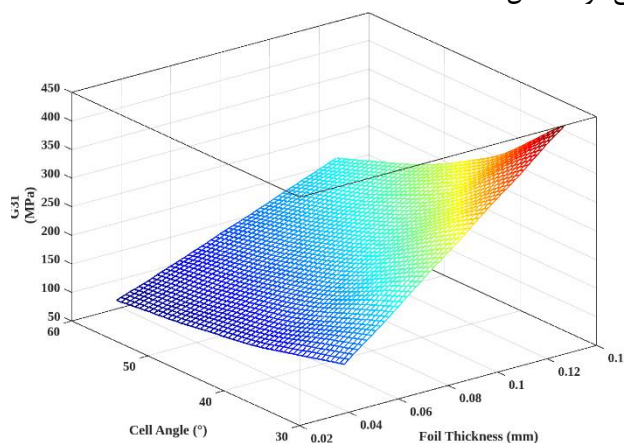
شکل (۱۹): مقایسه مدول‌های برشی سازه لانه‌زنبوری متأثر از تغییر ضخامت سلول



شکل (۱۶): تأثیر ضخامت و زاویه سلول ساختار لانه‌زنبوری بر مدول برشی در راستای محوری G_{23}

۳-۲-۴- بررسی مدول برشی (G_{31})

مشابه سایر راستاها، افزایش ضخامت دیواره سلول موجب افزایش مدول برشی می‌شود. این نشان‌دهنده افزایش مقاومت ساختار در برابر تغییر شکل‌های برشی در راستای عمودی است. دیواره‌های ضخیم‌تر مقاومت بیشتری در برابر تغییر شکل‌های برشی عمودی دارند و سفتی ساختار را در این راستا افزایش می‌دهند. این تحلیل نشان می‌دهد که مدول برشی در راستای ۳ و ۱ به طور غیرخطی تحت تأثیر زاویه سلول قرار دارد. به‌طور خاص، در زاویه‌های کمتر (۳۰ تا ۵۰ درجه) افزایش مدول برشی را شاهد هستیم که به دلیل نحوه چیدمان دیواره‌ها و رفتار مکانیکی بهینه در این زوایا باشد. اما در زاویه‌های بزرگ‌تر (بالای ۵۰ درجه)، ساختار لانه‌زنبوری انعطاف‌پذیرتر می‌شود و این باعث کاهش سفتی ساختار در برابر تغییر شکل‌های برشی عمودی و در نتیجه کاهش مدول برشی می‌شود (شکل ۱۷).



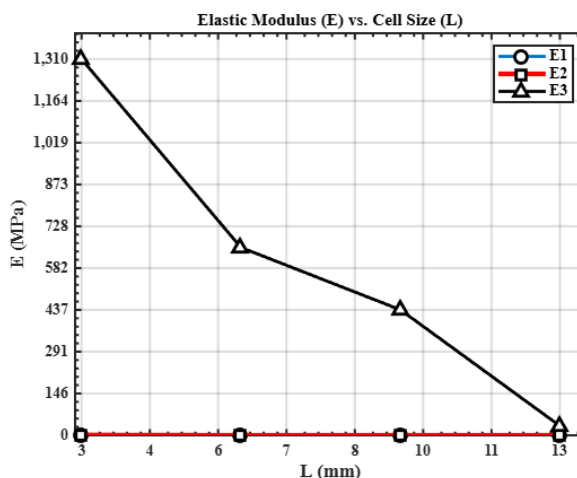
شکل (۱۷): تأثیر ضخامت و زاویه سلول ساختار لانه‌زنبوری بر مدول برشی در راستای محوری G_{31}

۴-۳- بررسی تأثیر اندازه سلول بر مدول الاستیسیته و

مدول برشی

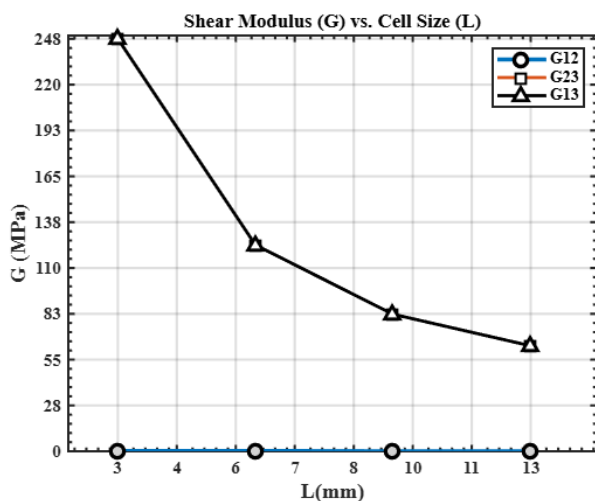
اندازه‌ی ضلع سلول یکی از متغیرهای کلیدی در طراحی و تحلیل سازه‌های لانه‌زنبوری است که به‌طور قابل توجهی بر ویژگی‌های مکانیکی این ساختارها تأثیر می‌گذارد. تغییر در اندازه‌ی ضلع سلول می‌تواند بر مدول الاستیسیته، مدول برشی و ضرایب پواسون سازه‌های لانه‌زنبوری تأثیرات چشمگیری بگذارد. این پارامتر به‌طور مستقیم بر توزیع بار و نحوه‌ی انتقال تنش‌ها درون ساختار تأثیر دارد و می‌تواند به‌عنوان یک ابزار مؤثر در بهینه‌سازی عملکرد سازه‌های لانه‌زنبوری در شرایط مختلف مورد استفاده قرار گیرد. در این بخش، تأثیر اندازه‌ی ضلع سلول بر مدول الاستیسیته و مدول برشی سازه‌های لانه‌زنبوری بررسی می‌شود. اندازه‌ی طول ضلع سلول سازه‌ی لانه‌زنبوری مطابق با جدول ۴ مورد بررسی قرار گرفته است.

مطابق با شکل ۲۰، با افزایش اندازه‌ی سلول (L)، مدول الاستیسیته کاهش می‌یابد. این رابطه‌ی معکوس نشان‌دهنده این است که ساختارهای با سلول‌های بزرگ‌تر سفتی کمتری دارند. در ساختارهای با سلول‌های کوچک‌تر، توزیع تنش یکنواخت‌تر از ساختارهایی با سلول بزرگ است. این امر منجر به سفتی بیشتر می‌شود. در مقابل، سلول‌های بزرگ‌تر ممکن است باعث تمرکز تنش و کاهش سفتی کلی شوند. همچنین، این نمودار بیانگر اهمیت مدول الاستیسیته در جهت عمودی نسبت به دو جهت دیگر است.



شکل (۲۰): مقایسه‌ی مدول‌های برشی سازه‌ی لانه‌زنبوری متأثر از اندازه‌ی سلول

در شکل ۲۱، با افزایش زاویه‌ی سلول، مدول برشی کاهش می‌یابد. این رابطه‌ی معکوس نشان‌دهنده این است که ساختارهای با سلول‌های بزرگ‌تر سفتی کمتری دارند. همچنین، این نمودار بیانگر اهمیت مدول برشی راستای ۳ و ۱ همچنین ۲ و ۳ که دقیقاً بر یکدیگر منطبق هستند.



شکل (۲۱): مقایسه‌ی مدول‌های برشی سازه‌ی لانه‌زنبوری متأثر از اندازه‌ی سلول

۴-۴- جمع‌بندی نتایج مدل‌سازی تأثیر متغیرهای هندسی بر خواص مکانیکی

نتایج این مقاله نشان داد که خواص مکانیکی هسته‌های لانه‌زنبوری به‌شدت تحت تأثیر متغیرهای هندسی آن‌ها قرار دارد. بررسی متغیرهای ضخامت دیواره، زاویه سلولی و اندازه‌ی سلول نشان داد که این عوامل تأثیر مستقیمی بر مدول‌های الاستیسیته و برشی دارند.

اثر ضخامت دیواره: افزایش ضخامت دیواره منجر به افزایش مدول‌های الاستیسیته و برشی در تمامی راستاها شد. این افزایش ناشی از کاهش تغییرشکل‌پذیری و افزایش مقاومت ساختاری در برابر نیروهای اعمالی است.

اثر زاویه سلولی: افزایش زاویه سلولی موجب کاهش مدول‌های الاستیسیته در راستای محوری و عرضی شد، اما در برخی راستاهای برشی، بسته به جهت بارگذاری، تأثیر متفاوتی مشاهده گردید. این موضوع نشان‌دهنده‌ی تغییر مسیر توزیع تنش در هندسه‌های مختلف لانه‌زنبوری است.

جدول (۵): صحت سنجی نتایج روش ارائه شده در این مقاله

متغیر مکانیکی	مدل گیبسون - اشبی	رویکرد مقاله	درصد خطا
مدول الاستیک E_3 (MPa)	۴۳۷/۲۳	۴۳۷/۵۷	+ ۰/۰۷ %
مدول برشی G_{31} (MPa)	۸۲/۱۶	۸۲/۳۵	+ ۰/۲۳ %
مدول برشی G_{23} (MPa)	۸۲/۱۶	۸۲/۳۵	+ ۰/۲۳ %
چگالی (kg/m^3)	۱۷/۱۲	۱۷/۰۳	- ۰/۵۲ %

۶- نتیجه گیری

در این مقاله، روش‌های مختلف برای تعیین خواص مکانیکی هسته لانه‌زنبوری مورد بررسی و مقایسه قرار گرفتند. روش همگن‌سازی به عنوان یک رویکرد دقیق و کارآمد شناسایی شد که به دلیل کاهش پیچیدگی محاسبات و توانایی نمایش رفتار مکانیکی ماکروسکوپی سازه، بر سایر روش‌ها ترجیح داده می‌شود. برای تحلیل تأثیر پارامترهای هندسی بر خواص مکانیکی، یک کد پارامتریک پیشرفته در نرم‌افزار متلب توسعه داده شد که قابلیت تعریف سلول واحد نماینده با تنظیم متغیرهای هندسی مانند زاویه، ضخامت دیواره، ارتفاع و طول سلول را دارد. پس از تعریف هندسه حجم واحد نماینده، تحلیل‌های عددی با استفاده از روش المان محدود انجام شد و شرایط مرزی دوره‌ای و بارگذاری‌های درون و برون صفحه‌ای اعمال گردید.

نتایج این مقاله نشان داد که تغییرات در متغیرهای هندسی مانند ضخامت دیواره، زاویه سلول و اندازه سلول تأثیر معناداری بر خواص مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری دارند. افزایش ضخامت دیواره باعث افزایش مدول‌های الاستیسیته و مدول‌های برشی شد، در حالی که افزایش زاویه سلول منجر به کاهش این خواص گردید. همچنین، اندازه سلول نیز تأثیر قابل توجهی بر خواص مکانیکی داشت، به‌طوری که سلول‌های کوچک‌تر سفتی بیشتری نسبت به سلول‌های بزرگ‌تر نشان دادند.

این یافته‌ها می‌توانند نقش مهمی در طراحی سازه‌های فضایی سبک‌وزن و مقاوم ایفا کنند. بهینه‌سازی هسته‌ی لانه‌زنبوری بر اساس شرایط بارگذاری مورد انتظار، امکان کاهش وزن سازه‌ها در عین حفظ استحکام مکانیکی را فراهم می‌کند. از آنجا که وزن سازه‌های فضایی تأثیر مستقیمی بر هزینه‌های پرتاب دارد، بهینه‌سازی این ساختارها از منظر مکانیکی و وزنی می‌تواند منجر به کاهش هزینه‌های ساخت و بهبود عملکرد سازه‌ها در محیط فضا شود. علاوه بر این، امکان طراحی سازه‌های تطبیقی بر اساس نیازهای

اثر اندازه‌ی سلول: افزایش اندازه‌ی سلول موجب کاهش مدول‌های الاستیسیته و برشی شد، که این مسئله نشان می‌دهد سازه‌های لانه‌زنبوری با سلول‌های کوچک‌تر سختی بیشتری دارند و برای کاربردهای نیازمند استحکام بالا مناسب‌تر هستند.

۵- صحت‌سنجی

در فرآیند شبیه‌سازی‌های عددی، صحت‌سنجی نتایج یکی از مراحل اساسی برای اطمینان از صحت و دقت مدل‌ها محسوب می‌شود. هسته لانه‌زنبوری به دلیل پیچیدگی‌های هندسی و رفتار ارتوتروپیک خود چالش‌های خاصی در مدل‌سازی دارند که صحت‌سنجی دقیق و جامع اهمیت بیشتری پیدا می‌کند. در این راستا در این بخش، روش ارائه شده در این مقاله جهت تعیین خواص مکانیکی هسته لانه‌زنبوری با استفاده از مدل تحلیلی گیبسون-اشبی که با داده‌های آزمایشگاهی تطابق مطلوبی دارد [۳۱]، صحت‌سنجی می‌گردد. معادلات ۱۷ تا ۲۲ جهت تعیین مدول‌های الاستیسیته و برشی که براساس مدل گیبسون - اشبی می‌باشد، استفاده شده است [۳۲]. در این راستا یک هسته لانه‌زنبوری با ضخامت $0/0508$ میلی‌متر، طول ضلع $9/525$ میلی‌متر تحت زاویه 60° درجه که از جنس آلومینیوم 5056 می‌باشد، نخست با رویکرد ارائه شده در این مقاله و سپس با مدل تحلیلی گیبسون - اشبی مدل‌سازی شده است. نتایج حاصل شده از خواص مکانیکی این هسته لانه‌زنبوری در جدول ۵ ارائه شده است. مطابق با جدول مذکور خطای مدل ارائه شده در این مقاله کمتر از یک درصد است و با دقت بسیار خوبی قابلیت تعیین خواص مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری را دارد.

$$E_1 = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\cos \theta}{(h/l + \sin \theta) \sin^2 \theta} \quad (17)$$

$$E_2 = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{h/l + \sin \theta}{\cos^3 \theta} \quad (18)$$

$$E_2 = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{h/l + 1}{(h/l + \sin \theta) \cos \theta} \quad (19)$$

$$G_{12} = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{h/l + \sin \theta}{(h/l)^2 \cos \theta (1 + 16 h/l)} \quad (20)$$

$$G_{31} = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\cos \theta}{h/l + \sin \theta} \quad (21)$$

$$\left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{h/l + \sin \theta}{(h/l + 1) \cos \theta} \leq \frac{G_{23}}{G_s} \leq \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{(h/l + \sin \theta)^2}{(h/l + \sin \theta) \cos \theta} \quad (22)$$

- honeycomb cores,” *Appl. Compos. Mater.*, vol. 12, pp. 213–227, 2005.
- [11] G. Sun, D. Chen, X. Huo, G. Zheng, and Q. Li, “Experimental and numerical studies on indentation and perforation characteristics of honeycomb sandwich panels,” *Compos. Struct.*, vol. 184, pp. 110–124, 2018.
- [12] A. Montazeri, A. Hasani, and M. Safarabadi, “Bending performance and failure mechanism of 3D-printed hybrid geometry honeycombs with various Poisson’s ratios,” *J. Sandwich Struct. Mater.*, vol. 25, no. 7, pp. 709–729, 2023.
- [13] W. Ashraf, M. R. Ishak, M. Y. Zuhri, N. Yidris, and A. M. Ya’Acob, “Experimental investigation on the mechanical properties of a sandwich structure made of flax/glass hybrid composite facesheet and honeycomb core,” *Int. J. Polym. Sci.*, vol. 2021, Art. no. 8855952, 2021.
- [14] D. M. Wang, J. Wang, and Q. H. Liao, “Investigation of mechanical property for paper honeycomb sandwich composite under different temperature and relative humidity,” *J. Reinf. Plast. Compos.*, vol. 32, no. 13, pp. 987–997, 2013.
- [15] L. Shang, Y. Wu, Y. Fang, and Y. Li, “High-temperature mechanical properties of a vented Ti–6Al–4V honeycomb sandwich panel,” *Materials*, vol. 13, no. 13, Art. no. 3008, 2020.
- [16] M. F. Ashby and L. J. Gibson, *Cellular Solids: Structure and Properties*, 2nd ed. Cambridge, U.K.: Cambridge Univ. Press, 1997, pp. 175–231.
- [17] Y. Liu, Z. Qin, and F. Chu, “A nonlinear repeated impact model of auxetic honeycomb structures considering geometric nonlinearity and tensile/compressive deformation,” *J. Appl. Mech.*, vol. 90, no. 9, 2023.
- [18] M. Zahed, R. Ardeshtari Jouneghani, and M. Safarabadi, “Reinforcement of 3D-printed re-entrant structures using additional supports under three-point bending: Experimental and numerical analyses,” *Adv. Eng. Mater.*, vol. 26, no. 1, Art. no. 2301252, 2024.
- [19] M. Khodaei, *et al.*, “On the ballistic impact behavior of foam-filled honeycomb core/composite skin sandwich panels,” *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.*, vol. 45, no. 5, Art. no. 244, 2023.
- [20] A. Montazeri, A. Saeedi, E. Bahmanpour, and M. Safarabadi, “Heterogeneous hexagonal honeycombs with nature-inspired defect channels under in-plane crushing,” *Mater. Lett.*, vol. 366, Art. no. 136564, 2024.
- [21] S. Upreti, V. K. Singh, S. K. Kamal, A. Jain, and A. Dixit, “Modelling and analysis of honeycomb sandwich structure using finite element method,” *Mater. Today Proc.*, vol. 25, pp. 620–625, 2020.
- [22] X. Wu, H. Yu, L. Guo, L. Zhang, X. Sun, and Z. Chai, “Experimental and numerical investigation of static and fatigue behaviors of composites honeycomb sandwich structure,” *Composite Structures*, vol. 213, pp. 165–172, 2019.
- [23] E. C. Onyibo and B. Safaei, “Application of finite element analysis to honeycomb sandwich structures: A review,” *Rep. Mech. Eng.*, vol. 3, no. 1, pp. 192–209, 2022.
- [24] A. Abbadi, Y. Koutsawa, A. Carmasol, S. Belouettar, and Z. Azari, “Experimental and numerical characterization of honeycomb sandwich composite panels,” *Simul. Model. Pract. Theory*, vol. 17, no. 10, pp. 1533–1547, 2009.
- [25] Y. Wang, Y. Gan, H. Liu, L. Han, J. Wang, and K. Liu, “Surface quality improvement in machining an aluminum

خاص مأموریت‌های فضایی وجود دارد، به‌گونه‌ای که هندسه‌ی هسته‌ی لانه‌زنبوری بتواند برای تحمل بارهای متفاوت بهینه شود. روش ارائه‌شده در این مقاله به دلیل توانایی کنترل دقیق متغیرهای هندسی و دقت بالا، می‌تواند به‌عنوان یک ابزار کارآمد در طراحی و بهینه‌سازی سازه‌های فضایی سبک‌وزن و مقاوم مورد استفاده قرار گیرد. این روش نه تنها هزینه‌های محاسباتی را کاهش می‌دهد، بلکه امکان تحلیل دقیق رفتار مکانیکی سازه‌های لانه‌زنبوری تحت شرایط بارگذاری مختلف را فراهم می‌کند. در نهایت، این پژوهش نشان می‌دهد که با بهینه‌سازی پارامترهای هندسی، می‌توان به طراحی سازه‌هایی با عملکرد مکانیکی بهبودیافته دست یافت.

تعارض منافع

“هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.”

مراجع

- [1] F.-X. Irisarri, C. Julien, D. Bettebghor, F. Lavelle, Y. Guerin, K. Mathis, *et al.*, “A general optimization strategy for composite sandwich structures,” *Struct. Multidiscip. Optim.*, vol. 63, pp. 3027–3044, 2021.
- [2] T. J. Hause, *Sandwich Structures: Theory and Responses*. Cham, Switzerland: Springer, 2021, pp. 1–3.
- [3] B. J. Kim, “Development of a satellite structure with the sandwich T-joint,” *Compos. Struct.*, vol. 92, no. 2, pp. 460–468, 2010.
- [4] M. R. Hajighasemi, *et al.*, “Design and manufacture of a smart macro-structure with changeable effective stiffness,” *Int. J. Appl. Mech.*, vol. 12, no. 1, Art. no. 2050001, 2020.
- [5] A. Aborehab, M. Kassem, A. F. Nemnem, M. Kamel, and H. Kamel, “Configuration design and modeling of an efficient small satellite structure,” *Eng. Solid Mech.*, vol. 8, no. 1, pp. 7–20, 2020.
- [6] S. Chen and H. Huang, “Optimum design of a space frame and its application in satellite structure,” *J. Spacecr. Rockets*, vol. 47, no. 6, pp. 1063–1066, 2010.
- [7] Z. Daneshjoo, F. Shokri, “Layout and Configuration Design of a Remote Sensing Satellite Subsystems,” *J. Space Sci. Technol. Appl*, vol. 4 (1), p.:39-51, 2024.
- [8] M. Walker and R. Smith, “A procedure to select the best material combinations and optimally design composite sandwich cylindrical shells for minimum mass,” *Mater. Des.*, vol. 27, no. 2, pp. 160–165, 2006.
- [9] Seyed Mohammad Navid Ghoreishi, Mohammad Aminjafari, Amir Sedaghati, Ehsan Zabihian, “Design, Analysis and Structural Test of Telecommunication Satellite Based on ECSS Standard”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 48-63, 2023.
- [10] Y. Aminanda, B. Castanié, J. J. Barrau, and P. Thevenet, “Experimental analysis and modeling of the crushing of

- sandwich plate in structural dynamics,” *Int. J. Space Struct.*, vol. 36, no. 2, pp. 105–116, 2021.
- [30] T. Kanit, S. Forest, I. Galliet, V. Mounoury, and D. Jeulin, “Determination of the size of the representative volume element for random composites: Statistical and numerical approach,” *Int. J. Solids Struct.*, vol. 40, nos. 13–14, pp. 3647–3679, 2003.
- [31] L. J. Gibson and M. F. Ashby, “The mechanics of three-dimensional cellular materials,” *Proc. R. Soc. Lond. A Math. Phys. Sci.*, vol. 382, no. 1782, pp. 43–59, 1982.
- [32] S. Malek and L. Gibson, “Effective elastic properties of periodic hexagonal honeycombs,” *Mech. Mater.*, vol. 91, pp. 226–240, 2015.
- honeycomb by ice fixation,” *Chin. J. Mech. Eng.*, vol. 33, Art. no. 1, pp. 1–8, 2020.
- [26] R. Ciepielewski and D. Miedzińska, “A study of aluminum honeycomb structures under dynamic loading, with consideration given to the effects of air leakage,” *Materials*, vol. 16, no. 6, Art. no. 2211, 2023.
- [27] S. Malek and L. Gibson, “Effective elastic properties of periodic hexagonal honeycombs,” *Mech. Mater.*, vol. 91, pp. 226–240, 2015.
- [28] N. Ahmed, N. Zafar, and H. Z. Janjua, “Homogenization of honeycomb core in sandwich structures: A review,” in *Proc. 16th Int. Bhurban Conf. Appl. Sci. Technol. (IBCAST)*, Islamabad, Pakistan, 2019, pp. 402–407.
- [29] A. Aborehab, M. Kamel, A. F. Nemnem, and M. Kassem, “Finite element model updating of a satellite honeycomb



Advancing Free-Space Optical Communication: A Global Comparative Analysis of Standards and Future Technological Directions

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 21-35
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2025.503663.1228](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.503663.1228)

Article Info

Received: 2025-01-31
Accepted: 2025-04-21

Keywords

Free Space Optical Communication (FSOC),
CCSDS, ESTOL ESA,
SDA, QKD, hybrid RF-
Optical network

How to Cite this article

J. Haghshenas, "Advancing Free-Space Optical Communication: A Global Comparative Analysis of Standards and Future Technological Directions", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 21-35, 2026.

Javad Haghshenas^{1*}

^{1*}Satellite System Institute, Iranian Space Research Center (ISRC),
Tehran, Iran

j.haghshenas@isrc.ac.ir

Abstract

Free-Space Optical Communication (FSOC) has emerged as a disruptive technology, redefining the paradigms of space communications through unparalleled data transmission bandwidth, superior security, and reduced latency. This study provides a meticulous and comprehensive review of the key FSOC standards developed by leading international organizations, including the Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS), the International Telecommunication Union (ITU), the ESA, and the Space Development Agency (SDA). A comparative analysis of these frameworks highlights their strengths, limitations, and applicability across diverse missions. Critical challenges are discussed, including the absence of global standardization, environmental susceptibility, and scalability constraints in large satellite constellations. These barriers not only limit the interoperability of FSOC systems but also hinder their broader adoption in multi-organizational space missions. Furthermore, the lack of coordinated development efforts and the absence of universal guidelines for integrating emerging technologies exacerbate these challenges. To address these issues, the study explores transformative technological advancements, emphasizing the integration of AI for autonomous network management, Quantum Key Distribution for unprecedented communication security, and hybrid optical-RF networks for robust performance under adverse conditions. Additionally, advancements in adaptive optics and energy-efficient systems are improving FSOC reliability and scalability. This paper provides a critical resource for researchers, engineers, and policymakers, offering an in-depth understanding of FSOC standards, identifying pivotal technological and operational gaps, and presenting forward-looking strategies to position FSOC as the cornerstone of next-generation space communication architectures. By addressing these challenges and leveraging emerging technologies, FSOC can revolutionize global space communications, supporting both scientific exploration and commercial enterprises.

مخابرات اپتیکی فضای آزاد: تحلیل تطبیقی استانداردهای جهانی و چشم‌اندازهای فناوری آینده

جواد حق‌شناس^{۱*}

^{۱*} پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران -

j.haghshenas@isrc.ac.ir

* نویسنده مسئول

دسترس‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۳۵-۲۱

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2025.503663.1228

چکیده

مخابرات اپتیکی فضای آزاد (FSOC) به‌عنوان یک فناوری تحول‌آفرین، پارادایم‌های مخابرات فضایی را با ارائه پهنای باند بی‌نظیر، امنیت اطلاعات فوق‌العاده و کاهش در تأخیر دگرگون کرده است. این مقاله ابتدا مروری جامع و دقیق بر استانداردهای کلیدی در حوزه مخابرات اپتیکی فضایی را ارائه می‌دهد که توسط سازمان‌های بین‌المللی برجسته‌ای مانند کمیته مشورتی سامانه‌های داده فضایی (CCSDS)، اتحادیه بین‌المللی مخابرات (ITU)، آژانس فضایی اروپا (ESA) و آژانس توسعه فضایی (SDA) تدوین شده‌اند. مقایسه و تحلیل تطبیقی این استانداردها، نقاط قوت، محدودیت‌ها و چالش‌های اساسی نظیر نبود استانداردسازی جامع از مأموریت‌های فضایی ارائه می‌دهد. در این مقاله چالش‌های اساسی نظیر نبود استانداردسازی جامع جهانی، تأثیرپذیری از شرایط محیطی و محدودیت‌های مقیاس‌پذیری در منظومه‌های ماهواره‌ای بزرگ، به‌طور سیستماتیک بررسی شده‌اند. این موانع نه تنها قابلیت همکاری سیستم‌های FSOC را محدود می‌کنند، بلکه پذیرش گسترده‌تر این فناوری را در مأموریت‌های چندملیتی پویا به تعویق می‌اندازند. برای مقابله با این چالش‌ها، این مطالعه به بررسی پیشرفت‌های فناورانه تحول‌آفرین پرداخته و بر ادغام هوش مصنوعی برای مدیریت خودکار شبکه، توزیع کلید کوانتومی (QKD) برای امنیت بی‌نظیر و شبکه‌های ترکیبی نوری-رادیویی برای عملکرد پایدار در شرایط نامساعد تأکید دارد. این نوآوری‌ها مسیرهایی امیدبخش برای افزایش مقیاس‌پذیری، قابلیت اطمینان و کارایی عملیاتی سیستم‌های FSOC ارائه می‌دهند و آن‌ها را برای پاسخگویی به تقاضاهای مخابرات فضایی آینده آماده می‌کنند. این مقاله، مرجعی ارزشمند برای پژوهشگران، مهندسان و سیاست‌گذاران فراهم می‌آورد و با ارائه درکی عمیق از استانداردهای مخابرات اپتیکی فضای آزاد، شناسایی شکاف‌های اساسی و استراتژی‌های آینده‌نگر، FSOC را به‌عنوان زیربنای اصلی معماری‌های مخابرات فضایی نسل آینده معرفی می‌کند.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۱/۱۲

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۰۱

واژه‌های کلیدی

مخابرات اپتیکی فضای آزاد،
CCSDS, ESA, SDA, QKD
شبکه‌های هیبریدی RF-Optic

نحوه استناد به این مقاله

جواد حق‌شناس، "مخابرات اپتیکی فضای آزاد: تحلیل تطبیقی استانداردهای جهانی و چشم‌اندازهای فناوری آینده"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۳۵-۲۱، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

ESA, ITU به تفصیل معرفی و مشخصات فنی، نقاط قوت و ضعف هرکدام تحلیل می‌گردد. در ادامه، یک تحلیل تطبیقی انجام شده و راهنمایی برای انتخاب استاندارد مناسب بر اساس نوع مأموریت فضایی ارائه می‌شود. پس‌از آن، چالش‌ها و محدودیت‌های کلیدی پیش روی پیاده‌سازی FSOC به صورت نظام‌مند بررسی شده و درنهایت، فناوری‌های نوظهور و چشم‌اندازهای آینده برای غلبه بر این چالش‌ها و پیشبرد این فناوری مورد بحث قرار می‌گیرد. این مقاله می‌کوشد با ارائه یک دیدگاه جامع و تحلیلی، به محققان، مهندسان و تصمیم‌گیران کمک کند تا درک عمیق‌تری از وضعیت فعلی و آینده FSOC کسب کرده و در مسیر توسعه و پیاده‌سازی موفقیت‌آمیز آن گام بردارند.

۲- مبانی فناوری و کاربردهای مخابرات نوری فضای آزاد

ارتباطات نوری فضای آزاد (FSOC) بر انتقال اطلاعات از طریق انتشار پرتو نور مدوله‌شده (معمولاً لیزر) در فضای آزاد (خلاً یا اتمسفر) استوار است. یک سیستم پایه FSOC معمولاً از اجزای کلیدی زیر تشکیل شده است:

- **فرستنده:** شامل منبع نور (لیزر)، مدولاتور (برای نشان دادن اطلاعات بر روی پرتو نور) و سیستم اپتیکی فرستنده (تلسکوپ برای کاهش واگرایی پرتو و هدایت آن).

- **گیرنده:** شامل سیستم اپتیکی گیرنده (تلسکوپ برای جمع‌آوری نور)، فیلترهای نوری (برای حذف نور پس‌زمینه ناخواسته)، آشکارساز نوری (برای تبدیل سیگنال نوری به الکتریکی) و دمدولاتور/پردازشگر سیگنال.

- **سیستم مکان‌یابی، اکتساب و ردیابی (PAT):** مجموعه‌ای حیاتی از حسگرها و مکانیسم‌های کنترلی برای یافتن ترمینال طرف مقابل، برقراری اولیه لینک و حفظ دقیق هم‌راستایی پرتو در طول ارتباط، به‌ویژه بین پلتفرم‌های متحرک. انواع لینک‌های FSOC:

- **لینک بین ماهواره‌ای (ISL):** ارتباط مستقیم بین ماهواره‌ها در فضا که برای ایجاد شبکه‌های ماهواره‌ای مانند منظومه‌های LEO و رله داده حیاتی است. این لینک‌ها از مزیت عدم وجود جو برخوردارند.

در دهه‌های اخیر، جهش در فناوری‌های مخابراتی نقشی حیاتی در پیشبرد اکتشافات و کاربردهای فضایی ایفا کرده است. در این میان، مخابرات نوری فضای آزاد (FSOC) به عنوان یک فناوری پیشگام، پتانسیل ایجاد انقلابی در نحوه تبادل داده‌ها در فضا را دارد [۳-۱]. با بهره‌گیری از طیف نوری و لیزرهای دقیق، FSOC قادر است نرخ انتقال داده را به مراتب فراتر از سیستم‌های رادیویی (RF) سنتی افزایش دهد، امنیت ذاتی ارتباطات را به دلیل ماهیت جهت‌دار پرتو نوری بهبود بخشد و به کاهش قابل توجه وزن، حجم و توان مصرفی (SWaP) تجهیزات مخابراتی در ماهواره‌ها کمک کند [۴، ۵]. این مزایا، FSOC را به گزینه‌ای جذاب برای طیف وسیعی از کاربردهای فضایی، از ارتباطات پرسرعت بین ماهواره‌ای در منظومه‌های بزرگ گرفته تا ارسال حجم عظیم داده‌های علمی از مأموریت‌های اعماق فضا، تبدیل کرده است [۶، ۷].

با وجود این پتانسیل چشمگیر، تحقق کامل وعده‌های FSOC با چالش‌های متعددی روبروست. یکی از مهم‌ترین موانع، فقدان یک چارچوب استانداردسازی جهانی و یکپارچه است. در حال حاضر، سازمان‌های مختلفی مانند ITU، ESA، SDA، و CCSDS هر یک استانداردهای خود را با تمرکز بر نیازهای مأموریتی خاص توسعه داده‌اند [۸-۲۴]. این تنوع، اگرچه نشان‌دهنده پویایی این حوزه است، اما منجر به بروز مشکلات قابلیت همکاری (Interoperability) بین سیستم‌های توسعه‌یافته توسط نهادهای مختلف شده و مانعی جدی بر سر راه ایجاد شبکه‌های فضایی یکپارچه و جهانی است. علاوه بر استانداردسازی، چالش‌های فنی و عملیاتی دیگری نیز وجود دارند؛ از جمله تأثیرات مخرب جو زمین بر لینک‌های نوری زمین-به-ماهواره، پیچیدگی سیستم‌های دقیق مکان‌یابی، اکتساب و ردیابی (PAT) موردنیاز برای حفظ لینک بین پلتفرم‌های متحرک و دشواری‌های مقیاس‌پذیری و مدیریت شبکه‌های نوری متشکل از هزاران گره مختلف [۲۵-۲۸].

هدف اصلی این مقاله، ارائه یک تحلیل جامع و تطبیقی از استانداردهای کلیدی FSOC موجود و استخراج راهنمایی‌های عملی برای جامعه تحقیقاتی و صنعتی فعال در این حوزه است. در این راستا، ابتدا مبانی فناوری و کاربردهای FSOC به اختصار مرور می‌شود. سپس، نهادهای اصلی استانداردسازی و چارچوب‌های ارائه‌شده توسط آن‌ها (CCSDS، SDA، ESTOL)

• **ارتباطات رله داده:** استفاده از ماهواره‌های GEO به عنوان هاب برای رله داده‌ها از ماهواره‌های LEO یا فضاپیماهای دورتر به زمین.

درک این مبانی و کاربردها برای تحلیل و مقایسه استانداردهای مختلف FSOC که در بخش‌های بعدی بررسی می‌شوند، ضروری است.

۳- استانداردها و چارچوب‌های کلیدی

توسعه و پذیرش گسترده هر فناوری پیچیده‌ای، نیازمند وجود استانداردهای فنی و عملیاتی است که قابلیت همکاری، کارایی و ایمنی را تضمین کنند. در حوزه FSOC فضایی، چندین سازمان بین‌المللی نقشی کلیدی در تدوین این استانداردها ایفا کرده‌اند. هر یک از این نهادها با دیدگاه و تمرکز متفاوتی به این موضوع پرداخته‌اند:

• **کمیته مشورتی سامانه‌های داده فضایی (CCSDS):** این کمیته که با همکاری آژانس‌های فضایی بزرگ (مانند NASA, ESA, JAXA) فعالیت می‌کند، یکی از قدیمی‌ترین و معتبرترین نهادها در استانداردسازی ارتباطات فضایی است. استانداردهای CCSDS عمدتاً بر مأموریت‌های علمی، اکتشافات فضایی و اعماق فضا متمرکز هستند و هدف آن‌ها تضمین قابلیت همکاری در مأموریت‌های بین‌المللی با الزامات عملکردی بالا و شرایط عملیاتی خاص است [۱۱-۱۸].

• **آژانس توسعه فضایی (SDA):** این آژانس که بخشی از وزارت دفاع ایالات متحده است، با هدف تسریع توسعه و استقرار قابلیت‌های فضایی نسل جدید، به‌ویژه منظومه‌های ماهواره‌ای بزرگ در مدار پایین (LEO) برای کاربردهای دفاعی و تجاری، استانداردهای FSOC خود را تدوین کرده است. تمرکز اصلی SDA بر مقیاس‌پذیری، تولید انبوه، هزینه پایین و قابلیت همکاری بین تعداد زیادی ترمینال از سازندگان مختلف است [۱۹].

• **آژانس فضایی اروپا (ESA):** این آژانس از طریق برنامه‌ها و چارچوب‌هایی مانند ESTOL (European Space Telecommunication Optical Link) به دنبال توسعه راه‌حل‌های FSOC پیشرفته و قابل اطمینان برای طیف وسیعی از مأموریت‌ها، از جمله رصد زمین، مخابرات و کاربردهای علمی است. ESA تأکید ویژه‌ای بر پایداری لینک، عملکرد در شرایط

• **لینک زمین به ماهواره/ماهواره به زمین (Uplink/Downlink):** ارتباط بین ایستگاه زمینی و ماهواره. این لینک‌ها به شدت تحت تأثیر شرایط جوی قرار دارند.

• **لینک اعماق فضا:** ارتباط با فضاپیماها در فواصل بسیار دور (مانند مأموریت‌های بین سیاره‌ای) که نیازمند سیستم‌های بسیار حساس و پرتوان است.

مزایای کلیدی FSOC:

• **پهنای باند بسیار بالا:** طیف نوری هزاران بار وسیع‌تر از طیف رادیویی است و امکان انتقال داده با نرخ‌های بسیار بالا (Gbps تا Tbps) را فراهم می‌کند [۱-۵].

• **امنیت ذاتی بالاتر:** ماهیت بسیار جهت‌دار پرتو لیزر، استراق سمع یا ایجاد پارازیت عمدی را بسیار دشوارتر از سیستم‌های RF می‌کند [۴، ۵].

• **عدم نیاز به مجوز طیف فرکانس:** برخلاف RF، طیف نوری نیاز به تخصیص فرکانس و اخذ مجوز ندارد (اگرچه هماهنگی‌هایی لازم است).

• **کاهش وزن، حجم و توان مصرفی (SWaP):** تجهیزات نوری معمولاً نسبت به تجهیزات RF معادل با کارایی مشابه، کوچک‌تر، سبک‌تر و کم‌مصرف‌تر هستند که برای پرتاب و عملکرد ماهواره‌ها مزیت بزرگی محسوب می‌شود [۴، ۵].

• **مقاومت در برابر تداخل الکترومغناطیسی (EMI):** لینک‌های نوری ذاتاً در برابر تداخلات الکترومغناطیسی ایمن هستند.

کاربردهای اصلی:

FSOC در حال حاضر در کاربردهای مختلفی موردتوجه است یا به کار گرفته شده است:

• منظومه‌های ماهواره‌ای LEO: مانند Starlink و OneWeb که از ISL‌های نوری برای ایجاد یک شبکه ستون فقرات (backbone) پرسرعت در فضا استفاده می‌کنند [۲۹].

• مأموریت‌های رصد زمین: برای ارسال سریع حجم بالای داده‌های تصویری و سنجشی به زمین.

• مأموریت‌های علمی و اکتشافات فضایی: مانند LLCD ناسا که ارتباط لیزری با ماه را با موفقیت نشان داد [۶، ۷].

○ برد عملیاتی: طراحی شده برای فواصل بسیار طولانی، از لینک‌های GEO تا مأموریت‌های بین سیاره‌ای

○ الزامات PAT: نیاز به دقت بسیار بالا در حد میکرو رادیان یا بهتر، به دلیل فواصل طولانی و پرتوهای باریک

• **ملاحظات طراحی:** سیستم‌ها معمولاً پیچیده، نیازمند قطعات با کیفیت بالا و فناوری‌های پیشرفته هستند که منجر به هزینه بالا می‌شود

• **نقاط قوت:** عملکرد استثنایی در لینک‌های بسیار طولانی و با محدودیت توان، قابلیت اطمینان بالا، استانداردسازی دقیق لایه‌های فیزیکی و لینک داده برای مأموریت‌های علمی

• **محدودیت‌ها:** هزینه بالا و پیچیدگی فنی، عدم بهینه‌سازی برای تولید انبوه و کاربردهای تجاری در مقیاس بزرگ مانند منظومه‌های LEO، انعطاف‌پذیری کمتر برای تطبیق سریع با فناوری‌های جدید تجاری

۴-۲- استانداردهای SDA

• **تمرکز و مأموریت هدف:** منظومه‌های ماهواره‌ای بزرگ در مدار پایین (LEO) برای کاربردهای دفاعی و تجاری، با تأکید بر قابلیت همکاری بین سازندگان مختلف، مقیاس‌پذیری و هزینه پایین [۱۹].

• مشخصات فنی کلیدی:

○ طول موج: انعطاف‌پذیری بیشتر در انتخاب طول موج، معمولاً در باندهای ۸۵۰ نانومتر، ۱۰۶۴ نانومتر و ۱۵۵۰ نانومتر، بسته به لایه شبکه و سازنده

○ مدولاسیون و کدینگ: استفاده از روش‌های مدولاسیون ساده‌تر و رایج‌تر مانند On-Off Keying (OOK) یا Differential Phase-Shift Keying (DPSK) که پیاده‌سازی و تولید را آسان‌تر می‌کند. کدهای تصحیح خطا ممکن است ساده‌تر از LDPC باشند.

○ نرخ داده: ۱۰ الی چند صد گیگابیت بر ثانیه برای فواصل مداری LEO

○ برد عملیاتی: بهینه‌سازی شده برای لینک‌های بین ماهواره‌ای در LEO (چند هزار کیلومتری)

○ الزامات PAT: نیاز به سیستم PAT قوی اما احتمالاً با الزامات دقت کمی ساده‌تر از CCSDS برای فواصل کوتاه‌تر LEO

• **ملاحظات طراحی:** تمرکز بر طراحی برای تولید انبوه (Design for Manufacturability)، کاهش هزینه، قابلیت

چالش‌برانگیز و بهره‌گیری از فناوری‌های نوین مانند سیستم‌های هیبریدی و امنیت کوانتومی دارد [۲۰].

• **اتحادیه بین‌المللی مخابرات (ITU):** به عنوان نهاد تخصصی سازمان ملل در زمینه فناوری‌های اطلاعات و ارتباطات، ITU مسئولیت مدیریت طیف فرکانسی جهانی و مدارهای ماهواره‌ای را بر عهده دارد. اگرچه ITU مستقیماً استانداردهای فنی دقیقی برای طراحی ترمینال‌های FSOC ارائه نمی‌دهد، اما توصیه‌های آن در زمینه تخصیص طول موج‌های نوری، کاهش تداخل و هماهنگی بین‌المللی برای تضمین همزیستی مسالمت‌آمیز سیستم‌های مختلف FSOC در مقیاس جهانی، نقشی حیاتی ایفا می‌کند [۲۳، ۲۴].

درک فلسفه و حوزه تمرکز هر یک از این نهادها، کلید فهم تفاوت‌ها و شباهت‌های استانداردهای ارائه‌شده توسط آن‌هاست که در بخش بعدی به تفصیل تحلیل خواهند شد.

۴- تحلیل تفصیلی استانداردهای FSOC

در این بخش، مشخصات فنی، الزامات طراحی، نقاط قوت و ضعف هر یک از چارچوب‌های استانداردسازی کلیدی FSOC که توسط SDA، CCSDS، ESA و ITU ارائه شده‌اند، به طور دقیق‌تری مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۴-۱- استانداردهای CCSDS

• **تمرکز و مأموریت هدف:** مأموریت‌های علمی، اکتشافات فضایی، اعماق فضا و بین‌سیاره‌ای که نیازمند قابلیت اطمینان بالا، عملکرد عالی در فواصل بسیار طولانی و مدیریت داده‌های حجیم هستند [۸-۱۸].

• مشخصات فنی کلیدی:

○ طول موج: عمدتاً ۱۰۶۴ نانومتر و ۱۵۵۰ نانومتر، با هدف بهینه‌سازی برای انتقال در فضا و کاهش تلفات

○ مدولاسیون و کدینگ: استفاده از روش‌های پیشرفته و بسیار کارآمد از نظر توان مانند Pulse-Position Modulation (PPM) همراه با کدهای تصحیح خطای قدرتمند نظیر Low-Density Parity-Check (LDPC) برای دستیابی به حساسیت بالایی گیرنده در لینک‌های با سیگنال ضعیف

○ نرخ داده: نرخ‌های چند صد مگابیت بر ثانیه برای فواصل نزدیک و نرخ‌های کمتر از ۱۰ مگابیت بر ثانیه برای مأموریت‌های اعماق فضا

- **نقاط قوت:** تطبیق پذیری بالا برای مأموریت‌های مختلف، تمرکز بر پایداری و عملکرد در شرایط سخت، پیشرو در ادغام فناوری‌های نوین مانند QKD و لینک‌های هیبریدی
- **محدودیت‌ها:** هزینه و پیچیدگی عملیاتی بالا، به‌ویژه برای سیستم‌های هیبریدی یا کوانتومی، ممکن است برای کاربردهای تجاری صرف یا منظومه‌های بسیار بزرگ کمتر جذاب باشد

۴-۴- توصیه‌های ITU

- **تمرکز و مأموریت هدف:** هماهنگی جهانی استفاده از طیف نوری برای جلوگیری از تداخل و تضمین همزیستی سیستم‌های مختلف FSOC در مقیاس بین‌المللی [۲۳، ۲۴]
- مشخصات فنی کلیدی:
 - تخصیص طیف: ارائه راهنما و توصیه‌هایی برای باند‌های طول موجی مناسب برای کاربردهای مختلف FSOC فضایی و زمینی
 - کاهش تداخل: ارائه دستورالعمل‌هایی برای به حداقل رساندن تداخل بین سیستم‌های FSOC مختلف و همچنین با سایر سرویس‌های فضایی یا زمینی
 - عدم تعریف مشخصات لینک: ITU معمولاً وارد جزئیات فنی طراحی لایه فیزیکی یا پروتکل‌های لینک داده نمی‌شود و این امر را به نهادهای دیگر مانند CCSDS یا سازندگان واگذار می‌کند
- **ملاحظات طراحی:** مرکز بر جنبه‌های مقرراتی (Regulatory) و هماهنگی بین‌المللی.

- **نقاط قوت:** تضمین هماهنگی در سطح جهانی، ایجاد چارچوبی برای استفاده منظم و بدون تداخل از منابع طیفی نوری، تسهیل همکاری‌های بین‌المللی
 - **محدودیت‌ها:** عدم ارائه راهکارهای فنی جامع برای طراحی و پیاده‌سازی سیستم‌های FSOC، وابستگی به سایر استانداردها برای جزئیات فنی
- این تحلیل تفصیلی نشان می‌دهد که هر استاندارد با هدف و مجموعه‌ای از اولویت‌های خاص طراحی شده است. در بخش بعدی، این استانداردها به صورت تطبیقی مقایسه شده و راهنمایی برای انتخاب مناسب‌ترین گزینه ارائه خواهد شد.

همکاری از طریق تعریف دقیق واسطه‌ها (interfaces) و مدیریت خودکار شبکه.

- **نقاط قوت:** هزینه پایین‌تر، مقیاس‌پذیری بالا برای شبکه‌های عظیم، تسهیل تولید انبوه و رقابت بین سازندگان، قابلیت همکاری خوب در چارچوب تعریف شده
- **محدودیت‌ها:** عملکرد ممکن است در شرایط محیطی بسیار سخت یا برای مأموریت‌های نیازمند حداکثر بهره‌وری توان (مانند اعماق فضا) بهینه نباشد، تمرکز کمتر بر حداکثر کارایی ممکن در لایه فیزیکی نسبت به استاندارد CCSDS

۴-۳- چارچوب ESTOL آژانس فضایی اروپا (ESA)

- **تمرکز و مأموریت هدف:** ارائه راه‌حل‌های FSOC پیشرفته، قابل‌اطمینان و تطبیق‌پذیر برای طیف وسیعی از مأموریت‌های اروپایی، شامل رصد زمین، مخابرات، ناوبری و علمی، با تأکید بر پایداری و امنیت [۲۰].
- مشخصات فنی کلیدی:
 - رویکرد هیبریدی: تشویق یا در نظر گرفتن استفاده از سیستم‌های ترکیبی نوری-رادیویی برای افزایش قابلیت اطمینان در شرایط جوی نامساعد
 - طول موج: تمرکز بر ۱۵۵۰ نانومتر برای کاهش تأثیرات جوی و بهره‌گیری از فناوری‌های بالغ مخابرات نوری زمینی
 - مدولاسیون و کدینگ: استفاده از مدولاسیون‌های پیشرفته مانند DPSK یا مدولاسیون‌های هم‌دوس (Coherent) برای کارایی بالا.
 - امنیت: توجه ویژه به امنیت با در نظر گرفتن امکان استفاده از توزیع کلید کوانتومی (QKD) در معماری‌های آینده
 - نرخ داده: از مرتبه چند صد مگابیت بر ثانیه تا 10Gbps متناسب با برد عملیاتی
 - برد عملیاتی: طراحی شده برای کاربردهای متنوع از LEO تا GEO
 - الزامات PAT: نیاز به سیستم‌های PAT پیشرفته، به‌ویژه برای مدولاسیون‌های هم‌دوس یا لینک‌های هیبریدی
- **ملاحظات طراحی:** تأکید بر قابلیت تطبیق‌پذیری، کارایی بالا و پایداری که ممکن است منجر به پیچیدگی و هزینه بالاتر نسبت به رویکرد SDA شود.

۵- تحلیل تطبیقی و راهنمای انتخاب استاندارد

۵-۱- مقایسه جامع استانداردها

پس از بررسی مشخصات هر یک از چارچوب‌های استانداردسازی، در این بخش به مقایسه تطبیقی آن‌ها پرداخته و راهنمایی عملی برای انتخاب استاندارد مناسب بر اساس الزامات مأموریت‌های فضایی مختلف ارائه می‌شود.

جدول (۱): مقایسه تطبیقی استانداردهای کلیدی FSOC

ویژگی	CCSDS	SDA	ESA (ESTOL)	ITU
تمرکز اصلی	مأموریت‌های علمی/اعمق فضا، قابلیت اطمینان بالا	منظومه‌های LEO، مقیاس‌پذیری، هزینه پایین، قابلیت همکاری	مأموریت‌های متنوع اروپایی، پایداری، امنیت، فناوری‌های نوین	همانگی جهانی طیف نوری، کاهش تداخل
مأموریت‌های هدف	بین‌سیاره‌ای، GEO، علمی	منظومه‌های بزرگ LEO (دفاعی/تجاری)	GEO، LEO، علمی، رصد زمین، هیبریدی	تمامی مأموریت‌ها در سطح بین‌المللی
طول موج پیشنهادی	۱۰۶۴ nm, ۱۵۵۰ nm	۸۵۰ nm, ۱۰۶۴ nm, ۱۵۵۰ nm	عمدتاً ۱۵۵۰ nm	راهنمایی برای باندهای مختلف
مدولاسیون/کدینگ	LDPC, PPM (کارایی توان بالا)	DPSK, OOK (سادگی، هزینه پایین)	Coherent, DPSK (کارایی بالا)، QKD (امنیت)	نامشخص (وابسته به سایر استانداردها)
نرخ داده معمول	10 Mbps~1 Gbps	100 Gbps	1-10 Gbps	-
برد معمول	Deep Space, Interplanetary	LEO ISL (چند هزار km)	LEO تا GEO و فراتر	-
پیچیدگی/هزینه	بالا	پایین تا متوسط	بالا	- (مقرراتی)
مقیاس‌پذیری	محدود	بسیار بالا	متوسط تا بالا	-
امنیت ذاتی	بالا (با رمزنگاری استاندارد)	متوسط (بسته به پیاده‌سازی)	بسیار بالا (با QKD)	-
قابلیت همکاری	خوب در اکوسیستم CCSDS	بسیار خوب در اکوسیستم SDA	در حال توسعه	حیاتی برای همکاری جهانی
نقاط قوت کلیدی	عملکرد عالی در فواصل دور، قابلیت اطمینان	هزینه پایین، تولید انبوه، مقیاس‌پذیری	پایداری، امنیت، تطبیق‌پذیری، فناوری نوین	همانگی جهانی
محدودیت‌های کلیدی	هزینه، پیچیدگی، عدم بهینگی برای LEO تجاری	عملکرد محدودتر در شرایط سخت، امنیت پایه	هزینه، پیچیدگی (هیبرید QKD)	عدم ارائه جزئیات فنی لینک

۵-۲- راهنمای انتخاب استاندارد برای مأموریت‌های مختلف

تحلیل کلیدی:

انتخاب استاندارد FSOC متناسب، تصمیمی حیاتی است که باید بر اساس الزامات و محدودیت‌های خاص هر مأموریت فضایی گرفته شود. در ادامه همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، راهنمایی عملی بر اساس نوع مأموریت ارائه می‌شود. علاوه بر آن شکل ۲ می‌تواند به‌صورت شماتیک این انتخاب را نمایش دهد و به‌صورت یک Look-up Figure کاربردی برای متخصصین این حوزه عمل نماید.

• Trade-off اصلی: یک بده-بستان اساسی بین

عملکرد/قابلیت اطمینان (که در CCSDS و تا حدی ESA اولویت دارد) و هزینه/مقیاس‌پذیری (که اولویت اصلی SDA است) وجود دارد.

• **قابلیت همکاری:** SDA با تعریف استانداردهای دقیق برای ترمینال‌ها، به دنبال ایجاد یک بازار رقابتی با قابلیت همکاری بالا بین فروشندگان مختلف است، درحالی‌که CCSDS قابلیت همکاری را بیشتر در سطح پروتکل‌ها و برای مأموریت‌های علمی تضمین می‌کند. ESA نیز بر قابلیت همکاری در چارچوب برنامه‌های اروپایی تمرکز دارد. نقش ITU در تضمین عدم تداخل در سطح جهانی برای همه حیاتی است.

• **نوآوری:** ESA به‌طور فعال‌تری در حال بررسی و ادغام فناوری‌های بسیار نوین مانند QKD و لینک‌های هیبریدی در چارچوب استانداردهای خود است.

الزامات عملکردی و قابلیت اطمینان بالای GEO کافی نیست. ITU برای هماهنگی بین‌المللی ضروری است.

- مأموریت‌های اعماق فضا و بین‌سیاره‌ای (اکتشافات علمی):
 ◦ الزامات کلیدی: حداکثر کارایی توان (لینک‌های بسیار ضعیف)، برد بسیار طولانی، قابلیت اطمینان فوق‌العاده، مدیریت حجم زیاد داده‌های علمی.

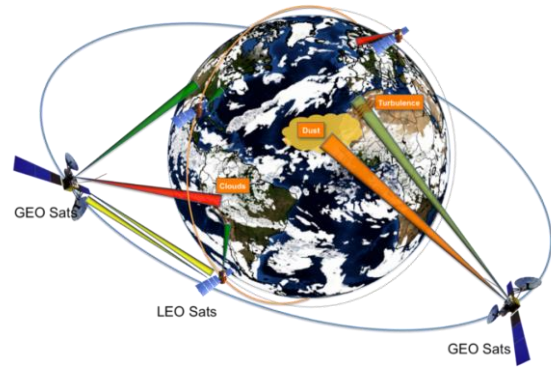
- استاندارد پیشنهادی اصلی: CCSDS این استانداردها مشخصاً برای پاسخگویی به این چالش‌های منحصربه‌فرد طراحی شده‌اند (مانند استفاده از PPM و LDPC).

- گزینه‌های دیگر: ESA (ESTOL) می‌تواند به‌عنوان یک چارچوب پیشرفته مکمل یا جایگزین در نظر گرفته شود، به‌ویژه اگر نیازهای خاصی مانند امنیت کوانتومی مطرح باشد. SDA به‌هیچ‌وجه برای این کاربرد مناسب نیست. ITU نقش کمتری دارد مگر در هماهنگی با ایستگاه‌های زمینی.

- مأموریت‌های چندملیتی و نیازمند هماهنگی بین‌المللی:
 ◦ الزامات کلیدی: قابلیت همکاری بین سیستم‌های کشورهای مختلف، عدم تداخل.

- نقش کلیدی: ITU در اینجا نقش محوری دارد و پایبندی به توصیه‌های آن برای همه طرف‌ها ضروری است. انتخاب استاندارد فنی (CCSDS, SDA, ESA) باید با در نظر گرفتن قابلیت همکاری بین شرکای بین‌المللی و با رعایت چارچوب‌های ITU صورت گیرد.

این راهنما نشان می‌دهد که هیچ استاندارد «بهترین» برای همه کاربردها نیست و انتخاب باید با دقت و بر اساس تحلیل نیازمندی‌های مشخص هر مأموریت انجام شود. تحلیل ارائه‌شده در این مقاله می‌تواند به‌عنوان نقطه شروعی برای این فرآیند تصمیم‌گیری عمل کند.



شکل (۱): شمای مفهومی مأموریت‌های مختلف مخابرات اپتیکی [۱۸]

- مأموریت‌های منظومه ماهواره‌ای LEO (مانند اینترنت ماهواره‌ای، رصد پیوسته):

- الزامات کلیدی: مقیاس‌پذیری بالا (هزاران ماهواره)، هزینه پایین هر ترمینال، تولید انبوه، مدیریت خودکار شبکه، نرخ داده بالا. (Gbps)

- استاندارد پیشنهادی اصلی: SDA این استاندارد دقیقاً برای همین کاربرد طراحی شده و بر قابلیت همکاری، هزینه و تولید انبوه تمرکز دارد.

- گزینه‌های دیگر: ESA (ESTOL) ممکن است برای مأموریت‌هایی که نیاز به پایداری بالاتر در برابر شرایط محیطی دارند (با پذیرش هزینه بیشتر) یا به دنبال قابلیت‌های امنیتی پیشرفته‌تر هستند، مناسب باشد. CCSDS به دلیل هزینه و پیچیدگی بالا و عدم تمرکز بر تولید انبوه، معمولاً برای این کاربرد بهینه نیست. ITU برای هماهنگی طیفی ضروری است.

- مأموریت‌های مدار زمین‌آهنگ (GEO) (مانند رله داده، مخابرات ثابت):

- الزامات کلیدی: قابلیت اطمینان بسیار بالا، عمر طولانی، نرخ داده بالا و پایدار، امنیت قوی، عملکرد در فواصل طولانی (لینک به زمین یا LEO).

- استاندارد پیشنهادی اصلی: CCSDS این استانداردها برای عملکرد بالا و قابلیت اطمینان در فواصل طولانی و شرایط محیط اعماق فضا بهینه شده‌اند.

- گزینه‌های دیگر: ESA (ESTOL) به دلیل تمرکز بر پایداری و قابلیت اطمینان (به‌ویژه با رویکرد هیبریدی) و امنیت، گزینه بسیار مناسب دیگری است. SDA معمولاً برای

۶-۲- مکان‌یابی، اکتساب و ردیابی (PAT)

برای برقراری و حفظ یک لینک نوری، به‌ویژه بین دو پلتفرم متحرک (مانند دو ماهواره LEO یا ماهواره و ایستگاه زمینی)، نیاز به هم‌راستایی بسیار دقیق پرتوهای لیزری وجود دارد که معمولاً در حد میکرو رادیان یا بهتر است [۳۶، ۲۵]. سیستم PAT مسئول انجام این وظیفه حیاتی است. چالش‌های اصلی در این زمینه عبارت‌اند از:

- **دقت مورد نیاز:** دستیابی و حفظ دقت اشاره در حد میکرو رادیان نیازمند حسگرها، عملگرها و الگوریتم‌های کنترلی بسیار پیشرفته است.

- **ارتعاشات پلتفرم:** لرزش‌های ناشی از عملکرد سایر زیرسیستم‌های ماهواره می‌تواند فرآیند PAT را مختل کند.

- **سرعت و پیچیدگی اکتساب:** فرآیند یافتن اولیه ترمینال دیگر و قفل کردن لینک باید به‌سرعت انجام شود، به‌ویژه در شبکه‌های پویا.

- **هزینه و پیچیدگی سیستم PAT:** این سیستم‌ها بخش قابل‌توجهی از هزینه و پیچیدگی یک ترمینال نوری را تشکیل می‌دهند.

۶-۳- مقیاس‌پذیری و مدیریت شبکه

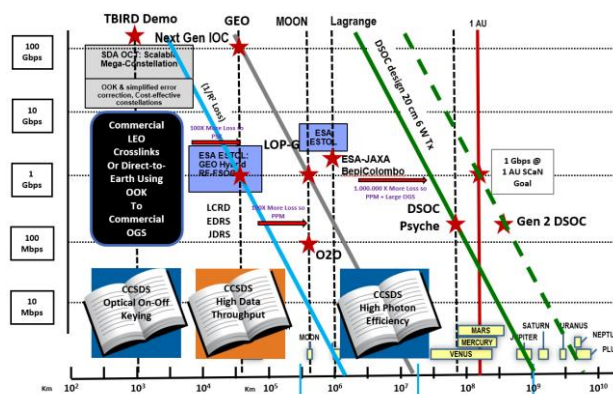
با ظهور منظومه‌های ماهواره‌ای عظیم متشکل از صدها یا هزاران ماهواره که از طریق لینک‌های نوری به هم متصل هستند، چالش مقیاس‌پذیری و مدیریت شبکه اهمیت ویژه‌ای پیدا می‌کند [۳۷، ۳۸].

- **مسیریابی پویا:** تعیین مسیر بهینه برای انتقال داده‌ها در یک شبکه بزرگ و دائماً در حال تغییر (به دلیل حرکت ماهواره‌ها) بسیار پیچیده است.

- **مدیریت لینک:** برقراری، حفظ و قطع لینک‌های نوری متعدد به‌صورت خودکار و کارآمد.

- **تخصیص منابع:** مدیریت پهنای باند و سایر منابع شبکه بین کاربران و لینک‌های مختلف.

- **نیاز به خودمختاری:** به دلیل تعداد زیاد ماهواره‌ها و تأخیر ارتباط با زمین، نیاز مبرمی به مدیریت شبکه به‌صورت خودکار و هوشمند در خود فضا وجود دارد.



شکل (۲): گراف مرجع برای انتخاب متناسب‌ترین استاندارد بر اساس شرایط مأموریتی

۶-۴- چالش‌ها و محدودیت‌های کلیدی در

پیاده‌سازی FSOC

علی‌رغم پتانسیل بالای FSOC، پیاده‌سازی عملی و گسترده آن در محیط فضا با چالش‌ها و محدودیت‌های قابل‌توجهی روبروست. درک این موانع برای توسعه راهکارهای مؤثر و واقع‌بینانه ضروری است.

۶-۴-۱- اثرات محیطی و جوی

شاید شناخته‌شده‌ترین چالش FSOC، به‌ویژه برای لینک‌های زمین-فضا، آسیب‌پذیری به شرایط جوی باشد [۶، ۷]. برخلاف امواج رادیویی که تا حد زیادی می‌توانند از موانع جوی عبور کنند، پرتوهای نوری به‌شدت تحت تأثیر پدیده‌هایی مانند:

- **آشفته‌گی جوی (Atmospheric Turbulence):** ناشی از تغییرات ضریب شکست هوا به دلیل دما و فشار که باعث اعوجاج جبهه موج نوری، نوسانات شدت سیگنال (Scintillation) و انحراف پرتو می‌شود [۲۱، ۳۰].

- **پوشش ابر، مه و بارش:** این موارد می‌توانند باعث تضعیف شدید یا قطع کامل لینک نوری شوند [۶، ۷، ۲۱].

- **پراکندگی و جذب:** ذرات معلق در جو (Aerosols) و مولکول‌های هوا باعث پراکندگی و جذب بخشی از انرژی پرتو می‌شوند.

اگرچه فناوری‌هایی مانند اپتیک تطبیقی برای اندازه‌گیری و تصحیح اعوجاجات جبهه موج توسعه یافته‌اند [۳۱-۳۴]، اما این سیستم‌ها پیچیده، گران‌قیمت و نیازمند منابع پردازشی و انرژی هستند و ممکن است نتوانند تمام اثرات جوی، به‌ویژه پوشش ابری غلیظ را جبران کنند.

۴-۶- استاندارد سازی و قابلیت همکاری

همان طور که در بخش های قبل اشاره شد، فقدان یک استاندارد جهانی یکپارچه برای FSOC یک مانع بزرگ است. وجود استانداردهای متعدد (CCSDS, SDA, ESA) که هر کدام برای اهداف خاصی توسعه یافته اند، منجر به مشکلات زیر می شود:

- **عدم قابلیت همکاری:** ترمینال های ساخته شده بر اساس استانداردهای مختلف، یا حتی توسط سازندگان مختلف تحت یک استاندارد (اگر به اندازه کافی دقیق نباشد)، ممکن است نتوانند با یکدیگر ارتباط برقرار کنند.
- **افزایش هزینه و پیچیدگی:** نیاز به توسعه یا تطبیق سیستم ها برای پشتیبانی از استانداردهای مختلف.
- **کندی در پذیرش جهانی:** عدم قطعیت در مورد استاندارد غالب یا آینده، می تواند سرمایه گذاری و پذیرش گسترده فناوری را به تأخیر بیندازد.

۵-۶- امنیت

اگرچه جهت دار بودن پرتو FSOC امنیت ذاتی بیشتری نسبت به RF ایجاد می کند، اما همچنان نگرانی های امنیتی وجود دارد [۳۹-۴۱].

- **شنود (Eavesdropping):** اگرچه دشوار است، اما امکان جمع آوری بخش کوچکی از نور پراکنده شده یا تلاش برای قرار گرفتن در مسیر اصلی پرتو (به ویژه در لینک های زمینی) وجود دارد.

• **ایجاد اختلال یا پارازیت (Jamming):** امکان تاباندن یک منبع نور قوی به سمت گیرنده برای اشباع کردن آشکارساز آن وجود دارد.

- **حملات انکار سرویس (Denial of Service):** هدف قرار دادن سیستم PAT یا اختلال در فرآیند اکتساب لینک.

• **نیاز به رمزنگاری قوی:** امنیت ذاتی کافی نیست و نیاز به رمزنگاری قوی داده ها در لایه های بالاتر وجود دارد. چالش پیاده سازی پروتکل های امنیتی پیشرفته مانند QKD در محیط فضا همچنان باقی است.

۶-۶- بهره وری انرژی و محدودیت منابع

سیستم های FSOC، به ویژه لیزرهای پر قدرت و الکترونیک پردازشی آن ها، می توانند مصرف انرژی قابل توجهی داشته باشند. این موضوع در محیط فضا که منابع انرژی محدود هستند (به ویژه در ماهواره های کوچک یا مأموریت های طولانی مدت اعماق فضا) یک چالش مهم است [۴۲، ۴۳].

- **بازده تبدیل انرژی:** بازده لیزرها و سایر قطعات الکترونیکی در تبدیل انرژی الکتریکی به نور یا پردازش، مستقیماً بر میزان حرارت تولیدی و توان مورد نیاز تأثیر می گذارد.
- **مدیریت حرارتی:** دفع حرارت تولید شده توسط لیزر و الکترونیک در خلأ فضا چالش برانگیز است.
- **محدودیت های ماهواره:** اندازه پنل های خورشیدی و ظرفیت باتری ها، توان قابل دسترس برای زیرسیستم FSOC را محدود می کند.

۷-۶- هزینه و پیچیدگی

توسعه، ساخت و آزمایش ترمینال های نوری فضایی فرآیندی پیچیده و پرهزینه است.

- **قطعات اپتوالکترونیکی:** نیاز به قطعات با کیفیت فضایی (Space-grade) که معمولاً گران تر هستند.
- **سیستم PAT:** همان طور که گفته شد، سیستم PAT بخش قابل توجهی از هزینه و پیچیدگی را تشکیل می دهد.
- **آزمایش و صحت گذاری:** نیاز به تجهیزات و زیرساخت های آزمایشگاهی و زمینی پیشرفته برای تست و صحت گذاری عملکرد سیستم.

غلبه بر این چالش ها نیازمند نوآوری های فناورانه، همکاری های بین المللی و تلاش های مستمر در جهت استاندارد سازی و کاهش هزینه ها است که در بخش بعدی به آن ها پرداخته می شود.

۷- فناوری های نوظهور و چشم انداز آینده FSOC

برای عبور از چالش های ذکر شده و تحقق کامل پتانسیل FSOC، تحقیقات و توسعه بر روی مجموعه ای از فناوری های نوظهور و رویکردهای نوین متمرکز شده است. این جهت گیری ها، آینده مخابرات نوری در فضا را شکل خواهند داد.

۷-۱- ارتقاء امنیت با رمزنگاری کوانتومی (QKD)

برای پاسخ به چالش امنیت (بخش ۶.۵)، توزیع کلید کوانتومی (Quantum Key Distribution - QKD) راهکاری بنیادین ارائه می‌دهد. QKD با بهره‌گیری از اصول مکانیک کوانتومی، امکان تولید و توزیع کلیدهای رمزنگاری را فراهم می‌کند که امنیت آن‌ها در برابر هرگونه تلاش برای شنود (حتی با کامپیوترهای کوانتومی آینده) تضمین شده است [۳۹-۴۲]. ادغام QKD با FSOC می‌تواند سطح امنیت بی‌سابقه‌ای را برای ارتباطات فضایی حساس (نظامی، دولتی، تجاری) به ارمغان آورد. اگرچه آزمایش‌های موفق در زمینه QKD ماهواره‌ای انجام شده است، اما چالش‌هایی مانند حساسیت به تلفات کانال، نیاز به قطعات کوانتومی دقیق و استانداردسازی پروتکل‌ها برای پیاده‌سازی گسترده آن همچنان باقی است [۴۲، ۴۴].

۷-۲- افزایش پایداری با شبکه‌های هیبریدی نوری-رادویی

برای غلبه بر مشکل اصلی FSOC یعنی آسیب‌پذیری به شرایط جوی (بخش ۶.۱)، سیستم‌های هیبریدی نوری-رادویی (Hybrid Optical/RF) یک راه‌حل عملی ارائه می‌دهند [۳۰، ۴۵]. این سیستم‌ها از هر دو فناوری نوری و رادیویی به‌صورت مکمل استفاده می‌کنند. در شرایط جوی مساعد، از لینک نوری پرسرعت استفاده می‌شود و در صورت بروز شرایط نامساعد (مانند ابر یا باران شدید) که لینک نوری را مختل می‌کند، سیستم به‌صورت خودکار به لینک رادیویی پشتیبان (که پایداری بالاتری دارد) تغییر می‌دهد. این رویکرد، قابلیت اطمینان کلی سیستم را به‌طور قابل‌توجهی افزایش می‌دهد و برای مأموریت‌هایی که نیاز به ارتباطات پایدار دارند، بسیار جذاب است. استانداردسازی واسط‌ها و پروتکل‌های سوئیچینگ بین نوری و RF یک حوزه کاری مهم در این زمینه است.

۷-۳- غلبه بر اثرات جوی با اپتیک تطبیقی پیشرفته و هوش مصنوعی

پیشرفت‌های مداوم در اپتیک تطبیقی (AO) همچنان نقشی کلیدی در بهبود عملکرد لینک‌های زمین-فضا ایفا می‌کند [۳۱، ۳۲]. توسعه آینه‌های تغییرشکل‌پذیر (Deformable Mirrors) با سرعت و دقت بالاتر، حسگرهای موج‌جبهه (Wavefront Sensors) حساس‌تر و الگوریتم‌های کنترلی بهینه‌تر، امکان

جبران بهتر و سریع‌تر اثرات آشفتگی جوی را فراهم می‌کند. علاوه بر این، هوش مصنوعی (AI) و یادگیری ماشین (ML) می‌توانند نقش مهمی ایفا کنند [۳۷، ۳۸، ۴۳]:

- پیش‌بینی شرایط جوی: مدل‌های AI می‌توانند شرایط جوی و آشفتگی را با دقت بیشتری پیش‌بینی کنند تا عملکرد سیستم AO بهینه شود یا مسیرهای ارتباطی جایگزین انتخاب شوند.

- بهینه‌سازی بلادرنگ AO: الگوریتم‌های ML می‌توانند کنترل سیستم AO را به‌صورت بلادرنگ و تطبیقی با شرایط متغیر، بهبود بخشند.

- پردازش سیگنال هوشمند: AI می‌تواند به کاهش نویز و بهبود کیفیت سیگنال دریافتی در شرایط چالش‌برانگیز کمک کند.

۷-۴- به‌سوی استانداردسازی جهانی و قابلیت همکاری

جامعه فضایی به‌طور فزاینده‌ای بر اهمیت استانداردسازی جهانی و یکپارچه FSOC تأکید دارد تا بر چالش قابلیت همکاری (بخش ۶.۴) غلبه کند. تلاش‌های آینده باید بر موارد زیر متمرکز باشد:

- ایجاد چارچوب‌های مشترک: توسعه استانداردهایی که جنبه‌های کلیدی مانند طول‌موج، مدولاسیون، کدینگ، پروتکل‌های شبکه و واسط‌های فیزیکی را به‌صورت هماهنگ تعریف کنند.

- تعریف پروفایل‌های کاربردی: ایجاد پروفایل‌های استاندارد برای انواع مختلف مأموریت‌ها (LEO, GEO, Deep Space) که ضمن حفظ قابلیت همکاری پایه، امکان بهینه‌سازی برای نیازهای خاص را فراهم کند.

- تشکیل کنسرسیوم‌های بین‌المللی: همکاری نزدیک‌تر بین آژانس‌های فضایی، صنعت و نهادهای استانداردسازی (مانند CCSDS, SDA, ESA, ITU) برای تدوین و پذیرش استانداردهای جهانی

۷-۵- بهبود مقیاس‌پذیری و مدیریت خودکار با هوش مصنوعی

برای مدیریت مؤثر منظومه‌های بزرگ ماهواره‌ای (چالش بخش ۶.۳)، هوش مصنوعی نقش کلیدی در مدیریت شبکه خودکار و هوشمند ایفا خواهد کرد [۳۷، ۳۸].

• شبکه‌های یکپارچه زمین-فضا: FSOC می‌تواند نقشی کلیدی در اتصال یکپارچه شبکه‌های زمینی و فضایی ایفا کند. این جهت‌گیری‌های فناورانه، نویدبخش آینده‌ای هستند که در آن FSOC نقشی محوری در زیرساخت ارتباطات فضایی ایفا می‌کند و بسیاری از محدودیت‌های امروزی را پشت سر می‌گذارد.

۸- نتیجه‌گیری

مخابرات نوری فضای آزاد (FSOC) با ارائه مزایای بنیادین نسبت به فناوری‌های رادیویی سنتی، از جمله پهنای باند بسیار بالاتر، امنیت ذاتی بهبودیافته و کاهش قابل‌توجه در وزن، حجم و توان مصرفی تجهیزات، به‌عنوان یک فناوری دگرگون‌کننده در عرصه ارتباطات فضایی مطرح شده است. این فناوری پتانسیل آن را دارد که محدودیت‌های کنونی در انتقال داده‌ها را از میان بردارد و امکان تحقق مأموریت‌های فضایی پیچیده‌تر و کاربردهای نوین، از منظومه‌های عظیم ماهواره‌ای LEO گرفته تا اکتشافات علمی در اعماق فضا را فراهم سازد.

با این حال، همان‌طور که در این مقاله به تفصیل بحث شد، مسیر پیش روی FSOC خالی از چالش نیست. تأثیرات مخرب جو زمین، نیاز به سیستم‌های مکان‌یابی، اکتساب و ردیابی (PAT) با دقت فوق‌العاده بالا، پیچیدگی‌های مقیاس‌پذیری و مدیریت شبکه‌های نوری بزرگ، فقدان استانداردسازی جهانی یکپارچه، ملاحظات امنیتی و محدودیت‌های مربوط به بهره‌وری انرژی و هزینه، همگی موانعی هستند که باید برای پذیرش گسترده و عملیاتی شدن کامل این فناوری بر آن‌ها غلبه کرد.

تحلیل تطبیقی استانداردهای کلیدی ارائه‌شده توسط ITU، ESA، SDA، CCSDS و نشان داد که هر یک از این چارچوب‌ها با فلسفه و اهداف متفاوتی توسعه یافته‌اند و برای انواع خاصی از مأموریت‌ها مناسب‌تر هستند. CCSDS برای مأموریت‌های علمی و اعماق فضا که نیازمند حداکثر کارایی و قابلیت اطمینان هستند، ایده‌آل است. SDA بر مقیاس‌پذیری، هزینه پایین و قابلیت همکاری در منظومه‌های بزرگ LEO تمرکز دارد. ESA با چارچوب ESTOL، رویکردی تطبیق‌پذیر و پیشرو در ادغام فناوری‌های نوین مانند سیستم‌های هیبریدی و QKD ارائه می‌دهد. در نهایت، ITU نقشی حیاتی در هماهنگی جهانی و مدیریت طیف ایفا می‌کند. این مقاله با ارائه یک

• مسیریابی هوشمند: الگوریتم‌های AI می‌توانند مسیرهای بهینه را در شبکه‌های پویا و پیچیده پیدا کنند.
• مدیریت خودکار لینک: تصمیم‌گیری هوشمند برای برقراری، حفظ و تغییر مسیر لینک‌ها بر اساس ترافیک شبکه و وضعیت لینک‌ها.
• بهینه‌سازی منابع: تخصیص پویای پهنای باند و توان بر اساس نیازهای متغیر.

• پیش‌بینی و تشخیص خطا: استفاده از ML برای پیش‌بینی خرابی‌های احتمالی (Predictive Maintenance) در ترمینال‌ها یا لینک‌ها

۶-۷- افزایش بهره‌وری انرژی

با توجه به محدودیت منابع انرژی در فضا (چالش بخش ۶-۶)، تلاش برای افزایش بهره‌وری انرژی سیستم‌های FSOC ادامه دارد [۴۴-۴۶]:

• توسعه لیزرها و آشکارسازهای کم‌مصرف: بهبود بازده قطعات اپتوالکترونیک کلیدی.
• الکترونیک کم‌توان: طراحی مدارهای مجتمع (ASICs) و پردازنده‌های بهینه‌شده برای کاربردهای FSOC.
• مدیریت هوشمند توان: الگوریتم‌هایی که توان مصرفی ترمینال را بر اساس کیفیت لینک و نیاز ترافیکی به‌صورت پویا تنظیم می‌کنند.

۷-۷- ادغام FSOC با زیرساخت‌های ارتباطی نوین

آینده FSOC تنها به ارتباطات نقطه‌به‌نقطه محدود نمی‌شود، بلکه شامل ادغام عمیق‌تر با سایر فناوری‌ها و زیرساخت‌های ارتباطی است [۴۶]:

• شبکه‌های غیرزمینی (NTN) نسل آینده (6G و فراتر): FSOC به‌عنوان یکی از فناوری‌های کلیدی برای ایجاد ستون فقرات پرسرعت در شبکه‌های ماهواره‌ای نسل آینده عمل خواهد کرد
• اینترنت اشیا (IoT) فضایی: اتصال حجم عظیمی از حسگرها و دستگاه‌ها در فضا یا از طریق ماهواره.
• رایانش ابری فضایی (Space Cloud Computing): ایجاد مراکز داده در فضا که نیاز به ارتباطات پرسرعت بین گره‌ها دارند.

۹- علائم و اختصارات

مخفف	عبارت کامل (فارسی/انگلیسی)
AO	Adaptive Optics (اپتیک تطبیقی)
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
DPSK	Differential Phase-Shift Keying
EMI	Electromagnetic Interference (تداخل الکترومغناطیسی)
ESA	European Space Agency (اژانس فضایی اروپا)
ESTOL	European Space Telecommunication Optical Link
FSOC	Free Space Optical Communication (مخابرات نوری فضای آزاد)
GEO	Geostationary Orbit (مدار زمین‌آهنگ)
IoT	Internet of Things (اینترنت اشیا)
ISL	Inter-Satellite Link (لینک بین ماهواره‌ای)
ITU	International Telecommunication Union (اتحادیه بین‌المللی مخابرات)
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
LDPC	Low-Density Parity-Check
LEO	Low Earth Orbit (مدار پایین زمین)
LLCD	Lunar Laser Communication Demonstration
ML	Machine Learning (یادگیری ماشین)
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NTN	Non-Terrestrial Network (شبکه غیرزمینی)
OOK	On-Off Keying
PAT	Pointing, Acquisition, and Tracking
PPM	Pulse-Position Modulation
QKD	Quantum Key Distribution (توزیع کلید کوانتومی)
RF	Radio Frequency (فرکانس رادیویی)
SDA	Space Development Agency (اژانس توسعه فضایی)
SWaP	Size, Weight, and Power (حجم، وزن و توان مصرفی)

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

از تمامی افرادی که جهت تدوین و تهیه این تحقیق قبول زحمت نمودند تشکر و قدردانی می‌گردد و از مدیران نشریه و ویراستاران محترم بابت حمایت و کمک در نگارش مقاله سپاسگزارم.

مراجع

- [1] D. Caplan, "Laser communication transmitter and receiver design," *Journal of Optical Communications and Reports*, vol. 4, pp. 225–362, 2007, doi: 10.1007/s10297-006-0079-z.
- [2] H. Willebrand and B. S. Ghuman, *Free-Space Optics: Enabling Optical Connectivity in Today's Networks*. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2002.

راهنمای عملی برای انتخاب استاندارد (بخش ۵.۲)، به محققان و مهندسان کمک می‌کند تا بر اساس نیازمندی‌های مأموریت خود (نوع مدار، نرخ داده، برد، بودجه، سطح امنیت و پایداری موردنیاز)، آگاهانه‌ترین تصمیم را اتخاذ کرده و چالش‌های محتمل را پیش‌بینی کنند.

چشم‌انداز آینده FSOC روشن است و با پیشرفت در فناوری‌های نوظهور، امید به غلبه بر چالش‌های کنونی افزایش می‌یابد. توزیع کلید کوانتومی (QKD) امنیت بی‌نظیری را وعده می‌دهد. شبکه‌های هیبریدی نوری-رادیویی پایداری لینک‌ها را در شرایط جوی نامساعد افزایش می‌دهند. اپتیک تطبیقی پیشرفته و هوش مصنوعی به کاهش اثرات جوی و بهبود عملکرد PAT کمک می‌کنند. هوش مصنوعی همچنین نقشی کلیدی در مدیریت خودکار و هوشمند شبکه‌های پیچیده ایفا خواهد کرد. تلاش‌های مستمر برای افزایش بهره‌وری انرژی و کاهش هزینه نیز ادامه دارد.

مهم‌تر از همه، استانداردسازی جهانی و تقویت همکاری‌های بین‌المللی برای تحقق کامل پتانسیل FSOC حیاتی است. ایجاد چارچوب‌های مشترک و یکپارچه که قابلیت همکاری بین سیستم‌های مختلف را تضمین کند، نه تنها باعث کاهش هزینه‌ها و پیچیدگی می‌شود، بلکه زمینه را برای ایجاد یک اکوسیستم جهانی FSOC فراهم می‌آورد.

در نهایت، این مقاله با ارائه تحلیلی جامع از وضعیت فعلی استانداردها، چالش‌ها و فرصت‌های پیش روی مخابرات نوری فضای آزاد، می‌کوشد تا به‌عنوان یک منبع مرجع و راهنما برای جامعه علمی و صنعتی فعال در این حوزه عمل کند. با سرمایه‌گذاری هدفمند در تحقیقات، توسعه فناوری‌های نوین و تلاش برای ایجاد استانداردهای جهانی، می‌توان اطمینان داشت که FSOC به‌زودی به یکی از ارکان اصلی و جدایی‌ناپذیر زیرساخت ارتباطات فضایی در قرن بیست و یکم تبدیل خواهد شد و مرزهای دانش و کاربردهای فضایی را بیش‌ازپیش گسترش خواهد داد.

- (Green Book), Issue 4, 2023. [Online]. Available: <https://public.ccsds.org>
- [17] CCSDS Secretariat, *Real-Time Weather and Atmospheric Characterization Data*, CCSDS 140.1-G-2 (Green Book), Issue 2, 2024. [Online]. Available: <https://public.ccsds.org>
- [18] CCSDS Secretariat, *Atmospheric Characterization and Forecasting for Optical Link Operations*, CCSDS 141.1-M-1 (Magenta Book), Issue 1, 2022. [Online]. Available: <https://public.ccsds.org>
- [19] Space Development Agency (SDA), *Optical Communications Terminal Standard*, Version 4.0.0, Office of the Under Secretary of Defense, 2024. [Online]. Available: <https://www.sda.mil/>
- [20] European Space Agency (ESA) and ESA Member States Industry, *ESA Specification for Terabit/Sec Optical Links (ESTOL)*, ESA-CSC-T-SP-0001, 2023. [Online]. Available: <https://www.esa.int/>
- [21] R. J. Alliss and B. Felton, "The mitigation of cloud impacts on free-space optical communications," in *Proc. SPIE 8380, Atmospheric Propagation IX*, 2012, Art. no. 83800S, doi: 10.1117/12.918403.
- [22] K.-J. Schulz and J. Rush, "Results of the optical link study group," in *Proc. SpaceOps Conf.*, 2012, doi: 10.2514/6.2012-1275004.
- [23] International Telecommunication Union (ITU), *Guidelines on Frequency Allocations for FSO Systems*, ITU-R Recommendations, 2022. [Online]. Available: <https://www.itu.int/>
- [24] International Telecommunication Union (ITU), *Guidelines on Frequency Allocations for FSO Systems*, ITU-T Recommendations, 2022. [Online]. Available: <https://www.itu.int/>
- [25] H. Kaushal and G. Kaddoum, "Optical communication in space: Challenges and mitigation techniques," *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, vol. 19, no. 1, pp. 1–380, 2017, doi: 10.1109/COMST.2016.2603518.
- [26] S. Zafar and H. Khalid, "Free space optical networks: Applications, challenges and research directions," *Wireless Personal Communications*, vol. 121, pp. 429–457, 2021, doi: 10.1007/s11277-021-08644-4.
- [27] A. Carrasco-Casado and R. Mata-Calvo, "Space optical links for communication networks," in *Springer Handbook of Optical Networks*, B. Mukherjee et al., Eds. Cham, Switzerland: Springer, 2020, pp. 1–20, doi: 10.1007/978-3-030-16250-4_34.
- [28] R. Saiyyed et al., "Free space optical communication system: A review of practical constraints, applications, and challenges," *Journal of Optical Communications*, vol. 1, no. 1, pp. 1–15, 2024, doi: 10.1515/joc-2024-0011.
- [29] Starlink satellite constellation. [Online]. Available: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/starlink> (accessed Nov. 2024).
- [3] V. W. S. Chan, "Free-space optical communications," *Journal of Lightwave Technology*, vol. 24, no. 12, pp. 4750–4762, 2006, doi: 10.1109/JLT.2006.885252.
- [4] H. Kaushal, V. K. Jain, and S. Kar, *Free Space Optical Communication*. New Delhi, India: Springer, 2017.
- [5] H. Hemmati, Ed., *Deep Space Optical Communications*. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2006.
- [6] A. Biswas, K. Andrews, R. Bondurant, and S. Piazzolla, "Overview of NASA's Lunar Laser Communication Demonstration (LLCD)," in *Proc. SPIE*, vol. 8971, 2014, Art. no. 89710A, doi: 10.1117/12.2045535.
- [7] D. M. Boroson, "Overview of the Lunar Laser Communication Demonstration," in *Proc. Int. Conf. Space Optics (ICSO)*, Kobe, Japan, 2014, pp. S1–S2, doi: 10.1117/12.2045508.
- [8] K.-J. Schulz, "CCSDS standardization in optical communication," presented at SkyLight Industry Day, Sep. 2017. [Online]. Available: <https://connectivity.esa.int/sites/default/files/08%20-%20Klas-Juergen%20ESA.pdf>
- [9] B. L. Edwards, R. Daddato, K.-J. Schulz, et al., "An update on the CCSDS optical communications working group interoperability standards," in *Proc. IEEE Int. Conf. Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, 2019, pp. 1–8, doi: 10.1109/ICSOS45490.2019.8978979.
- [10] B. Edwards, "Overview of the CCSDS optical communications interoperability standards," NASA Tech. Rep., 2021. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210016378>
- [11] B. Edwards, "Latest status of the CCSDS optical communications working group," in *Proc. IEEE Int. Conf. Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, 2022, doi: 10.1109/ICSOS53063.2022.9749734.
- [12] CCSDS Secretariat, *Optical High Data Rate (HDR) Communication—1064 nm*, CCSDS 141.11-O-1 (Orange Book), Issue 1, 2018. [Online]. Available: <https://public.ccsds.org>
- [13] CCSDS Secretariat, *Optical High Data Rate (HDR) Communication—1550 nm*, CCSDS 141.10-O-1 (Orange Book), Issue 1, 2022. [Online]. Available: <https://public.ccsds.org>
- [14] CCSDS Secretariat, *Optical Communications Physical Layer*, CCSDS 141.0-B-1 (Blue Book), Issue 1, 2019. [Online]. Available: <https://public.ccsds.org>
- [15] CCSDS Secretariat, *Optical Communications Coding and Synchronization*, CCSDS 142.0-B-1 (Blue Book), Issue 1, 2019. [Online]. Available: <https://public.ccsds.org>
- [16] CCSDS Secretariat, *Overview of Space Communications Protocols*, CCSDS 130.0-G-4

- [41] S. Pirandola, "Satellite quantum communications: Fundamental bounds and practical security," *Physical Review Research*, vol. 3, Art. no. 023130, 2021, doi: 10.1103/PhysRevResearch.3.023130.
- [42] J. S. Sidhu, "Advances in space quantum communications," *IET Quantum Communication*, 2021, doi: 10.1049/qtc2.12015.
- [43] K. Abdelli, H. Grieser, and S. Pachnicke, "A machine learning-based framework for predictive maintenance of semiconductor lasers for optical communication," *Journal of Lightwave Technology*, vol. 40, no. 14, pp. 4698–4708, 2022, doi: 10.1109/JLT.2022.3163579.
- [44] A. Minbaleev and K. Evsikov, "Regulation of atmospheric optical quantum communication links," *E3S Web of Conferences*, vol. 541, Art. no. 02001, 2024, doi: 10.1051/e3sconf/202454102001.
- [45] X.-H. Huang *et al.*, "WDM free-space optical communication system of high-speed hybrid signals," *IEEE Photonics Journal*, vol. 10, no. 6, pp. 1–7, 2018, doi: 10.1109/JPHOT.2018.2881701.
- [46] M. Elamassie and M. Uysal, "Free space optical communication: An enabling backhaul technology for 6G non-terrestrial networks," *Photonics*, vol. 10, Art. no. 1210, 2023, doi: 10.3390/photonics10111210.
- [30] M. Jin, W. Liu, Y. Hao, R. Wu, Z. Wei, D. Deng and H. Liu, "Hybrid dual-hop RF/FSO terrestrial-deep space communication system under solar scintillation during superior solar conjunction," *Applied Sciences*, vol. 12, no. 2, Art. no. 619, 2022, doi: 10.3390/app12020619.
- [31] C. Liu, M. Chen, S. Chen, and H. Xian, "Adaptive optics for the free-space coherent optical communications," *Optics Communications*, vol. 361, pp. 21–24, 2016, doi: 10.1016/j.optcom.2015.10.033.
- [32] R. Daoman, L. Chao, C. Mo, X. Hao, "Application of adaptive optics on the satellite laser communication ground station," *Opto-Electronic Engineering*, vol. 45, no. 3, Art. no. 170647, 2018, doi: 10.12086/oe.2018.170647.
- [33] T. Weyrauch and M. A. Vorontsov, "Free-space laser communications with adaptive optics: Atmospheric compensation experiments," *Journal of Optical and Fiber Communications Reports*, vol. 1, pp. 355–379, 2004, doi: 10.1007/s10297-005-0033-5.
- [34] A. Vettor, "Space systems for optical communications," Ph.D. dissertation, Università degli Studi di Padova, Padova, Italy, 2023. [Online]. Available: <https://hdl.handle.net/11577/3472994>
- [35] Y. Kaymak, R. Rojas-Cessa, J. Feng, N. Ansari, M. Zhou, and T. Zhang, "A survey on acquisition, tracking, and pointing mechanisms for mobile free-space optical communications," *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, 2018, doi: 10.1109/COMST.2018.2804323.
- [36] D. He, Q. Wang, B. Qi, J.W. Zhou, Z.J. Song, W.S. Liu, D.J. Zhong, I.G. Ren, S.K. Liao, J. Yin, and Y.M. Huang, "Acquisition technology for optical ground stations in satellite-ground quantum experiments," *Applied Optics*, vol. 57, no. 6, pp. 1351–1358, 2018, doi: 10.1364/AO.57.001351.
- [37] K. Thangavel, R. Sabatini, A. Gardi, K. Ranasinghe, S. Hilton, P. Servidia, and D. Spiller, "Artificial intelligence for trusted autonomous satellite operations," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 144, Art. no. 100960, 2024, doi: 10.1016/j.paerosci.2023.100960.
- [38] F. Fourati and M.-S. Alouini, "Artificial intelligence for satellite communication: A review," *Intelligent and Converged Networks*, vol. 2, no. 3, pp. 213–243, 2021, doi: 10.23919/ICN.2021.0015.
- [39] S. G. Bavachkar, A. S. Shewale, R. R. Potdar, and R. R. Chavan, "Satellite quantum communication with cryptography," *Recent Innovations in Wireless Network Security*, vol. 1, no. 3, pp. 93–101, 2019.
- [40] L. de Forges de Parny, O. Alibart, J. Debaud, S. Gressani, A. Lagarrigue, A. Martin, A. Metrat, M. Schiavon, T. Troisi, E. Diamanti, and P. Gélard, "Satellite-based quantum information networks: Use cases, architecture, and roadmap," *Communications Physics*, vol. 6, Art. no. 12, 2023, doi: 10.1038/s42005-022-01123-7.



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 36-49
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2025.506404.1232](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.506404.1232)

Article Info

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

Keywords

Welding, Friction stir,
Residual stress, Finite
element, Aluminum

How to Cite this article

A. Rasfijani, Y. Vahidshad, A. Abasi, "The Effect of FSW Parameters on Residual Stresses in Aluminum Alloy Using Finite Element Analysis", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 36-49, 2026.

The Effect of FSW Parameters on Residual Stresses in Aluminum Alloy Using Finite Element Analysis

Amirhossein Rasfijani¹, Yasser Vahidshad^{2*}, Arash Abasi³
amirhosseinrasfijani@gmail.com

¹ Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
y.vahidshad@isrc.ac.ir

^{2*} Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
y.vahidshad@isrc.ac.ir

³ Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
arabbasi57@gmail.com
* Corresponding Author

Abstract

The purpose of this study is to investigate the parameters affecting Friction Stir Welding (FSW) of aluminum alloy, based on previous research, numerical method and finite element analysis. In this study, FSW welding was simulated by the sequential couple method in ABAQUS software, and then the residual stresses caused by welding were extracted. Also, friction stir welding parameters were investigated by finite element methods and other researches. The analytical parts were made of 6061 aluminum alloy. The heat resulting from FSW welding in this study is the result of the heat produced due to the friction of the tool shoulder with the surface of the part, the rotation of the pin inside the material and the flow of the material in the welding area. The parameters investigated in this research are tool rotation speed, welding speed, tool axial force, pin diameter, and tool material, and their effect on the quality of friction stir welding and residual stress has been investigated. The results showed that the values of axial force, rotation speed and welding speed have the greatest effect on the values of residual stresses and their increase causes a significant increase in residual stresses.

تأثیر پارامترهای FSW بر تنش‌های پسماند در آلیاژ آلومینیوم با استفاده از المان محدود

امیرحسین رسفجانی^۱، یاسر وحیدشاد^{۲*}، آرش عباسی^۳

۱- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل، تهران، ایران - amirhosseinrasfijani@gmail.com

۲* پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران - y.vahidshad@isrc.ac.ir

۳- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل، تهران، ایران - arabbasi57@gmail.com

نویسنده مسئول *

چکیده

هدف از این مطالعه، بررسی پارامترهای مؤثر بر جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی (FSW) آلیاژ آلومینیوم، مبتنی بر تحقیقات پیشین، روش عددی و تحلیل المان محدود است. در این مطالعه، جوشکاری FSW توسط روش کوپل متوالی در نرم‌افزار ABAQUS شبیه‌سازی شده است و از کدنویسی زیرروال DFLUX برای اعمال شار حرارتی استفاده شده است. در نهایت تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری استخراج شد. همچنین پارامترهای جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی، توسط روش‌های المان محدود و تحقیقات سایرین مورد بررسی قرار گرفتند. جنس قطعات تحلیلی از آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ بود. گرمای حاصل از جوشکاری FSW در این مطالعه، حاصل از گرمای تولید شده ناشی از اصطکاک شانه ابزار با سطح قطعه، گردش پین در داخل مواد و جریان مواد در ناحیه جوشکاری است. پارامترهای مورد بررسی در این تحقیق شامل: سرعت چرخشی ابزار، سرعت جوشکاری، نیروی محوری ابزار، قطر پین و جنس ابزار می‌شود و تأثیر آن‌ها بر کیفیت جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی و تنش‌های پسماند مورد بررسی قرار گرفته است. در مجموع، ۹ حالت مختلف شامل ترکیب‌هایی از پارامترهای کلیدی نظیر: نیروی محوری ابزار (۳۰۰ و ۴۰۰ نیوتن)، سرعت جوشکاری (۸۰ تا ۱۵۰ میلی‌متر بر دقیقه)، سرعت چرخش ابزار (۱۰۰۰ تا ۱۲۰۰ دور بر دقیقه) و قطر پین (۴ و ۶ میلی‌متر) مدل‌سازی شده‌اند. نتایج نشان داد که افزایش نیروی محوری ابزار از ۳۰۰ به ۴۰۰ نیوتن منجر به افزایش ۶۶ درصدی تنش پسماند شد. همچنین، با افزایش سرعت جوشکاری به میزان ۵۰ میلی‌متر بر دقیقه، تنش پسماند حدود ۳۱ درصد افزایش یافت. سرعت چرخش ابزار نیز با افزایش ۱۰۰ دور بر دقیقه، باعث رشد ۱۷ درصدی تنش‌های پسماند شد. توزیع تنش‌های پسماند به‌صورت کششی و با شدت حداکثر تا حدود ۹۶ درصد تنش تسلیم ماده پایه در ناحیه جوش مشاهده شد. این مدل عددی قابلیت پیش‌بینی رفتار تنش پسماند را پیش از اجرای فرآیند واقعی دارا است و می‌تواند در بهینه‌سازی پارامترهای FSW در کاربردهای صنعتی و فضایی مورد استفاده قرار گیرد.



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

دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۳۶-۴۹
بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2025.506404.1232

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۱/۲۹

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۳/۱۰

واژه‌های کلیدی

جوشکاری، اصطکاکی اغتشاشی، تنش
پسماند، المان محدود، آلومینیوم

نحوه استناد به این مقاله

امیرحسین رسفجانی، یاسر
وحیدشاد، آرش عباسی، "تأثیر
پارامترهای FSW بر تنش‌های
پسماند در آلیاژ آلومینیوم با استفاده
از المان محدود"، دوفصلنامه علوم،
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم،
شماره اول، صفحات ۳۶-۴۹، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

دمایی در جوشکاری FSW تحت تأثیر پارامترهای جوشکاری است و به طور مستقیم بر رفتار و ریز ساختار اثر می‌گذارد.

در فرآیند جوشکاری به علت توزیع غیر یکنواخت حرارت و خنک‌سازی غیر یکنواخت، ناگزیر تنش‌های پسماند و تغییر شکل در قطعه ایجاد می‌شود [۱۳، ۱۴]. یکی از چالش‌های مهم در این فرآیند، تنش‌های پسماند باقی‌مانده در ناحیه جوش است که می‌تواند بر استحکام، دوام و عملکرد سازه تأثیرگذار باشد [۱۳]. پژوهشگران زیادی [۱۵-۱۸] تأثیر تنش‌های پسماند را بر سازه‌های جوشی مورد بررسی قرار داده‌اند و دریافتند در سازه‌های تحت بارگذاری خستگی و یا تحت خوردگی میزان تنش‌های پسماند بایستی حداقل میزان ممکن باشد؛ زیرا تنش‌های پسماند می‌توانند به کمک سایر بارگذاری‌ها منجر به شکست زود هنگام سازه شوند. پارامترهای جوشکاری FSW بر تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری تأثیرگذار است.

یکی از روش‌های پیش‌بینی تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری، شبیه‌سازی فرآیند جوشکاری و تنش‌های پسماند حاصل از آن توسط نرم‌افزارهای المان محدود است [۱۹، ۲۰]. از آن جایی که توسط روش المان محدود، گستره تکرارپذیری وسیعی بدون صرف هزینه زیاد وجود دارد؛ به وسیله این روش میتوان میزان تنش‌های پسماند و تأثیر پارامترهای مختلف جوشکاری بر تنش‌های پسماند را قبل از انجام جوشکاری پیش‌بینی کرد و در نتیجه بهینه‌ترین حالت جوشکاری را با توجه به مواردی همچون استحکام جوش، تنش پسماند، اعوجاج و... با صرف هزینه کمتری تعیین کرد.

هدف از این پژوهش، مطالعه پارامترهای جوشکاری FSW بر تنش‌های پسماند، خواص مکانیکی و یکپارچگی اتصال، توسط روش المان محدود برای دستیابی به بهینه‌ترین کیفیت جوش است. نوآوری این پژوهش در بهره‌گیری از یک مدل عددی کوپل‌شده حرارتی- مکانیکی در محیط نرم‌افزار ABAQUS برای تحلیل اثرات چندگانه پارامترهای فرآیند جوشکاری اصطکاکی اغتشاش بر توزیع تنش‌های پسماند در آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ است. برخلاف مطالعات پیشین که تمرکز محدودی بر یک یا دو پارامتر فرآیند داشته‌اند، در این پژوهش، مجموعه‌ای از پارامترهای کلیدی شامل: نیروی محوری ابزار، سرعت چرخش، سرعت خطی جوش، قطر پین و جنس ابزار به‌صورت هم‌زمان مدل‌سازی و تحلیل شده‌اند. همچنین با استفاده از این مدل عددی، امکان پیش‌بینی

جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی در سال ۱۹۹۱ توسط موسسه جوشکاری کمبریج انگلستان [۱] توسعه یافت. این جوشکاری یک روش اتصال پیشرفته است که به تازگی در بسیاری از کاربردها در صنایع خودروسازی و هوافضا استفاده شده است [۱]. برخی از مهم‌ترین مزیت‌های این روش جوشکاری عبارتند از: جوشکاری موادی که جوشکاری آن‌ها مشکل است، اعوجاج اندک، افزایش یکپارچگی اتصال جوشکاری و خواص مکانیکی خوب. در این روش، خواص مکانیکی منطقه جوشکاری به علت ایجاد حرارت کمتر در مقایسه با روش جوشکاری ذوبی و شکل‌گیری دانه‌های ریزتر بهبود یافته است [۱]. FSW در مقایسه با جوشکاری ذوبی در دمای کمتری صورت گرفته و جوشکاری حالت جامد است؛ لذا مشکلات مرتبط با جوشکاری ذوبی مانند: تخلخل، ترک خوردگی انجمادی و تخریب را ندارد [۲]. FSW در حال حاضر، تحت تحقیق و توسعه برای اتصال آلیاژهای آلومینیوم در صنایع فضایی است [۳-۶].

در روش جوشکاری FSW از یک ابزار استوانه‌ای چرخان دارای پین، برای ایجاد حرارت ناشی از اصطکاک استفاده می‌شود. در آغاز فرایند، ابزار با سطح قطعه کار تماس پیدا می‌کند و همزمان با حرکت چرخشی خود، نیرویی رو به پایین برای تولید گرمای اصطکاکی کافی اعمال می‌کند [۷]. در این فرآیند باید مدت زمان معینی صبر کرد تا دما به حد کافی برسد. سپس ابزار در امتداد خط اتصال حرکت می‌کند تا مواد را مخلوط کند [۷]. پارامترهای فرآیند مانند: سرعت جوشکاری، سرعت دورانی و نیروی محوری در تعیین کیفیت جوش بسیار مهم هستند [۷، ۸].

چرخش ابزار و ایجاد اصطکاک بین سطح ماده و ابزار، سبب گرمای اصطکاکی می‌شود. این گرمای ایجاد شده، سبب افزایش دمای ماده بین ۰/۸ تا ۰/۹۵ برابر دمای ذوب ماده گشته و مواد را خمیری می‌کند [۹، ۱۰]. مواد به سبب چرخش پین ابزار، دچار تغییر شکل پلاستیک شده و مخلوط می‌شوند. همچنین ریز ساختار اولیه مواد دچار تغییر می‌شود. مواد پلاستیک، توسط پین، مخلوط شده و با حرکت خطی ابزار در امتداد خط اتصال دو فلز پایه، دو قطعه به هم جوش می‌خورند [۱۱، ۱۲].

در جوشکاری FSW، گرمای ناشی از اصطکاک بین ابزار و ماده و همچنین حرارت ناشی از تغییر شکل پلاستیک ماده، سبب ایجاد اتصال جوشی در دمایی کمتر از نقطه ذوب قطعه می‌شود. تغییرات

شد. در راستاهای ضخامت و طول، از المان‌های یکنواخت استفاده شد، در حالی‌که در راستای عرض قطعه، از المان‌های bias بهره‌برداری شد. با کوچک‌تر شدن اندازه المان‌ها، دقت تحلیل افزایش می‌یابد، اما به همان نسبت زمان محاسباتی طولانی‌تر می‌شود. برای حفظ دقت تحلیل و جلوگیری از افزایش غیرضروری زمان محاسبات، در راستای عرض ورق‌های جوشکاری، از المان‌های bias استفاده شد. این روش موجب شد که نواحی نزدیک به خط جوش با المان‌های ریزتر شبیه‌سازی شوند و به تدریج با دور شدن از خط جوش، اندازه المان‌ها بزرگ‌تر شود. در راستای ضخامت و طول قطعه به ترتیب ۵ و ۱۵۰ ردیف المان یکنواخت اعمال شد. با توجه به ابعاد ورق‌ها، اندازه هر المان در راستای خط جوش (طول ورق) و ضخامت قطعه معادل ۱ میلی‌متر انتخاب شد. در راستای عرض ورق‌ها، استفاده از المان‌های bias، به‌گونه‌ای تنظیم شد که در هر لبه ورق (عمود بر خط جوش و در راستای عرض ورق)، تعداد ۲۵ المان در نظر گرفته شد. همچنین، نسبت اندازه بزرگ‌ترین به کوچک‌ترین المان‌ها برابر با ۵ در نظر گرفته شد. جهت المان‌بندی المان‌های فلز جوش، از المان‌های یکنواخت استفاده شد. اندازه کوچک‌ترین المان در فلز جوش تقریباً $0.798 \times 1 \times 1$ میلی‌متر در نظر گرفته شد.

نوع المان‌ها در تحلیل حرارتی از نوع heat transfer (DC3D8) است. تعداد کل المان‌ها و گره‌ها در هر نمونه به ترتیب ۳۷۵۰۰ و ۴۶۲۰۶ است. به‌منظور دستیابی به تعادل مناسب میان دقت نتایج و زمان محاسبه، تحلیل حساسیت مش به‌صورت مقدماتی انجام شد. برای این منظور، مدل با چند اندازه مش متفاوت حل شد و نتایج تنش پسماند در ناحیه جوش مورد مقایسه قرار گرفت. مشاهده شد که افزایش تعداد المان‌ها از حدود ۳۷۵۰۰ به بالا تأثیر قابل توجهی بر دقت نتایج ندارد اما زمان محاسباتی به‌طور چشم‌گیری افزایش می‌یابد. بر این اساس، تعداد ۳۷۵۰۰ المان به‌عنوان حالت بهینه انتخاب و در تمامی تحلیل‌ها استفاده شد. هندسه ابزار، هندسه اتصال و شرایط شبیه‌سازی جوشکاری مدل‌ها در جدول (۱) و شکل (۱) قابل مشاهده است. محدوده تغییرات پارامترهای فرآیند (از جمله سرعت چرخشی، سرعت جوشکاری، نیروی محوری و قطر پین) بر اساس مرور منابع پیشین مرتبط با جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی آلیاژ ۶۰۶۱ آلومینیوم و همچنین مشاوره با متخصصین صنعتی فعال در حوزه ساخت و

شرایط بهینه‌ی جوشکاری جهت کاهش تنش‌های پسماند پیش از اجرای فرآیند واقعی فراهم شده است، که می‌تواند به کاهش هزینه‌ها و افزایش کیفیت اتصالات در کاربردهای صنعتی، به‌ویژه در صنایع هوافضا، منجر شود. به علاوه در این پژوهش به بررسی پژوهش‌های پیشین، بررسی تعداد زیادی از پارامترهای جوشکاری و همچنین رسیدن به نتایج بهینه جهت مصارف صنعتی و فضایی با استفاده از المان محدود به صورت همزمان و یکجا پرداخته شده است. در صورتی که در سایر پژوهش‌ها، فقط یک یا دو مورد از موارد مطرح شده مورد مطالعه قرار گرفته است و تعداد پارامترهای بررسی شده در هر یک از پژوهش‌ها نیز کمتر هستند. اگرچه اثر برخی از پارامترهای فرآیند جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی پیش‌تر در مقالات متعدد به‌صورت جداگانه بررسی شده‌اند، اما نوآوری و ارزش افزوده این پژوهش در بررسی هم‌زمان و سیستماتیک چند پارامتر کلیدی و مدل‌سازی عددی کوپل‌شده‌ی دقیق با قابلیت پیش‌بینی تنش پسماند است. در پژوهش حاضر، با استفاده از یک مدل عددی یکپارچه در محیط ABAQUS، نه تنها اثرات مستقل هر پارامتر (مانند نیروی محوری، سرعت چرخش، سرعت جوش و قطر پین) بلکه اثر ترکیبی و متقابل این پارامترها در قالب یک چارچوب تحلیلی منسجم بررسی شده است. این امر به شناسایی شرایط بهینه برای کاهش تنش پسماند منجر می‌شود که در منابع قبلی به‌صورت مجزا و محدود به یک یا دو پارامتر بیان شده بودند.

۲- شبیه‌سازی عددی

تحلیل عددی توسط روش المان محدود و شبیه‌سازی فرآیند جوشکاری FSW، با استفاده از یک مدل کوپل متوالی حرارتی- مکانیکی در نرم‌افزار ABAQUS انجام شد. در این پژوهش ۹ نمونه جوشکاری، مدل شده‌اند تا تأثیر پارامترهای سرعت چرخشی ابزار، سرعت جوشکاری، نیروی محوری ابزار، جنس ابزار و قطر پین بر تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری مورد بررسی قرار گیرد. در هر یک از مدل‌ها، دو ورق با ابعاد $5 \times 50 \times 150$ میلی‌متر و از جنس آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ جهت اتصال به هم در نرم‌افزار مدل‌سازی شده‌اند. خواص حرارتی و مکانیکی به‌صورت تابعی از دما، مطابق با مرجع [۲۱] در نرم‌افزار ABAQUS وارد شد و سپس المان‌بندی مدل‌ها انجام می‌شود. در تحلیل حرارتی، فرآیند المان‌بندی قطعه در سه بعد ضخامت، طول (راستای خط جوش) و عرض قطعه انجام

نتایج آن به‌عنوان ورودی در تحلیل مکانیکی استفاده و تحلیل مکانیکی نیز انجام شد.

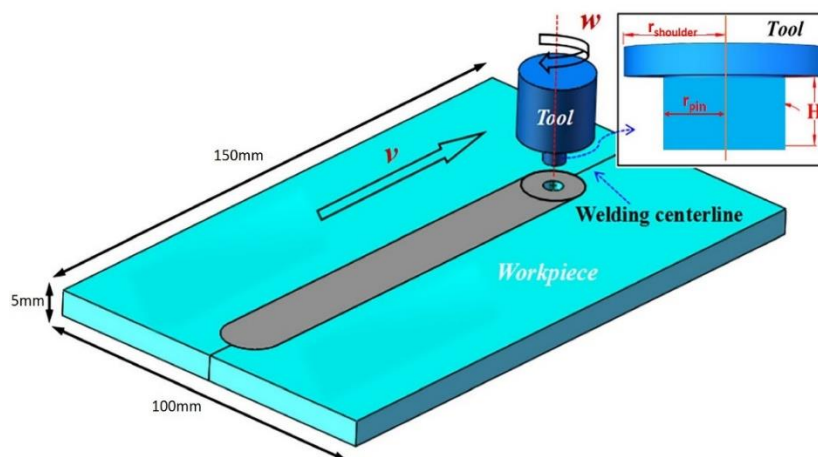
برای تحلیل مکانیکی مدل جوشکاری، فرایند شبیه‌سازی قطعه و تعیین خواص همانند تحلیل حرارتی است و تفاوتی با مدل حرارتی ندارد. المان‌بندی در تحلیل مکانیکی نیز به‌صورت مشابه تحلیل حرارتی انجام شده است، به‌طوری که تعداد، ابعاد و نحوه المان‌بندی در هر دو تحلیل مشابه است. تنها تفاوت در نوع المان‌ها است؛ در تحلیل مکانیکی از المان‌های 3D stress (C3D8R) استفاده شده است. در طی تحلیل مکانیکی، دو انتهای ورق‌ها در برابر حرکت در تمامی جهات طی فرآیند جوشکاری و خنک‌سازی مقید شده و گیره‌ها تعریف شده‌اند. سپس تاریخچه حرارتی که از تحلیل حرارتی به‌دست آمده، وارد مدل تحلیل مکانیکی شد. در نهایت، با انجام تحلیل مکانیکی، امکان استخراج تنش‌های پسماند در تمامی بخش‌های قطعه فراهم می‌شود. سپس میدان تنش‌های پسماند طولی پس از سرد شدن قطعه از نمونه‌های مدل‌سازی شده استخراج شد (شکل (۴) تا شکل (۱۲)).

تولید انتخاب شده‌اند. به‌طور خاص، بازه انتخابی برای سرعت چرخشی (1200–1000 rpm)، سرعت پیشروی (mm/min) 150–80، نیروی محوری (3000–4000 N) و قطر پین (6–mm) (۴) از مقادیر رایج در تحقیقات مشابه و کاربردهای صنعتی واقعی الهام گرفته شده است [۲۲، ۲۳].

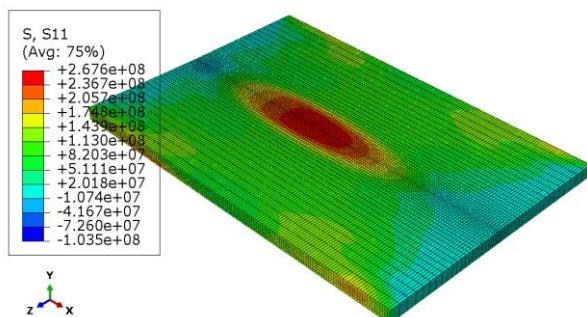
در تحلیل حرارتی تمامی سطوح باز، قطعات در طی مراحل جوشکاری و خنک شدن با محیط اطراف، انتقال حرارت جابه‌جایی (convection) و تشعشعی (radiation) دارند. ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی (W/(m²K)) 30 و ضریب تشعشع سطح 0/6 در نظر گرفته شد [۲۴]. همچنین رسانش گرمایی بین سطح زیرین قطعه کار و نگهدارنده زیر قطعه کار در نظر گرفته شد. جهت اعمال بار حرارتی وارد بر قطعه توسط جوشکاری، از زیرروال DFLUX نوشته شده در نرم‌افزار FORTRAN استفاده شد. بار حرارتی در طی جوشکاری مطابق با شکل (۲) در محل اتصال اعمال شده است و سپس در مرحله خنک‌سازی، مدل‌ها در دمای محیط (۲۵ درجه سانتی گراد) خنک شده‌اند شکل (۳). پس از حل تحلیل حرارتی، از

جدول (۱): شرایط جوشکاری مدل‌های شبیه‌سازی شده

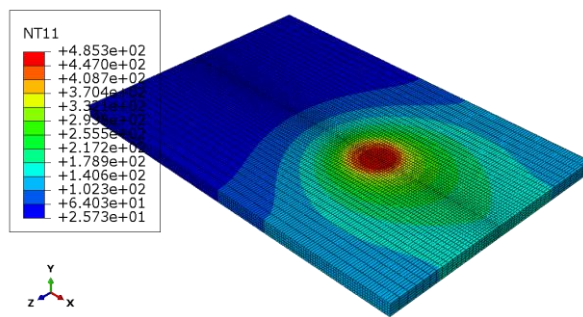
شماره نمونه	ابعاد ورق (mm)	جنس ورق‌ها	قطر شانه (mm)	قطر پین (mm)	ارتفاع پین (mm)	سرعت چرخشی ابزار (rev/min)	ضریب اصطکاک ابزار (μ)	سرعت جوشکاری (mm/min)	نیروی ابزار (N)
۱	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۶	۴/۷	۱۲۰۰	۰/۳	۱۵۰	۳۰۰۰
۲	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۶	۴/۷	۱۲۰۰	۰/۳	۱۵۰	۴۰۰۰
۳	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۶	۴/۷	۱۰۰۰	۰/۴	۱۵۰	۴۰۰۰
۴	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۶	۴/۷	۱۰۰۰	۰/۳	۱۵۰	۴۰۰۰
۵	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۴	۴/۷	۱۰۰۰	۰/۳	۱۰۰	۴۰۰۰
۶	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۶	۴/۷	۱۰۰۰	۰/۳	۱۰۰	۴۰۰۰
۷	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۶	۴/۷	۱۱۰۰	۰/۳	۱۵۰	۴۰۰۰
۸	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۶	۴/۷	۱۲۰۰	۰/۳	۱۰۰	۴۰۰۰
۹	۱۵۰*۵۰*۵	Al۶۰۶۱	۲۰	۶	۴/۷	۱۲۰۰	۰/۳	۸۰	۴۰۰۰



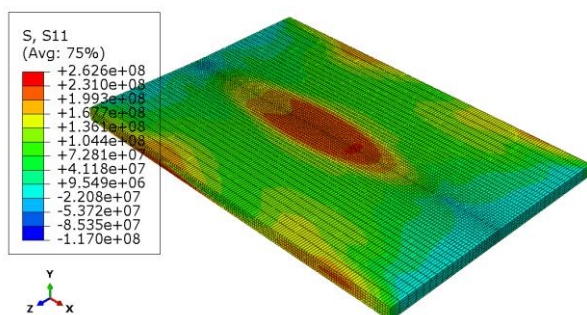
شکل (۱): هندسه ابزار و اتصال FSW نمونه‌ها



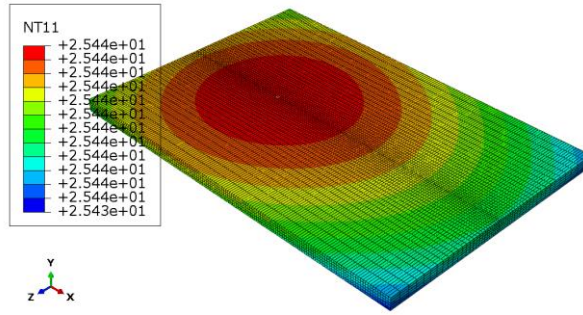
شکل (۶): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۳



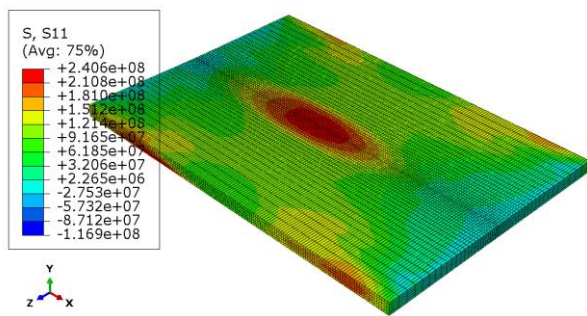
شکل (۲): انجام تحلیل حرارتی، اعمال شار حرارتی و خنک شدن نمونه‌ها پس از جوشکاری



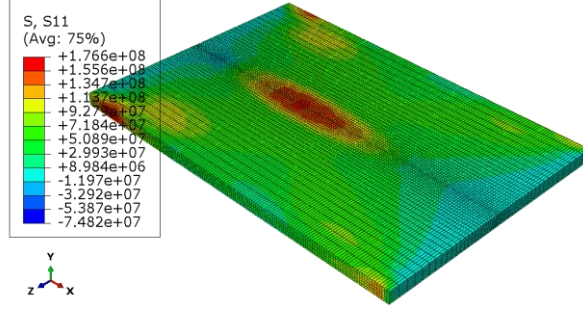
شکل (۷): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۴



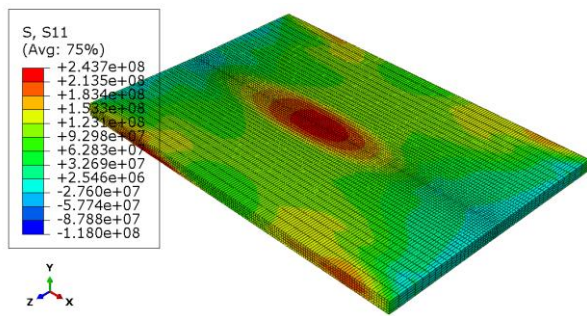
شکل (۳): انجام تحلیل حرارتی، اعمال شار حرارتی و خنک شدن نمونه‌ها پس از جوشکاری



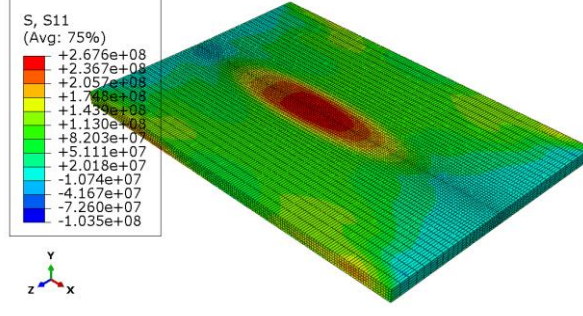
شکل (۸): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۵



شکل (۴): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۱



شکل (۹): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۶



شکل (۵): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۲

بخش، به منظور محاسبه دقیق نرخ تولید گرما ناشی از اصطکاک بین ابزار و قطعه کار در فرآیند جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی ارائه شده‌اند. این روابط در پیاده‌سازی زیرروال DFLUX در محیط ABAQUS استفاده شده‌اند تا شار حرارتی به صورت واقع‌گرایانه به مدل عددی اعمال شود. بنابراین، این معادلات پایه محاسبه بار حرارتی ورودی در مرحله تحلیل حرارتی هستند و نقش مهمی در دقت شبیه‌سازی حرارتی دارند.

کل گرمای ورودی توسط جوشکاری را می‌توان به صورت زیر بیان کرد [۲۹، ۲۴، ۲۲]:

$$Q_{total} = \eta(Q_s + Q_p) \quad (1)$$

$$Q_s = \frac{2}{3} \pi \tau \omega (r_{shoulder}^3 - r_{pin}^3) \quad (2)$$

$$Q_p = 2\pi \tau \omega r_{pin}^2 H_{pin} + \frac{2}{3} \pi \tau \omega r_{pin}^3 \quad (3)$$

$$\tau = \frac{\mu F}{\pi r_{shoulder}^2} \quad (4)$$

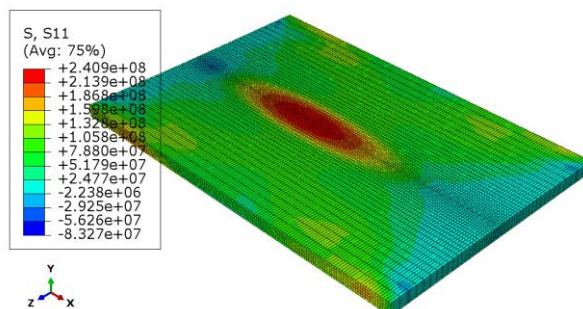
Q_{total} کل گرمای ورودی توسط FSW است. $\eta = 0.95$ بازده انرژی مکانیکی تبدیل شده به انرژی گرمایی است [۳۰]. Q_p و Q_s به ترتیب، گرمای ورودی از طریق شانه و پین هستند. τ تنش برشی بین ابزار و قطعه کار است. ω سرعت زاویه ای ابزار است. $\mu = 0.3$ ضریب اصطکاک بین قطعه کار و ابزار [۲۹]، F نیروی عمودی ابزار، r_{pin} و $r_{shoulder}$ به ترتیب شعاع شانه ابزار و شعاع پین و H_{pin} طول پین است. توزیع حرارت شانه و پین را می‌توان به ترتیب با شار حرارتی سطحی و شار حرارتی حجمی، توسط زیرروال Dflux در Abaqus شبیه‌سازی کرد. محاسبه شار حرارتی را می‌توان به صورت زیر بیان کرد [۲۲]:

$$q_s = \frac{3\eta Q_s r_{shoulder}}{2\pi(r_{shoulder}^3 - r_{pin}^3)} \quad (5)$$

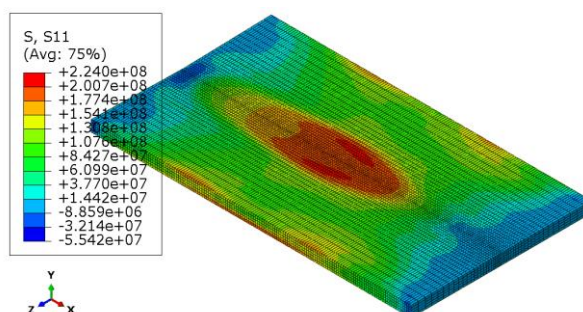
شار حرارتی حجمی:

$$q_p = \frac{\eta Q_p}{\pi r_{pin}^2 H} \quad (6)$$

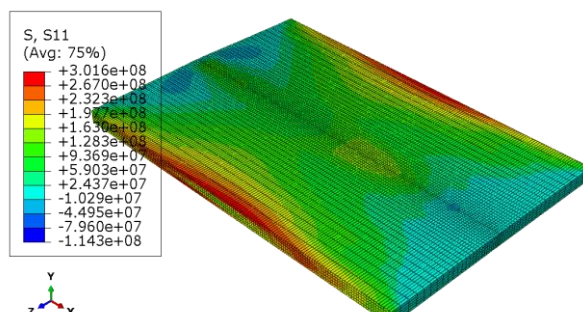
q_p و q_s به ترتیب شار حرارتی ناشی از شانه ابزار و پین هستند.



شکل (۱۰): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۷



شکل (۱۱): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۸



شکل (۱۲): شبیه‌سازی جوشکاری FSW و تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری در نمونه شماره ۹

۳- شار حرارتی

تولید گرمای وارد بر قطعه کار توسط FSW به‌طور عمده از اصطکاک و تغییر شکل پلاستیک مواد حاصل می‌شود [۲۵]. اتلاف گرما، مستقل از پارامترهای جوشکاری، تنها ۵ درصد از کل گرمای تولید شده است [۲۶]. مطابق با تحقیقات گذشته، چنانچه مدل منبع گرمای شبیه‌سازی شده جهت شبیه‌سازی میدان دما در FSW، ترکیبی از منبع حرارت سطح و منبع گرمای حجمی باشد، نتایج شبیه‌سازی، نزدیک‌تر به میدان دمای واقعی جوشکاری است و نتایج دقیق‌تری به‌دست می‌آید [۲۷، ۲۸]. روابط ارائه‌شده در این

۴- نتایج و بحث

سایر نواحی است و با توجه به یکسان بودن تأثیر فرایند جوشکاری بر روی دو ورق به دلیل همجنس بودن ورق‌های جوشکاری شده، منحنی و بزرگی تنش‌های پسماند در دو طرف به صورت متقارن است. منحنی توزیع تنش‌های پسماند طولی در مدل‌ها به شکل "M" است. بیشترین میزان تنش‌های پسماند طولی در نمونه‌های مدل‌سازی شده، به صورت کششی است و میزان آن بین ۵۸ تا ۹۶ درصد تنش تسلیم فلز پایه (۲۷۶ مگاپاسکال) است. پارامترهای مورد بررسی در این مطالعه به شرح ذیل هستند.

۴-۱- سرعت جوشکاری

نی و همکاران مدل المان محدود جوشکاری FSW را با بررسی حرارت ایجاد شده ناشی از اصطکاک و تغییر شکل پلاستیک مواد توسعه داد [۲۲]. نتیجه مطالعات وی بیانگر این بود که تنش پسماند طولی با افزایش سرعت جوشکاری افزایش می‌یابد. همچنین نتایج نشان داد که تنش پسماند طولی در ناحیه جوش با افزایش سرعت چرخش ابزار افزایش می‌یابد. قهرمانی مقدم و همکاران [۳۴] به شبیه‌سازی المان محدود و اندازه‌گیری تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی آلیاژ آلومینیوم ۲۰۲۴-۳۵۱ T که کاربرد قابل توجهی در صنایع هوافضا دارد، پرداخته است. وی تأثیر سرعت جوشکاری و چرخش ابزار بر تنش‌های پسماند را مورد بررسی قرار داد. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش سرعت چرخش ابزار، مقادیر میانگین تنش‌های پسماند طولی افزایش می‌یابد. همچنین در یک سرعت چرخشی ثابت، افزایش سرعت جوشکاری منجر به ایجاد تنش‌های پیک نزدیک‌تر به خط جوش می‌شود و مقادیر تنش پسماند افزایش می‌یابد. این مسئله می‌تواند نتیجه افزایش گرادیان حرارتی در طول سرعت جوشکاری بالاتر باشد.

در این مطالعه و با توجه به شکل (۱۳)، افزایش سرعت جوشکاری از ۸۰ میلی‌متر بر دقیقه به ۱۰۰ میلی‌متر بر دقیقه (در شرایطی که سایر پارامترهای جوشکاری ثابت باشند)، باعث افزایش بزرگی تنش‌های پسماند طولی به میزان حداکثر ۹ مگاپاسکال شده است. با ادامه یافتن این افزایش در سرعت جوشکاری از ۱۰۰ میلی‌متر بر دقیقه به ۱۵۰ میلی‌متر بر دقیقه، افزایش بزرگی تنش‌های پسماند طولی به میزان حداکثر ۶۲ مگاپاسکال است. مشاهده می‌شود که سرعت جوش، تأثیر قابل توجهی بر تنش

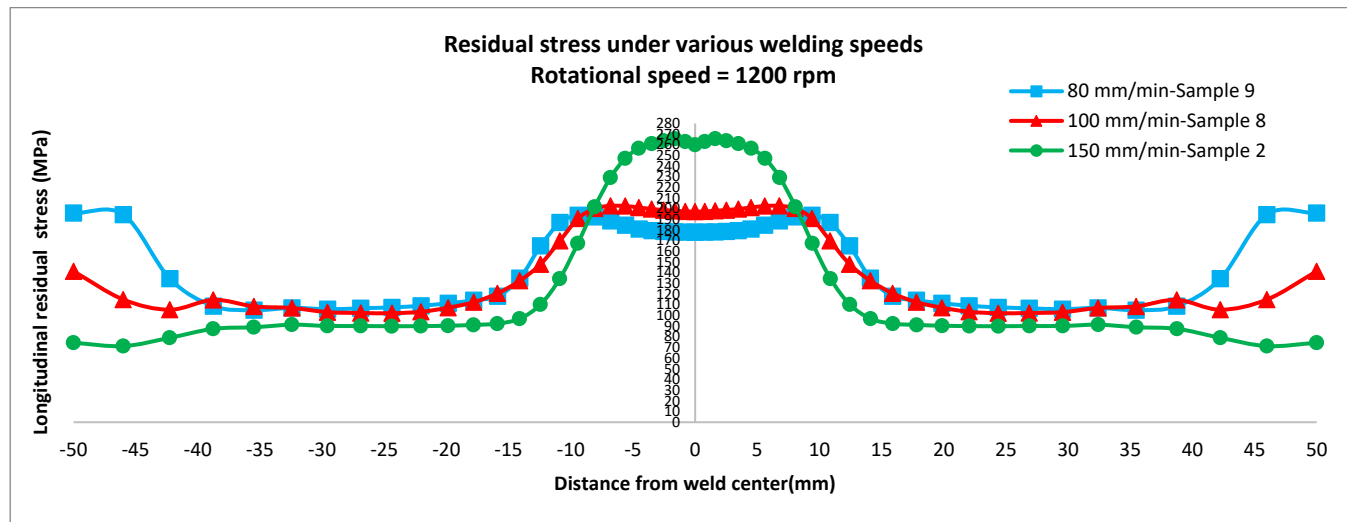
در این پژوهش، تأثیر پارامترهای جوشکاری FSW بر تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری، با استفاده از روش المان محدود مورد بررسی قرار گرفت. اگرچه پژوهش‌های متعددی به بررسی جداگانه اثر پارامترهای FSW پرداخته‌اند، اما در این پژوهش، اثر مجموعه‌ای از پارامترها در یک مدل عددی یکپارچه بررسی شده است تا ارتباط و برهم‌کنش آن‌ها در تولید تنش پسماند بهتر شناسایی شود. این رویکرد می‌تواند به تعیین شرایط بهینه جوشکاری پیش از اجرای آزمایش‌های عملی کمک کند. به علاوه، با استخراج کمی تنش‌های پسماند در شرایط مختلف و تحلیل تطبیقی آن‌ها، این پژوهش می‌تواند در صنایع حساس به اعوجاج یا استحکام بالا (مانند: هوافضا و خودروسازی) راهنمای دقیقی برای تنظیم پارامترهای FSW قبل از آزمون‌های عملی فراهم کند. لذا نتایج این مطالعه، یک گام کاربردی در جهت کاهش هزینه‌ها و افزایش کیفیت جوشکاری در کاربردهای واقعی است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی تنش‌های پسماند در شکل (۱۳) تا شکل (۱۷) قابل مشاهده است.

پژوهشگران بسیاری از تحلیل‌های عددی و المان محدود، جهت پیش‌بینی ویژگی‌های مهم جوشکاری FSW استفاده کرده‌اند [۳۱، ۳۲]. یو و همکاران [۲۶] جهت مطالعه اثر پارامترهای جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی بر تنش‌های پسماند، از تحلیل المان محدود استفاده کرد. تحقیقات وی نشان داد، در منطقه فلز جوش و نواحی متأثر از حرارت، تنش‌های پسماند کششی است. جاتا و همکاران [۳۳] تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۵۰-۷۴۵۱ TV را در نمونه‌هایی با ضخامت ۱/۵ میلی‌متر اندازه‌گیری کرد و دریافتند که بزرگی تنش‌های پسماند طولی بیشتر از تنش‌های عرضی است.

از آن جایی که در این پژوهش نیز مؤلفه طولی تنش‌های پسماند از سایر مؤلفه‌های تنش پسماند بیشتر بود، فقط نتایج تنش‌های پسماند طولی گزارش شده است. با توجه به نتایج حاصل، بیشترین میزان تنش‌های پسماند طولی ناشی از جوشکاری FSW، در منطقه فلز جوش و به صورت کششی بوده و با فاصله گرفتن از فلز جوش و ناحیه متأثر از حرارت به سمت لبه‌های ورق‌ها میزان تنش‌های پسماند طولی کاهش می‌یابد. مشخص است که میزان این تنش‌ها در ناحیه فلز جوش و ناحیه متأثر از حرارت بیشتر از

واحد طول جوش وارد می‌شود؛ لذا گرادیان دما بین هر قسمت از ماده افزایش می‌یابد. افزایش گرادیان حرارتی بین هر قسمت از مواد، سبب انبساط و انقباض حرارتی غیر یکنواخت بیشتری در زمان گرمایش و سرمایش ناحیه جوشکاری می‌شود و در نتیجه تنش‌های پسماند افزایش می‌یابند.

پسماند دارد. در شرایطی که سایر پارامترهای جوشکاری ثابت باشند، تنش پسماند طولی با افزایش سرعت جوشکاری افزایش می‌یابد. علت این افزایش در تنش پسماند این است که حرارت ورودی در واحد طول خط جوش، توسط سرعت خطی جوشکاری تعیین می‌شود. هرچه سرعت خطی جوشکاری بیشتر باشد، ابزار سریع‌تر از هر ناحیه جوشکاری عبور می‌کند و گرمای کمتری در



شکل (۱۳): تنش‌های پسماند طولی حاصل از تحلیل‌های المان محدود در سرعت‌های جوشکاری متفاوت-نمونه‌های: ۲، ۸ و ۹

آلیاژهای AA۶۰۶۱ و AA۶۱۱۱ بررسی کردند. نتایج نشان می‌دهد که پارامتر سرعت چرخش ابزار تأثیر قابل‌توجهی بر FSW داشته و افزایش آن، سبب افزایش تنش‌های پسماند می‌شوند. ژانگ و همکاران [۳۸-۴۰] مدل‌های ترمومکانیکی را توسعه داده‌اند. نتایج ایشان نشان داد که برای جلوگیری از عیوب احتمالی، در صورت افزایش سرعت جوشکاری لازم است سرعت چرخشی ابزار نیز افزایش یابد. همچنین با افزایش همزمان سرعت جوشکاری و سرعت چرخشی ابزار، تنش‌های پسماند نیز افزایش می‌یابند. یکی دیگر از نتایج پژوهش‌های وی این بود که با افزایش سرعت چرخشی ابزار، حداکثر دمای جوشکاری نیز افزایش می‌یابد.

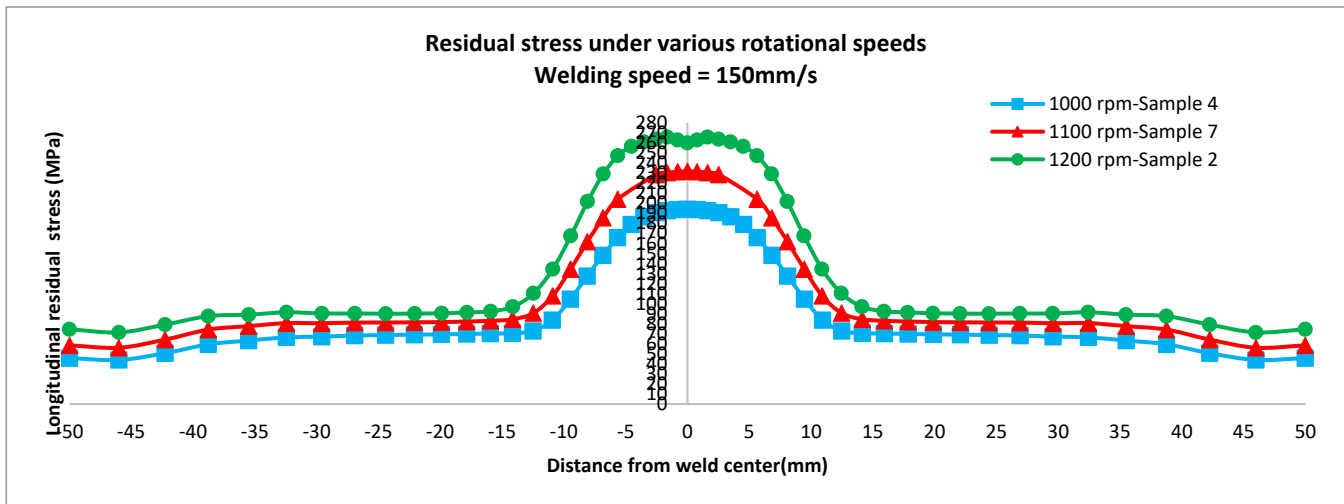
در این پژوهش همان‌طور که در شکل (۱۴) مشخص است، تأثیر سرعت چرخشی ابزار در جوشکاری FSW مورد بررسی قرار گرفته است و مشخص است که افزایش سرعت چرخشی ابزار از ۱۰۰۰ دور بر دقیقه به ۱۱۰۰ دور بر دقیقه (در شرایطی که سایر پارامترهای جوشکاری ثابت بوده‌اند)، باعث افزایش بزرگی تنش‌های پسماند طولی به میزان حداکثر، ۳۳ مگاپاسکال شده است. با افزایش سرعت چرخشی ابزار از میزان ۱۱۰۰ دور بر دقیقه به میزان

۴-۲- سرعت چرخشی ابزار

لیما و همکاران [۳۵] تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری FSW را در نمونه‌هایی از جنس آلیاژ آلومینیوم ۶۰۱۳-T۶ ارزیابی کرد. نتایج نشان داد، با کاهش سرعت جوشکاری و کاهش سرعت چرخشی ابزار، مقدار تنش‌های پسماند کششی حاصل در ناحیه تحت تأثیر حرارت کاهش می‌یابد. مطالعات وی نشان داد که تنش‌های پسماند طولی، بیشتر از تنش‌های پسماند در راستای ضخامت و عرضی است؛ لذا در بررسی تنش‌های پسماند، مؤلفه طولی، بحرانی‌تر از سایر مؤلفه‌ها است و از درجه اهمیت بیشتری برخوردار است. پژوهش وی و مطالعات پیشین بیانگر این است که بیشترین میزان تنش‌های پسماند طولی، به صورت کششی است و در محدوده ۳۰ تا ۱۰۰ درصد استحکام تسلیم ماده است. دوبورگ و همکاران [۳۶] تأثیر پارامترهای جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی را بر ماده جوشکاری شده و خواص جوش مورد مطالعه قرار داد. وی به این نتیجه رسید که افزایش سرعت چرخش ابزار به طور قابل‌توجهی منجر به افزایش تنش پسماند می‌شود. پانزر و همکاران [۳۷] تأثیر پارامترهای جوشکاری FSW را بر روی

انقباض حرارتی موضعی تقویت می‌شود که باعث افزایش تنش پسماند کششی می‌شود. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که سرعت‌های دورانی و سرعت جوشکاری تأثیر زیادی بر تنش‌های پسماند دارد و افزایش آن‌ها منجر به تنش پسماند کششی بزرگتر می‌شود. بنابراین، زمانی که پارامترهای فرآیند برای FSW طراحی می‌شوند، بایستی بر میزان بهینه سرعت جوشکاری و سرعت دورانی ابزار تمرکز کرد تا از تنش‌های پسماند کششی زیاد جلوگیری شود.

۱۲۰۰ دور بر دقیقه، میزان افزایش بزرگی تنش‌های پسماند طولی حداکثر ۳۴ مگاپاسکال است. مشاهده می‌شود که وقتی سایر پارامترهای جوشکاری FSW ثابت است، تنش پسماند طولی در ناحیه جوش با افزایش سرعت چرخش ابزار افزایش می‌یابد. علت این افزایش تنش این است که دمای پیک، حرارت ورودی و عمل همزدن در ناحیه جوش با افزایش سرعت چرخش افزایش می‌یابد. سپس پلاستیک شدن و جریان فلز افزایش می‌یابد و انبساط و



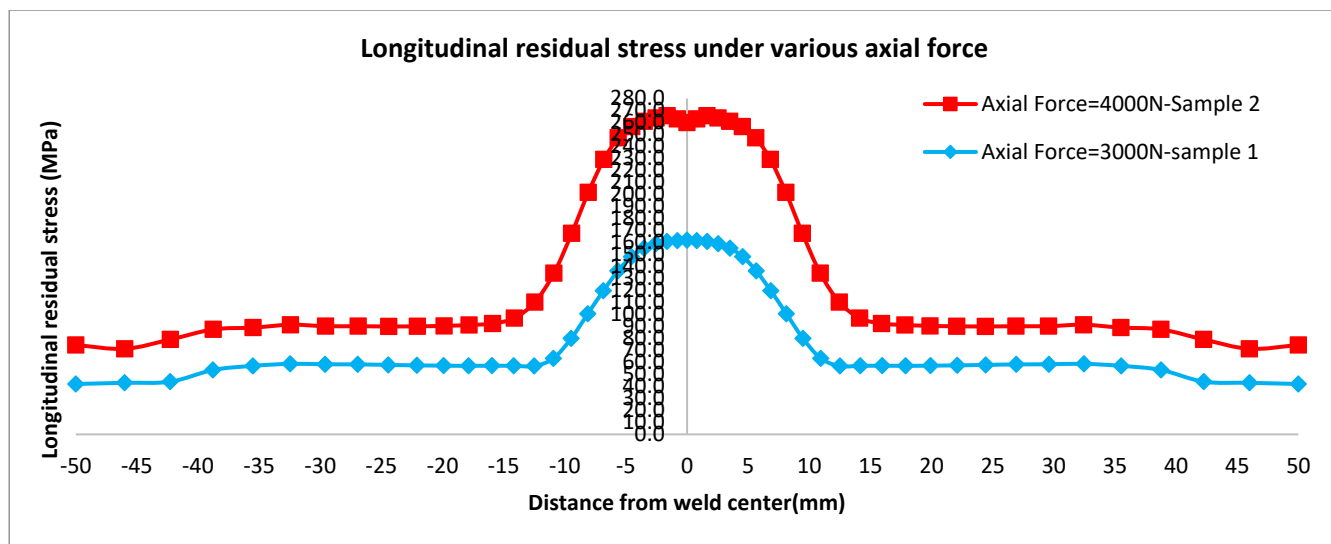
شکل (۱۴): تنش‌های پسماند طولی حاصل از تحلیل‌های المان محدود در سرعت‌های چرخشی متفاوت-نمونه‌های ۲، ۴ و ۷

۴-۳- نیروی محوری

اغتشاشی توسعه داده‌اند [۲۲]. شبیه‌سازی المان محدود وی به صورت کوپل متوالی انجام شد. پژوهش آن‌ها نشان داد که نیروی محوری بزرگتر باعث افزایش اصطکاک بین شانه، پین و ماده می‌شود. در نتیجه تنش برشی افزایش خواهد یافت؛ لذا تغییر شکل پلاستیک در ناحیه جوش افزایش می‌یابد و منجر به افزایش تنش پسماند می‌شود.

مطابق با نتایج حاصل از این مطالعه در شکل (۱۵) قابل مشاهده است که افزایش نیروی محوری ابزار از ۳۰۰۰ نیوتون به ۴۰۰۰ نیوتون (در شرایطی که سایر پارامترهای جوشکاری ثابت باشند) سبب افزایش تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری به میزان حداکثر، ۱۰۶ مگاپاسکال می‌شود. با توجه به شرایط جوشکاری در نمونه‌های ۱ و ۲، نیروی محوری کمتر از ۳۰۰۰ نیوتون دمای ناحیه جوشکاری را به حداقل دمای لازم جهت جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی نرسانده و منجر به جوش با کیفیتی نمی‌شود.

یکی از پارامترهای تأثیرگذار بر کیفیت جوش، میزان نیروی محوری وارد شده به فلزات پایه از جانب ابزار FSW است. به طور کلی می‌توان بیان داشت که یک میزان بهینه برای نیروی محوری وجود دارد. اگر نیروی محوری کمتر از این میزان باشد، جریان عمودی ماده به خوبی صورت نمی‌گیرد و عیوب ترک مانند در جوش ایجاد می‌شود. در صورتی که میزان این نیرو از مقدار بهینه بیشتر باشد، موجب نازک شدن مقطع جوش و پاشش بیش از حد در اطراف جوش می‌شود [۷]. تحقیقات نشان می‌دهد که نیروی محوری یکی از عوامل تأثیرگذار بر میزان استحکام کششی جوش است. یکی از بهترین راه‌های تعیین نیروی محوری بهینه، استفاده از پیش‌بینی المان محدود، روش‌های تجربی، تکنیک تاگوچی یا روش‌های مشابه است [۴۱] نی و همکاران یک مدل المان محدود را با در نظر گرفتن گرمای تولید شده توسط اصطکاک و تغییر شکل پلاستیک برای جوشکاری اصطکاکی

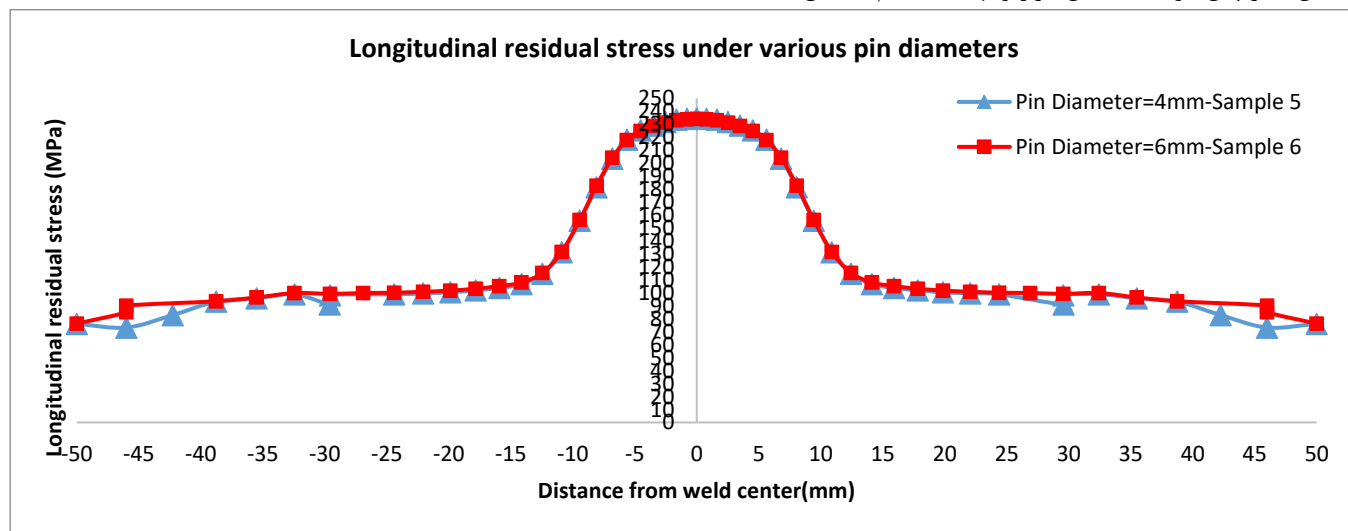


شکل (۱۵): تنش‌های پسماند طولی حاصل از تحلیل‌های المان محدود در نیروهای محوری متفاوت-نمونه‌های ۱ و ۲

۴-۴- قطر پین

می‌شود. از طرف دیگر، افزایش قطر پین نیز تأثیر قابل توجهی بر دمای پیک، کیفیت اتصال و تنش‌های پسماند نخواهد داشت؛ لذا می‌توان گفت که پین با قطری در حدود ضخامت ورق، می‌تواند بهترین گزینه جهت جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی باشد [۷، ۴۲، ۴۳].

مطابق با شکل (۱۶) قابل مشاهده است که تغییر قطر پین از ۴ میلی‌متر به ۶ میلی‌متر تأثیر محسوسی بر میزان تنش‌های پسماند ناشی از جوشکاری ندارد. به طور کلی می‌توان بیان داشت کاهش قطر پین موجب سایش ابزار و نهایتاً عدم اتصال مناسب

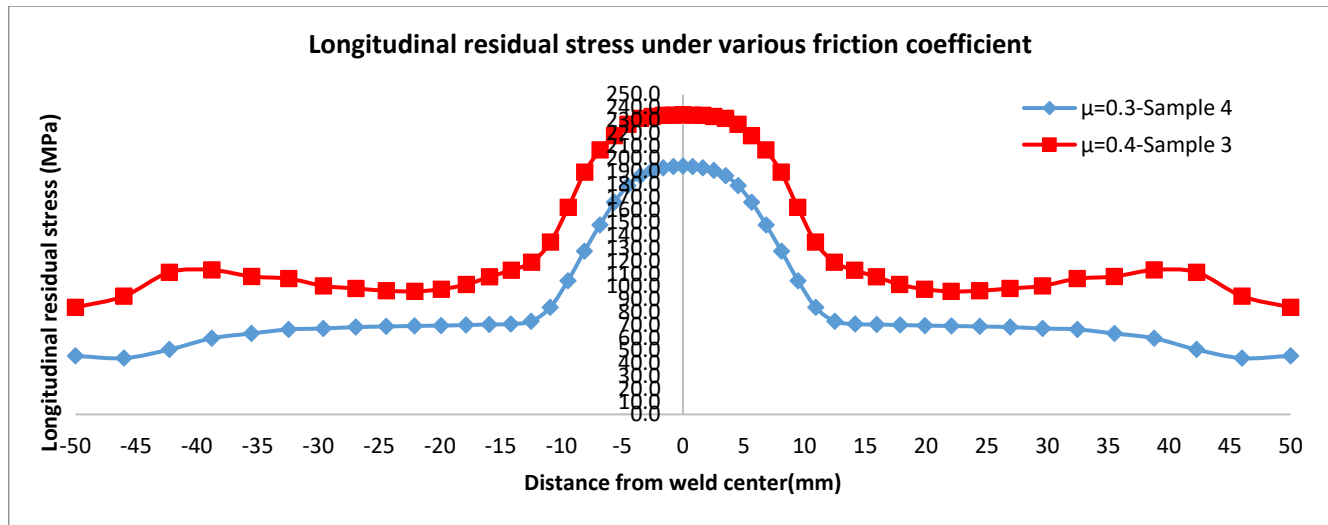


شکل (۱۶): تنش‌های پسماند طولی حاصل از تحلیل‌های المان محدود در قطر پین‌های متفاوت ابزار-نمونه‌های ۵ و ۶

۴-۵- جنس ابزار

افزایش یافته و مطابق با معادلات ۲ و ۳ گرمای تولیدی نیز بیشتر می‌شود. به طور معمول برای جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی آلومینیوم‌ها از پین با جنس فولاد پر کربن استفاده می‌شود [۷]. مطابق با نتایج این مطالعه شکل (۱۷) افزایش ضریب اصطکاک بین ابزار و قطعه کار (ناشی از تغییر جنس ابزار) از ۰/۳ به ۰/۴، در شرایطی که سایر پارامترهای جوشکاری ثابت باشند، منجر به افزایش تنش‌های پسماند کششی به میزان ۱۸ درصد می‌شوند.

در فرایند جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی، اصطکاک میان ابزار جوشکاری و فلز پایه موجب تولید حرارت جوشکاری می‌شود. افزایش ضریب اصطکاک بین ابزار و فلز پایه، سبب افزایش گرمای تولیدی می‌شود. این ضریب اصطکاک با سختی ابزار رابطه مستقیم دارد. هر چه سختی ابزار بیشتر باشد، مقدار ضریب اصطکاک نیز



شکل (۱۷): تنش‌های پسماند طولی حاصل از تحلیل‌های المان محدود در ضریب اصطکاک‌های متفاوت ابزار، ناشی از تفاوت جنس ابزار-نمونه‌های: ۳ و ۴

۵- نتیجه گیری

۵. تنش‌های پسماند در ناحیه جوشکاری به صورت کششی است و میزان بزرگی آن‌ها می‌تواند تا حدود ۹۶ درصد تنش تسلیم فلز پایه نیز برسد.

۶. حداکثر میزان تنش‌های پسماند در ناحیه فلز جوش و نواحی نزدیک به ابزار جوشکاری اتفاق افتاده است و با فاصله گرفتن از فلز جوش، تنش‌های پسماند کمتر می‌شود. مؤلفه طولی تنش‌های پسماند از سایر مؤلفه‌های آن بیشتر است.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

نویسندگان از جناب آقای دکتر محمد نوقابی، برای مشاوره و راهنمایی موضوع تحقیق در زمینه انجام شبیه‌سازی کمال تشکر و قدردانی را دارند.

مراجع

- [1] "T. WM, 'Friction stir butt welding,' International Patent Application, vol. 9125978.8., 1991."
- [2] P. Kah, R. Rajan, J. Martikainen, and R. Suoranta, "Investigation of weld defects in friction-stir welding and fusion welding of aluminium alloys," *Int. J. Mech. Mater. Eng.*, vol. 10, no. 1, p. 26, Dec. 2015, doi: 10.1186/s40712-015-0053-8.
- [3] M. R. Mohammadaliha and S. A. Pur-Kasgari, "Optimal

نتایج نشان می‌دهد که پارامترهای نیروی محوری ابزار جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی و سرعت‌های خطی و چرخشی ابزار، تأثیر قابل توجهی بر تنش‌های پسماند دارد و افزایش آن‌ها، سبب افزایش چشمگیر تنش‌های پسماند می‌شوند. در این پژوهش، با استفاده از یک مدل عددی کوپل حرارتی-مکانیکی در محیط ABAQUS، تأثیر پارامترهای مختلف فرآیند جوشکاری اصطکاکی اغتشاشی شامل: نیروی محوری ابزار، سرعت چرخش، سرعت جوشکاری، قطر پین و جنس ابزار بر توزیع تنش‌های پسماند در آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ مورد بررسی قرار گرفت. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد:

۱. افزایش نیروی محوری ابزار از ۳۰۰۰ به ۴۰۰۰ نیوتن موجب افزایش حدود ۶۶ درصدی تنش‌های پسماند می‌شود.
۲. افزایش سرعت جوشکاری به میزان ۵۰ میلی‌متر بر دقیقه منجر به افزایش حدود ۳۱ درصدی تنش‌های پسماند می‌شود.
۳. با افزایش سرعت چرخشی ابزار به میزان ۱۰۰ دور بر دقیقه، تنش‌های پسماند به میزان ۱۷ درصد افزایش می‌یابند.
۴. توسط روش المان محدود می‌توان قبل از اجرای فرآیند جوشکاری و با صرف هزینه کمتر، پارامترهای بهینه جوشکاری را جهت اجرای جوش با کیفیت به همراه حداقل تنش‌های پسماند تعیین کرد.

- vol. 86, pp. 691–696, 1986.
- [16] Y. Z. Itoh, S. Suruga, and H. Kashiwaya, “Prediction of fatigue crack growth rate in welding residual stress field,” *Eng. Fract. Mech.*, vol. 33, no. 3, pp. 397–407, 1989, doi: [https://doi.org/10.1016/0013-7944\(89\)90089-1](https://doi.org/10.1016/0013-7944(89)90089-1).
- [17] G. BUSSU and P. IRVING, “The role of residual stress and heat affected zone properties on fatigue crack propagation in friction stir welded 2024-T351 aluminium joints,” *Int. J. Fatigue*, vol. 25, no. 1, pp. 77–88, Jan. 2003, doi: [10.1016/S01421123\(02\)00038-5](https://doi.org/10.1016/S01421123(02)00038-5).
- [18] M.T. Milan and P. Bowen, “Fracture toughness of selectively reinforced Al2124 alloy: Precrack tip in the composite side,” *Metall. Mater. Trans. A*, vol. 35, no. 4, pp. 1393–1401, 2004, doi: [10.1007/s11661-004-0314-2](https://doi.org/10.1007/s11661-004-0314-2).
- [19] V. Mishin *et al.*, “Numerical Simulation of the Thermo-Mechanics Behavior of 6061 Aluminum Alloy during Friction-Stir Welding,” *J. Manuf. Mater. Process.*, vol. 6, no. 4, 2022, doi: [10.3390/jmmp6040068](https://doi.org/10.3390/jmmp6040068).
- [20] H. Mohammadi. and S. Naderi. , “Modeling Elastic–Plastic Residual Stresses Induced by Laser Welding in Aerospace Structures,” *J. Space Sci. Technol. Appl.*, vol. 5, no. 2, pp. 153–162, Jun. 2015.”.
- [21] K. N. Salloomi, “Full coupled thermomechanical simulation of friction stir welding of aluminum 6061-T6 alloy T-joint,” *J. Manuf. Process.*, vol. 45, pp. 746–754, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2019.06.030>.
- [22] L. Nie, Y. X. Wu, and H. Gong, “Prediction of temperature and residual stress distributions in friction stir welding of aluminum alloy,” *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 106, no. 7, pp. 3301–3310, 2020, doi: [10.1007/s00170-019-04826-4](https://doi.org/10.1007/s00170-019-04826-4).
- [23] M. Bevilacqua, F. E. Ciarapica, A. D’Orazio, A. Forcellese, and M. Simoncini, “Sustainability Analysis of Friction Stir Welding of AA5754 Sheets,” *Procedia CIRP*, vol. 62, pp. 529–534, 2017, doi: <https://doi.org/10.1016/j.procir.2016.06.081>.
- [24] S. Ji, Y. Jin, Y. M. Yue, S. Gao, and L. Wang, “Effect of Temperature on Material Transfer Behavior at Different Stages of Friction Stir Welded 7075-T6 Aluminum Alloy,” *J. Mater. Sci. Technol.*, vol. 29, pp. 955–960, 2013, doi: [10.1016/j.jmst.2013.05.018](https://doi.org/10.1016/j.jmst.2013.05.018).
- [25] X. He, F. Gu, and A. Ball, “A review of numerical analysis of friction stir welding,” *Prog. Mater. Sci.*, vol. 65, pp. 1–66, 2014, doi: <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2014.03.003>.
- [26] H. Yu, B. Zheng, and X. Lai, “A modeling study of welding stress induced by friction stir welding,” *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 254, pp. 213–220, 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2017.11.022>.
- [27] Z. Zhang and H. W. Zhang, “Solid mechanics-based Eulerian model of friction stir welding,” *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 72, no. 9, pp. 1647–1653, 2014, doi: [10.1007/s00170-014-5789-4](https://doi.org/10.1007/s00170-014-5789-4).
- [28] Q. Wen, W. Y. Li, Y. J. Gao, J. Yang, and F. F. Wang, “Numerical simulation and experimental investigation of band patterns in bobbin tool friction stir welding of aluminum alloy,” *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 100, no. 9, pp. 2679–2687, 2019, doi: [10.1007/s00170-018-2750-y](https://doi.org/10.1007/s00170-018-2750-y).
- [29] H. Schmidt, J. Hattel, and J. Wert, “An analytical model for the heat generation in friction stir welding,” *Model. Simul. Parameters for Joining Polymer and Aluminum with an Adhesive Layer Using Friction Stir Welding in Aerospace Industry*,” *J. Space Sci. Technol. Appl.*, vol. 3, no. 2, pp. 1–15, 2023.”.
- [4] S. W. Williams, “Welding of airframes using friction stir,” *Air Sp. Eur.*, vol. 3, no. 3–4, pp. 64–66, May 2001, doi: [10.1016/S1290-0958\(01\)90059-0](https://doi.org/10.1016/S1290-0958(01)90059-0).
- [5] A. Heinz, A. Haszler, C. Keidel, S. Moldenhauer, R. Benedictus, and W. . Miller, “Recent development in aluminium alloys for aerospace applications,” *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 280, no. 1, pp. 102–107, Mar. 2000, doi: [10.1016/S0921-5093\(99\)00674-7](https://doi.org/10.1016/S0921-5093(99)00674-7).
- [6] X.-L. Wang, Z. Feng, S. David, S. Spooner, and C. Hubbard, “Neutron Diffraction Study of Residual Stresses In Friction Stir Welds,” In Proc. 6th Int. Conf. on ‘Residual stresses’, Oxford, UK. 2000.
- [7] M. Baba Khanzadeh, K. Malekzadeh, and H. Mehrli, *Design, simulation and optimization of friction stir welding*, 1st ed. Iran: Akhavan, 1390.
- [8] R. Ben Khalifa and O. Toumi, “Prediction of the friction stir welding temperature and ultimate tensile stress for 6061 T6 aluminum,” *Proc. Inst. Mech. Eng. Part C*, vol. 239, issue. 14, pp. 5622–5635, 2025, doi: [10.1177/09544062251327542](https://doi.org/10.1177/09544062251327542).
- [9] C. A. Charitidis, D. A. Dragatogiannis, E. P. Koumoulos, and I. A. Kartsonakis, “Residual stress and deformation mechanism of friction stir welded aluminum alloys by nanoindentation,” *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 540, pp. 226–234, Apr. 2012, doi: [10.1016/j.msea.2012.01.129](https://doi.org/10.1016/j.msea.2012.01.129).
- [10] Z. Y. Ma, A. Feng, D. Chen, and J. Shen, “Recent Advances in Friction Stir Welding/Processing of Aluminum Alloys: Microstructural Evolution and Mechanical Properties,” *Crit. Rev. Solid State Mater. Sci.*, vol. 43, pp. 1–65, 2017, doi: [10.1080/10408436.2017.1358145](https://doi.org/10.1080/10408436.2017.1358145).
- [11] T. DING, H. ge YAN, J. hua CHEN, W. jun XIA, and B. SU, “Effect of welding speed on microstructure and mechanical properties of Al–Mg–Mn–Zr–Ti alloy sheet during friction stir welding,” *Trans. Nonferrous Met. Soc. China (English Ed.)*, vol. 31, no. 12, pp. 3626–3642, 2021, doi: [10.1016/S1003-6326\(21\)65753-9](https://doi.org/10.1016/S1003-6326(21)65753-9).
- [12] M. Saad, R. Reda, M. Ahmed, and H. Abdelkader, “Influence Of Tool Rotational Speed And Axial Load In Friction Stir Welding (FSW) of High Strength Aluminum Alloys,” *Int. J. Res. Eng. Technol.*, vol. 6, no. 2, pp. 114–120, 2017.
- [13] T. Sun, M. J. Roy, D. Strong, C. Simpson, P. J. Withers, and P. B. Prangnell, “Weld zone and residual stress development in AA7050 stationary shoulder friction stir T-joint weld,” *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 263, pp. 256–265, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2018.08.022>.
- [14] Z. Sun, C.S. Wu, and S. Kumar, “Determination of heat generation by correlating the interfacial friction stress with temperature in friction stir welding,” *J. Manuf. Process.*, vol. 31, pp. 801–811, 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2018.01.010>.
- [15] T. Inoue and Z. G. Wang, “Coupling between Temperature, Stress and Metallic Structures during Phase Transformation and the Analysis of Carburized Quenching of a Steel Gear,” in *Computational Mechanics, Theory and Applications*,

- [37] F. Panzer, M. Werz, and S. Weihe, "Experimental investigation of the friction stir welding dynamics of 6000 series aluminum alloys," *Prod. Eng.*, vol. 12, no. 5, pp. 667–677, 2018, doi: 10.1007/s11740-018-0834-z.
- [38] Z. Zhang and H. W. Zhang, "A fully coupled thermo-mechanical model of friction stir welding," *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 37, no. 3, pp. 279–293, 2008, doi: 10.1007/s00170-007-0971-6.
- [39] Z. Zhang and H. W. Zhang, "Numerical studies on controlling of process parameters in friction stir welding," *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 209, no. 1, pp. 241–270, 2009, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2008.01.044>.
- [40] Z. Zhang and H. W. Zhang, "Numerical studies on the effect of transverse speed in friction stir welding," *Mater. Des.*, vol. 30, no. 3, pp. 900–907, 2009, doi: <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2008.05.029>.
- [41] A. K. Lakshminarayanan and V. BALASUBRAMANIAN, "Process parameters optimization for friction stir welding of RDE-40 aluminium alloy using Taguchi technique," *Trans. Nonferrous Met. Soc. China*, vol. 18, no. 3, pp. 548–554, 2008, doi: [https://doi.org/10.1016/S1003-6326\(08\)60096-5](https://doi.org/10.1016/S1003-6326(08)60096-5).
- [42] V. V. Ramalingam, P. Ramasamy, D. A. Moganraj, T. Subramaniam, J. Gokulachandran, and M. Ram, "Numerical Modelling of Thermal Phenomenon in Friction Stir Welding of Aluminum plates," 2016, doi: 10.13140/RG.2.2.22558.43845/1.
- [43] R. S. Mishra and Z. Y. Ma, "Friction stir welding and processing," *Mater. Sci. Eng. R Reports*, vol. 50, no. 1, pp. 1–78, Aug. 2005, doi: 10.1016/j.mser.2005.07.001.
- Mater. Sci. Eng.*, vol. 12, p. 143, 2003, doi: 10.1088/0965-0393/12/1/013.
- [30] D. Yan, W. Aiping, J. Silvanus, and Q. Shi, "Predicting residual distortion of aluminum alloy stiffened sheet after friction stir welding by numerical simulation," *Mater. Des.*, vol. 32, pp. 2284–2291, 2011, doi: 10.1016/j.matdes.2010.11.032.
- [31] K. N. Salloomi and S. Al-Sumaidae, "Coupled Eulerian–Lagrangian prediction of thermal and residual stress environments in dissimilar friction stir welding of aluminum alloys," *J. Adv. Join. Process.*, vol. 3, pp. 100052, 2021, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jajp.2021.100052>.
- [32] Z. Sarfaraz, Y. R. Awan, H. A. Saeed, R. Khan, M. Wiczorowski, and N. A. Din, "Residual Stress in Friction Stir Welding of Dissimilar Aluminum Alloys: A Parametric Study," *Materials (Basel)*, vol. 18, no. 2, 2025, doi: 10.3390/ma18020316.
- [33] K. V. Jata, K. K. Sankaran, and J. J. Ruschau, "Friction-stir welding effects on microstructure and fatigue of aluminum alloy 7050-T7451," *Metall. Mater. Trans. A*, vol. 31, no. 9, pp. 2181–2192, Sep. 2000, doi: 10.1007/s11661-000-0136-9.
- [34] D. G. Moghadam, K. Farhangdoost, and R. M. Nejad, "Microstructure and Residual Stress Distributions Under the Influence of Welding Speed in Friction Stir Welded 2024 Aluminum Alloy," *Metall. Mater. Trans. B*, vol. 47, no. 3, pp. 2048–2062, 2016, doi: 10.1007/s11663-016-0611-3.
- [35] C. Dalle Donne, E. Lima, J. Wegener, A. Kaysser-Pyzalla, and T. Buslaps, "Investigations on Residual Stresses in Friction Stir Welds," 2001, pp. 1–10.
- [36] F. Gemme, Y. Verreman, L. Dubourg, and M. Jahazi, "Numerical analysis of the dwell phase in friction stir welding and comparison with experimental data," *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 527, no. 16, pp. 4152–4160, 2010, doi: <https://doi.org/10.1016/j.msea.2010.03.026>.



Investigation of Total Ionizing Dose Damage in Low Earth Orbit Using Data from Radiation Payloads of a Microsatellite

R. Amjadifard^{1*}, B. Pouralibaba², S. Karbasian³, V. Talebzadeh⁴

^{1*}Assistant Professor, Satellite research institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, r.amjadifard@isrc.ac.ir

² Researcher, Satellite research institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, bahrambaba@gmail.com

³ Faculty member, Satellite research institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, sh.karbasian@isrc.ac.ir

⁴ Faculty member, Satellite research institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, v.talebzadeh@isrc.ac.ir

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 50-60
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2025.511720.1237](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.511720.1237)

Article Info

Received: 2025-03-11
Accepted: 2025-04-21

Keywords

Radiation payload,
Dosimeter, Total
ionization dose, Solar
storm

How to Cite this article

R. Amjadifard, B. Pouralibaba, S. Karbasian, V. Talebzadeh, "Investigation of Total Ionizing Dose Damage in Low Earth Orbit Using Data from Radiation Payloads of a Microsatellite", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 50-60, 2026.

Abstract

The space radiation environment can affect the material and electronic components in different ways. It is responsible for some failures and even the complete loss of missions. Therefore, understanding this environment's specifications and its interactions with material and electronic components leads to more reliable products. Benefiting from this information helps designers to apply some methods to compensate or mitigate the destructive effects of this radiation environment. Hence, since the early years of sending satellites into space, radiation payloads have been employed to identify and model this environment. This paper analyzes data obtained from an operational microsatellite launched for the purpose of demonstrating and validating several space technologies. The primary payload of the satellite consists of two dosimeters designed to measure the total ionizing dose (TID) in low Earth orbit (LEO). Based on the measured data, the total ionizing dose inside and outside the satellite has reached 65 rad and 1 krad, respectively, since the satellite launched (one year). The simulation results show that the platform protects each component, such as an aluminum shield with a 10 mm equivalent thickness. In addition, the received data from the satellite detected two G5 solar storms that occurred during the above period and show that a solar storm can increase the absorbed dose in the mounted components at the outside the satellite by more than 300 rad within a few days.



بررسی آسیب دز یونساز کل در مدار ارتفاع کم با استفاده از داده‌های دریافت شده از محموله‌های تشعشعی یک میکروماهواره

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۵۰-۵۰
بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2025.511720.1237

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۲/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۰۱

واژه‌های کلیدی

محموله تشعشعی، دزیمتر، دز یونساز کل، طوفان خورشیدی.

نحوه استناد به این مقاله

رضا امجدی فرد، بهرام پورعلی بابا، شهاب کرباسیان، ولی طالب زاده، "بررسی آسیب دز یونساز کل در مدار ارتفاع کم با استفاده از داده‌های دریافت شده از محموله‌های تشعشعی یک میکروماهواره"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۵۰-۵۰، ۱۴۰۵.

رضا امجدی فرد^{۱*}، بهرام پورعلی بابا^۲، شهاب کرباسیان^۳، ولی طالب زاده^۴

^۱ - استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، r.amjadifard@isrc.ac.ir

^۲ - پژوهشگر، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

bahrambaba@gmail.com

^۳ - مربی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

sh.karbasian@isrc.ac.ir

^۴ - مربی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

v.talebzadeh@isrc.ac.ir

* نویسنده مسئول

چکیده

محیط تشعشعی ماموریت‌های فضایی عامل بروز آسیب‌های متنوعی بر مواد و قطعات الکترونیکی استفاده شده در فضاپیماها می‌باشد. این آسیب‌ها تاکنون منشاء بروز خرابی‌های متعدد و حتی از دست رفتن کامل چندین ماموریت فضایی بوده‌اند. براین اساس شناسایی این محیط از حیث نوع، انرژی و شار پرتوها بسیار اهمیت داشته و کمک شایانی به طراحان تجهیزات فضایی به منظور جبران یا کاستن اثرات مخرب این محیط پرتویی خواهد داشت. به همین دلیل از سال‌های آغازین ارسال ماهواره به فضا تاکنون استفاده از محموله‌های تشعشعی برای شناسایی این محیط و مدل‌سازی آن ادامه داشته است. این مقاله به تحلیل داده‌های یک میکروماهواره عملیاتی می‌پردازد که با هدف تثبیت چندین فناوری به فضا پرتاب شده است. محموله اصلی این ماهواره دو عدد دزیمتر برای اندازه‌گیری دز یونساز کل در مدار LEO است. براساس داده‌های دریافتی از ابتدای پرتاب ماهواره تاکنون (به مدت یکسال) مقدار دز یونساز کل در داخل و خارج از ماهواره به ترتیب برابر ۶۵ rad و ۱ krad بوده است. با انجام شبیه‌سازی، مقدار ضخامت حفاظ معادل با پلتفرم ماهواره برابر ۱۰ میلی‌متر آلومینیوم می‌باشد. علاوه بر این داده‌های اخذ شده از ماهواره به خوبی تاثیر دو طوفان خورشیدی از مرتبه G5 را که طی مدت فوق رخ داده‌اند را ثبت و نشان می‌دهد که هر طوفان خورشیدی می‌تواند مقدار دز را برای قطعات نصب شده در بیرون از ماهواره طی چند روز بیش از ۳۰۰ rad افزایش دهد.

سنجشی روسی با نام Arktika-M در سال ۲۰۲۱ به مدار مولنیا پرتاب شد. این ماهواره بطور کلی با هدف مطالعه شرایط محیط تشعشعی در ارتفاع بالا طراحی و ساخته شد. محموله‌های این ماهواره قادرند تا شار ذرات الکترون و پروتون را در محدوده انرژی ۰/۰۵ keV تا ۱۶۰ MeV اندازه‌گیری کنند [۵].

علاوه بر ماهواره‌های تحقیقاتی بزرگ که دارای محموله‌های سنجشی متعدد، متنوع و بسیار پیشرفته هستند، امروزه ماهواره‌های تحقیقاتی مکعبی نیز برای این منظور استفاده می‌شوند. ماهواره مکعبی 3Cat-1 که توسط دانشگاه کاتالونیا توسعه داده شده است شامل یک تیوب گایگر-مولر برای شمارش پرتوهای ورودی به ماهواره (البته حسگر) بوده که در سال ۲۰۱۸ به مدار ارتفاع کم^۵ (LEO) پرتاب شد [۶]. ماهواره VDNH-80 (توسعه داده شده در دانشگاه مسکو) نیز که در سال ۲۰۱۹ به مدار ۸۰۰ کیلومتری پرتاب شد شامل یک محموله تشعشعی با آشکارسازی از نوع سوسوزن^۶ برای سنجش پرتوهای گاما و الکترون در محدوده انرژی ۰/۱ MeV تا ۲ MeV می‌باشد. این محموله پس از ماهواره VDNH-80 بر روی چند کیوبست دیگر نیز نصب و استفاده شده است [۷]. کیوبست ROBUSTA که توسط دانشگاه مونپولیه طراحی و ساخته شد، در سال ۲۰۱۲ به مدار LEO پرتاب و شامل یک محموله با قابلیت اندازه‌گیری دز و نرخ تغییرات آن بود [۸]. تعداد زیاد ماموریت‌های فضایی با محموله‌های تشعشعی از آغاز عصر بهره‌مندی از فضا، اهمیت شناسایی دقیق این محیط را مشخص می‌سازد. چراکه پرتوهای فضایی عامل اصلی ۴۵٪ از ایرادهای مشاهده شده در فضاپیماها در میان کلیه عوامل محیطی (حرارت، پلاسما، زباله‌ها و خرده سنگ‌ها، اتمسفر، میدان مغناطیسی و تشعشع) هستند [۹].

میکروماهواره‌ای که این مقاله به تحلیل داده‌های می‌پردازد، در سال ۱۴۰۲ به مدار LEO پرتاب شد با هدفی مشابه، شامل دو محموله تشعشعی با قابلیت اندازه‌گیری دز یونساز کل می‌باشد. این ماهواره که تنها ماهواره عملیاتی کشور با قابلیت اندازه‌گیری آسیب فوق است، طی یکسال از پرتاب موفق خود، اطلاعات ارزشمندی به زمین ارسال کرده که می‌تواند از جهات متفاوتی مورد بررسی، تحلیل و استفاده محققین این حوزه و نیز طراحان ماهواره قرار گیرد. در این مقاله سعی شده است تا پس از معرفی محموله‌های تشعشعی این ماهواره، داده‌های دریافت شد از آن‌ها ارائه و بررسی شوند.

شرایط محیطی موجود در مدار چرخش ماهواره‌ها، نظیر محدوده بزرگ تغییرات دمایی، پرتوهای فضایی، میدان‌های الکترومغناطیسی و گرانشی، پلاسما، عدم انتقال حرارت از طریق هدایت و تنش‌های زمان پرتاب باعث بروز اثرات مخربی بر عملکرد تجهیزات الکترونیکی می‌گردند. در این میان پرتوهای فضایی عامل اصلی بروز سه آسیب متفاوت بر قطعات الکترونیکی و مواد بکارگرفته شده در ماهواره‌ها بوده که عبارتند از آسیب جابجایی^۱، آسیب تک رخداد^۲ و آسیب دز یونیزان کل^۳ [۱]. این آسیب‌ها تاکنون منشاء بروز خرابی‌های متعدد و حتی از دست رفتن کامل چندین ماموریت فضایی شده‌اند [۲]. لذا کسب اطلاع از شرایط محیطی ماموریت‌های فضایی پیش از پرتاب و در فاز طراحی، به منظور مقاوم‌سازی تجهیزات و مدارهای الکترونیکی جهت جبران یا کاهش اثرات فوق‌الذکر اهمیت بسیار زیادی دارد. با کمک داده‌های حاصل از محموله‌های تشعشعی متعددی که از سال‌های آغازین ارسال ماهواره‌ها به فضا دریافت شده و یا می‌شود، مدل‌هایی از محیط پرتویی فضا استخراج شده است که روز به روز در حال تکمیل شدن می‌باشند. بطور معمول این مدل‌ها در فازهای طراحی هر ماموریت فضایی مورد استفاده قرار گرفته و به کمک آن‌ها محیط ماموریت شناسایی و بر اساس نتایج شبیه‌سازی‌ها نسبت به مقاوم‌سازی محصول نهایی در مقابل آسیب‌های پرتویی اقدام می‌شود.

اما به منظور بهبود و ارتقای مدل‌های موجود و نیز تهیه مدل‌های بروز و کارآمدتر، ارسال محموله‌های تشعشعی به فضا همچنان ادامه دارد. ماهواره Prova-V که در سال ۲۰۱۳ به مدار ۸۳۰ کیلومتری از سطح زمین پرتاب شد، شامل یک محموله جدید تشعشعی با قابلیت شمارش و اندازه‌گیری انرژی شدت پرتوها با دقت بالا است [۳]. این محموله از یک شبکه ماتریسی از حسگرها استفاده می‌کند و به همین دلیل توانایی تشخیص جهت حرکت پرتوی ورودی را نیز دارد. ماهواره چینی FY-4B که در سال ۲۰۲۱ به مدار زمین‌ایست^۴ (ارتفاع ۳۶۰۰۰ کیلومتری) پرتاب شد دارای ۳ محموله تشعشعی است که هر یک شامل ۵ حسگر از نوع نیمه هادی (ماسفت نوع P) هستند. با کمک این حسگرها ماهواره قادر به اندازه‌گیری دز یونساز کل با دقت بسیار زیاد است [۴]. اولین ماهواره از میان ماهواره‌های

¹ Displacement Damage

² Single Event Effect

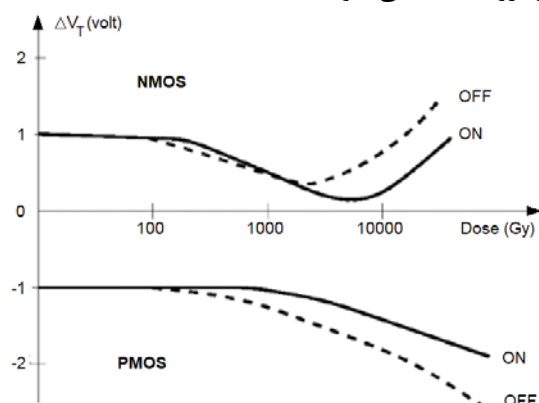
³ Total Ionizing Dose (TID)

⁴ Geostationary Orbit

⁵ Low Earth Orbit

⁶ Scintillation detector

آستانه در قطعات PMOS^۹ (ماسفت از نوع p) با افزایش دُز، همواره روندی کاهشی خواهد داشت [۱۴].



شکل (۱): چگونگی تغییرات ولتاژ آستانه با افزایش دُز [۱۴]

مطابق شکل (۱) عملکرد PMOS در مقایسه با NMOS در دُزهای زیاد یکنواخت بوده و به همین دلیل از این نوع ماسفت در غالب دُزیمترها استفاده می‌شود. از مزایای استفاده از PMOS بعنوان حسگر در مقایسه با سیستم‌های دُزیمتری دیگر، می‌توان به قرائت سریع، عدم وجود محوشدگی^{۱۰} (از زمان دریافت دُز تا زمان قرائت آن)، ابعاد کوچک حسگر، بازه گسترده دُز قابل اندازه‌گیری، توان مصرفی و قیمت کم و کاربرد آسان آن اشاره نمود. اما نیاز به کالیبراسیون برای میدان‌های تشعشعی متفاوت، حد آستانه نسبتاً بالا (شروع از ۱rad) و عدم قابلیت استفاده مجدد از معایب این حسگر می‌باشند [۱۳].

با در نظر داشتن ویژگی‌های فوق، در اغلب دُزیمترها از حسگری به نام RadFET استفاده می‌کنند. یک RadFET، ماسفتی از نوع p کانال و بهینه‌سازی شده با حساسیت بالا به پرتوهای یونساز است. در واقع در این ماسفت با افزایش ضخامت ناحیه اکسید، حساسیت آن را نسبت به پرتو افزایش داده‌اند. این تغییر در مقایسه با ماسفت‌های p کانال متداول، باعث کاهش مقدار حداکثر ولتاژ آستانه ماسفت می‌شود [۱۵]. عملکرد حسگر به این صورت است که با جذب تابش در اکسید گیت و به دام افتادن حفره‌ها در این ناحیه، ولتاژ آستانه RadFET تغییر می‌کند. این تغییر متناسب با دُز تابشی است. در شکل (۲) نمایی از یک RadFET و محل به‌دام افتادن حفره‌ها نشان داده شده است. تشخیص مقدار تغییر ولتاژ آستانه از طریق اعمال یک جریان تحریک DC (در محدوده ده‌ها میکرو آمپر) به حسگر و

اما ساختار مقاله به این شرح است: پس از مقدمه، در بخش دوم به معرفی اصول و مبانی سنجش دز یونساز کل خواهیم پرداخت. در بخش سوم به معرفی ماهواره و محموله‌های تشعشعی آن پرداخته‌ایم. علاوه بر این داده‌های مرتبط با دز را که از ماهواره اخذ شده، در این بخش ارائه کرده‌ایم. در بخش چهارم، داده‌های ارائه شده در بخش قبل، از جنبه‌های مختلف بررسی و تحلیل شده‌اند. بخش آخر نیز جمع‌بندی و نتیجه‌گیری نهایی را شامل می‌شود.

۲- سنجش دز یونساز کل

دز یونساز کل (TID) را می‌توان با اندازه‌گیری دز جذبی^۷ (انرژی جذب شده در واحد جرم ماده هدف ناشی از یونیزاسیون ماده هنگام عبور پرتوها از آن) محاسبه نمود. واحد TID در سیستم SI، گری (Gy) بوده که معادل ایجاد ۱ ژول انرژی در یک کیلوگرم ماده هدف است. واحد دیگر دز، راد (rad) بوده بطوریکه هر گری برابر ۱۰۰ راد می‌باشد. مقدار دُز دریافتی وابسته به عدد اتمی ماده هدف است. در قطعات الکترونیکی ماده غالب سیلیکان (Si) است. لذا اغلب مقدار دُز برای این ماده تعریف می‌گردد. بر این اساس همچنین مناسب است تا برای سنجش و اندازه‌گیری میزان دُز از یک المان با جنس سیلیکان استفاده کنیم. قطعه فوق باید علاوه بر تحمل محیط پرتویی، خصوصیات خود را حفظ نماید تا داده‌های اندازه‌گیری شده توسط آن در گذر زمان از اعتبار یکسانی برخوردار باشد. برای این منظور استفاده از سوئیچ‌های نیمه هادی از نوع ماسفت گزینه مناسبی است [۱۲-۱۰]. پدیده‌ای که در این سوئیچ بعنوان معیاری برای اندازه‌گیری دز قابل استفاده است، تغییر ولتاژ آستانه عملکرد آن بوده که مطابق رابطه زیر با مقدار دز ارتباط دارد [۱۳].

$$\Delta V = A \cdot D^n \quad (۱)$$

در رابطه (۱)، A یک ضریب ثابت، D مقدار دُز و n معرف درجه خطی بودن سیستم می‌باشد که وابسته به ضخامت اکسید، میدان الکتریکی و دُز جذب شده است. مطابق شکل (۱) مقدار ولتاژ آستانه در قطعات NMOS^۸ (ماسفت از نوع n) با افزایش دُز در ابتدا کاهش و سپس به مرور افزایش می‌یابد. اما ولتاژ

^۹ P type Metal Oxide Semiconductor

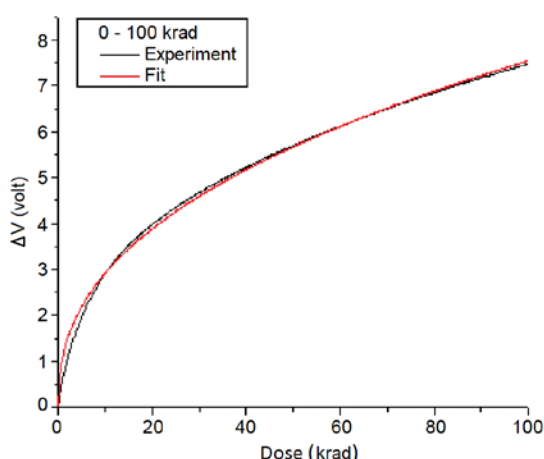
^{۱۰} Fading

^۷ Absorbed Dose

^۸ N type Metal Oxide Semiconductor

مقدار دز جذب شده است، ثبت شود. از آنجا که مقدار افت ولتاژ بر روی حسگر تابعی از دما و مقدار جریان عبوری از آن است، لازم است تا علاوه بر مقدار ولتاژ مرتبط با دز، دمای ماژول و مقدار دقیق جریان عبوری از حسگر نیز ثبت و برای پردازش‌های دقیق‌تر به ایستگاه زمینی ارسال شوند.

حسگر انتخاب شده دارای دو حالت کاری (حالت پرتوگیری حسگر در معرض پرتوهاست و حالت قرائت دز) است. در حالت اول یا همان حالت پرتوگیری، لازم است تا کلیه پایه‌های حسگر به زمین متصل شوند. مادامیکه حسگر در این حالت قرار دارد، متناسب با نوع و شدت پرتوهای ورودی، یون‌های مثبت و منفی در آن ایجاد شده و این خود منجر به افزایش مقاومت درین-سورس در RadFET می‌گردد. در حالت قرائت دز، لازم است تا جریان دقیقی از حسگر عبور داده شده و افت ولتاژ دو سر آن را اندازه‌گیری نمود. این افت مطابق شکل (۵) معیاری برای اندازه‌گیری دز می‌باشد [۱۸].



شکل (۵): نمودار تغییرات ولتاژ آستانه حسگر بر حسب دز دریافتی [۱۸]

ضرایب رابطه (۱) پس از انجام آزمون‌های عملکردی برای دزیمر طراحی شده بدست آمده که در رابطه (۲) ارائه شده است.

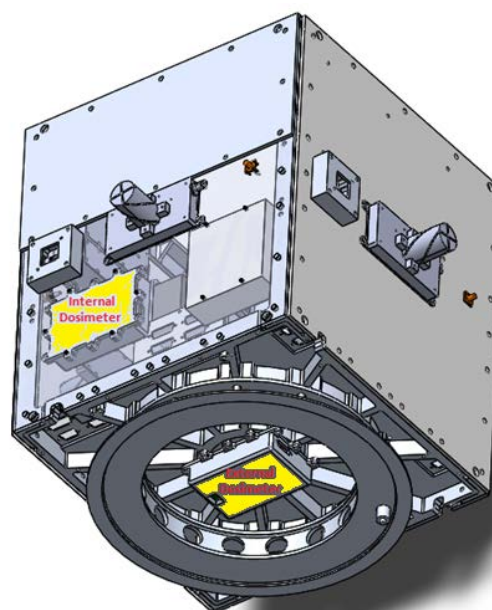
$$\Delta V = 0.6212 \times D^{0.4146} \quad (2)$$

لازم به ذکر است که تغییر وضعیت اتصال پایه‌های حسگر در دو مود کاری به کمک شبکه‌ای از رله‌های قفل‌شونده انجام می‌شود. یک پردازنده درون محموله وظیفه کامل کنترل عملکرد کلیه اجزای دستگاه و ارتباط (دریافت فرامین ارسال داده‌ها) با پردازنده مرکزی ماهواره را عهده دارد.

یکی از دو محموله تشعشعی در داخل ماهواره و دیگری در بیرون از آن نصب شده‌است. تصویری از ماهواره بدون پانل‌های خورشیدی به منظور نشان دادن موقعیت محموله‌های فوق در شکل (۴) ارائه شده است. در این شکل دو محموله تشعشعی با رنگ زرد مشخص شده‌اند. محموله بیرونی در زیر ماهواره و در مرکز رینگ پرتاب قرار داده شده و محموله داخلی نیز درون ماهواره و بر روی یکی از دیواره‌های جانبی آن نصب شده است.



شکل (۳): نمایی از محموله تشعشعی (دزیمر)

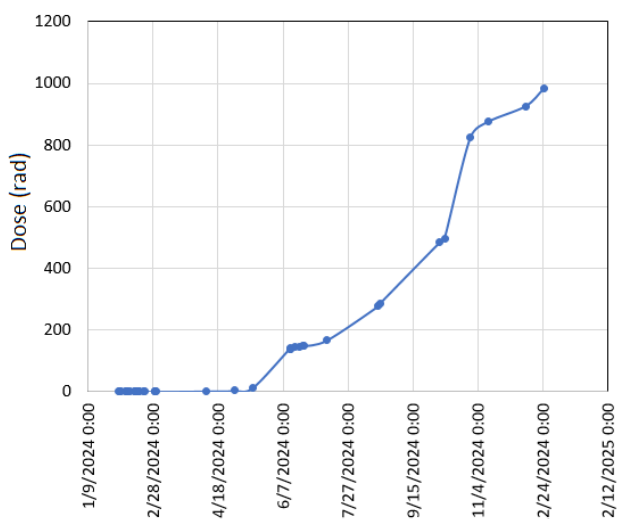


شکل (۴): نمایی از ماهواره بدون پانل‌های خورشیدی

۳-۲ داده‌های دزیمری ماهواره

دزیمر طراحی شده بر پایه یک حسگر از نوع RadFET می‌باشد. برای سنجش مقدار دز، لازم است تا یک جریان ثابت از حسگر عبور داده شده و تغییرات ولتاژ آستانه آن که تابعی از

آن می‌تواند تاثیر مستقیم توفان‌های خورشیدی باشد که در ادامه به آن اشاره خواهد شد.



شکل (۷): دز یونساز کل ثبت شده توسط محموله بیرونی

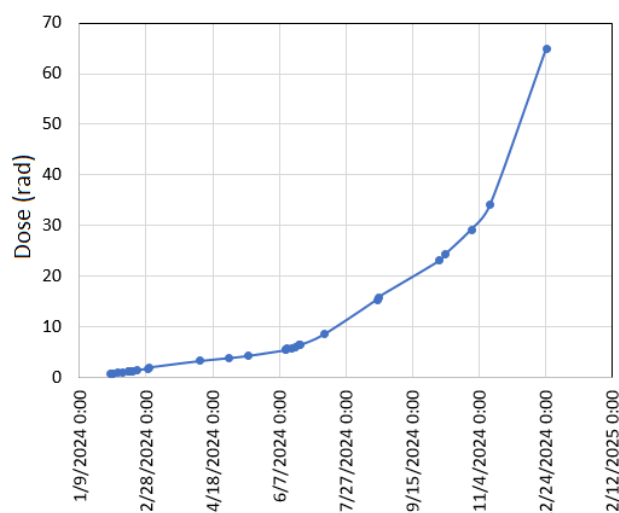
۴- تحلیل نتایج

همانطور که پیش‌تر گفته شد در این مقاله داده‌های دریافت شده از ماهواره از دو جنبه کاملاً متفاوت مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند که عبارتند از الف) محاسبه حفاظ معادل ناشی از ساختار نهایی ماهواره شامل کلیه اجزا و ب) تاثیر طوفان‌های خورشیدی بر قطعات الکترونیکی طی دوره‌ای یکساله از عملکرد ماهواره.

۴-۱ محاسبه حفاظ معادل

براساس الزامات هر پروژه فضایی و به منظور کاهش میزان آسیب‌های پرتویی، برای تجهیزات الکترونیکی حفاظی در نظر گرفته می‌شود که در اغلب موارد همان بدنه جعبه‌هایی هستند که بوردهای الکترونیکی درون آن قرار می‌گیرند. به عبارتی با تغییر ضخامت جعبه تجهیزات می‌توان تا حد بسیاری آسیب دز یونساز کل را کاهش داد و دیگر نیازی به افزودن حفاظ اضافی نمی‌باشد. برای این منظور می‌توان از نرم‌افزارهای معتبر نظیر SPENVIS که توسط آژانس فضایی اروپا توصیه شده است استفاده نمود. به کمک این نرم افزار می‌توان مقدار دز یونساز کل در یک قطعه سیلیکانی، ناشی از پرتوهای موجود در مدار مورد نظر را برحسب ضخامت حفاظی از جنس آلومینیوم به دست آورد. بطور معمول برای قطعات الکترونیکی و به منظور کاهش دز به مقداری کمتر از ۱۰ کیلوارد، نیاز به حفاظی با ضخامت ۳ تا ۴ میلیمتر است [۱۹]. این سطح از حساسیت در استاندارد فضایی

اما همانگونه که پیش‌تر عنوان شد، فناوری‌های متنوعی در این میکروماهواره با هدف تثبیت، مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند، لیکن محموله اصلی ماهواره دو عدد دزیمتر معرفی شده است. دزیمترها بطور از پیش برنامه‌ریزی شده در هر بار چرخش ماهواره به دور زمین یکبار روشن شده و اطلاعات دز یونساز کل را ثبت می‌کنند. با ارسال فرمان از زمین، این اطلاعات به ایستگاه زمین ارسال می‌شود. لذا اطلاعات دریافت شده در ایستگاه‌های زمینی، مقدار دز اندازه‌گیری شده در زمانی کمتر از ۱۰۰ دقیقه پیش از ارسال فرمان به ماهواره می‌باشد (پریود هر چرخش تقریباً ۱۰۰ دقیقه است). در شکل‌های (۶) و (۷) به ترتیب مقادیر دزهای یونساز کل که توسط محموله‌های تشعشعی طی یکسال از عمر مأموریت ماهواره اندازه‌گیری شده، ترسیم شده است. دلیل فاصله‌های غیر یکنواخت بین نقاط، عدم دریافت منظم داده‌ها طی مدت زمان فوق (یکسال) می‌باشد که با توجه به اینکه هدف اصلی، تخمین مقدار دز یونساز کل در دراز مدت می‌باشد، اهمیت چندانی ندارد.

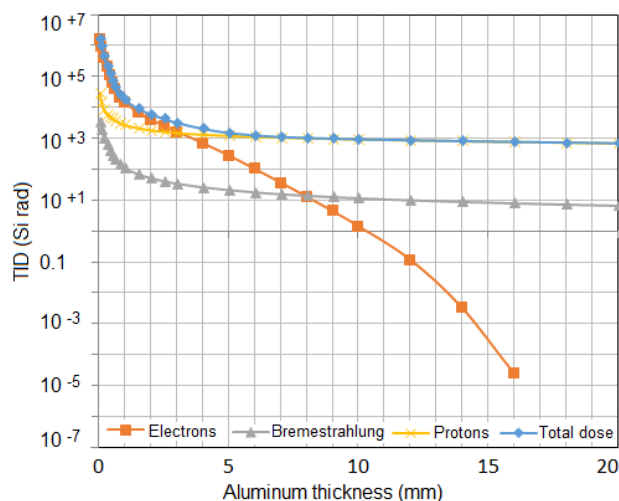


شکل (۶): دز یونساز کل ثبت شده توسط محموله داخلی

مطابق شکل (۶) مقدار دز پس از یکسال در داخل ماهواره در حدود ۶۵ راد است. این درحالی است که دزیمتر بیرونی مقدار ۱ کیلوارد را ثبت کرده است (شکل ۷). به عبارت دیگر مقدار دز دریافت شده توسط یک تجهیز نصب شده در سطوح بیرونی ماهواره تقریباً ۱۵ برابر تجهیزات به کار گرفته شده در داخل ماهواره‌ای با ساختار مشابه میکروماهواره معرفی شده خواهد بود.

منحنی تغییرات دز بر حسب زمان برای دزیمتر داخلی تقریباً به شکل نمایی افزایش داشته اما منحنی رسم شده برای داده‌های دزیمتر بیرونی از این الگو تبعیت نمی‌کند. یک از دلایل

این نتیجه‌گیری را عملکرد ماهواره کیوبست در مدار LEO تایید می‌کند. در اغلب ماهواره‌های کیوبست (با محموله‌های متداول و غیر حساس به تشعشع) قطعات تجاری و یا صنعتی بدون لحاظ نمودن حفاظ مستقل و یا حتی قرار گرفتن درون جعبه آلومینیومی استفاده می‌شوند و تنها پنل‌های خورشیدی و سازه ماهواره هستند که قطعات درون آن را از گزند پرتوهای محیطی محافظت می‌کنند.



شکل (۸): نتیجه شبیه سازی در محیط SPENVIS برای محاسبه حفاظ

۴-۲ طوفان‌های خورشیدی

طی فعالیت‌های مغناطیسی شدید خورشید، جریانی از ذرات باردار پرانرژی و تشعشعات وارد فضا می‌شود. بخشی از این جریان که به زمین می‌رسد، با نام طوفان خورشیدی شناخته می‌شوند. در پی این طوفان‌ها، اتمسفر زمین با ذرات باردار پرانرژی بمباران شده که علاوه بر ماهواره‌ها، اثرات نامطلوبی بر تجهیزات زمینی نیز دارد (نظیر هواپیماها و پست‌های توزیع برق).

معمولا طوفان‌های خورشیدی را بر اساس شدت از G1 تا G5 تقسیم بندی می‌کنند (معیار پیشنهادی توسط مرکز پیش بینی هواشناسی فضایی وابسته به NOAA) [۲۰]. شاخص kp نیز که مرتبط با اختلالات افقی میدان مغناطیسی زمین ناشی از فعالیت‌های خورشیدی است برای این منظور استفاده می‌شود [۲۱]. این شاخص ۹ سطح (k1 تا k9) دارد. هرگاه مقدار kp کوچکتر از ۵ باشد، وضعیت نرمال است. اما kp های ۵ به بالا نشان دهنده وقوع طوفان‌های خورشیدی هستند. مقدار kp برابر ۵ معادل G1 و kp برابر ۹ معادل G5 است. از آنجا که شاخص kp

اروپا برای قطعات متداول الکترونیکی مشخص شده است که بدیهی است برای قطعاتی با حساسیت بالا باید از حفاظ‌هایی با ضخامت بیشتر استفاده نمود. برای میکروماهواره معرفی شده نیز با کمک این نرم افزار شبیه‌سازی محیط ماموریت انجام و ضخامت جعبه های الکترونیکی تعیین شده‌اند.

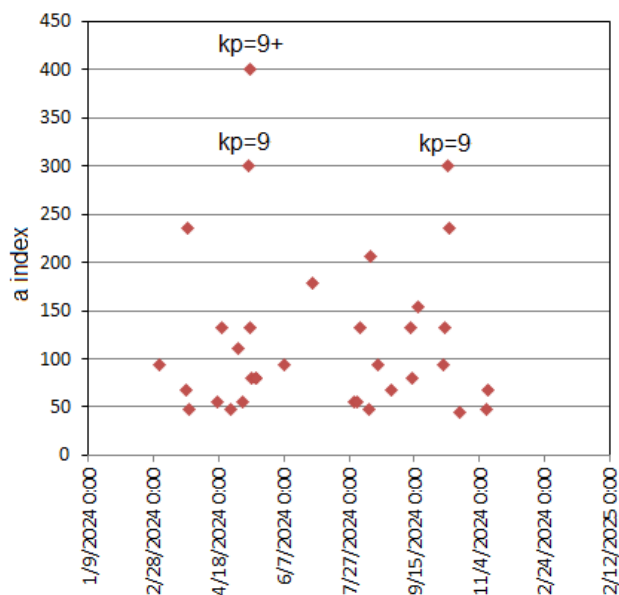
درون ماهواره ماژول‌ها و قطعات مختلفی قرار گرفته‌اند، نظیر بسته باتری، جعبه بوردهای زیرسیستم‌های پردازش و توان الکترونیکی، فرستنده و گیرنده‌های مخابراتی (شامل ماژول‌های اصلی و جایگزین)، ماژول کنترل کننده دما، سنسورها و ... بیرون از ماهواره نیز پنج وجه با پنل‌های خورشیدی به ضخامت تقریبی ۲ سانتیمتر پوشانده شده‌اند. هسته اصلی بستر پنل‌های خورشیدی از جنس آلومینیوم لانه زنبوری است که از دو طرف با ورق‌های آلومینیوم پوشانده شده‌است. همانطور که پیش‌تر توضیح داده شد، وجه ششم نیز شامل رینگ پرتاب است. لذا در عمل قطعات الکترونیکی توسط انبوهی از تجهیزات و مواد احاطه شده‌اند.

برای تخمین ضخامت معادل ناشی از کلیه المانهای ماهواره در این بخش یک شبیه سازی به کمک نرم‌افزار SPENVIS برای ماموریتی مشابه در مدار این میکروماهواره و به مدت یکسال انجام شده‌است. نتیجه شبیه سازی که نشان‌دهنده مقدار دز یونساز کل برحسب ضخامت حفاظ آلومینیومی است در شکل (۸) ارائه شده است. این مقدار دز ناشی از الکترون‌ها و پروتون‌های به دام افتاده در کمربندهای ون‌آلن و نیز تابش‌های ثانویه (تابش ترمزی^{۱۴}) است. در این شکل علاوه بر مقدار کلی دز، سهم هر یک از پرتوها در ایجاد آن به تفکیک نمایش داده شده است.

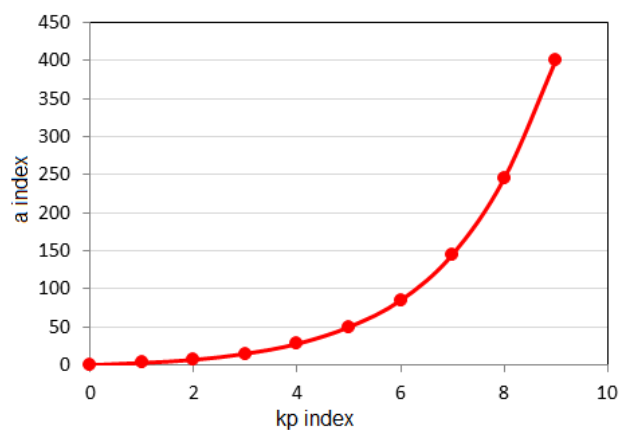
مقدار دز یونساز کل ثبت شده برای دزیومتر بیرونی طی مدت فوق برابر ۱ کیلوارد است (ر.ج. شکل ۷). به کمک شکل (۸) می‌توان دریافت که این مقدار دز هنگامی در قطعه ایجاد می‌شود که از یک حفاظ با ضخامتی در حدود ۱۰ میلیمتر استفاده شده باشد. لذا می‌توان نتیجه گرفت که ضخامت حفاظ معادل ناشی از پلتفرم این میکروماهواره در حدود ۱۰ میلیمتر است.

مقدار دز جذب شده در درون ماهواره بسیار کمتر از این مقدار می‌باشد. لذا در عمل می‌توان در مدار LEO از قطعات تجاری یا صنعتی و با لحاظ کردن حفاظی به مراتب نازکتر استفاده نمود.

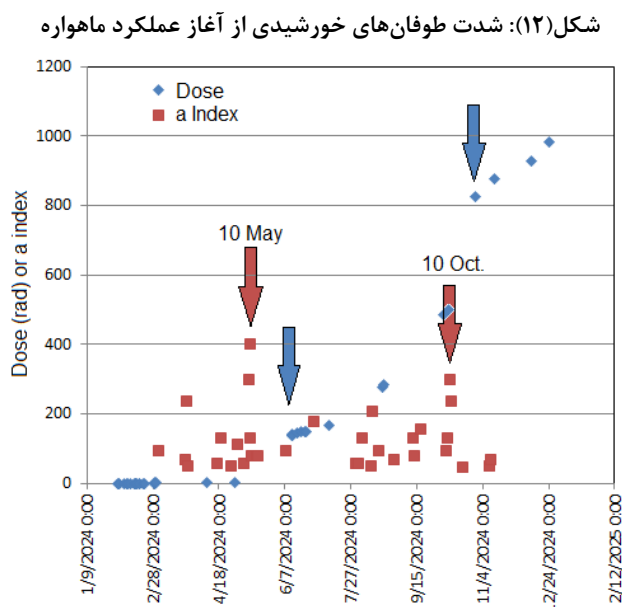
¹⁴ Bremsstrahlung



رابطه شبه لگاریتمی با مقدار اختلالات ثبت شده توسط سنجنده‌های مغناطیسی زمین دارد، از شاخص دیگری به نام a استفاده می‌شود. این شاخص متناسب با اندازه شدت میدان مغناطیسی اندازه‌گیری شده در یک بازه سه ساعته است. رابطه این دو شاخص در شکل (۱۱) نشان داده شده است. اما طی یکسال از آغاز عملیات میکروماهواره در مدار، تعداد زیادی طوفان خورشیدی رخ داد که مهمترین آنها طوفان ماه می (۱۰ و ۱۱ می ۲۰۲۴) بود که سطح آن $G5$ اعلام شد. علاوه بر این در روزهای ۱۰ و ۱۱ اکتبر ۲۰۲۴ نیز طوفانی با شدت زیاد رخ داد که سطح آن نیز نزدیک به $G5$ بود.



شکل (۱۱): رابطه بین شاخص kp و شاخص a



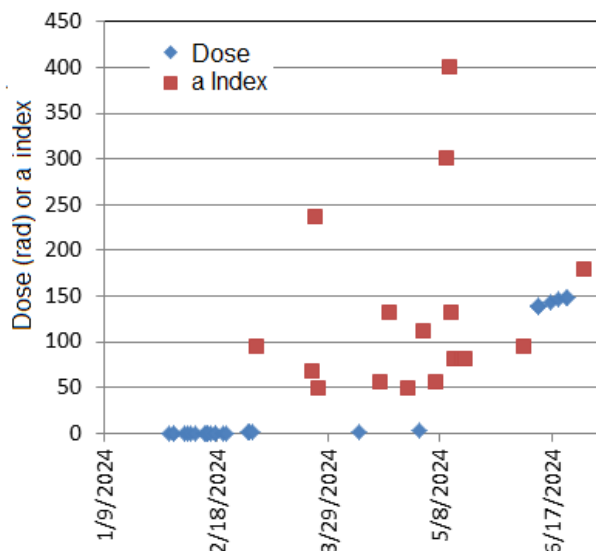
شکل (۱۳): تاثیر طوفان خورشیدی بر دز یونساز کل طی یکسال

برای نشان دادن تاثیر طوفان ۱۰ می بر داده‌های دریافت شده از ماهواره، تغییرات مقدار دز برای مدت ۶ ماه در شکل (۱۴) مجدداً ترسیم شده‌است. طی این طوفان مقدار دز از 5rad به حدود 140rad افزایش یافته است.

در شکل (۱۲) کلیه طوفان‌های رخ داده طی یک سال ابتدایی از عمر عملیاتی ماهواره برحسب زمان نشان داده شده‌اند. اما برای ارزیابی عملکرد محموله‌های ماهواره، در شکل (۱۳) داده‌های دزیمتر خارجی و شدت طوفان‌های خورشیدی در کنار هم ترسیم شده‌اند. مطابق این شکل، با بروز هر طوفان مقدار دز یونساز کل آشکار شده توسط دزیمتر بیرونی یک جهش قابل توجه داشته است. مقدار افزایش دز ناشی از طوفان ۱۰ اکتبر بیش از 300rad می‌باشد. این تغییرات برای طوفان خورشیدی ۱۰ می که در مقایسه با طوفان ۱۰ اکتبر شدت بیشتری داشته، کمتر است. علت این اختلاف را می‌توان در شکل (۵) یافت. مطابق این شکل خروجی حسگر در دزهای کم از رابطه‌نمایی پیاده‌سازی شده برای محاسبه مقدار دز تبعیت نمی‌کند. به عبارت دیگر در دزهای کم، حساسیت حسگر پائین‌تر است.

مراجع

- [1] R. H. Maurer, M. E. Fraeman, M. N. Martin, and D. R. Roth, "Harsh environments : space radiation environment, effects, and mitigation," *Johns Hopkins APL technical digest*, vol. 28, no. 1, pp. 17–29, Jan. 2008.
- [2] I. Lopez-Calle, and A.I. Franco, "Comparison of cubesat and microsat catastrophic failures in function of radiation and debris impact risk," *Scientific Reports*, vol. 13, no. 1, Jan. 2023, doi: <https://doi.org/10.1038/s41598-022-27327-z>.
- [3] C. Granja, S. Polansky, Z. Vykydal, S. Pospisil, A. Owens, Z. Kozacek, K. Mellab, and M. Simcak, "The SATRAM Timepix spacecraft payload in open space on board the Proba-V satellite for wide range radiation monitoring in LEO orbit," *Planetary and Space Science*, vol. 125, pp. 114-129, 2016. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2016.03.009>.
- [4] Y. Sun et al., "Radiation Dose Detection on FY-4B Satellite," *Aerospace*, vol. 10, no. 4, pp. 325–325, Mar. 2023, doi: <https://doi.org/10.3390/aerospace10040325>.
- [5] V.I. Osedlo, V.V. Kalegaev, I.A. Rubinshtein, V.I. Tulupv, A.A. Shemukhin, N.N. Pavlov, O.I. Abanin, I.A. Olotarev, V.O. Barinova, V.V. Bogomolov, N.A. Vlasova, I.N. Myagkova, and E.A. Ginburg, "Monitoring the radiation state of the Near the Earth Space on the Arktika-M No.1 Satellite," *Cosmic research*, vol. 60, no. 6, pp. 406-419, 2022.
- [6] R.J. Casurellas, C. Araguz, P. Via, A. Solanellas, A. Amézaga, D. Vidal, et al., "Cat-1 project: a multi-payload CubeSat for scientific experiments and technology demonstrators," *European Journal of Remote Sensing*, vol. 50, no. 1, pp. 125–136, 2017. <https://doi.org/10.1080/22797254.2017.1274568>
- [7] S. Svertilov et al., "Monitoring of Radiation Fields in Near Earth Space and Atmosphere in New Space Projects of Moscow University," *E3S Web of Conferences*, vol. 196, p. 02019, 2020, doi: <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202019602019>.
- [8] J.J. Likar, S.E. Stone, R.E. Lombardi, and K.A. Long, "Novel radiation design approach for CubeSat based missions," in *Proceedings of the AIAA USU Conference of Small Satellite*, 2010.
- [9] J. Dijks, *Precise LEO Space Radiation Monitoring using the Space RadMon-NG Payload*, CERN Document Server, 2023. <https://cds.cern.ch/record/2850822?ln=en> (accessed Feb. 28, 2025).
- [10] M. Meguellati, F. Djeflal, D. Arar, T. Bendib, and L. Khettache, "RADFET dosimeter design for environment monitoring applications," in: *Proceedings of the 24th International Conference on Microelectronics (ICM)*, Algiers, Algeria, 2012.
- [11] S.-J. Kim, K.-W. Min, D. Ko, and J. Seon, "Use of a MOSFET for radiation monitoring in space and comparison with the NASA trapped particle



شکل (۱۴): تاثیر طوفان خورشیدی بر دز یونساز کل طی ۶ ماه

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، پس از معرفی محموله‌های تشعشعی یک میکروماهواره عملیاتی نتایج اخذ شده از آن‌ها طی یکسال از عملکرد موفق ماهواره در مدار ارائه شده است. دو محموله تشعشعی (دزیمر) مقدار دز یونساز کل را در داخل و خارج از ماهواره به ترتیب برابر ۶۵rad و ۱krad برای مدت زمان فوق ثبت کرده‌اند. این مقادیر بسیار کمتر از نتایج شبیه سازی‌های انجام شده در فاز طراحی می‌باشد که دلیل آن عملکرد کلیه قطعات و تجهیزات استفاده شده در ماهواره همانند یک حفاظ تشعشعی است. با انجام شبیه‌سازی‌های جدید ضخامت معادل تمامی مواد و تجهیزات برای دزیمر بیرونی در حدود ۱۰ میلیمتر آلومینیوم به دست آمد. علاوه بر این دزیمر نصب شده در بیرون از ماهواره به خوبی تاثیر دو طوفان خورشیدی از مرتبه G5 را که در سال ۲۰۲۴ رخ دادند را بر مقدار دز یونساز کل ثبت و مشخص نموده است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

از تمامی افرادی که ما را در کلیه مراحل اجرای این پروژه شامل طراحی، ساخت، آزمون، پرتاب و در سایت ایستگاه زمینی (برای اخذ داده‌های ماهواره) یاری کردند تشکر صمیمانه داریم.

- model,” *Journal of the Korean Physical Society*, vol. 48, no. 4, pp. 865–869, Apr. 2006.
- [12] F. Ravotti, Response of RadFET Dosimeters to High Flounces of Fast Neutrons, *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 52, no. 4, pp. 335–339, August 2005, doi: [10.1109/NSSMIC.2004.1462208](https://doi.org/10.1109/NSSMIC.2004.1462208).
- [13] M. Pejovic, “P-channel MOSFET as a sensor and dosimeter of ionizing radiation,” *Facta universitatis - series: Electronics and Energetics*, vol. 29, no. 4, pp. 509–541, 2016, doi: <https://doi.org/10.2298/fuee1604509p>.
- [14] L. Ratti, *Ionizing Radiation Effects in Electronic Devices and Circuits*, INFN Laboratori Nazionali di Lgnaro, Legnaro, 2013.
- [15] G. Spiezia et al., “The LHC radiation monitoring system- RadMon,” in *Proceedings of 10th International Conference on Large Scale Applications and Radiation Hardness of Semiconductor Detectors*, Florence, Italy, July 6-8, 2011.
- [16] A. Holmes-Siedle and L. Adams, “The Mechanisms of Small Instabilities in Irradiated MOS Transistors,” *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 30, no. 6, pp. 4135–4140, 1983, doi: <https://doi.org/10.1109/tns.1983.4333096>.
- [17] I. Jun, H. Garrett, W. Kim, Y. Zheng, S.F. Fung, C. Corti, N. Ganushkina, and J. Guo, “A review on radiation environment pathways to impacts: Radiation effects, relevant empirical environment models, and future needs,” *Advances in Space Research*, 2024, doi: [10.1016/j.asr.2024.03.079](https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.03.079).
- [18] R. Amajdifard, F. Bagheroskouei, and O. Shekoofa, “Design, Implementation and Test of a Space Qualified Dosimeter for Total Ionizing Dose Measurement,” *Journal of Nuclear Science and Technology*, vol. 99, no. 2, pp. 1-9, 2022.
- [19] M. Sajid, N.G. Chechenin, F.S. Torres, M.N. Hanif, U.A. Gulzari, S. Arslan, and E.U. Khan, “Analysis of Total Ionizing Dose effects for highly scaled CMOS devices in Low Earth Orbit,” *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms*, vol. 428, pp. 30-37, 2018.
- [20] R. Miteva and S. W. Samwel, “Catalog of Geomagnetic Storms with Dst Index ≤ -50 nT and Their Solar and Interplanetary Origin (1996–2019),” *Atmosphere*, vol. 14, no. 12, pp. 1744–1744, Nov. 2023, doi: <https://doi.org/10.3390/atmos14121744>.
- [21] J. Matzka, C. Stolle, Y. Yamazaki, O. Bronkalla, and A. Morschhauser, “The Geomagnetic Kp Index and Derived Indices of Geomagnetic Activity,” *Space Weather*, vol. 19, no. 5, May 2021, doi: <https://doi.org/10.1029/2020sw002641>.



Optimization of Fracture Performance of 3D-Printed Parts in Cloud Manufacturing for Aerospace Applications Using Statistical Analysis and Decision-Making Methods

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 61-73
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2025.518514.1245](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.518514.1245)

Article Info

Received: 2025-04-22
Accepted: 2025-07-02

keywords

Mode I fracture;
TOPSIS; 3d printing;
Polylactic Acid (PLA)
material; ANOVA

How to Cite this article

A. Rajabi-Kafshgar, M.
Mohammad Aliah,
“Optimization of Fracture
Performance of 3D-Printed
Parts in Cloud
Manufacturing for
Aerospace Applications
Using Statistical Analysis and
Decision-Making Methods”,
*Journal of Space Science,
Technology & Applications*,
Vol. 6, No. 1, pp. 61-73, 2026.

Atefeh Rajabi-Kafshgar¹, Mohammad Reza Mohammad Aliah^{2*}

¹ School of Industrial Engineering, Iran University of Science & Technology,
Tehran, Iran

E-mail: rajabi_atefeh@ind.iust.ac.ir

^{2*} School of Industrial Engineering, Iran University of Science & Technology,
Tehran, Iran

E-mail: mrm_aliaha@iust.ac.ir

Abstract

Over the past decade, 3D printing technology, particularly Fused Deposition Modeling (FDM), has been widely adopted in distributed manufacturing environments, with a notable increase in its application in cloud-based manufacturing systems. Given the importance of service quality in such networks, it is essential to consider simultaneously the mechanical and economic properties of printed parts. This study investigates the effects of key process parameters, layer thickness, print speed, and infill density, on Mode I fracture behavior in PLA parts fabricated via FDM. A full factorial experimental design with 12 tests and three replications was conducted, measuring fracture toughness (K_{Ic}), fracture energy (G_{Ic}), print time, and material consumption. Statistical analysis revealed that layer thickness had the greatest effect on fracture energy, while infill density most significantly influenced fracture toughness. The novelty of this work lies in employing the TOPSIS multi-criteria decision-making method to select the optimal parameter combination, considering both mechanical and economic criteria, and comparing its outcomes with traditional statistical analysis. According to the results, when mechanical performance is prioritized, the optimal combination consists of a 3000 mm/min print speed, 70% infill density, and 0.3 mm layer thickness. Finally, TOPSIS is proposed as a flexible and effective tool for balancing conflicting objectives and is recommended for high-performance part production in aerospace applications.

بهینه‌سازی رفتار شکست قطعات چاپی سه‌بعدی در تولید ابری، برای کاربردهای هوافضایی با استفاده از تحلیل آماری و روش‌های تصمیم‌گیری

عاطفه رجبی کفشگر^۱، محمدرضا محمدعلیها^{۲*}

۱- گروه مهندسی صنایع، دانشکده مهندسی صنایع، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

rajabi_atefeh@ind.iust.ac.ir

۲- گروه مهندسی صنایع، دانشکده مهندسی صنایع، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

mrm_aliha@iust.ac.ir

* نویسنده مسئول

دسترسی‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۶۱-۷۳

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2025.518514.1245

چکیده

در دهه گذشته فناوری چاپ سه‌بعدی، به‌ویژه مدل‌سازی رسوبی ذوب‌شونده (FDM)، به‌طور گسترده‌ای در محیط‌های تولیدی توزیع شده به‌خصوص در تولید ابری مورد استفاده قرار گرفته است. با توجه به اهمیت کیفیت خدمات در این شبکه‌های تولیدی، بررسی هم‌زمان ویژگی‌های مکانیکی و اقتصادی قطعات چاپی ضروری است. در پژوهش حاضر، به‌منظور بهبود کیفیت قطعات پلیمری تولیدی با فناوری FDM، تأثیر پارامترهای فرآیند شامل: ضخامت لایه، سرعت چاپ و تراکم داخلی بر رفتار شکست مود I در قطعات PLA بررسی شده است. طراحی آزمایش به‌صورت طرح عاملی کامل با ۱۲ آزمایش و دو تکرار انجام شد و ویژگی‌هایی نظیر چقرمگی شکست (K_{IC})، انرژی شکست (G_{IC})، زمان چاپ و مقدار مصرف ماده اندازه‌گیری شد. نتایج تحلیل آماری نشان می‌دهد که ضخامت لایه بیشترین تأثیر را بر انرژی شکست و تراکم داخلی بیشترین تأثیر را بر چقرمگی شکست دارد. نوآوری این پژوهش در به‌کارگیری روش تصمیم‌گیری چندمعیاره‌ای تاپسیس برای انتخاب ترکیب بهینه‌ی پارامترها با در نظر گرفتن هم‌زمان معیارهای مکانیکی و اقتصادی و مقایسه آن با نتایج تحلیل‌های آماری است. بر اساس نتایج، در شرایطی که خواص مکانیکی اولویت دارند، ترکیب بهینه شامل سرعت چاپ ۳۰۰۰ میلی‌متر بر دقیقه، تراکم داخلی ۷۰٪ و ضخامت لایه ۰.۳ میلی‌متر است. در نهایت، روش تاپسیس با انعطاف‌پذیری بالا در ایجاد تعادل میان اهداف متضاد، به‌عنوان روشی مؤثر برای تولید قطعات با عملکرد شکست بالا در صنایع هوافضا پیشنهاد می‌شود.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۲/۰۲

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۴/۱۱

واژه‌های کلیدی

شکست مود I خالص، روش تاپسیس، ماده پلی لاکتیک اسید (PLA)، آنالیز واریانس

نحوه استناد به مقاله

عاطفه رجبی کفشگر، محمدرضا محمدعلیها، "بهینه‌سازی رفتار شکست قطعات چاپی سه‌بعدی در تولید ابری، برای کاربردهای هوافضایی با استفاده از تحلیل آماری و روش‌های تصمیم‌گیری"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۶۱-۷۳، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

با رشد سریع فناوری‌های ساخت افزایشی به‌ویژه چاپ سه‌بعدی، امکان تولید قطعات پیچیده با هزینه و زمان کمتر نسبت به روش‌های سنتی فراهم شده است [۱]. در سال‌های اخیر کاربرد این فناوری در حوزه‌های پیشرفته‌ای مانند صنایع هوافضایی گسترش یافته است، جایی که نیاز به قطعات سبک، مقاوم و قابل اعتماد به‌ویژه در شرایط بارگذاری شدید وجود دارد [۲-۳].

در صنعت هوافضا، تولید قطعات پلیمری به‌ویژه PLA و ABS با فناوری چاپ سه‌بعدی کاربردهای متعددی دارد که به بهینه‌سازی طراحی، کاهش وزن و تسریع فرآیند تولید کمک می‌کند. در بدنه پهپادها (UAVs)، قطعاتی نظیر پوسته‌ی بیرونی، قاب موتور و اجزای آیرودینامیکی با مواد پلیمری تولید می‌شوند که علاوه بر وزن کم، مقاومت مکانیکی مناسبی نیز دارند و امکان طراحی پیچیده را فراهم می‌کنند. در داخل هواپیماها نیز قطعات غیرسازه‌ای مانند: پانل‌های کابین، پوشش‌های نورپردازی، دریچه‌های تهویه، بست‌ها و نگهدارنده‌ها به‌طور معمول با استفاده از پلیمرهای تولید شده از طریق چاپ سه‌بعدی ساخته می‌شوند تا پاسخگوی نیاز به طراحی خاص و تولید کم‌تیراژ باشند. همچنین، ابزارهای موقتی مانند: جیگ‌ها، فیکسچرها و گیره‌ها که در فرآیندهای مونتاژ و نگهداری مورد استفاده قرار می‌گیرند، با چاپ سه‌بعدی تولید می‌شوند تا در زمان و هزینه صرفه‌جویی شود. چاپ سه‌بعدی PLA و سایر پلیمرها در نمونه‌سازی سریع نیز بسیار مؤثر است، چراکه امکان تولید نمونه‌های اولیه برای ارزیابی طراحی، ارگونومی و عملکرد قطعات را پیش از تولید نهایی فراهم می‌کند [۴].

در مطالعه انجام شده توسط چودهری [۵]، پنل ساندویچی تولید شده با تکنولوژی چاپ سه‌بعدی برای کاربردهای فضایی بررسی شده است. در این مطالعه، اثر ضخامت دیواره هسته و طراحی هسته بر عملکرد پنل ساندویچی تولید شده با روش چاپ سه‌بعدی، تحت بارگذاری شبه‌استاتیکی محوری مورد بررسی قرار گرفت. با بررسی مدول فشاری، استحکام فشاری، بیشینه نیرو (F_{peak})، جذب انرژی (EA) و جذب انرژی ویژه (SEA)، نشان داده شد که با افزایش ضخامت دیواره هسته، عملکرد فشاری به‌طور قابل توجهی بهبود می‌یابد. همچنین در مطالعات انجام شده توسط وحیدشاد [۶-۷]، تاثیر پارامترهای

چاپ بر خواص مکانیکی قطعات مورد استفاده در صنایع فضایی تولید شده توسط تکنولوژی تولید افزایشی بررسی شده است. یکی از مواد پرکاربرد در فرآیند چاپ سه‌بعدی، پلی‌لاکتیک‌اسید (PLA) است که به‌دلیل ویژگی‌هایی نظیر زیست‌تجزیه‌پذیری، فراوانی و فرآیندپذیری آسان مورد توجه قرار گرفته است [۸]. با این حال، برای استفاده از قطعات PLA در کاربردهای حساس، به‌ویژه در تجهیزات فضایی که ممکن است تحت تنش‌های متمرکز یا بارهای سیکلی قرار گیرند، نیاز به درک رفتار شکست این ماده وجود دارد [۹].

در این راستا، بررسی ضریب شدت تنش در مود اول (K_{Ic}) به‌عنوان یکی از پارامترهای کلیدی در تحلیل مکانیزم شکست مواد شکننده، از اهمیت بالایی برخوردار است [۱۰]. مطالعات بسیاری با هدف بررسی تجربی این ضریب در نمونه‌های PLA چاپ‌شده با پارامترهای متفاوت چاپ و همچنین ارائه دیدگاه عمیق‌تری نسبت به عوامل مؤثر بر مقاومت شکست این قطعات انجام شده است.

مطالعات اولیه در این حوزه، به‌طور عمده بر تأثیر ویژگی‌های مکانیکی و پارامترهای ساخت بر مقاومت به شکست، متمرکز بوده‌اند. برای مثال، در [۱۱] نشان می‌دهد که در چاپ قطعات ABS توسط تکنولوژی FDM، جهت چاپ و زاویه نوارهای چاپ ($raster\ angle$)، تأثیر مستقیمی بر مقدار مقاومت به شکست دارد. همچنین زاویه شطرنجی $45^{\circ}/45^{\circ}$ عملکرد بهتری نسبت به زاویه $90^{\circ}/0^{\circ}$ دارد. ولین و همکاران [۱۲]، اثر وجود و نوع شیار در نمونه‌های چاپ‌شده از جنس پلیمر PLA را مورد بررسی قرار داده‌اند و توصیه کردند که ویژگی‌های هندسی پیش از چاپ باید در طراحی لحاظ شوند زیرا قطعاتی که شیار در آن‌ها به صورت دستی ایجاد شده بود نسبت به قطعاتی که شیار در آن‌ها طراحی شده بود چقرمگی شکست کمتری داشته‌اند.

همچنین، مطالعاتی نظیر پژوهش‌های انجام شده در منابع [۱۳-۱۴]، نیز به بررسی رابطه بین پارامترهای چاپ مانند درصد پرشوندگی، زاویه رشته‌های چاپ شده و دمای نازل با رفتار شکست در مدهای مختلف پرداخته‌اند. این تحقیقات نشان داده‌اند که پارامترهای چاپ، تأثیر عمیقی بر رفتار شکست دارند و امکان ایجاد ترک‌های میکروسکوپی به‌دلیل ضعف در اتصال بین لایه‌ها بالا است. از سوی دیگر، برخی مطالعات همچون مطالعه انجام شده توسط عامری و همکاران [۱۵]، به تحلیل و

استحکام کششی، استحکام ضربه پذیری، استحکام خمشی و زبری سطح جهت بهینه‌سازی پارامترهای چاپ استفاده کرده است.

باتوجه به مطالعات فوق، پارامترهای چاپ نقش به‌سزایی در تعیین کیفیت، استحکام و یکپارچگی ساختاری این قطعات دارند. بنابراین، هنوز نیاز جدی به یک رویکرد جامع برای بهینه‌سازی همزمان شاخص‌های شکست مانند ضریب شدت تنش (K_{Ic}) و انرژی شکست در قطعات PLA چاپی وجود دارد.

تولید ابری به عنوان یک سیستم تقاضا محور و مشتری‌گرا، مستلزم درنظر گرفتن عواملی فراتر از تنها خواص مکانیکی قطعات تولیدی است [۲۹]. در چنین بسترهایی شاخص‌هایی نظیر زمان ساخت و میزان مصرف ماده اولیه نیز از اهمیت بالایی برخوردار هستند، چرا که به‌طور مستقیم بر بهره‌وری، هزینه و قابلیت پاسخ‌گویی سریع به نیازهای بازار تأثیر می‌گذارند.

در فرآیندهای تولیدی مانند چاپ سه‌بعدی، تصمیم‌گیری تنها بر اساس پارامترهای مکانیکی (مانند استحکام و انرژی شکست) ممکن است به انتخاب شرایطی منجر شود که از نظر هزینه، زمان یا مصرف مواد به‌صرفه نباشد. علاوه بر این، تولید در بستر تولید ابری که بستری شامل ارائه دهندگان سرویس توزیع شده است و هزینه‌ها (اعم از زمان اجرا، مصرف مواد اولیه و هزینه سرویس‌دهی) نقش مهمی در انتخاب شرایط بهینه دارند [۳۰].

از این رو، در کنار شاخص‌های مکانیکی، معیارهایی نظیر زمان چاپ و میزان مصرف ماده اولیه به‌عنوان معیارهای اقتصادی در نظر گرفته شده‌اند تا مدل ارزیابی جامع‌تری ارائه شود. این رویکرد امکان انتخاب شرایط فرآیند بهینه را با درنظر گرفتن هم‌زمان عملکرد مکانیکی و کارایی اقتصادی فراهم می‌سازد، که در کاربردهای صنعتی نوین بسیار حائز اهمیت است.

بنابراین در این پژوهش، علاوه بر بررسی تأثیر چهار پارامتر اصلی فرآیند چاپ شامل: تراکم چاپ، سرعت چاپ و ضخامت لایه علاوه بر رفتار شکست در مود I قطعات PLA، تأثیر این پارامترها بر زمان و میزان مواد مصرفی نیز بررسی می‌شود. مقادیر چقرمگی شکست (K_{Ic}) و انرژی شکست (G_{Ic}) به عنوان خروجی‌های آزمایش شکست محاسبه شده است و تحلیل آماری و بهینه‌سازی آن‌ها انجام می‌پذیرد.

در نهایت، با بهره‌گیری از روش‌های تصمیم‌گیری چندمعیاره، بهینه‌سازی هم‌زمان معیارهای مکانیکی و اقتصادی به منظور دستیابی به بهترین ترکیب از خواص شکست، زمان

مدل‌سازی رفتار شکست با استفاده از ابزارهای پیشرفته‌تری نظیر روش XFEM-CZM پرداخته‌اند.

ایلیایی و همکاران [۱۶]، شکست مود ترکیبی I/III در داربست‌های متخلخل PLA چاپی را با استفاده از نمونه‌های CT بررسی کردند. این روش‌ها کمک می‌کنند تا بین پارامترهای هندسی و خواص شکست رابطه دقیق‌تری برقرار شود. در مطالعاتی مشابه، ناظم زاده و همکاران [۱۷]، رفتار شکست در مود I و II در PLA چاپ‌شده را با استفاده از آزمایش‌های DCB و SLS بررسی کردند و مقادیر انرژی شکست بحرانی G_I و G_{II} را برای طراحی‌های مختلف تعیین نمودند. همچنین عالیها و همکاران [۸]، با در نظرگیری شرایط محیطی متفاوت همچون گاماستریلیزاسیون به بررسی خواص شکست نمونه‌های چاپی پرداخته‌اند.

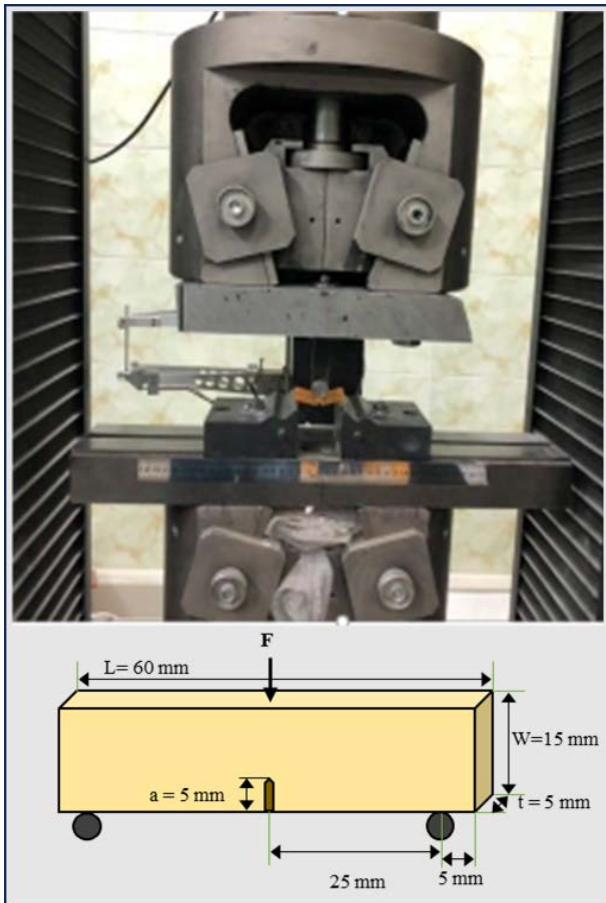
همان‌طور که در مقاله [۱۸] بیان شده است، بررسی اثرگذاری پارامترهای چاپ نیازمند بررسی‌های بیشتر توسط روش‌های آماری است. از این رو در کنار این مطالعات، دسته‌ای از تحقیقات تمرکز خود را بر تحلیل و بهینه‌سازی آماری پارامترهای چاپ گذاشته‌اند. در ادامه به بررسی روش‌های به‌کار برده شده جهت بررسی خواص مکانیکی (خواص کششی یا شکست) قطعات پلیمری تولیدی با استفاده از چاپ سه بعدی بررسی شده است. برای مثال، در برخی از مطالعات از روش طراحی آزمایش (DOE) برای بررسی اثرگذاری پارامترهای چاپ استفاده شده است. مطالعاتی مانند [۱۹-۲۳]، با به‌کارگیری روش تاگوچی نشان داده‌اند که می‌توان با تعداد محدودی آزمایش به نتایج مؤثری در بهینه‌سازی پارامترهای چاپ رسید.

مطالعاتی مانند [۲۴-۲۶]، با استفاده از تحلیل واریانس (ANOVA) به مدل‌سازی و تحلیل آماری پاسخ‌های مکانیکی مانند بار شکست پرداخته‌اند. از سوی دیگر، مطالعاتی نظیر [۲۷-۲۸] از ترکیب روش‌های آماری مانند سطح پاسخ (RSM) برای بهینه‌سازی ویژگی‌هایی مانند مقاومت خمشی استفاده کرده‌اند. نتایج این پژوهش‌ها نشان داده‌اند که پارامترهایی نظیر: ضخامت لایه، دمای نازل، درصد پرشدگی، زاویه رشته‌های چاپ و الگوی پرکنندگی بیشترین تأثیر را بر خواص مکانیکی دارند.

مطالعات دیگری به در نظرگیری هم‌زمان چند خاصیت مکانیکی قطعات چاپ شده پرداخته‌اند. مطالعه انجام شده در [۲۶]، با به‌کارگیری بهینه‌سازی چند هدفه به بررسی هم‌زمان استحکام کششی و مدول یانگ پرداخته است. همچنین [۲۵]، از ترکیب الگوریتم ژنتیک و تاپسیس جهت بررسی هم‌زمان

شکل (۱) نشان‌دهنده جزئیات ابعاد نمونه‌ها و تنظیمات آزمایش شکست است. همچنین شکل (۲) نشان‌دهنده فرایند چاپ و آزمایش شکست قطعات چاپ شده است. جهت بررسی رفتار شکست، نمونه‌های چاپ شده ضریب شدت تنش و بار شکست به عنوان خروجی‌های آزمایش‌های شکست اندازه‌گیری شد. از معادله (۱) برای محاسبه ضریب شدت تنش استفاده شد. همچنین میانگین نتایج این خروجی‌ها برای هر آزمایش مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفت. نتایج آزمایش‌های شکست در جدول (۳) خلاصه شده است. در این جدول، در آزمایش‌هایی که دارای مقادیر برابر ضخامت لایه و تراکم داخلی هستند، مقدار ماده مصرفی یکسان است زیرا تنها این دو پارامتر به‌طور مستقیم بر حجم مواد مصرفی تأثیرگذار هستند.

$$K_I = \frac{3PS}{tW^2} \sqrt{\pi a Y_I} \quad (1)$$



شکل (۱) ابعاد نمونه‌ها و تنظیمات آزمایش شکست

ساخت و میزان ماده مصرفی انجام می‌شود تا چارچوبی مؤثر برای ارتقای کیفیت و بهره‌وری در تولید قطعات چاپ سه‌بعدی در بستر تولید ابری ارائه شود.

۲- مواد و روش‌ها

به منظور بررسی تأثیر پارامترهای چاپ بر خواص شکست، نمونه‌هایی با ضخامت لایه، تراکم چاپ و سرعت چاپ مختلف تولید شد. سطوح پارامترهای انتخاب شده در جدول (۱) ارائه شده است.

با در نظر گرفتن تمام ترکیب‌های ممکن با استفاده از طرح عاملی کامل، ۱۲ آزمایش بر اساس سطوح جدول (۱) طراحی شد. برای بررسی خواص شکست نمونه‌ها در مود I، دو نمونه برای هر آزمایش (۲۴ نمونه) تولید شده است. جدول (۲) نشان‌دهنده جزئیات چاپ قطعات در هر کدام از آزمایش‌ها است. در طراحی آزمایش، به‌منظور بررسی تأثیر همزمان سرعت و تراکم، هر سطح از تراکم با دو سطح متفاوت از سرعت ترکیب شده است. اگر چه در شرایط عملی ممکن است با افزایش تراکم، نیاز به کاهش سرعت وجود داشته باشد، اما در این آزمایش هدف بررسی مستقل و ترکیبی اثر پارامترها بوده است.

جدول (۱) سطوح پارامترهای چاپ

پارامترها	سطح ۱	سطح ۲	سطح ۳
ضخامت لایه (mm)	۰.۱	۰.۲	۰.۳
تراکم چاپ (%)	۵۰	۷۰	-
سرعت چاپ (mm/min)	۲۰۰۰	۳۰۰۰	-

جدول (۲) تنظیمات آزمایش‌ها

آزمایش	ضخامت لایه (mm)	تراکم چاپ (%)	سرعت چاپ (mm/min)
۱	۰.۱	۵۰	۲۰۰۰
۲	۰.۱	۵۰	۳۰۰۰
۳	۰.۱	۷۰	۲۰۰۰
۴	۰.۱	۷۰	۳۰۰۰
۵	۰.۲	۵۰	۲۰۰۰
۶	۰.۲	۵۰	۳۰۰۰
۷	۰.۲	۷۰	۲۰۰۰
۸	۰.۲	۷۰	۳۰۰۰
۹	۰.۳	۵۰	۲۰۰۰
۱۰	۰.۳	۵۰	۳۰۰۰
۱۱	۰.۳	۷۰	۲۰۰۰
۱۲	۰.۳	۷۰	۳۰۰۰

بین گروهی به مقدار بسیار کوچکی می‌رسد یا به صفر میل می‌کند و در نتیجه مقدار F نیز صفر به دست می‌آید.

در این پژوهش، بررسی خروجی‌ها نشان داد که میانگین ضریب شدت تنش برای سرعت‌های چاپ ۲۰۰۰ و ۳۰۰۰ mm/min به ترتیب برابر با ۱.۷۵۲ و ۱.۷۵۳ است که بسیار نزدیک به یکدیگر هستند. این موضوع سبب می‌شود که با توجه به اثر سرعت چاپ به تنهایی نمی‌توان تأثیرگذاری این عامل را بررسی کرد. با این حال، اثر متقابل این عامل با تراکم داخلی تقریباً معنادار است. به همین دلیل، انتخاب سطح مناسب برای سرعت چاپ، در بخش بعد، با اتکا به نمودار اثرات متقابل انجام شده است.

بررسی تأثیر ورودی‌ها بر انرژی شکست، اهمیت و تأثیر عامل ضخامت بر این خروجی را نشان می‌دهد. با این حال، انرژی شکست تحت تأثیر اثرات متقابل چگالی-سرعت و ضخامت-سرعت نیز قرار می‌گیرد. این اثرات را در بخش بعد با استفاده از نمودار اثرات متقابل بیشتر بررسی خواهیم کرد. همچنین نمودارهای پارتو اثرات پارامترهای چاپ بر خروجی‌های آزمایش شکست در شکل (۳) نشان داده شده است.

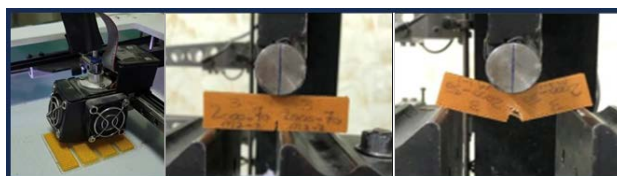
نمودار پارتو اثرات استاندارد شده، اهمیت نسبی عوامل و تعامل‌های مؤثر بر پاسخ مورد بررسی را به صورت تصویری نمایش می‌دهد. در این نمودار، میله‌هایی که از خط آستانه معنی‌داری عبور می‌کنند نشان‌دهنده عوامل معنادار آماری هستند که بیشترین تأثیر را بر خروجی دارند. در نمودارهای ارائه شده در شکل (۳)، عامل‌های اصلی شامل ضخامت لایه، تراکم و سرعت چاپ به ترتیب به صورت A، B و C و اثرات متقابل به صورت AB، AC و BC نشان داده شده است. نتایج این نمودار با یافته‌های تحلیل واریانس (ANOVA) به طور کامل همخوانی دارد و تصویری روشن از اهمیت هر یک از پارامترهای فرآیندی و تعاملات آنها ارائه می‌دهد.

جدول (۴) نتایج آنالیز واریانس ضریب شدت تنش

منبع	F-value	P-value
ضخامت	۱۴.۹۷	۰.۰۶۳
تراکم	۲۰.۹۵	۰.۰۴۵
سرعت	۰.۰۰	۰.۹۵۲
ضخامت * تراکم	۱۳.۷۹	۰.۰۶۸
ضخامت * سرعت	۹.۱۳	۰.۰۹۹
تراکم * سرعت	۴.۱۲	۰.۱۸۵

جدول (۵) نتایج آنالیز واریانس انرژی شکست

منبع	F-value	P-value
------	---------	---------



شکل (۲) فرایند ساخت و آزمایش شکست قطعات تولید شده با

تکنولوژی FDM

جدول (۳) نتایج آزمایش شکست در مود I

شماره آزمایش	ضریب شدت تنش (MPa√m)	انرژی شکست (J)	زمان (min)	مواد مصرفی (gr)
۱	۱.۴۸	۰.۹۴	۲۹	۳.۳۱
۲	۰.۹۶	۰.۵۷	۲۰	۳.۳۱
۳	۱.۹۰	۰.۳۴	۳۵	۴.۱۷
۴	۱.۸۵	۰.۴۹	۲۵	۴.۱۷
۵	۱.۶۹	۰.۴۵	۱۵	۳.۴۹
۶	۱.۹۶	۰.۲۹	۱۱	۳.۴۹
۷	۱.۵۳	۰.۲	۱۸	۴.۲۸
۸	۱.۹۱	۰.۳۲	۱۳	۴.۲۸
۹	۱.۸۶	۰.۵۴	۱۱	۳.۷۴
۱۰	۱.۷۶	۰.۷۹	۸	۳.۷۴
۱۱	۲.۰۵	۰.۳۸	۱۳	۴.۴۸
۱۲	۲.۰۸	۱.۱۲	۹	۴.۴۸

۲-۱- تجزیه و تحلیل نتایج با استفاده از آزمون‌های آماری

در این بخش در ابتدا اهمیت پارامترهای ورودی بر خروجی‌های به دست آمده با استفاده از آنالیز واریانس بررسی می‌شود. تحلیل‌های آماری تعیین می‌کند که آیا تغییر در سطوح یک عامل، می‌تواند تأثیر معناداری بر متغیر وابسته داشته باشد. در این روش فرض صفر (H_0) بیان می‌کند که هیچ تفاوت معناداری بین میانگین سطوح مختلف یک عامل وجود ندارد. به عبارت دیگر، اثر عامل بر متغیر وابسته ناچیز است و هیچ تعامل معناداری بین عوامل وجود ندارد. در صورتی که مقدار P -value کمتر از سطح معناداری (۰.۰۵) باشد، فرض صفر رد شده و نتیجه می‌گیریم که تأثیر عامل معنادار است.

جداول (۴) و (۵) به ترتیب نشان‌دهنده جدول آنالیز واریانس ضریب شدت تنش و انرژی شکست است. با توجه به نتایج به دست آمده، تراکم چاپ بیشترین تأثیر را بر ضریب شدت تنش دارد و پارامتر ضخامت تقریباً اثرگذار است. در خصوص مقدار F که برای عامل سرعت چاپ در جدول (۴) صفر گزارش شده است، توضیح این نکته ضروری است که F -value نسبت واریانس بین گروهی به واریانس درون گروهی را نشان می‌دهد. اگر میانگین اعداد گزارش شده برای ضریب شدت تنش در سطوح مختلف این عامل تقریباً برابر باشد، واریانس

تراکم	۱۸۳۴.۱۶	۰.۰۰
سرعت	۰.۰۰	۱.۰۰

۲-۲- نمودار اثرات اصلی و اثرات متقابل

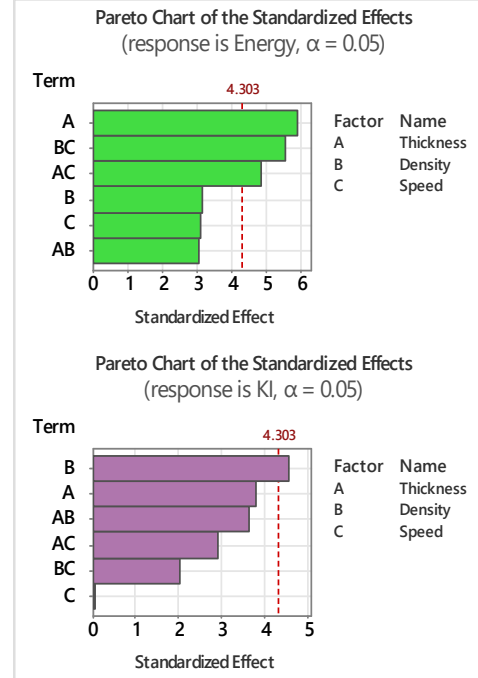
شکل (۴) و شکل (۵) به ترتیب نشان‌دهنده نمودارهای اثرات عامل‌های اصلی و نمودار اثرات متقابل بر متغیر خروجی را نشان می‌دهند. نمودار اثرات اصلی نشان می‌دهد که چگونه تغییر در یک عامل خاص (ضخامت، تراکم و یا سرعت) بر میانگین پاسخ تأثیر می‌گذارد. در این نمودار، شیب مثبت به این معنی است که افزایش عامل باعث افزایش پاسخ و شیب منفی به معنی افزایش عامل باعث کاهش پاسخ شده است. نمودار اثرات متقابل نحوه تأثیر متقابل دو یا چند عامل بر پاسخ را نشان می‌دهد. اگر خطوط به طور واضحی متقاطع شوند، یعنی بین عوامل اثر متقابل وجود دارد.

در بخش قبل تأثیر چشمگیر عامل اصلی تراکم بر ضریب شدت تنش نشان داده شد. با توجه به نمودار اثرات اصلی، می‌توان سطح ۷۰ درصد را برای این عامل انتخاب کرد تا این خروجی را ماکزیمم کرد. جهت تعیین مقدار سطح مناسب برای ضخامت لایه، نمودار اثر اصلی و همچنین نمودار اثرات متقابل تراکم- ضخامت در سطح ۷۰ برای تراکم، مقدار ۰.۳ را می‌توان پیشنهاد داد.

همچنین جهت تعیین سرعت چاپ با توجه به افقی بودن نمودار، اثرات متقابل نمی‌تواند در انتخاب سطوح کمک‌کننده باشد. نمودار اثر متقابل تراکم- سرعت در سطح ۷۰ برای تراکم، نشان می‌دهد با انتخاب سرعت ۳۰۰۰ می‌توان به ضریب شدت تنش بالاتری دست یافت. بنابراین سطوح پیشنهادی برای حداکثرسازی ضریب شدت تنش برابر با ۰.۳ و ۷۰ و ۳۰۰۰ به ترتیب برای ضخامت، تراکم و سرعت است.

همچنین با توجه به تأثیر بسیار بالای عامل ضخامت در انرژی شکست، ابتدا سطح این عامل تعیین شد. با توجه به نمودار اثرات اصلی، افزایش ضخامت از سطح ۰.۱ به ۰.۲ نشان‌دهنده کاهش انرژی شکست است، اما تغییر سطح این عامل از ۰.۲ به ۰.۳ نشان می‌دهد به انرژی شکست بیشتری برای شکست قطعه نیاز است. همچنین با توجه به تأثیر چشمگیر اثر متقابل ضخامت- سرعت، می‌توان از نمودار اثرات متقابل جهت تعیین عامل سرعت استفاده کرد. با توجه به انتخاب ضخامت در سطح ۰.۳، انتخاب سرعت در سطح ۳۰۰۰ می‌تواند تأثیر مثبت بر خروجی بگذارد. در نهایت با توجه به تأثیر چشمگیر اثر متقابل

ضخامت	۳۵.۹۶	۰.۰۲۷
تراکم	۱۰.۰۹	۰.۰۸۶
سرعت	۹.۸۲	۰.۰۸۹
ضخامت * تراکم	۱۰.۰۷	۰.۰۹۰
ضخامت * سرعت	۲۴.۳۵	۰.۰۳۹
تراکم * سرعت	۳۱.۰۶	۰.۰۳۱



شکل (۳) نمودار پارتو اثر عامل‌های اصلی و متقابل برای انرژی شکست و ضریب شدت تنش

با توجه به اهمیت زمان و مقدار مواد مصرفی در تحلیل‌های مرتبط با ساخت و تولید، تأثیر پارامترهای فرایند چاپ بر این دو خروجی نیز بررسی شد. جدول (۶) و (۷) به ترتیب نشان‌دهنده نتایج آنالیز واریانس اثرات اصلی بر روی زمان ساخت و مواد مصرفی است. با توجه به نتایج به‌دست آمده همانطور که انتظار داشتیم، ضخامت لایه‌ها، تراکم و سرعت چاپ هر سه بر زمان ساخت موثر هستند. همچنین بر میزان مواد مصرفی تنها ضخامت و تراکم نیز موثر هستند.

جدول (۶) نتایج آنالیز واریانس زمان

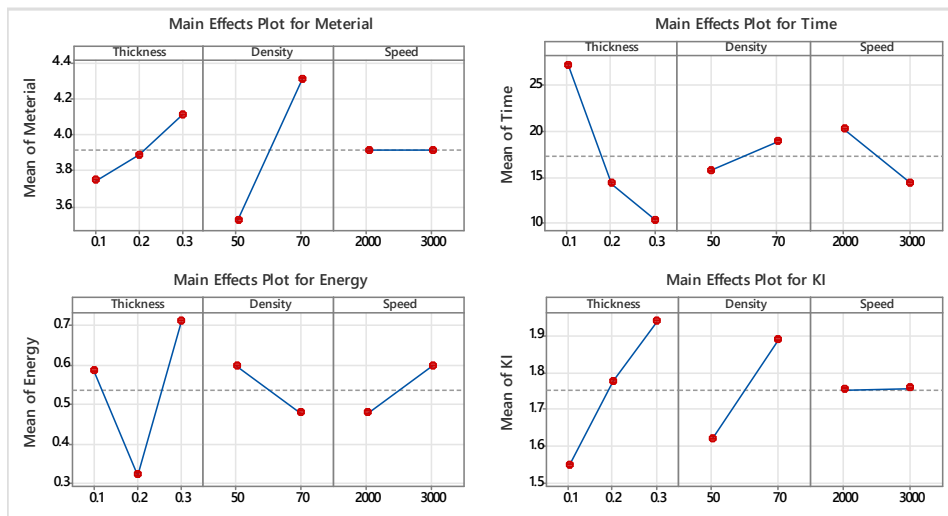
منبع	F-value	P-value
ضخامت	۷۳.۵۳	۰.۰۰
تراکم	۷.۰۰	۰.۰۳۳
سرعت	۲۳.۷۵	۰.۰۰۲

جدول (۷) نتایج آنالیز واریانس مواد مصرفی

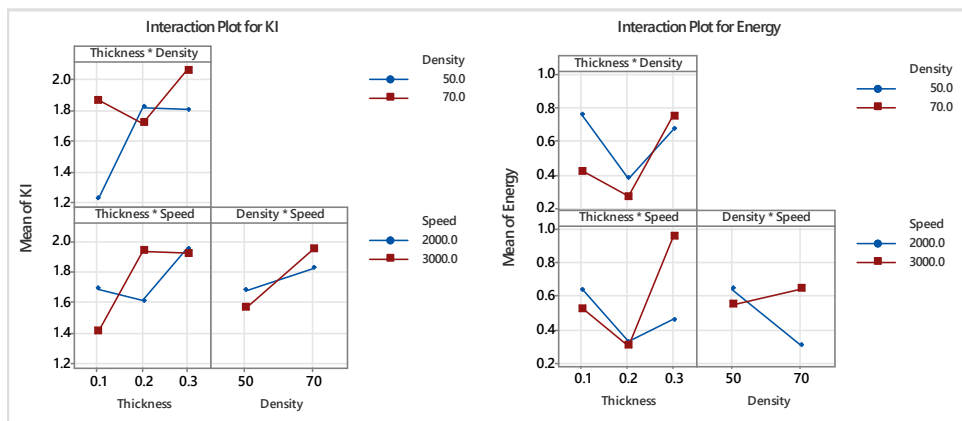
منبع	F-value	P-value
ضخامت	۱۳۳.۹۳	۰.۰۰

نمودار عوامل اصلی را مد نظر قرار دهیم امکان انتخاب سطح ۵۰ برای این عامل وجود داشت.

تراکم- سرعت و انتخاب عامل سرعت در سطح ۳۰۰۰، سطح ۷۰ برای عامل تراکم انتخاب می‌شود. این در حالی است که اگر تنها



شکل (۴) نمودار اثرات اصلی برای زمان، مواد مصرفی، انرژی شکست و ضریب شدت تنش



شکل (۵) نمودار اثرات متقابل برای انرژی شکست و ضریب شدت تنش

شده (Fit) در صورت انتخاب سطوح پیشنهادی و همچنین بازه اطمینان (بازه‌ای برای میانگین متغیر پاسخ) و بازه پیش‌بینی (بازه‌ای برای یک مشاهده جدید) گزارش شده است.

همان‌طور که ملاحظه می‌شود، ترکیب پیشنهادی منحصر به فرد جهت بهینه‌سازی همزمان تمام متغیرهای پاسخ وجود ندارد. جهت پیشنهاد یک ترکیب برای تمامی خروجی‌ها، تمامی آن‌ها به‌طور همزمان در نظر گرفته شد. چهار مدل بهینه‌سازی با اهمیت متفاوت خروجی‌ها مطابق جدول (۹) بررسی شده است. در مدل (۱)، اهمیت تمامی خروجی‌ها برابر در نظر گرفته شده است. در مدل (۲)، اهمیت خصوصیات اقتصادی بیشتر از خصوصیات مکانیکی و در مدل‌های (۳) و (۴) اهمیت خصوصیات مکانیکی بیشتر از خصوصیات اقتصادی در نظر گرفته شده است.

برای دو خروجی زمان و مواد مصرفی، ترجیح بر انتخاب سطوحی است که سبب کاهش این دو خروجی شود. برای عامل زمان، سطح ۰.۳، ۵۰ و ۳۰۰۰ برای ضخامت، تراکم و سرعت چاپ پیشنهاد می‌شود. همچنین برای مواد مصرفی، ضخامت ۰.۱ و تراکم ۵۰ درصد پیشنهاد می‌شود و سرعت تأثیری بر مواد مصرفی ندارد.

۲-۳- بهینه‌سازی عامل‌ها

در این بخش، هدف ارزیابی بهترین ترکیب ورودی‌ها برای هر خروجی، با تحلیل نتایج به‌دست‌آمده از بهینه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار Minitab است. جدول (۸) ترکیب بهینه برای هر پارامتر را ارائه می‌دهد. همچنین در این جدول، مقدار برآورد

۴-۲- انتخاب پارامترهای ورودی با روش تاپسیس

در این مطالعه، روش تصمیم‌گیری چندمعیاره تاپسیس (TOPSIS) استفاده شده است تا بتوانیم یک ارزیابی کلی از شرایط بهینه‌سازی فرآیند با در نظر گرفتن همه خروجی‌ها به‌طور هم‌زمان ارائه دهیم. در واقع، تاپسیس نقش مکمل را ایفا کرده است و انتخاب بهینه‌ترین ترکیب پارامترها را با توجه به تمام شاخص‌ها امکان‌پذیر ساخته است. بنابراین، استفاده از این روش ترکیبی، دید جامع‌تری برای بهینه‌سازی فراهم می‌سازد. این روش توسط هوانگ و یون (۱۹۸۱) جهت رتبه‌بندی گزینه‌ها بر اساس معیارهای تصمیم‌گیری ارائه شد [۳۱]. در حوزه تصمیم‌گیری چندمعیاره (MADM)، روش تاپسیس به‌دلیل سادگی و مفهوم اساسی آن که بهترین راه‌حل، نزدیک‌ترین گزینه به راه‌حل ایده‌آل مثبت و دورترین گزینه از راه‌حل ایده‌آل منفی است، بسیار مورد توجه و استفاده قرار گرفته است. در ادامه، ابتدا مسئله کلی تصمیم‌گیری چند معیاره معرفی شده است و سپس مراحل روش تاپسیس شرح داده می‌شود.

۴-۲-۱- فرموله‌سازی مسئله تصمیم‌گیری چند معیاره

تصمیم‌گیری چند معیاره با هدف ارزیابی و رتبه‌بندی گزینه‌ها $A_i (i=1,2,...,I)$ بر اساس معیارهای معین $C_j (j=1,2,...,J)$ تعریف می‌شود. مجموعه گزینه‌ها A_i ، انتخاب‌های موجود برای تصمیم‌گیرنده را نشان می‌دهند که نیاز به رتبه‌بندی دارند. مجموعه معیارها C_j ، عوامل مؤثر بر انتخاب‌های تصمیم‌گیرنده هنگام رتبه‌بندی گزینه‌ها هستند. بردار وزن‌ها نشان‌دهنده اهمیت نسبی معیارها است. وزن‌های معیارها $W_j (j=1,2,...,J)$ را می‌توان به‌صورت یک بردار مطابق معادله (۲) ارائه کرد.

$$W = W_j \quad (2)$$

ترجیح تصمیم‌گیرنده برای هر گزینه در برابر هر معیار به عنوان امتیاز عملکرد $x_{ij} (i=1,2,...,I; j=1,2,...,J)$ شناخته می‌شود. همان‌طور که در معادله (۳) نشان داده شده است، این امتیازات عملکرد می‌توانند در قالب یک ماتریس تصمیم ارائه شوند.

$$X = \begin{pmatrix} x_{11} & \dots & x_{1J} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{I1} & \dots & x_{IJ} \end{pmatrix} \quad (3)$$

جدول (۸) نتایج بهینه‌سازی خروجی‌ها به صورت انفرادی

خروجی	ضخامت	تراکم	سرعت	برآورد	بازه اطمینان	بازه پیش‌بینی
شدت تنش	۰.۳	۷۰	۳۰۰۰	۲.۱۰۹	(۱.۷۱۱, ۲.۵۰۸)	(۱.۵۱۹, ۲.۷۰۰)
انرژی شکست	۰.۳	۷۰	۳۰۰۰	۱.۱۰۵	(۰.۸۴۴, ۱.۳۶۷)	(۰.۷۱۸, ۱.۴۹۳)
زمان	۰.۳	۵۰	۳۰۰۰	۵.۷۵۰	(۲.۵۹۰, ۸.۹۱۰)	(۰.۰۰, ۱۱.۵۸۰)
مواد مصرفی	۰.۱	۵۰	۳۰۰۰	۳.۳۴۲	(۳.۲۹۲, ۳.۳۹۱)	(۳.۲۵۱, ۳.۴۳۲)

جدول (۹) مدل‌های بهینه‌سازی خروجی‌ها به طور همزمان

خروجی	هدف	مقدار اهمیت خروجی			
		مدل (۱)	مدل (۲)	مدل (۳)	مدل (۴)
شدت تنش	بیشینه‌سازی	۱	۱	۵	۱۰
انرژی شکست	بیشینه‌سازی	۱	۱	۵	۱۰
زمان	کمینه‌سازی	۱	۵	۱	۱
مواد مصرفی	کمینه‌سازی	۱	۵	۱	۱

نتایج بهینه‌سازی در جدول (۱۰) ارائه شده است. مطلوبیت ترکیبی (Composite Desirability) در بهینه‌سازی خروجی‌ها به طور هم‌زمان، یک معیار کلی است که برای ارزیابی کیفیت کلی یک مجموعه از پاسخ‌ها در فرآیندهای چندهدفه به‌کار می‌رود. این معیار به صورت میانگین مطلوبیت فردی هر کدام از خروجی‌ها به‌دست می‌آید. با توجه به نتایج گزارش شده در جدول (۱۰)، ترکیب (۰.۳، ۵۰ و ۳۰۰۰) به عنوان یک راه‌حل مناسب در تمامی مدل‌ها پیشنهاد شده است.

جدول (۱۰) نتایج بهینه‌سازی خروجی‌ها به طور همزمان

شماره مدل	سطوح پیشنهادی			مطلوبیت ترکیبی
	ضخامت	تراکم	سرعت	
مدل (۱)	۰.۳	۵۰	۳۰۰۰	٪۷۳.۸۲۲
مدل (۲)	۰.۳	۵۰	۳۰۰۰	٪۷۸.۵۵۷
مدل (۳)	۰.۳	۵۰	۳۰۰۰	٪۶۹.۳۷۳
مدل (۴)	۰.۳	۵۰	۳۰۰۰	٪۶۸.۳۹۹

این در حالی است که انتظار داریم با افزایش اهمیت خواص مکانیکی، تغییری در سطوح پیشنهادی تراکم چاپ ایجاد شود. تاثیر تغییرات وزن‌ها، تنها سبب کاهش مطلوبیت ترکیبی شده است. این به این معنی است که با افزایش وزن خواص مکانیکی، انتخاب این سطوح سبب کاهش مطلوبیت ترکیبی می‌شود اما سطح پیشنهادی در خروجی تغییری نکرده است. در بخش بعد جهت بررسی بیشتر از روش تصمیم‌گیری چند معیاره برای انتخاب بهترین ترکیب ورودی‌ها استفاده شد.

مرحله ۲: در این مرحله وزن معیارها با امتیازات نرمال شده ادغام می‌شود تا امتیاز عملکرد نرمال شده و وزن دار v_{ij} از ترکیب معادلات (۲) و (۶) مطابق معادله (۷) محاسبه شود. این امتیازات برای تشکیل ماتریس تصمیم نرمال شده و وزن دار در معادله (۸) به کار می‌روند.

$$v_{ij} = W_j * y_{ij}; (i = 1, 2, \dots, I; j = 1, 2, \dots, J) \quad (7)$$

$$V = \begin{pmatrix} v_{11} & \dots & v_{1J} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ v_{I1} & \dots & v_{IJ} \end{pmatrix} \quad (8)$$

مرحله ۳: در این مرحله مجموعه‌های راه حل ایده آل مثبت A^+ و ایده آل منفی A^- به ترتیب مطابق معادلات (۹) و (۱۰) محاسبه می‌شوند.

$$A^+ = [v_1^*, v_2^*, \dots, v_J^*] \quad (9)$$

$$A^- = [v_1^-, v_2^-, \dots, v_J^-] \quad (10)$$

$$v_j^* = \begin{cases} \max v_{ij}, & \text{if } j \text{ is a benefit attribute} \\ \min v_{ij}, & \text{if } j \text{ is a cost attribute} \end{cases} \quad (11)$$

$$v_j^- = \begin{cases} \min v_{ij}, & \text{if } j \text{ is a benefit attribute} \\ \max v_{ij}, & \text{if } j \text{ is a cost attribute} \end{cases} \quad (12)$$

مرحله ۴: در این مرحله فاصله امتیاز هر گزینه از راه حل های ایده آل مثبت و منفی با استفاده از تئوری فاصله اقلیدسی محاسبه می‌شود. معادلات (۱۳) و (۱۴) فرآیند محاسبه این معیار را نشان می‌دهند.

$$S_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^J (v_{ij} - v_j^*)^2} \quad (13)$$

$$S_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^J (v_{ij} - v_j^-)^2} \quad (14)$$

مرحله ۵: در آخرین مرحله، امتیاز ترجیح کلی V_i برای هر گزینه مطابق معادله (۱۵) محاسبه می‌شود. رتبه بندی گزینه‌ها بر اساس مقادیر بالاتر انجام می‌شود [۳۰].

$$V_i = \frac{S_i^-}{S_i^- + S_i^+} \quad (15)$$

در این مطالعه، آزمایش‌های شکست انجام شده عنوان گزینه‌های تصمیم‌گیری و خروجی‌های آزمایش شکست (ضریب

با توجه به ماتریس تصمیم و بردار وزن‌ها در معادلات (۲) و (۳)، مسئله تصمیم‌گیری چند معیاره φ مطابق معادله (۴) تعریف می‌شود.

$$\varphi = \{X, W\} \quad (4)$$

این مسئله با روش‌های تصمیم‌گیری چند معیاره همچون تاپسیس حل می‌شود. به طور کلی، روش‌های تصمیم‌گیری چند معیاره نیازمند (الف) یک فرآیند نرمال سازی و (ب) یک تکنیک تجمع امتیاز هستند. نرمال سازی، امتیاز عملکرد را به یک واحد اندازه‌گیری قابل مقایسه تبدیل می‌کند. یک امتیاز وزنی کلی $V_i = (i = 1, 2, \dots, I)$ برای هر گزینه با به کارگیری تکنیک تجمع محاسبه می‌شود که وزن‌ها را با امتیازات عملکرد ترکیب می‌کند. رتبه بندی نهایی گزینه‌ها بر اساس این امتیاز کلی انجام می‌شود.

۲-۴-۲- روش تاپسیس

این روش بر اساس این اصل استوار است که بهترین گزینه، کوتاه‌ترین فاصله را از راه حل ایده آل مثبت و طولانی‌ترین فاصله را از راه حل ایده آل منفی دارد. رتبه بندی گزینه‌ها با استفاده از یک شاخص کلی که بر اساس فاصله آن‌ها از راه حل های ایده آل محاسبه می‌شود، انجام می‌گیرد. روش تاپسیس در قالب مراحل زیر توضیح داده می‌شود:

مرحله ۱: ابتدا، هر امتیاز عملکرد x_{ij} در ماتریس ارائه شده در معادله (۳)، بر نرم آن تقسیم می‌شود تا نرمال شود. امتیازات نرمال شده $y_{ij} = (i = 1, 2, \dots, I; j = 1, 2, \dots, J)$ مطابق معادله (۵) محاسبه می‌شوند.

$$y_{ij} = \frac{x_{ij}}{\sqrt{\sum_{i=1}^I x_{ij}^2}} \quad (5)$$

با توجه به اینکه وجود مقیاس‌های نابرابر برای امتیازات عملکرد ممکن است چالش‌هایی در مقایسه مستقیم ایجاد کند، این فرآیند تبدیل، مقایسه بین معیارها را با واحدهای بدون بعد آسان‌تر می‌کند. امتیازات عملکرد نرمال شده را می‌توان به صورت ماتریس ارائه شده در معادله (۶) نمایش داد.

$$Y = \begin{pmatrix} y_{11} & \dots & y_{1J} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ y_{I1} & \dots & y_{IJ} \end{pmatrix} \quad (6)$$

ایده‌آل مثبت و منفی، قادر است بهینه‌ترین تعادل را در شرایط چندمعیاره برقرار کند. در شرایط واقعی انعطاف روش تاپسیس در ارائه راه‌حل‌های متفاوت با توجه به تغییر وزن‌ها، آن را برای شرایط صنعتی واقعی که اولویت‌های طراحی، هزینه و عملکرد متغیر هستند، مناسب‌تر می‌کند.

۳- نتیجه‌گیری

در این مطالعه، خواص شکست قطعات تولیدی با استفاده از تکنولوژی FDM بررسی شد. هدف، بهینه‌سازی پارامترهای فرایند چاپ سه‌بعدی به طوری است که سبب بیشینه‌سازی دو معیار مکانیکی (ضریب شدت تنش و انرژی شکست) و کمینه‌سازی دو معیار اقتصادی (زمان چاپ و میزان مصرف ماده) شود. در ابتدا خروجی‌ها با استفاده از آزمایش‌های آماری بررسی شدند. نتایج آنالیز واریانس نشان‌دهنده تاثیر چشمگیر پارامتر تراکم بر ضریب شدت تنش و پارامتر ضخامت لایه‌های چاپ بر انرژی شکست است. همچنین جهت ارائه یک ترکیب از سطوح پیشنهادی، داده‌ها با بهینه‌ساز مینی‌تب و روش تاپسیس بررسی شد. نتایج بررسی‌ها با روش تاپسیس نشان می‌دهد، در صورتی که معیارهای اقتصادی از اولویت بالاتری برخوردار باشد ترکیب بهینه پارامترها به صورت ضخامت لایه ۰.۳ (mm)، تراکم داخلی ۵۰ درصد و سرعت چاپ ۳۰۰۰ (mm/min) پیشنهاد می‌شود. اما در صورت برابری اهمیت معیارهای اقتصادی و اجتماعی و یا افزایش اهمیت معیارهای اقتصادی، ترکیب پیشنهادی پارامترها شامل ضخامت لایه ۰.۳ (mm)، تراکم داخلی ۷۰ درصد و سرعت چاپ ۳۰۰۰ (mm/min) موجب دستیابی به بالاترین ضریب شدت تنش (۲۰۰۸ MPa $\sqrt{m}$) و انرژی شکست (۱.۱۲ J) شد. از نظر اقتصادی نیز این ترکیب زمان چاپ ۹ دقیقه و مصرف ماده ۴.۴۸ گرم را به همراه داشت. در مقایسه بین روش‌ها، بهینه‌ساز مینی‌تب همواره ترکیب ثابتی را برای مقادیر مختلف اهمیت معیارهای اقتصادی و مکانیکی پیشنهاد داد، در حالی که روش تاپسیس بسته به اولویت معیارها پاسخ‌های متفاوتی ارائه کرد و از انعطاف‌پذیری بیشتری برخوردار بود.

این رفتار حاکی از آن است که بهینه‌ساز مینی‌تب ممکن است در شرایط تصمیم‌گیری چندمعیاره ناتوان باشد. در مقابل، روش تاپسیس با ارائه جواب‌های متفاوت در شرایط تغییر اهمیت معیارها، انعطاف‌پذیری بیشتری نشان داد. این ویژگی بیانگر قدرت این روش در ایجاد تعادل میان معیارهای متضاد است که

شدت تنش، انرژی شکست، زمان و مقدار ماده مصرفی) به عنوان معیارهای تصمیم هستند. امتیازات عملکرد، مقادیر خروجی‌های به‌دست آمده (معیارهای اقتصادی و مکانیکی) برای هر آزمایش است. بنابراین روش تاپسیس برای رتبه‌بندی ۱۲ گزینه براساس ۴ معیار استفاده شد. همچنین، رتبه‌بندی گزینه‌ها تحت وزن‌های مختلف برای بررسی حساسیت معیارهای انتخاب‌شده نسبت به اهمیت معیارهای تصمیم انجام شد. این وزن‌ها براساس مقادیر داده شده در جدول (۹) انتخاب شد تا نتایج با نتایج ارائه شده در بخش قبل مقایسه شود. نتایج اجرای روش تاپسیس در جدول (۱۱) خلاصه شده است.

جدول (۱۱) نتایج انتخاب تنظیمات چاپ با استفاده از روش تاپسیس

شماره مدل	سطوح پیشنهادی			امتیاز نهایی روش تاپسیس
	ضخامت	تراکم	سرعت	
مدل (۱)	۰.۳	۷۰	۳۰۰۰	۰.۸۷۶۸
مدل (۲)	۰.۳	۵۰	۳۰۰۰	۰.۹۰۰۷
مدل (۳)	۰.۳	۷۰	۳۰۰۰	۰.۹۶۵۳
مدل (۴)	۰.۳	۷۰	۳۰۰۰	۰.۹۸۲۲

نتایج نشان می‌دهد، در صورت برابر بودن اهمیت خروجی‌ها، سطوح ۰.۳، ۷۰ و ۳۰۰۰ جهت تنظیم پارامترهای چاپ پیشنهاد می‌شود. در صورتی که معیارهای اقتصادی (زمان و مواد مصرفی) از اهمیت بیشتری برخوردار باشند، با انتخاب تراکم ۵۰ درصد میتوان در مقدار ماده مصرفی و همچنین زمان صرفه‌جویی کرد. اما با افزایش اهمیت معیارهای مکانیکی که بر کیفیت قطعه چاپی بسیار موثر هستند تراکم ۷۰ درصد پیشنهاد می‌شود. این در حالی است که سطوح پیشنهادی با استفاده از تخمین خروجی‌ها با رگرسیون و بهینه‌سازی در نرم‌افزار مینی‌تب، تحت شرایط مختلف اهمیت تنها یک گزینه پیشنهاد شد.

با در نظر گیری حساسیت این دو روش به تغییر اهمیت معیارها، ارائه نتایج ثابت در مدل‌های ۱-۴، توسط بهینه‌سازی به‌کار گرفته شده نشان‌دهنده عدم حساسیت این روش به تغییر وزن‌ها در مسئله مورد بررسی است. این در حالی است که در روش تاپسیس توانست تأثیر وزن‌دهی را بهتر در نظر بگیرد و پاسخ‌های متناسب‌تری ارائه دهد. این موضوع در شرایطی که اولویت‌های اقتصادی و مکانیکی متغیر باشند، بسیار مهم است. بهینه‌سازی در شرایطی که یک معیار به شدت غالب باشد (به‌طور مثال: فقط معیارهای اقتصادی)، ممکن است به خوبی عمل کند اما در مسائل پیچیده با چند معیار متضاد، انعطاف کمتری دارد. روش تاپسیس با در نظر گرفتن فاصله هم‌زمان از

- [5] C. J. Choudhari, P. S. Thakare, and S. K. Sahu, "3D Printing of Composite Sandwich Structures for Aerospace Applications," in *High-Performance Composite Structures: Additive Manufacturing and Processing*, pp. 45–73, 2022. doi: 10.1007/978-981-16-7377-1_3.
- [6] Y. Vahidshad, P. Aalimehr, K. Abrinia, and A. Info, "Optimization of Selective Laser Melting (SLM) Process Factors for 3D Printing of Maraging 300 Steel Parts via Taguchi Method," *J. Sp. Sci. Technol. Appl.*, vol. 4, no. 1, pp. 52–63, 2024, doi: 10.22034/jssta.2024.417595.1140.
- [7] Y. Vahidshad and F. Ashkan, "Characterization of the Mechanical Properties of Maraging 300 Alloy Produced by Selective Laser Melting Additive Manufacturing Method Used Digital Image Correlation Technique," *J. Sp. Sci. Technol. Appl.*, vol. 4, no. 2, pp. 37–48, 2024, doi: 10.22034/jssta.2024.450470.1157.
- [8] M. R. M. Aliha, N. Nazemzadeh, S. M. N. Ghoreishi, and A. R. Kafshgar, "The impact of sterilization, body environment condition and raster orientation on tensile-shear cracking of sub-sized 3D printed specimens," *Theor. Appl. Fract. Mech.*, vol. 126, p. 103953, 2023, doi: 10.1016/j.tafmec.2023.103953.
- [9] D. Veeman et al., "Fracture toughness of innovative material fabricated through additive manufacturing: Experimental and numerical prediction," *Mech. Adv. Mater. Struct.*, pp. 1–8, 2024, doi: 10.1080/15376494.2024.2445219.
- [10] E. Khedri, H. reza Karimi, M. R. M. Aliha, N. Nazemzadeh, B. Talebi, and R. Aleali, "Tensile, flexural, and mode-I cracking behavior of interpenetrating phase composites (IPC), developed using additively manufactured PLA-based structures with different infill densities and epoxy resin polymer as matrix," *Results Eng.*, vol. 22, p. 102162, 2024, doi: 10.1016/j.rineng.2024.102162.
- [11] T. D. McLouth, J. V. Severino, P. M. Adams, D. N. Patel, and R. J. Zaldivar, "The impact of print orientation and raster pattern on fracture toughness in additively manufactured ABS," *Addit. Manuf.*, vol. 18, pp. 103–109, 2017, doi: 10.1016/j.addma.2017.09.003.
- [12] C. Vălean et al., "The effect of crack insertion for FDM printed PLA materials on Mode I and Mode II fracture toughness," *Procedia Struct. Integr.*, vol. 28, pp. 1134–1139, 2020, doi: 10.1016/j.prostr.2020.11.128.
- [13] L. Marşavina et al., "Effect of the manufacturing parameters on the tensile and fracture properties of FDM 3D-printed PLA specimens," *Eng. Fract. Mech.*, vol. 274, p. 108766, 2022, doi: 10.1016/j.engfracmech.2022.108766.
- [14] G. Zhang et al., "Anisotropic and elastoplastic mode-I fracture toughnesses of three additively manufactured polymers fabricated via material extrusion and powder bed fusion," *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.*, vol. 46, no. 12, pp. 4776–4782, 2023, doi: 10.1111/ffe.14161.
- [15] B. Ameri, F. Taheri-Behrooz, and M. R. M. Aliha, "Evaluation of the geometrical discontinuity effect on mixed-mode I/II fracture load of FDM 3D-printed parts," *Theor. Appl. Fract. Mech.*, vol. 113, p. 102953, 2021, doi: 10.1016/j.tafmec.2021.102953.

آن را به رویکردی کارآمدتر برای مسائل نیازمند استراتژی‌های تصمیم‌گیری انعطاف‌پذیر تبدیل می‌کند. بر اساس این یافته‌ها، روش تاپسیس به عنوان تکنیک بهینه‌سازی مناسب‌تر برای انتخاب پارامترهای چاپ سه‌بعدی در شرایطی که اولویت‌بندی بین عملکرد مکانیکی و کارایی اقتصادی متغیر است، توصیه می‌شود.

جهت مطالعات آتی، می‌توان داده‌های مربوط به آزمایش‌های شکست را با استفاده از سایر روش‌های تصمیم‌گیری چندمعیاره مانند: تحلیل سلسله مراتبی (AHP)، ویکور (VIKOR) یا الکتور (ELECTOR) تحلیل کرد. همچنین می‌توان به‌جای تمرکز صرف بر خواص شکست، خواص مکانیکی دیگر مانند خواص کشش و ضربه را نیز مورد بررسی قرار داد. در نهایت، با توجه به اینکه در این پژوهش تنها بارگذاری مود I، مورد بررسی قرار گرفت می‌توان در تحقیقات بعدی، عملکرد قطعات چاپ‌شده تحت مود II (برش) یا ترکیب مود I و II بررسی کرد تا درک کامل‌تری از رفتار مکانیکی در شرایط مختلف بارگذاری به‌دست آید.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

- [1] Ameri, F. Taheri-Behrooz, and M. R. M. Aliha, "Fracture loads prediction of the modified 3D-printed ABS specimens under mixed-mode I/II loading," *Eng. Fract. Mech.*, vol. 235, no. May, p. 107181, 2020, doi: 10.1016/j.engfracmech.2020.107181.
- [2] M. T. Getachew, M. Z. Shiferaw, and B. S. Ayele, "Recent Advances of Additive Manufacturing for Aerospace Industries: Methods, Materials, Challenges, and Future Outlooks," in *Sustainable Development Research in Manufacturing, Process Engineering, Green Infrastructure, and Water Resources*, 2025, pp. 47–82. doi: 10.1007/978-3-031-77339-6_4.
- [3] B. Ameri, F. Taheri-Behrooz, H. R. Majidi, and M. R. Mohammad Aliha, "Mixed-mode load bearing estimation of the cracked additively manufactured materials using stress/strain-based models," *Rapid Prototyp. J.*, vol. 29, no. 2, pp. 218–231, 2023, doi: 10.1108/RPJ-11-2021-0316.
- [4] A. Moghanian et al., "New trends in 3D and 4D printed dental and orthopedic Implants: Methods, applications and future directions," *Bioprinting*, vol. 48, p. e00406, 2025, doi: 10.1016/j.bprint.2025.e00406.

- [28] S. Dev and R. Srivastava, "Optimization of fused deposition modeling (FDM) process parameters for flexural strength," *Mater. Today Proc.*, vol. 44, pp. 3012–3016, 2021, doi: 10.1016/j.matpr.2021.02.436.
- [29] J. Cui, L. Ren, J. Mai, P. Zheng, and L. Zhang, "3D Printing in the Context of Cloud Manufacturing," *Robot. Comput. Integr. Manuf.*, vol. 74, p. 102256, 2022, doi: 10.1016/j.rcim.2021.102256.
- [30] A. Rajabi-Kafshgar, I. Seyedi, and E. B. Tirkolaee, "Circular closed-loop supply chain network design considering 3D printing and PET bottle waste," *Environ. Dev. Sustain.*, pp. 1–37, 2024, doi: 10.1007/s10668-024-04767-3.
- [31] S. Chakraborty, "TOPSIS and Modified TOPSIS: A comparative analysis," *Decis. Anal. J.*, vol. 2, p. 100021, 2022, doi: 10.1016/j.dajour.2021.100021.
- [16] S. Ilyaei, Y. Abubasir, and R. Sourki, "PLA-based 3D printed porous scaffolds under mixed-mode I/III loading," *Eng. Fract. Mech.*, vol. 265, p. 108382, 2022, doi: 10.1016/j.engfracmech.2022.108382.
- [17] N. Nazemzadeh, A. A. Soufivand, and N. Abolfathi, "Computing the bond strength of 3D printed polylactic acid scaffolds in mode I and II using experimental tests, finite element method and cohesive zone modeling," *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 118, pp. 2651–2667, 2022, doi: 10.1007/s00170-021-08124-w.
- [18] A. Jaisingh Sheoran and H. Kumar, "Fused Deposition modeling process parameters optimization and effect on mechanical properties and part quality: Review and reflection on present research," *Mater. Today Proc.*, vol. 21, pp. 1659–1672, 2020, doi: 10.1016/j.matpr.2019.11.296.
- [19] M. Vishwas and C. K. Basavaraj, "Studies on Optimizing Process Parameters of Fused Deposition Modelling Technology for ABS," *Mater. Today Proc.*, vol. 4, no. 10, pp. 10994–11003, 2017, doi: 10.1016/j.matpr.2017.08.057.
- [20] M. Vishwas, C. K. Basavaraj, and M. Vinyas, "Experimental Investigation using Taguchi Method to Optimize Process Parameters of Fused Deposition Modeling for ABS and Nylon Materials," *Mater. Today Proc.*, vol. 5, no. 2, pp. 7106–7114, 2018, doi: 10.1016/j.matpr.2017.11.375.
- [21] S. Mahmood, A. J. Qureshi, and D. Talamona, "Taguchi based process optimization for dimension and tolerance control for fused deposition modelling," *Addit. Manuf.*, vol. 21, no. 2010, pp. 183–190, 2018, doi: 10.1016/j.addma.2018.03.009.
- [22] A. Alafaghani and A. Qattawi, "Investigating the effect of fused deposition modeling processing parameters using Taguchi design of experiment method," *J. Manuf. Process.*, vol. 36, pp. 164–174, 2018, doi: 10.1016/j.jmapro.2018.09.025.
- [23] A. R. Kafshgar, S. Rostami, M. Aliha, and F. Berto, "Optimization of Properties for 3D Printed PLA Material Using Taguchi, ANOVA and Multi-Objective Methodologies," *Procedia Struct. Integr.*, vol. 34, pp. 71–77, 2021, doi: 10.1016/j.prostr.2021.12.011.
- [24] A. Shahrjerdi, M. Karamimoghadam, and M. Bodaghi, "Enhancing Mechanical Properties of 3D-Printed PLAs via Optimization Process and Statistical Modeling," *J. Compos. Sci.*, vol. 7, no. 4, p. 151, 2023, doi: 10.3390/jcs7040151.
- [25] S. Chinchanihar, S. Shinde, A. Shaikh, V. Gaikwad, and N. H. Ambhore, "Multi-objective Optimization of FDM Using Hybrid Genetic Algorithm-Based Multi-criteria Decision-Making (MCDM) Techniques," *J. Inst. Eng. Ser. D*, vol. 105, no. 1, pp. 49–63, 2024, doi: 10.1007/s40033-023-00459-w.
- [26] R. J. R. Pereira, F. A. de Almeida, and G. F. Gomes, "A multiobjective optimization parameters applied to additive manufacturing: DOE-based approach to 3D printing," *Structures*, vol. 55, pp. 1710–1731, 2023, doi: 10.1016/j.istruc.2023.06.136.
- [27] A. D. Tura and H. B. Mamo, "Characterization and parametric optimization of additive manufacturing process for enhancing mechanical properties," *Heliyon*, vol. 8, no. 7, p. e09832, 2022, doi: 10.1016/j.heliyon.2022.e09832.



An Enhanced Model for Blind Source Separation under Source Variability Condition and its application in Hyperspectral Unmixing

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 74-90

2026

DOI:

[10.22034/jssta.2025.520680.1246](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.520680.1246)

Afshin Ahmadloo^{1*}, Sadegh Samadi²

^{1*}Shiraz University of Technology, Department of Electrical Engineering,
Shiraz, Iran
afshin.ahmadloo.el@gmail.com

² Shiraz University of Technology, Department of Electrical Engineering,
Shiraz, Iran
samadi@sutech.ac.ir

Article Info

Received: 2025-05-02
Accepted: 2025-08-31

Keywords

Hyperspectral Imaging,
Blind Hyperspectral
Unmixing, Extended Linear
Mixing Model, Endmember
Variability, Blind Source
Separation

How to Cite this article

A. Ahmadloo, S. Samadi, "An
Enhanced Model for Blind
Source Separation under
Source Variability Condition
and its application in
Hyperspectral Unmixing",
*Journal of Space Science,
Technology & Applications*,
Vol. 6, No. 1, pp. 74-90, 2026.

Abstract

Spectral unmixing is an important topic in hyperspectral imaging as a source of identification and separation of different materials in different wavelengths, which is known as endmember signatures (EMs). Abundance is the proportion of these EMs. The process of extracting two above information is not fixed, because of variation of EMs and nonlinear mixing phenomena. Extended linear mixing model (ELMM) addresses this by allowing per-pixel endmember variations. While ELMM effectively captures certain type of endmember variability, it introduces a multiplicative ambiguity between abundances and scaling factors. Besides, ELMM can be ambiguous when variations arise from microscale material structure rather than changes in the endmembers themselves, or in the mixing of composite materials. To address these limitations, this paper proposes an improved ELMM (IELMM). IELMM considers that each pixel is allowed to vary freely in each frequency layer, as well as changes in relation to other pixels and EMs. Allowing more flexibility in EM structure modeling, leads to introduce a new approach in the area of unmixing based on novel mathematical framework. The new framework considers the source of variation in observation matrix with a 3-dimensional scaling factor array as a source of variation in endmember matrix. Besides, we have developed the required mathematical equations for optimizing blind hyperspectral unmixing results in improvement of precise unmixing and better convergence. Simulation results based on real and synthetic data sets confirm the efficiency of the proposed approach.

ارایه مدل توسعه یافته جداسازی منابع در شرایط کور با شرط وجود تغییر در منابع و به کار گیری آن در تجزیه تصاویر ابرطیفی

افشین احمدلو^{۱*}، صادق صمدی^۲

^{۱*} - دانشگاه صنعتی شیراز، دانشکده مهندسی برق، شیراز، ایران - afshin.ahmadloo.el@gmail.com

^۲ - دانشگاه صنعتی شیراز، دانشکده مهندسی برق، شیراز، ایران - samadi@sutech.ac.ir

نویسنده مسئول *

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۹۰-۷۴

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jस्ता.2025.520680.1246

چکیده

جداسازی منابع در داده‌های ابرطیفی، به معنای مشخص کردن مواد مختلف با طول موج‌های مجزا در متن تصاویر ابرطیفی است. هدف اصلی فرایند جداسازی، تعیین و تخمین دو پارامتر است: ۱- اعضای پایانی (S) - تعیین نسبت و میزان هر یک از این اعضا در تشکیل تصویر (A) . از طرفی، فرایند یافتن این دو پارامتر در تصاویر به واسطه عواملی از جمله تغییر در اعضای پایانی (تغییرات ذاتی یا بیرونی) و همچنین مساله ترکیب شدن غیر خطی این اعضا، ثابت و یکسان نیست. روش توسعه یافته ترکیب خطی پیشنهاد جالبی است که ضمن تکمیل روش ترکیب خطی، وجود تغییرات در اعضای پایانی را در مدل ریاضی ترکیب خطی لحاظ نموده است. با وجود مزایای عمده، این مدل در تغییرات میکروسکوپی اعضای پایانی دارای محدودیت به کارگیری است. همچنین، ابهام در استخراج ضریب تغییرات و نسبت اعضای پایانی در ترکیب در مدل وجود دارد. در این مقاله به منظور رفع این موضوعات، مدل بهبود یافته‌ی مدل قبل مبتنی بر ایده‌ای هندسی پیشنهاد شده است. این مدل بر مبنای مدل ترکیب خطی بنا شده تا از مزایای خطی بودن بهره‌مند شود، ضمن آنکه تغییرات اعضای پایانی را با مدلی دینامیک ارایه می‌نماید تا امکان مدل‌سازی هر نوع تغییری میسر شود. در مدل پیشنهادی آرایه‌ی سه بعدی جدیدی به نام (Ψ) معرفی می‌کنیم که دربرگیرنده‌ی تغییرات اعضای پایانی در هر سه محور عمود بر هم باشد و هوشمندانه با به کارگیری ضرب هادامارد، جزء به جزء اعضای این آرایه را با جزء به جزء اعضای پایانی (S) به هم متصل کرده‌ایم. با این کار وجود تغییر در سه بعد را برای هر یک از المان‌های اعضای پایانی لحاظ کرده‌ایم ضمن آنکه به صورت کمی آن را قابل محاسبه کرده‌ایم. در ادامه، با این تعریف جدید برای امکان تغییر اعضای پایانی، معادله بهینه‌سازی جدیدی برای حل مساله جداسازی ارایه کرده‌ایم که بر مبنای ریاضیات ترکیبی حاصل از ضرب ماتریسی و ضرب هادامارد در ساختار معادلات ماتریسی است. حل معادله بهینه‌سازی پیشنهادی، به دو معادله جدید دیگر منجر می‌شود که استخراج پارامترهای مطلوب (ماتریس A و آرایه S) را با سرعت و دقت بیشتری امکان‌پذیر می‌سازد. شبیه‌سازی‌ها صحت و کارایی طرح پیشنهادی را تایید می‌کنند.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۲/۱۲

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۶/۰۹

واژه‌های کلیدی

جداسازی منابع در شرایط کور،

جداسازی تصاویر ابرطیفی، مدل

ترکیب خطی، مدل ترکیب خطی

توسعه یافته، اعضای پایانی متغیر

نحوه استناد به این مقاله

افشین احمدلو، صادق صمدی، "ارایه مدل توسعه یافته جداسازی منابع در شرایط کور با شرط وجود تغییر در منابع و به کار گیری آن در تجزیه تصاویر ابرطیفی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۹۰-۷۴، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

جداسازی منابع در شرایط کور^۴ و دقت در انجام آن را روشن می سازد. شعاع نوری دریافتی در دهانه دوربین ابرطیفی، جمع جبری طول موج های مختلف است و عموماً فاصله دوربین از ناحیه تصویربرداری بسیار زیاد است، از این رو، جداسازی دقیق، نیازمند نسبت سیگنال به نویز بالاست و این موضوع متناظر با انتخاب ابعاد بزرگ پیکسل است. از طرفی انتخاب ابعاد بزرگ پیکسل معادل کاهش رزولوشن مکانی است. از این رو، این مقابله در انتخاب ابعاد پیکسل در آنالیز داده برداری ابرطیفی همواره وجود دارد [۵]. بر این اساس برای حل مساله جداسازی دو مدل مطرح است: الف- مدل پیکسل خالص^۵ که در آن پیکسل مورد نظر شامل یک عضو پایانی^۶ است و بنابراین دارای یک امضای طیفی^۷ خواهد بود. ب- مدل دوم که یک پیکسل از تعدادی اعضای پایانی تشکیل شده است و هر عضو پایانی دارای امضای طیفی منحصر به فردی است. این مدل با توجه به فاصله دوربین تا صحنه و نیاز به سیگنال به نویز بالا و متقابلاً ابعاد بزرگتر پیکسل، با بسیاری از مسایل جداسازی، تطبیق بهتری دارد و بنابراین، ما در مسایل این مدل را در نظر می گیریم. این مدل را اصطلاحاً مدل ترکیب خطی^۸ نامیده اند. بسیاری از مسایل با این شرایط سازگارند. در این مدل یک پیکسل از تعدادی مواد مختلف تشکیل شده که اصطلاحاً به این مواد اعضای پایانی یا امضاهای طیفی اعضای پایانی می گویند. نسبت و میزان این اعضای پایانی در تشکیل یک پیکسل اصطلاحاً اباندنس^۹ نامیده می شود [۶]. این مدل خصوصاً در صورتی که زاویه دید دوربین گسترده و وسیع و مسطح از ناحیه ای باشد که تنها از یک ماده تشکیل شده باشد، مدلی قابل قبول و دقیق است. به عبارت دیگر مدل ترکیب خطی، مدلی با ترکیب ماکروسکوپی در اعضای پایانی به شمار می آید [۷، ۸]. بسیاری از محققین در موضوع جداسازی از این مدل استفاده می کنند چراکه در به کارگیری، مدلی ساده است و همچنین در جداسازی، تخمینی قابل قبول از اعضای پایانی ارائه می دهد [۹]. با وجود مزایای بیان شده، این مدل دارای محدودیت هایی نیز هست که به کارگیری آن را تحت تاثیر قرار داده است. این مدل برای ترکیبات غیر خطی^{۱۰} اعضای پایانی [۲،

منظور از جداسازی منابع در داده های ابرطیفی استخراج مواد مختلف با طول موج های مجزا از متن تصاویر ابرطیفی است. در مساله جداسازی منابع به دنبال دو داده اصلی هستیم. منابع (اعضای پایانی S) و نسبت و میزان مشارکت این اعضا در تشکیل تصویر یعنی (اباندنس A) و آنچه به عنوان ورودی مساله در اختیار است، ماتریس مشاهدات (X) است. نکته مهم اینکه در جداسازی منابع، هیچ اطلاعات و داده ی دیگری جز ورودی در اختیار نیست و اساساً در بحث جداسازی تنها شرطی که باید برقرار باشد اینکه این منابع از هم مستقل هستند به همین دلیل به آن واژه ی کور اطلاق می شود [۱]. در این پژوهش به این موضوع پرداخته می شود و این موضوع در شرایطی دنبال می شود که منابع ثابت نیستند و دارای تغییرات (ذاتی یا تغییرات ناشی از عوامل بیرونی) هستند. ما در این کار، این تغییرات را نیز بررسی می کنیم و علاوه بر حل مساله جداسازی، راهکاری برای محاسبه تغییرات منابع به صورت کمی ارائه می نماییم و این موضوع را با داده های تصویری ابرطیفی^۱ به عنوان ورودی مورد ارزیابی قرار می دهیم. تصویربرداری ابرطیفی را می توان معادل برداشت از یک صحنه در بیش از صد طول موج نزدیک به هم تعریف کرد. دوربین های تصویربرداری ابرطیفی در طول موج های ۴۰۰ تا ۱۱۰۰ نانومتر در محدوده بینایی تا نزدیک به مادون قرمز^۲ داده برداری می کنند [۱، ۲]. خصوصیت ذاتی این تصاویر، رزولوشن طیفی بالاست. از این رو، هدف اصلی این نوع تصویربرداری، شناسایی دقیق اجزای تصویر است. گستره ی تصویربرداری ابرطیفی و تجزیه اجزای تصویر^۳، بسیار وسیع است. اکتشافات فضایی، مونیتورینگ عوارض زمین، شناسایی لایه های مختلف زمین از دیدگاه استخراج نفت، یافتن منابع آب زیرزمینی تا شناسایی ذخایر و معادن و تغییرات نواحی مختلف و عوارض زمین در گذر زمان از آن جمله است [۱، ۳]. از کاربردهای نظامی به طور کلی می توان به شناسایی و تفکیک نوع ادوات، شناسایی نواحی استتار شده و تشخیص جنس استحکامات زیر خاک اشاره کرد. در حوزه پزشکی می توان به استفاده از این نوع تصویربرداری در شناسایی تومور و به کارگیری آن در انجام جراحی های دقیق اشاره نمود [۴]. توجه به این میزان تنوع در کاربرد، اهمیت موضوع

4- Blind Source Separation

5- Purity Pixel Model

6- Endmember

7- Endmember Signature

8- Linear Mixture Model (LMM)

9- Abundance

10- Mixture with Non-Linear mixing

1- Hyperspectral Imaging

2- Near IR

3- Spectral Unmixing

سه بعدی جدید به نام (۷) به عنوان ضریب تغییرات با المان‌های اعضای پایانی کوپل شده کامل می‌شود. حل معادله بهینه‌سازی پیشنهادی، به دو معادله جدید منجر می‌شود که تخمین اعضای پایانی (S) و ماتریس‌های ابادندس (A) را با دقت و سرعت همگرایی بهتری میسر می‌سازد. در ضمن آرایه‌ی سه بعدی پیشنهادی، که در میانه‌ی استخراج دو پارامتر مطلوب محاسبه می‌شود، تعیین کننده‌ی تغییرات کمی و جزء به جزء اعضای پایانی در باندهای مختلف فرکانسی است. با محاسبه این مقادیر توانسته‌ایم مقدار عددی تغییرات را برای هر عضو پایانی در تمام لایه‌های فرکانسی به دست آوریم (موضوعی که تاکنون مقدور نبوده است). در واقع در این مقاله ساختاری ریاضی برای حل مساله جداسازی با وجود تغییرات دینامیک در اعضای پایانی ارائه شده است، به نحوی که مقادیر کمی تغییرات المان به المان برای هر عضو پایانی مشخص و قابل حصول باشد. در ادامه، شبیه‌سازی‌هایی با داده‌های حقیقی و همچنین مصنوعی^{۱۶} انجام شد که کارایی و صحت روش ارائه شده را اعتبار می‌بخشد.

ادامه بخش‌بندی مقاله به صورت زیر است: در بخش (۲)، موضوع تغییرات اعضای پایانی مطرح می‌شود. در بخش (۳)، مدل ترکیب خطی بیان می‌شود. در بخش (۴)، مدل توسعه یافته ترکیب خطی مطرح می‌شود. مدل پیشنهادی در بخش (۵) بیان شده و در بخش (۶)، شبیه‌سازی‌ها مطرح خواهند شد و نهایتاً در بخش (۷)، به نتیجه‌گیری پرداخته می‌شود.

۲- تغییرات اعضای پایانی^{۱۷}

مواد مختلف دارای تغییرات در امضاهای طیفی خود هستند. این موضوع پدیده‌ای اجتناب‌ناپذیر است. این تغییرات به دو دسته کلی تقسیم می‌شوند: الف- تغییرات ذاتی مواد، ب- تغییرات بیرونی مواد.

تغییرات ذاتی در مواد متأثر از تغییر در ساختار الکتروشیمیایی مواد است که این تغییرات به تغییر در مشخصه طیفی آنها منجر می‌شود. از بارزترین نمونه این تغییرات می‌توان به تغییر در مشخصه طیفی یک مزرعه ذرت به واسطه تغییر در میزان کلروفیل برگ‌ها در طول روز به دلیل تغییرات تابش خورشید را نام برد [۱۰]. این نمونه از تغییرات را ذاتی نامند.

شناسایی مواد مرکب^{۱۱} (کامپوزیت) [۱۰]، و همچنین در شرایطی که اعضای پایانی دارای تغییرات (ذاتی و یا تغییرات خارجی)^{۱۲} باشند [۱۱]، مدلی ضعیف و نامناسب است. برای حل این مساله، مدل توسعه یافته ترکیب خطی^{۱۳} در سال ۲۰۱۶ به منظور رفع نواقص این مدل پیشنهاد شد. در این مدل به اعضای پایانی ضریبی اختصاص یافت که به اندازه آن ضریب، امکان جابه‌جایی اعضای پایانی در پیکسل مجاور میسر شد. تعداد این ضرایب برابر تعداد اعضای پایانی بود. این ضرایب با یک ماتریس قطری در مدل ترکیب خطی موجود اضافه و جایگذاری شد و نام آن مدل توسعه یافته ترکیب خطی نامیده شد [۲]. این نوآوری باعث شد تا بسیاری از مسایل و محدودیت‌های موجود و بیان شده در فوق حل شوند و موضوع جداسازی با وجود تغییرات اعضای پایانی، مساله‌ای حل شده محسوب شود. با وجود نگرش هوشمندانه درومتز^{۱۴} و همکاران در ارائه این طرح، مسایلی در ادامه مطرح شد که نیاز به ارائه مدلی بهینه و کامل‌تر را ایجاب نمود که به اختصار بیان می‌شود: الف- در این مدل ابهام حاصل از حاصل ضرب بین ضرایب تغییر و ابادندس در رابطه مطرح شده وجود داشت [۷]، ب- میزان دقت روش مطرح شده مشخص نبود، ج- مشکل در جداسازی مسایل با ترکیب غیرخطی در مواد کامپوزیت (میکروسکوپیک) به قوت خود باقی بود، د- یک دیدگاه و بیان تئوریک عمیق ریاضی برای بیان جزئیات ترکیب اعضای پایانی و تغییرات موجود در آن وجود نداشت [۱۲]. در پاسخ به این موضوع، در این مقاله مدلی برای مساله جداسازی مطرح شده است که دینامیک است. با شرایط تغییرات اعضای پایانی (اعم از ذاتی یا تغییرات بیرونی) بسیار بهتر منطبق است. معیاری کمی برای تغییرات و میزان آن تغییرات ارائه می‌کند و بسیاری از محدودیت‌های موجود در مدل قبل را پوشش داده و پاسخگو است. این مدل را بهبود یافته مدل قبل IELMM^{۱۵} نامیده‌ایم. در مدل ارائه شده، اعضای پایانی در سه بعد امکان جابه‌جایی دارند. از این‌رو، هر گونه تغییرات (اعم از تغییر در راستای اعضای پایانی، تغییر در لایه‌های فرکانسی و همچنین در جهت پیکسل‌ها) در این مدل پیش‌بینی شده است. این پیشنهاد با ارائه مدلی ریاضی در معادله اصلی بهینه‌سازی که در آن آرایه‌ای

¹¹- Composite Material

¹²- Intrinsic or Extrinsic Variability

¹³- Extended Linear Mixing Model (ELMM)

¹⁴- Drumetz et al.

¹⁵- Improved Extended Linear Mixing Model (IELMM)

¹⁶- Synthetic Data

¹⁷- Endmember Variability

در این رابطه $X \in R^{L \times N}$ ماتریس مشاهدات و $S \in R^{L \times P}$ ماتریس مشخصه اعضای پایانی است. $A \in R^{P \times N}$ ماتریس اباندنس و $E \in R^{L \times N}$ نویز گوسین است. N تعداد پیکسل‌ها در هر لایه است. P تعداد اعضای پایانی و L تعداد باندهای فرکانسی^{۱۸} است. معادله (۱) در شکل گسترده‌ی آن برای هر بردار ستونی X_n از ماتریس مشاهدات به صورت زیر قابل بیان است:

$$x_n = \sum_{p=1}^P a_{pn} \cdot S_p + e_n = S \cdot a_k + e_k \quad (2)$$

در این رابطه ترم S_p ، p امین بردار ستونی از ماتریس اعضای پایانی است. $a_{pn} \geq 0$ است تا محدودیت ANC^{۱۹} حفظ شود [۲]. این محدودیت بدین معناست که هیچ یک از اعضای پایانی با وزن منفی در ترکیب شرکت نمی‌کنند. شرط دیگری که باید برقرار باشد آنکه:

$$\sum_{p=1}^P a_{pn} = 1, \quad \forall n \quad (3)$$

این محدودیت را ASC^{۲۰} می‌نامند [۲]، بدین معنا که هر پیکسل به صورت کامل با جمعی مشخص از اعضای پایانی قابل توصیف است. روش ترکیب خطی با تمام ویژگی‌های مثبتی که دارد، دارای نواقصی است که کاربرد آن را محدود می‌سازد. این روش در شرایطی که اعضای پایانی دارای تغییرات هستند (اعم از تغییرات ذاتی یا بیرونی)، دارای ضعف است و در صورت وجود تغییر در اعضا، مدل مناسبی به شمار نمی‌آید. محدودیت در به‌کارگیری LMM نیاز به ارایه مدلی کامل‌تر را به وجود آورد. از این‌رو، مدل توسعه‌یافته ترکیب خطی در پاسخ به این نیاز ارایه شد.

۴- مدل توسعه‌یافته ترکیب خطی

مدل توسعه‌یافته ترکیب خطی (ELMM) بر پایه مدل LMM بنا نهاده شد با این فرض اضافه که اعضای پایانی در این مدل می‌توانند تغییر داشته باشند و این تغییر در محدوده پیکسل‌های مجاور است اما موضوع خطی بودن حفظ می‌شود. تغییرات در این مدل در ضرایبی در نظر گرفته شد که این ضرایب

اما تغییرات بیرونی عموماً متأثر از تغییر در عوامل بیرونی یا محیطی است مانند تغییر در شرایط تابش اشعه نورانی یا تغییر در زاویه برخورد شعاع نورانی به صحنه مورد نظر، تغییرات اتمسفری و تغییر در زاویه موج دریافت شده در دیافراگم دوربین از این دسته‌اند [۱۲]. این عوامل باعث بروز تغییر در مشخصه طیفی مواد می‌شوند که مجموعه آنها را تغییرات بیرونی می‌نامند. هر دو دسته‌ی این تغییرات باعث بروز جابه‌جایی در مشخصه طیفی مواد می‌شوند. بنابراین، معرفی مدلی که بتواند این تغییرات را نیز در کنار تعیین مشخصه طیفی مواد شناسایی و اندازه‌گیری نماید، موضوعی مهم در بحث جداسازی در شرایط کور است. در این مقاله، مدلی ارائه شده است که المان‌های اعضای پایانی جزء به جزء با المان‌های آرایه‌ی سه بعدی پیشنهادی کوپل شده و سپس، این کوپلینگ در معادله اصلی بهینه‌سازی اعمال شده است. بنابراین، هر نوع تغییر در هر بعد از اعضای پایانی S_p در مدل، پیش‌بینی شده است. با این پیشنهاد، قابلیت انعطاف بالایی در مدل ELMM قبل ایجاد شده است که پاسخگوی دسته وسیعی از تغییرات باشد و نواقص موجود در بحث جداسازی را جبران نماید.

۳- مدل ترکیب خطی

این مدل یکی از پرکاربردترین مدل‌ها در مبحث جداسازی طیفی است. در این مدل، ماتریس مشاهدات، ترکیبی خطی از اعضای پایانی است که با مقادیر اباندنس هر عضو وزن‌دهی شده است. هر عضو به وسیله یک امضای طیفی منحصر به فرد مشخص می‌شود. کاربرد این مدل عموماً در مواردی است که پیکسل مورد نظر از یک نوع ماده تشکیل شده باشد. به عبارت دیگر، بهترین شرایط کارایی این روش زمانی است که زاویه دید دوربین، گستره‌ی وسیع و مسطح از ناحیه‌ای باشد که تنها از یک ماده خالص تشکیل شده باشد [۷، ۸]. مدل ترکیب خطی مدلی کاربردی و در عین حال، ساده از لحاظ پیاده‌سازی محسوب می‌شود. از ویژگی‌های مثبت به‌کارگیری این روش، دستیابی به تخمینی اولیه از مشخصه اعضای پایانی با دقتی قابل قبول است [۹]. شکل ماتریسی مدل ترکیب خطی به صورت زیر است:

$$X = S \cdot A + E \quad (1)$$

¹⁸ - Frequency Layers

¹⁹ - Abundance No negative Constraint

²⁰ - Abundance Sum to one Constraint

در مدل ترکیب خطی پیاده سازی شد. پیشنهاد هوشمندانه درومتز و همکاران در ارایه این روش توانست بسیاری از آزمون های عملکردی را با موفقیت پشت سر بگذارد. با وجود آنکه مدل ELMM در بسیاری موارد کاربرد داشت، محدودیت هایی در به کارگیری آن مشاهده شد که به شرح زیر بیان می شود: الف- این مدل در شرایطی که اعضای پایانی بدون تغییر بودند اما تغییرات در ساختار درونی (میکروسکوپی) ماده وجود داشت، دارای ضعف بود. ب- در جداسازی مواد مرکب (میکروسکوپی) کارایی مناسبی نداشت. ج- در این مدل ابهام حاصل از حاصل ضرب بین ضریب تغییر و اباندنس در رابطه مطرح شده وجود داشت [۷]. د- تغییرات در تمام لایه ها یکسان در نظر گرفته شده بود و تنها وابسته به شماره عضو پایانی بود [۲]. در مجموع مدل ELMM با تمام مزایایی که داشت نیازی جدید را ایجاد کرد. نیاز به ارائه مدلی ریاضی که عمیق تر موضوع جداسازی با وجود تغییرات در اعضای پایانی را تجزیه و تحلیل نماید [۱۲]. این مقاله در پاسخ به این نیاز ارایه شده است.

۵- روش پیشنهادی

در این بخش برای حل مساله جداسازی روشی دینامیک پیشنهاد می شود که بیشتر و بهتر با فیزیک موضوع اعضای پایانی و تغییرات آن منطبق است. اعضای پایانی در این مدل می توانند آزادانه تغییرات داشته باشند و امکان وجودی تغییر، برای اعضای پایانی در روابط ریاضی به شکل منطقی تری پیش بینی شده است. در این روش آرایه ای سه بعدی معرفی می شود و تمامی المان های این آرایه با المان های متناظر در اعضای پایانی مرجع جزء به جزء به هم متصل می شوند. تمامی تغییرات احتمالی در اعضای پایانی در این آرایه پیشنهادی، مدل می شود. این تغییر در مدل کردن اعضای پایانی، در تابع اصلی بهینه سازی^{۲۲} اعمال می شود و بنابراین تابعی جدید ایجاد می شود که بیان کننده مدلی کامل تر از مدل های قبل، در موضوع جداسازی در شرایط کور است. از حل تابع بهینه سازی پیشنهاد شده، دو معادله جدید به دست می آید که پارامترهای مورد نظر در مساله جداسازی (آرایه ای مشخصه اعضای پایانی S و ماتریس اباندنس A) را با دقت و سرعت بهتری تخمین می زنند. مضاف بر اینکه آرایه ای سه بعدی (Ψ) نیز تخمین زده

در اعضای پایانی مرجع ضرب می شدند [۲]. به عبارت دیگر برای عضو پایانی p در ماتریس اعضای پایانی ($S \in R^{L \times P}$)، یک وزن منحصر به فرد Ψ_p در نظر گرفته می شود. در واقع چنین فرض می شود که ماتریس اعضای پایانی به دو بخش تقسیم شوند. یک بخش اعضای پایانی مرجع^{۲۱} که ثابت و بدون تغییر هستند ($S_0 \in R^{L \times P}$) و بخش دوم که ماتریسی قطری است و در ماتریس فوق ضرب می شود، ضرایب (وزن) این ماتریس است. ماتریس دوم، ماتریس Ψ_P نامیده شد. در واقع هر یک از اعضا با یک ضریب که در قطر ماتریس ضرایب قرار گرفته بود، به اندازه آن ضریب، می توانست دارای تغییرات باشد. شکل گسترده این مدل برای پیکسل k ام به صورت زیر بیان می شود:

$$\mathbf{x}_k = \sum_{p=1}^P a_{pk} f_{pk}(\mathbf{S}_p) + \mathbf{e}_k; \quad (4)$$

در این رابطه $\mathbf{x}_k$ برداری ستونی در موقعیت k امین پیکسل ماتریس مشاهدات است. a_{pk} مقدار اباندنس برای k امین پیکسل در عضو پایانی p ام است. تابع f_{pk} نماد تغییرات برای عضو پایانی p ام است و ترم $\mathbf{e}_k$ بردار ستونی نویز گوسین است. این رابطه را می توان به صورت دقیق تر به صورت زیر بیان کرد:

$$\mathbf{x}_k = \sum_{p=1}^P a_{pk} \Psi_{pk} \mathbf{S}_{0p} + \mathbf{e}_k = \mathbf{S}_0 \Psi_k \mathbf{a}_k + \mathbf{e}_k; \quad (5)$$

در این رابطه $\Psi_k \in R^{P \times P}$ یک ماتریس قطری است که در آن $\Psi_{ii} \geq 0$ است و عناصر روی قطر اصلی آن، ضرایب اعضای پایانی برای هر عضو است [۷]. با رابطه بیان شده اعضای پایانی می توانند در پیکسل مجاور به اندازه ضریب تعریف شده، تغییرات داشته باشند و این ضریب مختص p امین عضو پایانی است. با این تعریف به تعداد P تا عضو پایانی، ضریب تغییر وجود دارد و مهم تر اینکه این ضریب برای هر عضو پایانی در تمام باندهای فرکانسی یکتاست [۲]. دو شرط و محدودیت ASC و ANC همچنان برقرار است چرا که ضرایب به داخل ماتریس Ψ انتقال یافته اند. با این پیشنهاد در مدل ریاضی ترکیب خطی، بخشی از محدودیت های موجود در مدل ترکیب خطی رفع شد و مساله امکان وجود تغییر در اعضای پایانی

²² - Main Optimization Function

²¹ - Reference Endmembers

$$\mathbf{x}_k = (\mathbf{S}_{0(L \times P)} \square \Psi_{(L \times P)})_k \cdot \mathbf{a}_k + \mathbf{e}_k; k=1, 2, \dots, N \quad (8)$$

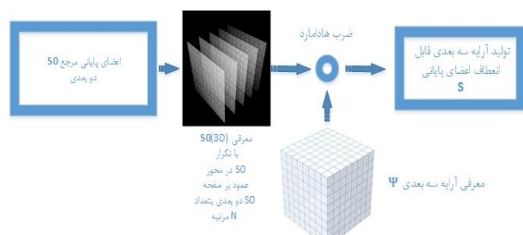
معادله (۸) را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{S}_k \cdot \mathbf{a}_k + \mathbf{e}_k; k=1, 2, \dots, N \quad (9)$$

با توجه به معادلات (۸) و (۹) فرم ماتریسی $\mathbf{X}$ و $\mathbf{A}$ و $\mathbf{S}$ را می‌توان به صورت زیر تعریف کرد:

$$\begin{aligned} \mathbf{X} &= [\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_N]; \mathbf{X} \in \mathbf{R}^{L \times N} \\ \mathbf{A} &= [\mathbf{a}_1, \mathbf{a}_2, \dots, \mathbf{a}_N] \\ \mathbf{E} &= [\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \dots, \mathbf{e}_N] \end{aligned} \quad (10)$$

در این رابطه $\mathbf{X}$ ماتریس مشاهدات است و در آن $\mathbf{x}_k$ ، k امین بردار ستونی است. $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{P \times N}$ ماتریس اباندنس است و در آن $\mathbf{a}_k$ ، k امین بردار ستونی است. $\mathbf{E} \in \mathbf{R}^{L \times N}$ نویز گوسین است و در آن $\mathbf{e}_k$ ، k امین بردار ستونی است. $(N=n \times m)$ برابر تعداد کل پیکسل‌ها در هر صفحه (لایه) از تصویر است و m و n برابر تعداد سطرها و ستون‌های هر لایه از تصویر در داده‌های ابرطیفی است. همچنین ترم $(\mathbf{S}_{0(L \times P)} \odot \Psi_{L \times P})$ در معادله (۸) معادل k امین صفحه از آرایه $\mathbf{S}_k$ است که ابتدا در k امین صفحه از آرایه Ψ المان به المان ضرب شده و حاصل آن در بردار ستونی k ام از ماتریس اباندنس $\mathbf{A}$ ضرب می‌شود. با آرایه این ساختار از ماتریس مشاهدات و تشکیل ستون‌های این ماتریس با استفاده از اعضای پایانی و ضرایب این اعضا، مساله‌ی اولیه خطی بودن LMM در معادله (۱) را با معادلات (۸) و (۱۰) لحاظ کرده‌ایم.



شکل (۱): نحوه تولید آرایه قابل انعطاف $\mathbf{S}$

می‌شود که تاکنون وجود نداشته و آن آرایه، بیان کننده تغییرات کمی اعضای پایانی به صورت جزء به جزء برای هر المان است. با این فرایند هرگونه تغییر در اعضای پایانی در هر جهت (در جهت اعضای پایانی، در جهت پیکسل‌ها، و در جهت لایه‌ها، در سه بعد)^{۲۳} امکان‌پذیر شده و قابل محاسبه خواهد بود. بر اساس این پیشنهاد ماتریس قطری $\Psi_k \in \mathbf{R}^{P \times P}$ در روش ELMM به آرایه‌ای سه بعدی با ابعاد $(L \times P \times N)$ تبدیل می‌شود که به تعداد $(L \times P \times N)$ عضو غیر صفر دارد. همچنین در این مدل ماتریس اعضای پایانی $\mathbf{S}_0$ ، که دارای ابعاد $(L \times P)$ در مدل ELMM است به آرایه‌ای سه بعدی با ابعاد $(L \times P \times N)$ تبدیل می‌شود. برای انجام این کار ماتریس اعضای پایانی مرجع $(\mathbf{S}_0)$ را بر محور عمود بر صفحه‌ی $(L \times P)$ ، به تعداد N بار (معادل N لایه از آرایه تعریف شده‌ی Ψ) تکرار می‌کنیم (روی هم می‌چینیم) تا آرایه سه بعدی $\mathbf{S}_0$ با اعضای یکسان در هر صفحه تولید شود (مطابق شکل ۱ و معادله (۶)).

$$\mathbf{S}_{0(L \times P)} \Rightarrow \mathbf{S}_{0(L \times P) \text{rep}(N)} = \mathbf{S}_{0(L \times P \times N)} \quad (6)$$

سپس این آرایه را به صورت جزء به جزء با المان‌های آرایه Ψ به صورت زیر کوپل می‌کنیم. بنابراین می‌توان نوشت:

$$\mathbf{S} = \mathbf{S}_{0(L \times P \times N)} \square \Psi_{(L \times P \times N)} \quad (7)$$

در معادله (۷) نماد " $\odot$ " نماد ضرب هادامارد^{۲۴} (ضرب جزء به جزء المان‌ها) است. با این راهکار در مواد مرکب هر تغییری که در هر جهت (در سه بعد مکعب: در جهت اعضای پایانی (P) ، در جهت لایه‌ها (L) و در جهت پیکسل‌ها (N)) برای اعضای پایانی اتفاق افتد، در مساله جداسازی در نظر گرفته و مدل شده است.

۵-۱- فرمول‌بندی مساله

بر اساس مدل ریاضی فوق در معرفی آرایه‌های Ψ و $\mathbf{S}$ و اتصال این دو آرایه به هم، مدل ارتقایافته (IELMM) برای پیکسل k ام به صورت زیر تعریف می‌شود:

²³ - In L and P and N directions(3-D in a cube of data)

²⁴ - Hadamard Product

۲-۵- معرفی تابع هدف مساله بهینه سازی

با توجه به تعریف ارایه شده برای آرایه S و مدل ارائه شده در معادلات (۹) و (۱۰) تابع هدف پیشنهادی برای مساله بهینه سازی به منظور جداسازی منابع در روش ارایه شده (IELMM) بر حسب سه پارامتر A, S, Ψ به صورت زیر معرفی می شود:

$$\begin{aligned} H(S, \Psi, A) = & \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\|x_k - S_k a_k\|_2^2 + \\ & \lambda_s \|S_k - (S_0 \square \Psi)_k\|_F^2 + \text{reg}(\Psi_k)) + \text{reg}(A) \\ \text{reg}(A) = & I_R^+(A) + \mu^T (A^T \mathbf{1}_p - \mathbf{1}_N) + \\ & \lambda_A SR(A) = \lambda_A (\|H_h(A)\|_{2,1} + \|H_v(A)\|_{2,1}) \\ & + I_R^+(A) + \mu^T (A^T \mathbf{1}_p - \mathbf{1}_N) \\ \text{reg}(\Psi_k) = & \frac{\lambda_\Psi}{2} (\|H_{\Psi v}(\Psi_k)\|_F^2 + \|H_{\Psi h}(\Psi_k)\|_F^2) \end{aligned} \quad (11)$$

که در این رابطه S_k ، k امین صفحه از آرایه S با ابعاد $(L \times P)$ است. H_v اپراتورهای افقی و عمودی گرادیان تصویر با ابعاد $(P \times N)$ اند. این اپراتورها روی تمام صفحات (لایه های) تصویر پیکسل به پیکسل لغزش داده می شوند. $H_{\Psi v}$ و $H_{\Psi h}$ اپراتورهای افقی و عمودی گرادیان تصویر روی صفحات آرایه Ψ اند که پیکسل به پیکسل روی تمامی صفحات این آرایه با توجه به اندیس k (شماره پیکسل) لغزش داده می شوند. ابعاد این دو اپراتور $(L \times P)$ است. μ^T بردار ستونی پارامترهای ضرب لاگرانژی برای برقراری محدودیت ASC است. λ_A و λ_Ψ پارامترهای تنظیم کننده سرعت همگرایی در حلقه های تکرار هستند. I_R^+ تابع علامت با ابعاد $(P \times N)$ روی ماتریس A است. ترم $1_{(.)}$ برداری ستونی شامل یکها است. طول بردار برابر اندیس تابع است. ترم $SR(A)$ نشان دهنده تنظیم کننده مکانی روی ماتریس A است. برای به دست آوردن متغیرهای A, S, Ψ باید تابع هدف پیشنهاد داده شده در (۱۱) کمینه شود. حل این معادله به طور همزمان نسبت به سه پارامتر ناهمگراست. از این رو، باید معادله (۱۱) را نسبت به هر یک از پارامترهای S, A, Ψ به صورت جداگانه مینیمم کرد تا نقطه بهینه مربوط به هریک به دست آید. سپس در یک حلقه کنترلی تکرار شونده (مطابق الگوریتم ۱)، نقطه بهینه نهایی حاصل از به روزرسانی هر متغیر و اعمال آن در متغیر بعدی تا رسیدن به جواب نهایی مطابق شبه کد بیان شده در ذیل (الگوریتم ۱) به دست می آید.

برای انجام عملیات جداسازی تنها ورودی در دسترس ماتریس مشاهدات است. ورودی دیگری که نیاز داریم، ماتریس اجزای پایانی مرجع (S_0) است. بنابراین، اولین قدم در جداسازی اجزای تصویر ابرطیفی^{۲۵}، استخراج S_0 است. برای انجام این کار روش های مختلفی وجود دارد که از آن جمله می توان به الگوریتم MVSA^{۲۶}، الگوریتم N-FINDR و الگوریتم VCA^{۲۷} اشاره نمود. با توجه به استدلال و مقایسه انجام شده در مقاله ناسیمنتو و دیاس^{۲۸} در خصوص بهینه بودن الگوریتم VCA در مقایسه با سایر روشها، برای استخراج ماتریس اعضای پایانی مرجع S_0 ، روش VCA انتخاب و پیاده سازی شد [۱۳]. نکته قابل تامل دیگر در حل مساله بهینه سازی، وجود نرم ترکیبی در تابع اصلی است. با توجه به مراجع [۱۴] و [۱۵] عبارت نرم ترکیبی $L(2, 1)$ در معادله (۱۱) به نرم $L(1, 1)$ قابل تبدیل است. اکنون با توجه به شبه کد ارایه شده در الگوریتم (۱) حل مساله بهینه سازی معادله (۱۱) به صورت زیر (در صفحه) بعد قابل انجام است.

۳-۵- بهینه سازی نسبت به پارامتر S

برای تخمین المان های آرایه S نیاز است تابع هدف $H(S, \Psi, A)$ نسبت به متغیر S مینیمم شود. بنابراین می توان نوشت:

$$\begin{aligned} \hat{S} = & \arg \min_{S \geq 0} H(S, \Psi, A) \text{ w.r.t } S \\ \hat{S}_k = & \arg \min_{S_k} \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\|x_k - S_k a_k\|_2^2 + \\ & \lambda_s \|S_k - (S_0 \square \Psi)_k\|_F^2) \end{aligned} \quad (12)$$

معادله (۱۲) نسبت به S_k دارای فرم بسته است. از این رو، با گرفتن مشتق از این معادله نسبت به S_k خواهیم داشت:

$$S_k \leftarrow (x_k a_k^T + \lambda_s (S_0 \square \Psi)_k) (a_k a_k^T + \lambda_s I_P)^{-1} \quad (13)$$

²⁵- Hyperspectral Image Unmixing

²⁶- Minimum Volume Simplex Analysis

²⁷- Vertex Component Analysis

²⁸- Nascimento and Dias

معادله (۱۶) معادله‌ای بازگشتی^{۳۰} است و n تعداد تکرار (بازگشت) است. با محاسبه مقادیر المان‌های مختلف آرایه Ψ از معادله (۱۶) و جایگذاری آن‌ها در الگوریتم^۱ و تکمیل فرایند همگرایی در حلقه، مقدار بهینه آرایه Ψ تخمین زده می‌شود.

راهنمایی: در شرایطی که در معادلات، ضرب ماتریسی شامل ضرب هادامارد و ضرب ماتریسی به صورت توام باشد، محاسبه مشتق متفاوت از مشتق‌گیری ماتریسی معمول است. این موضوع در زیر توضیح داده می‌شود:

اگر عبارت زیر را داشته باشیم، مطلوبست تعیین D

$$D = \frac{\partial}{\partial \mathbf{X}} \|\mathbf{A} \square \mathbf{X} - \mathbf{B}\|_F^2 = ?$$

$$\mathbf{A} = [a_{ij}]_{n \times m}; \mathbf{X} = [x_{ij}]_{n \times m}; \mathbf{B} = [b_{ij}]_{n \times m};$$

$$\mathbf{C} = [a_{ij}x_{ij} - b_{ij}]_{n \times m} \Rightarrow \frac{\partial \mathbf{C}}{\partial \mathbf{X}} = \frac{\partial}{\partial x_{ij}} \sum_{i',j'} (a_{i'j'}x_{i'j'} - b_{i'j'})^2 =$$

$$\sum_{i',j'} 2a_{i'j'}(a_{i'j'}x_{i'j'} - b_{i'j'}) \Rightarrow \mathbf{D} = 2\mathbf{A} \square (\mathbf{A} \square \mathbf{X} - \mathbf{B})$$

$$SO; \frac{d\|\mathbf{S}_k - (\mathbf{S}_0 \square \Psi_k)\|_F^2}{d\Psi_k} = -2\mathbf{S}_0 \square (\mathbf{S}_k - (\mathbf{S}_0 \square \Psi_k))$$

۵-۵- بهینه‌سازی نسبت به پارامتر $\mathbf{A}$

برای به دست آوردن ماتریس اباندنس باید تابع هدف مساله بهینه‌سازی، نسبت به پارامتر $\mathbf{A}$ کمینه شود. بنابراین می‌توان نوشت:

$$\hat{\mathbf{A}} = \arg \min_{\mathbf{A} \geq 0} H(\mathbf{S}, \Psi, \mathbf{A}) w.r.t \rightarrow \mathbf{A}$$

$$\hat{\mathbf{A}} = \arg \min_{\mathbf{A} \geq 0} \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\|\mathbf{X}_k - \mathbf{S}_k \mathbf{a}_k\|_F^2) + \mathbf{I}_R^+(\mathbf{A}) +$$

$$\lambda_A (\|\mathbf{H}_h(\mathbf{A})\|_{2,1} + \|\mathbf{H}_v(\mathbf{A})\|_{2,1}) + \mu^T (\mathbf{A}^T \mathbf{1}_p - \mathbf{1}_N)$$

این مساله به واسطه نرم $L_{2,1}$ نسبت به $\mathbf{A}$ مشتق‌پذیر نیست. همچنین نسبت به اعضای پایانی یا پیکسل‌ها نیز جداسدنی نیست [۲] و [۱۵]. روشی که در این گونه مسائل به کار می‌رود، به کارگیری روش ADMM^{۳۱} است. در این روش، یک مساله پیچیده که قابل حل و دارای فرم بسته نیست، به تعدادی مساله

با توجه به اینکه المان‌های امضاها طیفی مثبت هستند $(S_k \in R^{+(L \times P)})$ ، بنابراین، نتایج تخمین حاصل از معادله (۱۳) را به ازای $(k=1,2,\dots,N)$ با سطح آستانه صفر مقایسه کرده و المان‌های منفی را حذف می‌کنیم.

۵-۴- بهینه‌سازی نسبت به پارامتر Ψ

برای به دست آوردن المان‌های آرایه ضرایب Ψ ، باید تابع هدف نسبت به متغیر Ψ مینیمم شود. بنابراین می‌توان نوشت:

$$\hat{\Psi} = \arg \min_{\Psi \geq 0} H(\mathbf{S}, \Psi, \mathbf{A}) w.r.t \rightarrow \Psi$$

$$\hat{\Psi}_k = \arg \min_{\Psi_k} \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\lambda_s \|\mathbf{S}_k - (\mathbf{S}_0 \square \Psi_k)\|_F^2$$

$$+ \frac{\lambda_\Psi}{2} (\|\mathbf{H}_{\Psi_h}(\Psi_k)\|_F^2 + \|\mathbf{H}_{\Psi_v}(\Psi_k)\|_F^2)$$

$$\frac{d(H(\mathbf{S}, \Psi, \mathbf{A}))}{d(\Psi_k)} = -\lambda_s \mathbf{S}_0 \square (\mathbf{S}_k - (\mathbf{S}_0 \square \Psi_k)) +$$

$$\lambda_\Psi (\mathbf{H}_{\Psi_h}^T \mathbf{H}_{\Psi_h}(\Psi_k) + \mathbf{H}_{\Psi_v}^T \mathbf{H}_{\Psi_v}(\Psi_k)) = 0$$

$$\lambda_s \mathbf{S}_0 \square (\mathbf{S}_0 \square \Psi_k) = -\lambda_\Psi (\mathbf{H}_{\Psi_h}^T \mathbf{H}_{\Psi_h}(\Psi_k) +$$

$$\mathbf{H}_{\Psi_v}^T \mathbf{H}_{\Psi_v}(\Psi_k)) + \lambda_s \mathbf{S}_0 \square \mathbf{S}_k \equiv \mathbf{U}^n$$

$$(\mathbf{S} \square \Psi)_{k(i,j)}^{(n+1)} = \frac{\mathbf{U}_{i,j}^n}{\lambda_s (\mathbf{S}_0)_{i,j}}; k=1,2,\dots,N$$

$$(\hat{\Psi}_k)^{(n+1)}_{i,j} = \frac{\mathbf{U}_{i,j}^n}{\lambda_s (\mathbf{S}_0)_{i,j}^2}; k=1,2,\dots,N$$

الگوریتم ۱: شبه کد اعمالی به منظور یافتن نقطه مینیمم مساله بهینه‌سازی با تابع هدف $H(\mathbf{S}, \Psi, \mathbf{A})$	
ورودی: ماتریس مشاهدات ($\mathbf{X}$) و ماتریس اعضای پایانی مرجع ($\mathbf{S}_0$)	
خروجی: $(\hat{\mathbf{S}}, \hat{\Psi}, \hat{\mathbf{A}})$	
مقداردهی	$\mathbf{S}; S_{i,j,k} > 0$
مقداردهی اولیه:	ASC رعایت محدودیت $\mathbf{A}; a_{i,j} > 0$
	با فرض $0 \leq \Psi_{i,j,k} \leq 1.35$
تکرار در حلقه تا زمانی که همگرایی به وجود آید	
$\hat{\mathbf{S}} = \arg \min_{\mathbf{S} \geq 0} H(\mathbf{S}, \Psi, \mathbf{A}) w.r.t \rightarrow \mathbf{S}$	
$\hat{\Psi} = \arg \min_{\Psi \geq 0} H(\mathbf{S}, \Psi, \mathbf{A}) w.r.t \rightarrow \Psi$	
$\hat{\mathbf{A}} = \arg \min_{\mathbf{A} \geq 0} H(\mathbf{S}, \Psi, \mathbf{A}) w.r.t \rightarrow \mathbf{A}$	
پایان تخمین متغیرها در صورت همگرایی	

³⁰- Iterative

³¹- Alternating Direction Method of Multiplier (ADMM)

²⁹- With Respect To (w.r.t)

$$\begin{aligned} \Lambda\{\hat{\mathbf{u}}, \hat{\mathbf{v}}\} &= \arg \min_{\mathbf{u}, \mathbf{v}} g(\mathbf{v}); s.t \rightarrow \Lambda \mathbf{v} + \Gamma \mathbf{u} = 0; \\ g(\mathbf{v}) &= \frac{1}{2} \|\mathbf{X} - \mathbf{b}_1\|_2^2 + \lambda_A (\|\text{vect}(\mathbf{b}_2)^{-1}\|_{2,1} + \\ &\|\text{vect}(\mathbf{b}_3)^{-1}\|_{2,1}) + \mathbf{I}_R^+(\mathbf{b}_4) + \boldsymbol{\mu}^T (\mathbf{ka} - \mathbf{I}_N) \\ \text{def : } \mathbf{u} &= \text{vect}(\mathbf{A}); \mathbf{v} = [\mathbf{b}_1 \quad \mathbf{b}_2 \quad \mathbf{b}_3 \quad \mathbf{b}_4 \quad \mathbf{b}_5]^T; \\ \Gamma &= \begin{bmatrix} \Sigma^T & \mathbf{I}_{P \times N} & 0 & 0 & \mathbf{I}_{P \times N} \end{bmatrix} \\ \Lambda &= \begin{bmatrix} -\mathbf{I}_{L \times N} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\mathbf{I}_{P \times N} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{H}_h & -\mathbf{I}_{P \times N} & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{H}_v & 0 & -\mathbf{I}_{P \times N} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\mathbf{I}_{P \times N} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (20)$$

منظور از $\text{vect}(\mathbf{A})$ فرم برداری ماتریس $\mathbf{A}$ است. یعنی تمام ستون‌های $\mathbf{A}$ به صورت پیوسته پشت سر هم نمایش داده شود. $\mathbf{K} \in \mathbb{R}^{L \times P \times N}$ ماتریس با ابعاد $N \times P \times N$ از اپراتورهای خطی است. و $\mathbf{I}(\cdot)$ ماتریس واحد است که ابعادش در اندیس آن آمده است. برای یافتن ماتریس $\mathbf{A}$ ، دو نمایش ماتریسی و برداری قابل بیان است و هر دو دارای جواب یکسانی هستند و در حین حل مساله، برای ساده‌تر شدن هر کدام قابل تبدیل و به کارگیری هستند. به کارگیری روش ADMM این امکان را فراهم می‌کند که یک مساله بهینه‌سازی مقید را به وسیله اپراتور لاگرانژین افزوده^{۳۷} به یک مساله بهینه‌سازی نامقید^{۳۸} تبدیل کرده و هر یک از پارامترها را جداگانه محاسبه کنیم. بنابراین، لاگرانژین افزوده معادله (۲۰) به منظور تبدیل به یک مساله بهینه‌سازی نامقید به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} L(\mathbf{u}, \boldsymbol{\mu}, \mathbf{v}, \mathbf{d}) &= f(\mathbf{u}) + g(\mathbf{v}) + \frac{\rho}{2} (\|\Gamma \mathbf{u} + \Lambda \mathbf{v} - \mathbf{d}\|_2^2 - \|\mathbf{d}\|_2^2) \\ L(\mathbf{u}, \boldsymbol{\mu}, \mathbf{v}, \mathbf{d}) &= \frac{1}{2} (\|\mathbf{x} - \mathbf{b}_1\|_2^2 + \lambda_A (\|\text{vect}^{-1}(\mathbf{b}_2)\|_{2,1} + \|\text{vect}^{-1}(\mathbf{b}_3)\|_{2,1}) \\ &+ \mathbf{I}_R^{+(P \times N)}(\mathbf{b}_4) + \boldsymbol{\mu}^T (\mathbf{Ku} - \mathbf{I}_N) + \frac{\rho}{2} \|\sum \mathbf{u} - \mathbf{b}_1 - \mathbf{d}_1\|_2^2 \\ &+ \frac{\rho}{2} \|\mathbf{u} - \mathbf{b}_2 - \mathbf{d}_2\|_2^2 + \frac{\rho}{2} \|\mathbf{H}_h \mathbf{b}_2 - \mathbf{b}_3 - \mathbf{d}_3\|_2^2 + \\ &\frac{\rho}{2} \|\mathbf{H}_v \mathbf{b}_2 - \mathbf{b}_4 - \mathbf{d}_4\|_2^2 + \frac{\rho}{2} \|\mathbf{u} - \mathbf{b}_5 - \mathbf{d}_5\|_2^2 + \frac{\rho}{2} \|\mathbf{d}\|_2^2 \end{aligned} \quad (21)$$

ساده‌تر تبدیل می‌شود که قابل حل هستند [۱۵]. آن‌گاه هر یک از این مسایل جداگانه حل می‌شوند. پاسخ هر یک از این مسایل در ارتباط با یکدیگر به پاسخ مساله بعدی منجر می‌شود. پاسخ مجموعه این زیرمساله‌ها در یک حلقه زنجیروار و بازگشتی به پاسخ مساله پیچیده اولیه منجر می‌شود. همچنین بمانند روشی که در مرجع [۱۶] ارایه شده است، برای ساده‌تر شدن راه‌حل، امکان جابه‌جایی از حوزه زمان به حوزه فرکانس در فرایند حل تعدادی از مسایل وجود دارد. در این مساله ابتدا لاگرانژین افزوده^{۳۲} معادله (۱۸) تعریف می‌شود و در آن ده پارامتر جدید شامل پنج پارامتر ضرب کننده^{۳۳} لاگرانژین^{۳۴} و پنج پارامتر کمکی^{۳۵} تعریف می‌شود. حل مجموعه این ده مساله (پارامتر) به روش زیر صورت می‌گیرد و نهایتاً به یافتن پارامتر اولیه $\mathbf{A}$ منجر می‌شود.

۶-۵- فرمول‌بندی مساله

با تغییر پارامترهای معادله (۱۸) و تبدیل آن به پارامترهای لاگرانژین افزوده و با حفظ محدودیت‌های ASC و ANC مساله فوق به یک مساله FCLSU^{۳۵} تبدیل می‌شود. این مساله را عیناً به روشی که در مرجع [۱۸] بیان شده است (حل مساله ADMM) مرحله به مرحله تبدیل و حل می‌کنیم. در مرحله اول پارامتر $\mathbf{A}$ به صورت زیر به پارامترهای کمکی $\mathbf{B}_1$ تا $\mathbf{B}_5$ تبدیل می‌شود. بنابراین معادله (۱۸) به صورت زیر بر اساس پارامترهای جدید کمکی تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{A}} &= \arg \min \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\|\mathbf{X}_k - \mathbf{b}_{1k}\|_2^2) + \\ &\lambda_A (\|\mathbf{B}_3\|_{2,1} + \|\mathbf{B}_4\|_{2,1}) + \mathbf{I}_R^+(\mathbf{B}_5) + \\ &\boldsymbol{\mu}^T (\mathbf{A}^T \mathbf{1}_P - \mathbf{I}_N) s.t : \mathbf{B}_2 = \mathbf{A}; \\ &\mathbf{B}_3 = \mathbf{H}_h(\mathbf{B}_2); \mathbf{B}_4 = \mathbf{H}_v(\mathbf{B}_2) \\ &\mathbf{B}_5 = \mathbf{A}; \mathbf{b}_{ik} = k^{th} - column \mathbf{B}_i \end{aligned} \quad (19)$$

به صورت زیر به یک مساله بهینه‌سازی مقید^{۳۶} قابل تعریف است:

32- Augmented Lagrangian

33- Lagrangian Multipliers

34- Auxiliary Parameter

35- Fully Constrained Linear Spectral Unmixing

36 - Constrained Optimization Problem

39- Augmented Lagrangian

38- Non Constrained Optimization Problem

همین داده‌ها اما به روش ELMM مورد مقایسه قرار گرفت. نتایج حاصل از این بررسی در بخش ۶-۲ ارایه شده است.

۶-۱- شبیه‌سازی و آنالیز با داده‌های ابرطیفی مصنوعی

برای تولید داده‌های مصنوعی دو پارامتر به عنوان ورودی برای انجام آزمایش مورد نیاز است: ماتریس مشاهدات (X) و ماتریس اعضای پایانی مرجع (S_0). پنج امضای طیفی استاندارد با همکاری دانشگاه تهران از آزمایشگاه سنجش از دور آن دانشگاه دریافت شد و از آن داده‌ها به عنوان اعضای پایانی مرجع استفاده شد. این داده‌ها در ۱۶۲ باند فرکانسی مختلف ($L=162$) در جدول (۱) قابل مشاهده است. پارامتر مورد نیاز بعدی آرایه ضرایب $\Psi(L \times P \times N)$ است. بر اساس تجربه نتایج شبیه‌سازی با داده‌های واقعی و همچنین با توجه به مرجع [۲]، المان‌های این آرایه را به صورت توزیع گوسین بین $0/4$ تا $1/35$ تولید می‌کنیم. هر صفحه از این آرایه به ازای هر پیکسل k با المان‌های ماتریس S_0 به صورت جزء به جزء ضرب می‌شود تا اعضای ماتریس S_k به ازای هر k برای $(k=1, 2, \dots, N)$ تولید شود. در این آزمایش پنج شکل هندسی مختلف به عنوان پنج ماده متفاوت تولید شد (مطابق شکل ۲) و به هر یک از این اشکال یکی از این امضاهای طیفی موجود در جدول (۱) نسبت داده شد.

جدول (۱): اعضای پایانی مرجع ($S_{0(L \times P)}$) به کار گرفته شده در آزمایش با داده‌های طیفی مصنوعی

Reference Endmembers	S_{01}	S_{02}	S_{03}	S_{04}	S_{05}
L_1	0.0130	0.0300	0.2650	0.0950	0.2170
L_2	0.0190	0.0310	0.2710	0.0960	0.2220
L_3	0.0250	0.0370	0.2680	0.0990	0.2250
$\vdots$					
L_{161}	0.0570	0.0850	0.1520	0.1800	0.4560
L_{162}	0.0400	0.0610	0.1360	0.1680	0.4780

ماتریس مشاهدات مطابق معادله (۸) و (۹) و معادل با $L \times (m \times n)$ با ابعاد $162 \times (80 \times 80)$ در حوزه زمان ساخته شد. با تولید ماتریس مشاهدات و وجود ماتریس اعضای پایانی مرجع (S_0)، در ابتدا شبیه‌سازی بر اساس مدل پیشنهادی با این داده‌ها انجام شد و مقادیر $\hat{S}$ و $\hat{A}$ و $\hat{\Psi}$ با مقادیر اولیه آن‌ها مقایسه شد. برای بررسی دقیق‌تر، معیارهایی کمی تعریف شده‌اند که مقادیر تخمین زده شده بر اساس این معیارها مورد بررسی قرار گرفت. این معیارها

در این معادله ضرب کننده‌های لاگرانژین به فرم برداری (یا D به فرم ماتریسی) و ρ ضریب d وزن دهنده جملات لاگرانژین افزوده است. حل ده پارامتر تعریف شده جدید (δ پارامتر b_i و δ پارامتر d_i) طبق الگوریتم ۲ بیان شده به صورت شبه کد زیر محاسبه می‌شود.

الگوریتم ۲: استخراج پارامترهای ADMM و دستیابی به ماتریس A	
داده‌های ورودی:	$\hat{S}, X$
خروجی‌ها:	$\hat{A} = \text{vect}^{-1}(u)$
مقداردهی اولیه پارامترهای:	u, v, d, μ, ρ
While ADMM criteria not satisfied; do:	
$\hat{u} = \arg \min L(u, \mu, v, d,) w.r.t \rightarrow u$	
$\hat{v} = \arg \min L(u, \mu, v, d,) w.r.t \rightarrow v$	
$\hat{d} \leftarrow d - \Gamma u - \Delta v$	
End	

استخراج مقادیر ماتریس A منوط به حل معادله پیچیده بهینه‌سازی (۲۱) است. راه حل به کار گرفته شده برای حل معادله (۱۸)، مشابه روش به کار رفته در مرجع [۲] و مرجع [۱۸] است و از حیث روش حل، فاقد نوآوری است و صرفاً روشی برای حل یک مساله پیچیده است که به صورت معمول قابل حل نیست و با این راهکار تبدیل و قابل حل می‌شود. علت بیان این بخش از موضوع پیچیدگی معادله موجود بوده و هدف نویسنده، راهنمایی خواننده مقاله و در مسیر قرار دادن ایشان برای درک بهتر و سریع‌تر روش حل این نوع مساله بوده است.

۶-۲- شبیه‌سازی با داده‌های مصنوعی و حقیقی

برای بررسی کارایی مدل مطرح شده، دو دسته داده حقیقی و مصنوعی به کار گرفته شد و شبیه‌سازی مدل پیشنهادی (IELMM) و همچنین مدل ترکیب خطی توسعه‌یافته (ELMM) برای این دو دسته داده انجام شد و نتایج خروجی برای هر دو روش مورد بررسی و آنالیز قرار گرفته است. در ابتدا داده‌های مصنوعی ابرطیفی^{۳۹} تولید شد و هر دو مدل با این دسته داده مورد آزمایش قرار گرفتند. نتایج و آنالیز این آزمایش در بخش ۶-۱ به صورت نتایج و مقایسه کمی و همچنین کیفی ارایه شده است. در آزمایش دوم که با داده‌های حقیقی انجام شده است، مدل پیشنهادی با این داده‌ها شبیه‌سازی شد و نتایج به دست آمده، با نتایج شبیه‌سازی با

عمل انجام می شود و بنابراین در سیکل های بعدی خروجی های بهتری را نتیجه می دهد.

۶-۲- شبیه سازی با داده های حقیقی

برای بررسی دقیق تر موضوع ارایه شده، دو آزمایش انجام شد. در هر دو آزمایش برای انجام شبیه سازی با داده های حقیقی، از داده های ابرطیفی استاندارد پاولیا^{۴۰} که نشان دهنده مجتمع دانشگاهی پاولیا در ایتالیاست استفاده شد. قابل ذکر است این مجموعه تصاویر یک نمونه از داده های استاندارد ابرطیفی است که به طور معمول برای انجام آزمایش ها به کار می رود. تصویر کامل کمپ دانشگاهی پاولیا در قالب RGB در سطر اول از شکل (۵) (ناحیه چپ تصویر) قابل رویت است. در هر یک از شبیه سازی ها، یک مکعب از یک ناحیه دلخواه از این دسته داده انتخاب شد و روش پیشنهادی (IELMM) و روش ELMM روی آن دسته داده ی یکسان، پیاده سازی شد.

۱-۲-۶- شبیه سازی اول با داده های حقیقی

داده های ابرطیفی پاولیا دارای ابعاد $103 \times (610 \times 340)$ به عنوان $L \times (m \times n)$ است در شرایطی که $m \times n \times N$. در آزمایش اول یک مکعب دلخواه کوچک با ابعاد $24 \times (90 \times 110)$ از تصویر اصلی به عنوان ماتریس مشاهدات X انتخاب شده است. ناحیه شمال شرقی تصویر از تصویر اصلی در محدوده $(80:103; 20:110; 120:230)$. تعداد اعضای پایانی به طور اختیاری $P=4$ در نظر گرفته شده است. قابل توضیح است که الگوریتم هایی برای استخراج تعداد اعضای پایانی وجود دارد، از جمله آنها می توان به الگوریتم هایزم^{۴۱} اشاره کرد [۱۷]. اما بحث استخراج تعداد اعضای پایانی در حوزه تعریف این پروژه نیست و به آن پرداخته نمی شود. داده دیگری که برای انجام شبیه سازی نیاز است، ماتریس اعضای پایانی مرجع S_0 است. با توجه به استدلال بیان شده در بخش ۵-۲، الگوریتم VCA برای استخراج ماتریس S_0 پیاده سازی شد. بر اساس شبه کد ارایه شده در الگوریتم (۱)، شبیه سازی با داده های حقیقی انجام گرفت و نتایج خروجی شبیه سازی برای تخمین اباندنس ($\hat{A}$) حاصل از

عبارتند از خطای جذر میانگین مربعات برای هر یک از سه پارامتر مطلوب که به صورت زیر تعریف می شوند [۲]:

$$A_{RMSE} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \sqrt{\frac{1}{P} \sum_{p=1}^P (a_{pk \text{ true}} - \hat{a}_{pk})^2} \quad (22)$$

$$\Psi_{RMSE} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \sqrt{\frac{1}{LP} \|\Psi_{k \text{ true}} - \hat{\Psi}_k\|_F^2} \quad (23)$$

$$S_{RMSE} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \sqrt{\frac{1}{LP} \|S_{k \text{ true}} - \hat{S}_k\|_F^2} \quad (24)$$

سپس همین آزمایش بر اساس مدل موجود قبل (ELMM) با داده های فوق به انجام رسید و مقادیر به دست آمده با مقادیر اولیه بر اساس معیارهای فوق مورد مقایسه و بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل از این مقایسه در جدول (۲) ارایه شده است. همچنین نتایج حاصل از شبیه سازی آزمایش انجام شده برای پارامتر $\hat{A}$ که معیاری قابل رویت و مقایسه است، در شکل (۲) آورده شده است. ستون اول از شکل (۲) (از سمت چپ)، تصاویر اباندنس تولید شده به صورت سنتز برای پنج ماده خالص با امضای طیفی متفاوت، به ترتیب از بالا به پایین را نشان می دهد. ستون دوم از شکل (۲)، اباندنس تخمین زده شده به روش ELMM برای این امضاهای طیفی را نشان می دهد و در ستون سوم تصاویر اباندنس تخمین زده شده برای مدل پیشنهادی به صورت نظیر به نظیر قابل رویت است. همچنان که در تصویر ملاحظه می شود، مدل ELMM نسبت به IELMM دارای نتایج ضعیف تری است (در تصاویر EM1, EM3, EM4). خصوصاً در شناسایی نواحی مرزها و کیفیت کلی تصویر، این تفاوت قابل ملاحظه است. با مشاهده جدول (۲) دقت بهتر در تخمین پارامتر A در روش IELMM واضح است. در خصوص پارامتر Ψ با توجه به اینکه تاکنون چنین آرایه ای تعریف نشده بوده است، مقایسه امکان پذیر نیست. در خصوص پارامتر S ، همچنان که ملاحظه می شود، روش پیشنهادی دقت بهتری در تخمین پارامتر مورد نظر نسبت به روش ELMM داراست.

نکته ای که می توان به آن اشاره کرد آن که، به دلیل آن که مدل ریاضی پیشنهادی مدل جامع تری نسبت به قبل است، از این رو، فرایند تخمین در سیکل های اولیه حلقه تخمین، با دقت بهتری در

⁴⁰ - Pavia Hyperspectral Images Data

⁴¹ - Hysime Algorithm

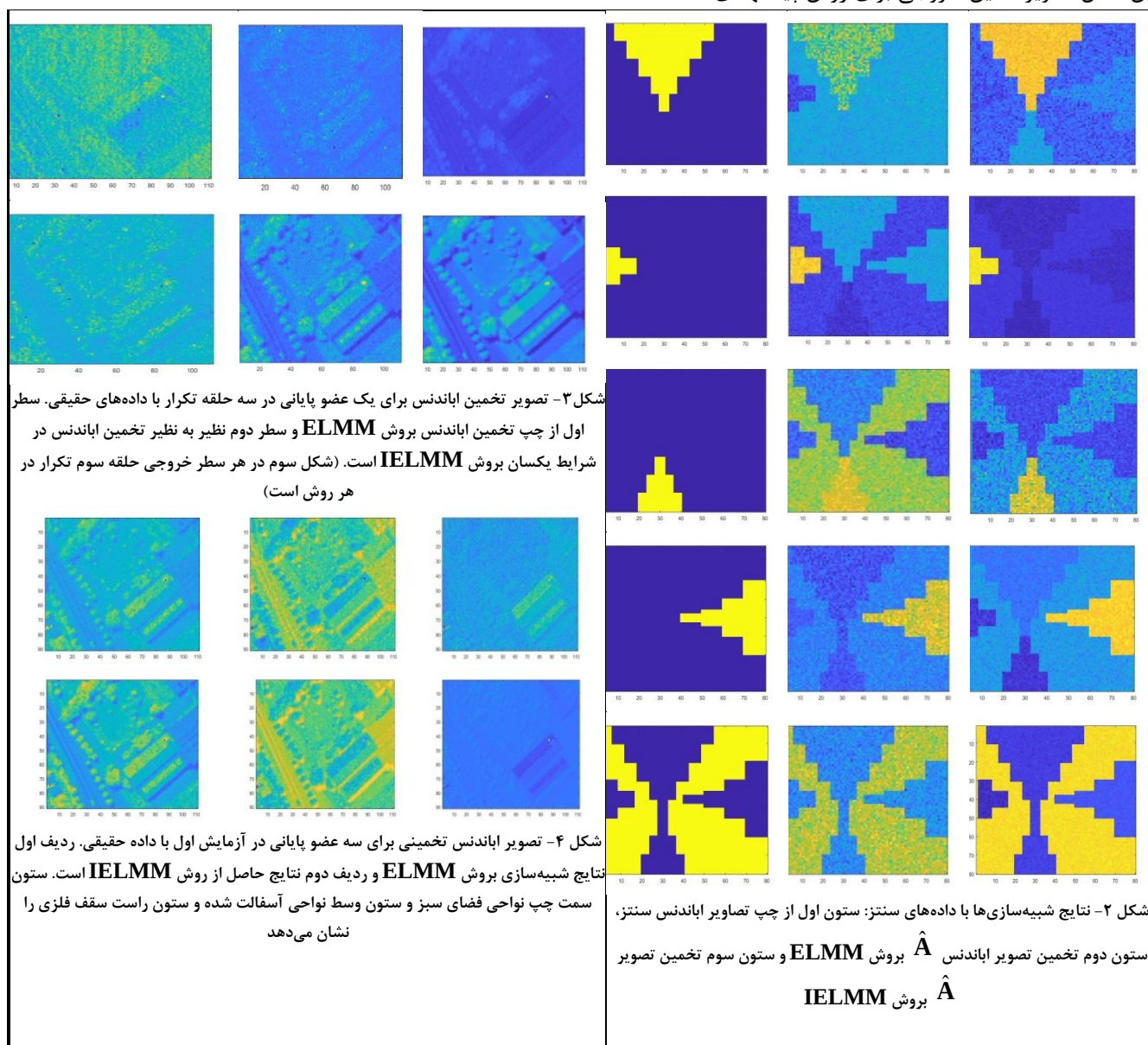
همچنان‌که در تصویر دیده می‌شود روش پیشنهادی در تکرار مرحله دوم پاسخ قابل قبولی دارد به نحوی که در روش ELMM این پاسخ در مرحله ۳ تکرار نیز دیده نمی‌شود. سرعت در رسیدن به پاسخ در روش پیشنهادی در تکرار مراتب پایین در تمامی مراحل شبیه‌سازی دیده و سنجیده شد. همچنین در این روش در سومین حلقه تکرار، پاسخ همگرا می‌شود که این موضوع در روش ELMM در بهترین شرایط انجام شبیه‌سازی، در دو تکرار بالاتر به وقوع می‌پیوندد. در ادامه آزمایش، پاسخ نهایی شبیه‌سازی برای سه عضو پایانی دیگر در شکل (۴) قابل ملاحظه است. سطر اول از شکل ۴ تصویر حاصل از تخمین اباندنس برای روش ELMM

روش پیشنهادی IELMM و روش ELMM برای یک عضو پایانی (EM2) از جهت مقایسه همگرایی هر روش در انتهای هر یک از حلقه‌های اول تا سوم تکرار آورده شده است.

جدول (۲): آنالیز کمی خطای پارامترهای تخمین

Algorithm	ELMM	IELMM
A_{rmse}	0.0197	0.0034
Ψ_{rmse}	-----	0.0887
S_{rmse}	0.0453	0.0344

سطر اول از شکل (۳) تصویر اباندنس تخمین زده شده بروش ELMM برای یک عضو پایانی در شرایط یکسان است. سطر دوم از این شکل تصویر همین خروجی برای روش پیشنهادی است.



پایانی در شکل (۶) ارایه شده است. این موضوع قابل ذکر است که در مقاله‌ی درومتر و همکاران (۲۰۱۶)، که یکی از مراجع اصلی این تحقیق است [۲]، به دلیل آنکه کار ایشان با دیگر الگوریتم‌های قبل از ایشان مقایسه شده بود (مانند الگوریتم‌های CLSU، S-PLMM، FCLSU و مقایسه و برتری کار ایشان احراز شده بود)، از این رو، ما طرح پیشنهادی خود را با الگوریتم پیشنهادی ایشان مقایسه نموده‌ایم و عیناً نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های انجام شده برای دو روش با یک ورودی یکسان و استاندارد را به منظور مقایسه آورده‌ایم. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها در شکل (۶) به صورت زیر ارایه می‌شود:

همچنان‌که در ستون اول از شکل (۶) (از چپ) دیده می‌شود، تصویر اباندنس اعضای پایانی شامل بخش‌های نواحی سایه، نواحی علف‌زار و صفحات فلزی که به روش ELMM تخمین زده شده، دیده می‌شود. این نواحی در تصویر به رنگ زرد کم رنگ مشخص شده‌اند. در ستون دوم از این شکل، توزیع همین اعضا در نواحی مشخص شده به رنگ زرد به روش پیشنهادی IELMM قابل مشاهده است. با تامل در تصاویر، و مقایسه آنها با سطر سوم از شکل (۵) ملاحظه می‌شود که تخمین به دست آمده به روش پیشنهادی IELMM، مشابهت بیشتری به توزیع واقعی مواد مختلف در تصویر واقعی دارد و از دقت بالاتری در تخمین هر جز برخوردار است.

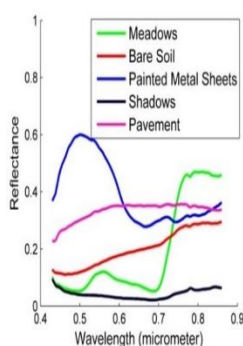
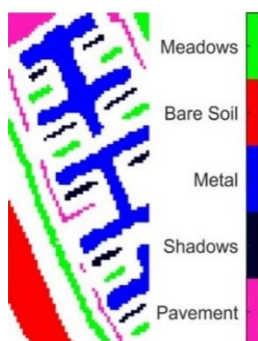
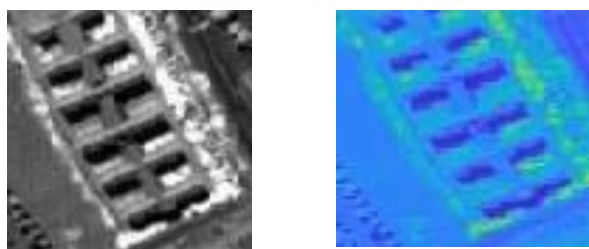
۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، روشی جدید برای حل مساله جداسازی برای داده‌های ابرطیفی ارایه شده است. در پیشنهاد مطرح شده تخمین خروجی‌های مساله جداسازی (آرایه اعضای پایانی S) و ماتریس اباندنس A به شکلی دقیق‌تر و سریع‌تر از روش ELMM به دست می‌آید، علاوه بر آنکه آرایه‌ای جدید برای بیان کمی مساله تغییرات اعضای پایانی معرفی می‌شود. در این روش، با ذهنیتی که از مدل ELMM برگرفته شده، ساختاری جدید ارایه شده که مساله تغییرات اعضای پایانی به شکلی کامل‌تر و دقیق‌تر در نظر گرفته شود. در مدل ارایه شده، آرایه‌ای سه بعدی به نام Ψ معرفی شده است که مدل کننده‌ی هر نوع تغییر (در سه بعد) در المان‌های اعضای پایانی باشد (در مدل قبل تغییرات تنها در جهت اعضای پایانی P) امکان‌پذیر بود. در مرحله بعد المان‌های این آرایه را با مشخصه‌های طیفی اعضای پایانی به صورت عضو به عضو و نظیر به نظیر با بهره‌گیری از ضرب

برای سه عضو پایانی شامل ناحیه سبز، نواحی آسفالت و سقف فلزی نشان داده شده است. سطر دوم همین شکل، تصویر متناظر حاصل از تخمین اباندنس برای روش پیشنهادی IELMM است. نواحی مشخص شده در تصاویر با رنگ زرد روشن، جداکننده محدوده مورد نظر از جمله فضای سبز، سطوح آسفالت شده و ناحیه سقف فلزی در هر تصویر است. ملاحظه می‌شود که تصاویر سطر دوم دارای وضوح و دقت بیشتر در تفکیک نواحی مورد نظر است. در انجام شبیه‌سازی، اهمیت پارامترهای تنظیم کننده λ_A و λ_s و λ_w در سرعت دستیابی به جواب نهایی محسوس بود. مقادیر مناسب این سه پارامتر با توجه به جدول ارایه شده در مرجع [۱۸] انتخاب شد. پارامترهای تنظیم کننده در رسیدن به جواب و سرعت همگرایی پاسخ نهایی، موثر و تاثیرگذار بودند.

۲-۲-۶- شبیه‌سازی دوم با داده‌های حقیقی

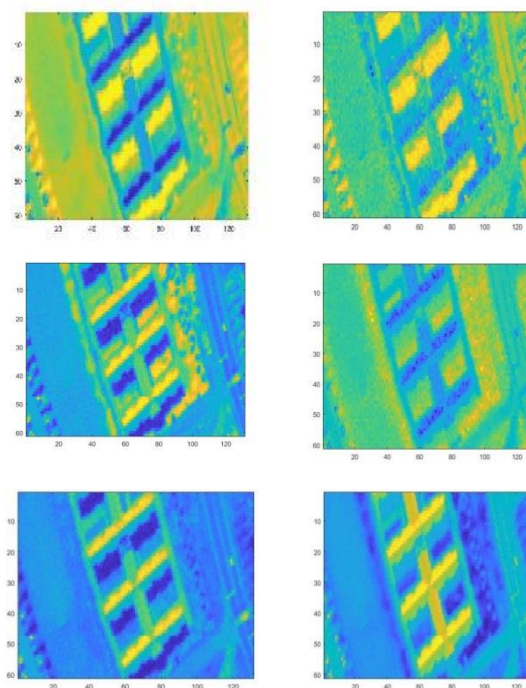
برای انجام آزمایش دوم از داده‌های ابرطیفی پاولیا اما از یک ناحیه انتخابی دیگر استفاده شد. یک مکعب با ابعاد $94 \times (61 \times 131)$ از تصویر کلی که دارای ابعاد $103 \times (61 \times 340)$ که معادل $L \times (m \times n)$ در حوزه زمان است، به عنوان بردار مشاهدات X در محدوده $10: 103; 200: 260; 90: 220$ انتخاب شد. (بخش میانی از ناحیه فوقانی تصویر). این مکعب تصویری، همان ماتریس مشاهدات ورودی الگوریتم است. این ورودی سه بعدی را به ماتریسی دو بعدی با ابعاد $L \times N$ که در آن $N = n \times m$ است تبدیل می‌کنیم. یعنی هر لایه از این آرایه ورودی به یک سطر از ماتریس مشاهدات تبدیل می‌شود. در این آزمایش تعداد اعضای پایانی برابر با $P=3$ انتخاب شد. برای درک بهتر موضوع، در سطر اول از شکل (۵) تصویر کامل کمپ دانشگاهی پاولیا در قالب RGB و همچنین تقریبی از ناحیه انتخاب شده آورده شده است. در سطر دوم شکل (۵)، تصویر سیاه و سفید ناحیه تقریبی انتخاب شده و تصویر ابرطیفی آن محدوده در لایه ۸۶ ام طیفی قابل مشاهده است. همچنین توزیع محیطی اعضای پایانی و نمودار انعکاس طیفی برای ۵ عضو پایانی بر حسب طول موج در سطر سوم همین شکل قابل رویت است. در این آزمایش نیز، الگوریتم پیشنهادی IELMM و همچنین الگوریتم ELMM بر روی این دسته داده شبیه‌سازی شد و نتایج حاصل از این آزمایش به عنوان تخمین اباندنس اعضای



شکل (۵): ستراول تصویر کامل کمپ دانشگاهی دانشگاه پاویا و ناحیه انتخاب شده برای شبیه‌سازی. سطر دوم تصویر سیاه و سفید تقریبی از ناحیه منتخب و در سمت راست آن تصویر ابرطیفی یک لایه ($L=86$) از محدوده تقریبی است. سطر سوم، توزیع محیطی اعضای پایانی و نمودار انعکاس‌های طیفی برای پنج عضو پایانی دیده است.

هادامارد به هم متصل کرده‌ایم. با این کار ضمن ایجاد آرایه S امکان وجود تغییرات در ساختار آرایه در مدل ریاضی لحاظ شده است، و از طرفی ساختار اولیه خطی بودن و بهره‌گیری از مزایای LMM نیز حفظ شده است. بدین ترتیب، تابع هدف مساله بهینه‌سازی به شکلی قابل انعطاف و دینامیک آرایه می‌شود که حل مساله جداسازی از این تابع به معادلات دیگری ختم می‌شود. این معادلات تخمین دقیق‌تری از پارامترهای مورد نظر $(\hat{S}, \hat{A}, \hat{\Psi})$ در مساله جداسازی ابرطیفی آرایه می‌دهند. تخمین دقیق‌تر در حلقه‌های اول و دوم تکرار در الگوریتم باعث رسیدن به جواب نهایی در تکرارهای مرتبه پایین می‌شود. همچنین با این راهکار، امکان بررسی کمی تغییرات اعضای پایانی فراهم شده است. این تغییرات برای هر پیکسل در هر لایه و برای هر عضو پایانی در آرایه Ψ قابل استخراج شده است. نتایج شبیه‌سازی با داده‌های مصنوعی و حقیقی کارایی مدل مطرح شده در این مقاله را در موضوع جداسازی ابرطیفی تایید می‌کند. در ضمن انجام شبیه‌سازی، به نتیجه‌ای عملی رسیدیم که می‌تواند از کل موضوع مهم‌تر باشد و آن اینکه، در صورتی که مدل ریاضی آرایه شده برای حل مساله جداسازی بهتر و بیشتر با فیزیک ناحیه مورد نظر تطبیق داشته باشد، نتایج حاصل به مراتب بهتر خواهد بود. این موضوع به ویژه در مباحثی چون رهگیری اهداف که مساله رسیدن به پاسخ در زمان محدود حیاتی است، می‌تواند بسیار مفید باشد. بنابراین، در مسایلی که به نوعی با تئوری تخمین مواجهند، دقت در طراحی تابع هدف مساله بهینه‌سازی و تطبیق هر چه بیشتر با شرایط و دینامیک موضوع، نتیجه تخمین را دقیق‌تر و سریع‌تر خواهد کرد.

- [4] G. Lu and B. Fei, "Medical hyperspectral imaging: A review," *J. Biomed. Opt.*, vol. 19, no. 1, Art. no. 010901, 2014.
- [5] G. A. Shaw and H. K. Burke, "Spectral imaging for remote sensing," *Lincoln Lab. J.*, vol. 14, no. 1, pp. 3–28, 2003.
- [6] N. Keshava and J. F. Mustard, "Spectral unmixing," *IEEE Signal Process. Mag.*, vol. 19, no. 1, pp. 44–57, 2002.
- [7] L. Drumetz, J. Chanussot, C. Jutten, W.-K. Ma, and A. Iwasaki, "Spectral variability aware blind hyperspectral image unmixing based on convex geometry," *IEEE Trans. Image Process.*, vol. 29, pp. 4568–4582, 2020.
- [8] J. M. Bioucas-Dias, A. Plaza, N. Dobigeon, M. Parente, Q. Du, P. Gader, and J. Chanussot, "Hyperspectral unmixing overview: Geometrical, statistical, and sparse regression-based approaches," *IEEE J. Sel. Top. Appl. Earth Obs. Remote Sens.*, vol. 5, no. 2, pp. 354–379, 2012.
- [9] N. Dobigeon, Y. Altmann, N. Brun, and S. Moussaoui, "Linear and nonlinear unmixing in hyperspectral imaging," in *Data Handling in Science and Technology*, vol. 30. Amsterdam, The Netherlands: Elsevier, 2016, pp. 185–224.
- [10] A. Zare and K. C. Ho, "Endmember variability in hyperspectral analysis: Addressing spectral variability during spectral unmixing," *IEEE Signal Process. Mag.*, vol. 31, no. 1, pp. 95–104, 2014.
- [11] S. Henrot, J. Chanussot, and C. Jutten, "Dynamical spectral unmixing of multitemporal hyperspectral images," *IEEE Trans. Image Process.*, vol. 25, no. 7, pp. 3219–3232, 2016.
- [12] R. A. Borsoi, T. Imbiriba, J. C. M. Bermudez, C. Richard, J. Chanussot, L. Drumetz, J.-Y. Tourneret, A. Zare, and C. Jutten, "Spectral variability in hyperspectral data unmixing: A comprehensive review," *IEEE Geosci. Remote Sens. Mag.*, vol. 9, no. 4, pp. 223–270, 2021.
- [13] J. M. Nascimento and J. M. Bioucas-Dias, "Vertex component analysis: A fast algorithm to unmix hyperspectral data," *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.*, vol. 43, no. 4, pp. 898–910, 2005.
- [14] M. Kowalski, K. Siedenburg, and M. Dörfler, "Social sparsity! Neighborhood systems enrich structured shrinkage operators," *IEEE Trans. Signal Process.*, vol. 61, no. 10, pp. 2498–2511, 2013.
- [15] S. Boyd, N. Parikh, E. Chu, B. Peleato, J. Eckstein, et al., "Distributed optimization and statistical learning via the alternating direction method of multipliers," *Found. Trends Mach. Learn.*, vol. 3, no. 1, pp. 1–122, 2011.
- [16] M.-D. Iordache, J. M. Bioucas-Dias, and A. Plaza, "Total variation spatial regularization for sparse hyperspectral unmixing," *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.*, vol. 50, no. 11, pp. 4484–4502, 2012.



شکل (۶): تصاویر تخمین اباندنس حاصل از شبیه سازی به روش ELMM در ستون اول و در ستون دوم نتایج حاصل به روش پیشنهادی با داده های حقیقی است. سطر اول نواحی سایه (عضو پایانی اول)، سطر دوم نواحی علفزار (عضو پایانی دوم) و در سطر سوم نواحی صفحات فلزی (عضو پایانی سوم) مشخص شده است.

تعارض منافع

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

مراجع

- [1] J. M. Bioucas-Dias, A. Plaza, G. Camps-Valls, P. Scheunders, N. M. Nasrabadi, and J. Chanussot, "Hyperspectral remote sensing data analysis and future challenges," *IEEE Geosci. Remote Sens. Mag.*, vol. 1, no. 2, pp. 6–36, 2013.
- [2] L. Drumetz, M.-A. Veganzones, S. Henrot, R. Phlypo, J. Chanussot, and C. Jutten, "Blind hyperspectral unmixing using an extended linear mixing model to address spectral variability," *IEEE Trans. Image Process.*, vol. 25, no. 8, pp. 3890–3905, 2016.
- [3] D. Manolakis and G. Shaw, "Detection algorithms for hyperspectral imaging applications," *IEEE Signal Process. Mag.*, vol. 19, no. 1, pp. 29–43, 2002.

- [18] I. Regularization, “Blind hyperspectral unmixing using an extended linear mixing model to address spectral variability,” Supplementary material. *IEEE Trans. Image Process.*, vol. 25, no. 8, pp. 3890–3905, 2016.
- [17] J. M. Bioucas-Dias and J. M. Nascimento, “Hyperspectral subspace identification,” *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.*, vol. 46, no. 8, pp. 2435–2445, 2008.



Fault-Tolerant Neuro-Fuzzy Approach for Orbital Transfer Control of Satellites Under Hall-Effect Thruster Faults

Mahdi Mansoury¹, Sehraneh Ghaemi^{2*}, Samira Mir Mazhari Anvar³, Morteza Farhid⁴

¹ Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran
mahdimansoury@tabrizu.ac.ir

^{2*} Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran
ghaemi@tabrizu.ac.ir

³ Space Trusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
s.mazhari@isrc.ac.ir

⁴ Space Trusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
m.farhid@isrc.ac.ir

Article Info

Received: 2025-05-15
Accepted: 2025-10-19

Keywords

Neuro-Fuzzy Controller, Fault Tolerance, Hall Thruster, Orbital Transfer.

How to Cite this article

M. Mansoury, S. Ghaemi, S. Mir Mazhari Anvar, M. Farhid, “Fault-Tolerant Neuro-Fuzzy Approach for Orbital Transfer Control of Satellites Under Hall-Effect Thruster Faults”, *Journal of Space Science, Technology& Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 91-102, 2026.

Abstract

Orbital transfer operations, especially in low Earth orbits, are crucial for the success of space missions. These maneuvers are key in precisely positioning satellites, conducting scientific missions, and supporting communication and remote sensing applications. Electric thrusters, particularly Hall-effect thrusters, are ideal candidates for these missions due to their high efficiency and optimized fuel consumption. However, potential issues, such as plasma instabilities or reduced thrust performance, pose significant challenges that can affect accuracy and mission functionality. This study designs a fault-tolerant neuro-fuzzy controller to manage orbital transfer operations in the presence of thruster malfunctions. The fuzzy logic rules of this system are optimized and evaluated using neural networks, and its performance is evaluated under various environmental disturbances, such as gravitational forces and solar radiation. The results indicate that the proposed controller effectively compensates for thruster faults and ensures high precision and stability in orbital transfer operations. This innovative approach significantly improves the reliability and efficiency of space missions in unpredictable conditions.

رویکرد فازی - عصبی تحمل پذیر خطا در کنترل انتقال مداری ماهواره تحت تأثیر خطاهای رانشگر اثر هال

مهدی منصوری^۱، سحرانه قائمی^{۲*}، سمیرا میر مظهری انور^۳ و مرتضی فرهید^۴

۱- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه تبریز - mahdimansoury@tabrizu.ac.ir

۲* - دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه تبریز - ghaemi@tabrizu.ac.ir

۳- پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران - s.mazhari@isrc.ac.ir

۴- پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران - m.farhid@isrc.ac.ir

* نویسنده مسئول

چکیده

عملیات انتقال مداری، به‌ویژه در مدارهای نزدیک به زمین، برای موفقیت مأموریت‌های فضایی از اهمیت بالایی برخوردار است. این عملیات در جابجایی دقیق ماهواره‌ها، اجرای مأموریت‌های علمی و پشتیبانی از کاربردهای مختلف نظیر ارتباطات و سنجش‌ازدور نقش کلیدی دارد. رانشگرهای الکتریکی، به‌ویژه نوع اثر هال، به دلیل کارایی بالا و بهره‌وری سوخت، گزینه‌ای مناسب برای این مأموریت‌ها محسوب می‌شوند. با این حال، بروز مشکلات در این نوع رانشگرها، مانند ناپایداری‌های پلاسما یا کاهش رانش، چالش‌های مهمی ایجاد می‌کند که بر دقت و عملکرد تأثیر می‌گذارد. در این پژوهش، یک کنترل‌کننده فازی-عصبی تحمل‌پذیر خطا برای انجام عملیات انتقال مداری در شرایط وقوع خطا طراحی شده است. قوانین این سیستم فازی با استفاده از شبکه‌های عصبی بهینه‌سازی و ارزیابی‌شده و عملکرد آن در شرایط مختلف اغتشاش محیطی مانند نیروی جاذبه و تابش خورشیدی بررسی شده است. یافته‌ها نشان می‌دهند که این کنترل‌کننده قادر است به‌طور مؤثر خطاها را جبران کرده و عملیات انتقال مداری را با دقت و پایداری بالا اجرا کند. این رویکرد نوآورانه اطمینان و بهره‌وری مأموریت‌های فضایی را در وضعیت‌های غیرمنتظره بهبود می‌بخشد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۲/۲۵

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۷/۲۷

واژه‌های کلیدی

کنترل‌کننده فازی-عصبی،
تحمل‌پذیری خطا، رانشگر اثر هال،
انتقال مداری.

نحوه استناد به مقاله

مهدی منصوری، سحرانه قائمی،
سمیرا میر مظهری انور، مرتضی
فرهید، "رویکرد فازی-عصبی
تحمل‌پذیر خطا در کنترل انتقال
مداری ماهواره تحت تأثیر خطاهای
رانشگر اثر هال"، دوفصلنامه علوم،
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد
ششم، شماره اول، صفحات ۹۱-۱۰۲،
۱۴۰۵.

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۹۱-۱۰۲

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2025.523687.1251

۱- مقدمه

ماهواره‌های مستقر در مدار کم ارتفاع زمین^۱، در مأموریت‌های فضایی مدرن نقش کلیدی ایفا می‌کنند و برای کاربردهایی نظیر ارتباطات، سنجش‌ازدور و پایش زمین ضروری هستند [۱]. عملیات انتقال مداری در این مدارها که شامل جابجایی دقیق و مانورهای مداری است، برای موفقیت مأموریت‌ها حیاتی است. بااین‌حال، محیط پویای LEO با اغتشاشاتی مانند کشش اتمسفری^۲، فشار تابش خورشیدی^۳ و ناهنجاری‌های گرانشی^۴ همراه است که می‌توانند انحرافات مداری قابل‌توجهی ایجاد کنند [۲، ۳]. این چالش‌ها، همراه با نیاز به مصرف بهینه سوخت و پایداری طولانی‌مدت، طراحی سیستم‌های کنترلی پیشرفته و مقاوم را به ضرورتی انکارناپذیر تبدیل کرده است [۴، ۵]. استفاده از رانشگرهای الکتریکی، به‌ویژه اثر هال، به دلیل بازده بالا و مصرف کم سوخت، گزینه‌ای برتر برای LEO است [۶]. بااین‌حال، عواملی چون ناپایداری پلاسما و افت نیروی رانش، دقت و پایداری عملیات مداری را کاهش می‌دهند. روش‌های کنترلی متداول در سازگاری با عدم قطعیت‌ها و جبران خطاهای رانشگر کارآمد نیستند [۴]. ازاین‌رو، توسعه‌ی رویکردهای کنترلی تطبیقی و مقاوم برای حفظ پایداری و موفقیت مأموریت‌ها در محیط متغیر LEO ضروری است [۷].

مطالعات متعددی به طراحی سامانه‌های کنترلی برای هدایت دقیق ماهواره‌ها در انتقال مداری اختصاص یافته‌اند. روش‌های کنترل بهینه، مانند کنترل پیش‌بین مدل [۸، ۹]، هرچند در بهینه‌سازی مسیر مؤثرند، اما در سیستم‌های غیرخطی با پیچیدگی محاسباتی و محدودیت اجرایی روبه‌رو هستند [۱۰]. رویکردهای بر پایه پایداری لیاپانوف نیز برای تضمین پایداری مانورها به کار رفته‌اند، ولی در بهینه‌سازی هم‌زمان دقت ردیابی و هزینه انرژی ناکافی‌اند [۱۱، ۱۲]. روش‌های خطی LQR نیز نشان داده‌اند که خطاهای رانشگر اثر هال، مانند ناپایداری پلاسما، عملکرد کنترل را به شدت تضعیف می‌کند [۱۳]. درمجموع، فقدان رویکردی جامع برای جبران خطاهای رانشگر و هم‌زمان بهینه‌سازی دقت و مصرف سوخت، خلأ آشکار در پژوهش‌های موجود ایجاد کرده است [۱۴، ۱۵].

کنترل‌کننده‌های فازی به دلیل توانایی در مدیریت سیستم‌های پیچیده و نامعین، در کنترل مداری موردتوجه

هستند [۱۶، ۱۷]. این کنترل‌ها با استفاده از قوانین مبتنی بر دانش تجربی، در محیط‌های غیرخطی پایداری مناسبی نشان داده‌اند [۱۸، ۱۹]. بااین‌حال، وابستگی به تنظیم دستی قوانین، مقاومت آن‌ها را در برابر خطاهای رانشگر محدود می‌کند [۲۰]. در مقابل، کنترل‌کننده‌های فازی-عصبی با ترکیب یادگیری خودکار و بهینه‌سازی قوانین، رویکردی تطبیقی و مقاوم برای شرایط متغیر ارائه می‌کنند.

عملیات انتقال مداری در مدار LEO با اغتشاشات محیطی، تغییرات غیرخطی و خطاهای رانشگر اثر هال مواجه است. روش‌های سنتی و کنترل‌کننده‌های فازی معمول در جبران هم‌زمان ناپایداری‌های پلاسما و افت رانش کارایی محدودی دارند و به تنظیمات دستی وابسته‌اند. این پژوهش با توسعه یک کنترل‌کننده فازی-عصبی تحمل‌پذیر خطا که قوانین خود را بر اساس داده‌های لحظه‌ای تنظیم می‌کند، این محدودیت‌ها را برطرف می‌سازد. ادغام شبکه عصبی با منطق فازی، ضمن کاهش نیاز به تنظیم تجربی، دقت، پایداری و بهره‌وری سوخت را در مدار LEO بهبود می‌دهد.

این مقاله در چهار بخش سازمان‌دهی شده است. بخش دوم به مدل‌سازی دینامیکی ماهواره مجهز به رانشگر اثر هال اختصاص دارد. بخش سوم، طراحی کنترل‌کننده فازی-عصبی تحمل‌پذیر خطا را تشریح می‌کند. بخش چهارم، عملکرد این کنترل‌کننده را در یک عملیات انتقال مداری ارزیابی کرده و نتایج را از منظر دقت، پایداری و کارایی تحلیل می‌نماید.

۲- مدل‌سازی دینامیک ماهواره و رانشگر اثر هال

این بخش به مدل‌سازی دینامیک مداری ماهواره در مدار LEO و دینامیک رانشگر اثر هال به‌عنوان عملکردکنترلی می‌پردازد. هدف، ارائه معادلات حاکم بر حرکت ماهواره و نیروی رانشگر است که مبنای طراحی کنترل‌کننده در بخش‌های بعدی را تشکیل می‌دهد. مدل‌سازی با در نظر گرفتن اثرات اغتشاشات محیطی و خطاهای رانشگر انجام شده است.

دینامیک مداری ماهواره

دینامیک حرکت ماهواره تحت تأثیر نیروی گرانشی زمین و اختلالات محیطی مانند کشش اتمسفری، فشار تابش خورشیدی

³ Solar Radiation Pressure

⁴ Gravitational Anomalies

¹ Low Earth Orbit (LEO)

² Atmospheric Drag

میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی تولید می‌کنند. شتاب کنترلی ($\mathbf{a}_c$) ناشی از نیروی رانشگر به صورت (۵) تعریف می‌شود:

$$\mathbf{a}_c = \frac{\mathbf{F}_c}{m} \quad (5)$$

که ($\mathbf{F}_c$) نیروی رانش و (m) جرم ماهواره است. نیروی رانشگر با در نظر گرفتن خطاهای تراز و نویز به صورت (۶) مدل سازی می‌شود [۲۳]:

$$\mathbf{F}_c = \mathbf{Q}(\mathbf{q}_{IB}^*)(\mathbf{I}_{3 \times 3} - [\mathbf{R}_T \times]) \begin{bmatrix} (1+\kappa_x)F_{cx} + v_x \\ (1+\kappa_y)F_{cy} + v_y \\ (1+\kappa_z)F_{cz} + v_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

که ($\mathbf{Q}(\mathbf{q}_{IB}^*)$) ماتریس تبدیل از قاب بدنه به قاب اینرسی، (κ_i) ضرایب خطای تراز و (v_i) نویز تصادفی در محورهای (x, y, z) هستند. نویز تصادفی به صورت مدل (۷) توصیف می‌شود:

$$E[v_i(t)v_i(t')^T] = \sigma_i^2 \delta(t-t') \quad (7)$$

که (σ_i^2) واریانس نویز و ($\delta(t-t')$) تابع ضربه است. این مدل، اثرات خطاهای رانشگر را در تولید نیروی کنترلی دقیق بازتاب می‌دهد.

۳- کنترل کننده فازی و فازی-عصبی

این بخش به طراحی یک کنترل کننده برای عملیات انتقال مداری ماهواره در حضور خطاهای رانشگر اثر می‌پردازد. ابتدا، یک کنترل کننده فازی سوگنو به عنوان مبنای کنترل معرفی شده و سپس یک کنترل کننده فازی-عصبی برای بهینه سازی قوانین کنترلی و جبران خطاها توسعه داده می‌شود. هدف، دستیابی به پایداری و دقت مداری در شرایط پیچیده و غیرقطعی است.

۳-۱- کنترل کننده فازی سوگنو

کنترل کننده‌های فازی به دلیل توانایی مدیریت دینامیک‌های غیرخطی و عدم قطعیت‌های سیستمی، در کنترل ماهواره‌ها کاربرد گسترده‌ای دارند. در این پژوهش، یک کنترل کننده فازی سوگنو که ورودی‌های آن خطاهای مداری ($\dot{\mathbf{e}}$) و مشتقات آن‌ها ($\ddot{\mathbf{e}}$) و خروجی آن سیگنال کنترلی ($\mathbf{u}$) برای رانشگر اثر می‌شود، طراحی می‌شود. ساختار فازی سوگنو به صورت رابطه (۸) تعریف می‌شود:

$$y = \sum_{i=1}^M \mu_i(\mathbf{x}) (\mathbf{c}_i^T \mathbf{x} + d_i) \quad (8)$$

که (y) خروجی فازی، ($\mu_i(\mathbf{x})$) توابع عضویت نرمال شده برای قانون (i)-ام، ($\mathbf{c}_i$) ضرایب خطی، (d_i) بایاس و

و ناهنجاری‌های گرانشی قرار دارد. معادله کلی حرکت ماهواره در قاب اینرسی زمین مرکزی به صورت رابطه (۱) بیان می‌شود [۲۱]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} + \mathbf{a}_c + \mathbf{a}_d \quad (1)$$

که در آن، ($\ddot{\mathbf{r}}$) بردار شتاب (مشتق دوم موقعیت)، ($\mathbf{r}$) بردار موقعیت، (μ) پارامتر گرانشی زمین، ($\mathbf{a}_c$) شتاب کنترلی ناشی از رانشگر و ($\mathbf{a}_d$) شتاب ناشی از اغتشاشات است. برای اجتناب از تکینگی‌های مداری (مانند میل مداری صفر یا ۱۸۰ درجه)، از المان‌های مداری اصلاحی استفاده می‌شود که به صورت روابط مطرح شده در (۲) تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} z_1 &= \Omega + \omega + \psi \\ z_2 &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \\ z_3 &= e \cos(\Omega + \omega) \\ z_4 &= e \sin(\Omega + \omega) \\ z_5 &= \tan\left(\frac{i}{2}\right) \cos(\Omega) \\ z_6 &= \tan\left(\frac{i}{2}\right) \sin(\Omega) \end{aligned} \quad (2)$$

این المان‌ها برای مدارهای دایره‌ای، بیضوی و هذلولوی معتبرند و تکینگی‌های ناشی از زوایای مداری خاص را حذف می‌کنند. خطای مداری، به عنوان اختلاف بین المان‌های اصلاحی ($\mathbf{z}$) و مقادیر مرجع ($\mathbf{z}^*$)، به صورت (۳) پارامتر بندی می‌شود [۲۲]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{z}}_1 &= \mathbf{z}_1 - \mathbf{z}_1^* \\ \dot{\mathbf{z}}_2 &= \frac{\mathbf{z}_2}{z_2^*} - 1 \\ \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{z}}_3 \\ \dot{\mathbf{z}}_4 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(z_1) & \sin(z_1) \\ \sin(z_1) & -\cos(z_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{z}_3 - \mathbf{z}_3^* \\ \mathbf{z}_4 - \mathbf{z}_4^* \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{z}}_5 \\ \dot{\mathbf{z}}_6 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(z_1) & \sin(z_1) \\ \sin(z_1) & -\cos(z_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{z}_5 - \mathbf{z}_5^* \\ \mathbf{z}_6 - \mathbf{z}_6^* \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

دینامیک خطا به صورت مدل غیرخطی (۴) توصیف می‌شود:

$$\frac{d\mathbf{e}}{dt} = \mathbf{A}\mathbf{e} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \boldsymbol{\eta}_d \quad (4)$$

که ($\mathbf{A}$) و ($\mathbf{B}$) ماتریس‌های دینامیک و ورودی (محاسبه شده در [۲۲]) و ($\boldsymbol{\eta}_d$) اثرات اغتشاشات هستند.

۲-۲- دینامیک رانشگر اثر هال

رانشگرهای اثر هال، به عنوان پیشران‌های الکتریکی کارآمد، نیروی رانش را از طریق شتابدهی به یون‌ها با استفاده از

را به‌گونه‌ای تنظیم می‌کند که خطاهای مداری (ò) در حضور خطاهای رانشگر (مانند نویز تصادفی یا خطای تراز) به حداقل برسند. این رویکرد، با حذف وابستگی به طراحی دستی قوانین، عملکرد مقاوم و تطبیقی را در عملیات انتقال مداری تضمین می‌کند. مزایای کنترل‌کننده فازی-عصبی در توانایی آن برای تطبیق پویا با شرایط غیرمنتظره و بهینه‌سازی خودکار قوانین کنترلی نهفته است که عملکردی کارآمدتر نسبت به روش‌های فازی سنتی فراهم می‌کند. این ویژگی‌ها، به‌ویژه در مأموریت‌های فضایی حساس که پایداری و دقت مداری در حضور خطاهای رانشگر حیاتی است، اهمیت دارند. ارزیابی عملکرد این کنترل‌کننده در بخش بعدی مقاله، با اعمال آن به سیستم ماهواره در یک عملیات انتقال مداری، دقت و قابلیت اطمینان رویکرد پیشنهادی را نشان خواهد داد.

۴- طراحی کنترل‌کننده فازی-عصبی برای انتقال مداری ماهواره

برای آموزش قوانین کنترل‌کننده فازی-عصبی، ابتدا داده‌های آموزشی با استفاده از یک کنترل‌کننده LQR، مشابه آنچه در [۶] ارائه شده، در یک عملیات انتقال مداری ۵۰ روزه تولید شدند. این داده‌ها شامل خطاهای مداری نسبت به مدار مرجع و سیگنال‌های کنترلی در حضور خطاهای رانشگر اثر هال (ازجمله ناپایداری‌های پلاسما و اغتشاشات تصادفی) بودند. فرآیند یادگیری به روش هیبرید (ترکیب گرادیان نزولی و روش کمترین مربعات) صورت گرفت. توابع عضویت ورودی‌ها از نوع گاوسی بوده و با مقادیر اولیه مشخص‌سازی شدند. پارامترهای آموزشی و معماری سامانه در جدول ۱ ارائه شده‌اند.

جدول (۱): ابرپارامترها و مشخصات معماری کنترل‌کننده فازی-عصبی

مشخصه	مقدار / توضیح
تعداد قوانین فازی	۲۴۳
تعداد نورون‌ها	۵۲۴
نوع توابع عضویت	Gaussian
تابع فعال‌ساز	خطی (در بخش خروجی سوگنو)
نرخ یادگیری اولیه	۰/۰۱
نرخ یادگیری پس از ۵ اپوک	۰/۰۰۹
تعداد اپوک‌ها	۱۰
اندازه batch	کل مجموعه داده (batch کامل)
نسبت داده‌های آموزش	٪۱۰۰
بذر تصادفی	۱

($\mathbf{x} = [\delta, \ddot{\delta}]^T$) بردار ورودی است. قوانین فازی به‌صورت (۹) بیان می‌شوند:

$$\text{If } \ddot{\delta}_j \text{ is } A_{j,k} \text{ and } \delta_j \text{ is } B_{j,l}, \text{ then } u_m = c_{m,i}^T \mathbf{x} + d_{m,i}. \quad (9)$$

که ($A_{j,k}$) و ($B_{j,l}$) مجموعه‌های فازی برای خطا و مشتق آن و (u_m) مؤلفه (m)-ام سیگنال کنترلی است. این ساختار امکان تطبیق با دینامیک غیرخطی ماهواره را فراهم می‌کند، اما طراحی دستی قوانین فازی، به‌ویژه برای جبران خطاهای رانشگر مانند ناپایداری‌های پلاسما، چالش‌برانگیز است و ممکن است به عملکرد غیر بهینه منجر شود.

۲-۳- کنترل‌کننده فازی-عصبی

کنترل‌کننده‌های فازی، هرچند در مدیریت دینامیک‌های غیرخطی مؤثرند، در شرایط پیچیده مانند خطاهای رانشگر اثر هال به دلیل وابستگی به طراحی دستی قوانین، محدودیت‌هایی دارند. این کاستی‌ها، به‌ویژه در مأموریت‌های فضایی که نیازمند پاسخ سریع و دقیق به شرایط متغیر هستند، ضرورت توسعه رویکردهای پیشرفته‌تر را آشکار می‌سازد. کنترل‌کننده فازی-عصبی، با ادغام قابلیت‌های یادگیری شبکه‌های عصبی و انعطاف‌پذیری منطق فازی، راه‌حلی نوین برای جبران خطاها و بهبود عملکرد کنترلی ارائه می‌دهد. این رویکرد، با تنظیم خودکار قوانین و توابع عضویت، تطبیق‌پذیری و مقاومت در برابر عدم قطعیت‌های عملیاتی را تضمین می‌کند.

برای غلبه بر محدودیت‌های کنترل فازی، یک کنترل‌کننده فازی-عصبی توسعه داده شده که قوانین فازی را به‌صورت خودکار و بهینه تنظیم می‌کند. این کنترل‌کننده از یک شبکه عصبی برای یادگیری و بهینه‌سازی پارامترهای قوانین فازی ($(c_i), (d_i)$) و توابع عضویت استفاده می‌کند. ساختار فازی-عصبی به‌صورت رابطه (۱۰) مدل‌سازی می‌شود:

$$\mathbf{u} = \sum_{i=1}^M \tilde{\mu}_i(\mathbf{x}, \mathbf{w}) (\mathbf{k}_i^T \mathbf{x} + b_i) \quad (10)$$

که ($\tilde{\mu}_i(\cdot; \mathbf{X}, \mathbf{w})$) توابع عضویت تنظیم‌شده توسط وزن‌های شبکه عصبی، ($\mathbf{w}$) و ($\mathbf{k}_i$) ضرایب خطی و (b_i) بایاس هستند. هدف یادگیری، کمینه‌سازی خطای کنترلی تعریف‌شده به‌صورت رابطه (۱۱) است:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^T (\ddot{\delta}^T \mathbf{Q} \ddot{\delta} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (11)$$

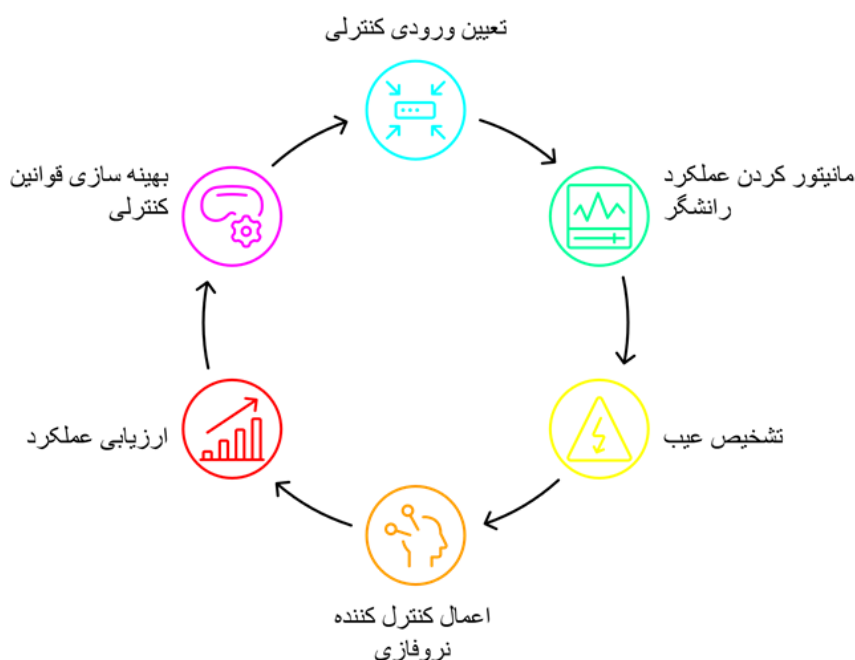
که ($\mathbf{Q}$) و ($\mathbf{R}$) ماتریس‌های وزن دهی برای خطا و ورودی کنترلی هستند. فرآیند یادگیری، پارامترهای ($\mathbf{w}$) و ($\mathbf{k}_i$) و (b_i)

تعداد پارامترهای خطی	۱۴۵۸
تعداد پارامترهای غیرخطی	۴۵
کل پارامترهای قابل تنظیم	۱۵۰۳
معیار توقف	حداقل RMSE یا پایان اپوکها
RMSE نهایی	$1/78152 \times 10^{-10}$

عملکرد در واحدهای فیزیکی، باید توجه داشت که هر مؤلفه مداری در حالت واقعی دارای مقادیر با واحدهای مشخص (مانند کیلومتر برای نیم‌محور بزرگ، درجه برای زاویه‌ها و بدون واحد برای گریز از مرکز) بوده و برآورد RMSE در آن واحدها متناسب با بازه تغییرات اصلی متغیر مربوطه خواهد بود؛ بنابراین مقدار گزارش‌شده بیانگر دقت مدل در فضای نرمال‌شده ورودی-خروجی است و اختلاف‌های متناظر در واحدهای واقعی، بسته به دامنه هر متغیر مداری، به همان نسبت کوچک و در مقیاس فیزیکی قابل‌توجه خواهند بود. ساختار کل سیستم آموزشی در شکل ۱ نمایش داده شده و سطح کنترلی حاصل در شکل ۲ ارائه شده که نشان‌دهنده ارتباط بین ورودی‌های خطا و خروجی‌های کنترلی در شرایط دینامیک غیرخطی ماهواره است.

فرآیند یادگیری منجر به کاهش سریع RMSE و دستیابی به مدل تطبیقی دقیق در کمتر از ۶ اپوک شد. این مقدار RMSE بر روی داده‌های نرمال‌شده و بدون واحد محاسبه شده است؛ داده‌ها شامل پنج مؤلفه ورودی (عناصر خطای مداری) و خروجی کنترلی حاصل از سناریوی انتقال مداری بوده و پیش از آموزش، با مقیاس‌گذاری خطی بر اساس محدوده تغییرات واقعی هر مؤلفه به بازه استاندارد در الگوریتم یادگیری نگاشت شده‌اند. برای درک

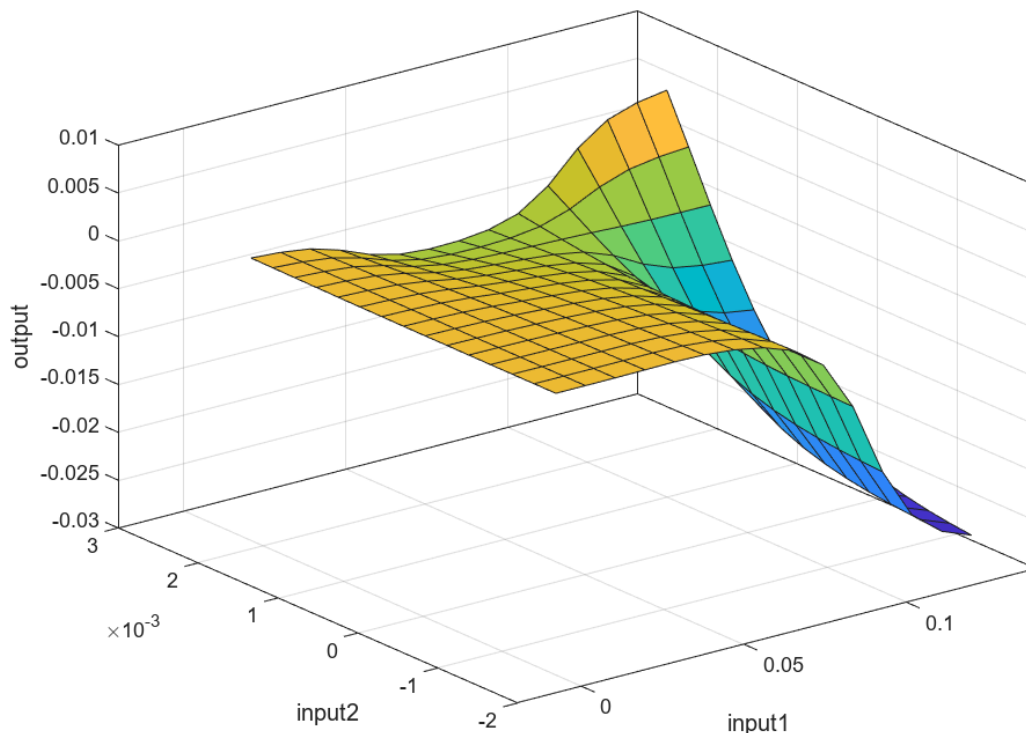
چرخه یادگیری قوانین کنترل‌کننده نروفازی مقاوم در برابر خطا در عملیات انتقال مداری



شکل (۱): چرخه یادگیری قوانین کنترل‌کننده فازی-عصبی مقاوم در برابر خطا عملیات انتقال مداری

با حذف ورودی‌های بدون تغییر در قوانین، کارایی را بهبود بخشید. این توابع عضویت در شکل ۳ ترسیم شده‌اند و توزیع بهینه آن‌ها برای جبران خطاهای رانشگر اثر هال را نشان می‌دهند.

کنترل‌کننده دارای شش ورودی (خطاها و مشتقات آن‌ها) و یک خروجی (سیگنال کنترلی) است، اما به دلیل بهینه‌سازی فازی-عصبی، تنها پنج تابع عضویت برای ورودی‌ها طراحی شد که



شکل (۲): سطح کنترلی ترسیم شده بین ورودی‌های تأثیرگذار و خروجی کنترل‌کننده

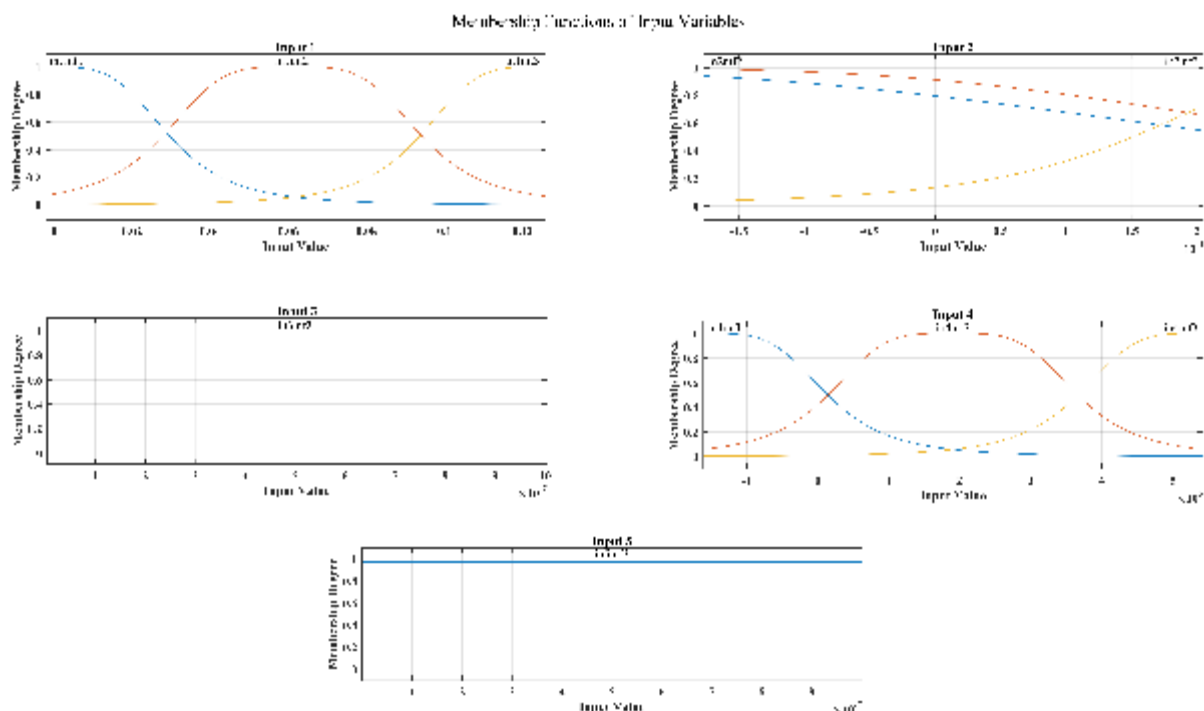
$$\mathbf{n}(t) = [0.001\sin(0.05t), 0.001\sin(0.05t), 0.001\sin(0.05t)]^T \quad (13)$$

در این مطالعه، دامنه 0.001 در $\mathbf{n}(t)$ به صورت نسبی (0.1%) نیروی اسمی رانشگر) و بر حسب نیوتن بوده و سه نوع اغتشاش شامل بایاس ثابت، خطای مقیاس‌دهی و نویز سینوسی با دامنه مشابه بر اساس منبع [۶] مدل‌سازی شده‌اند. بلوک دیاگرام کلی فرآیند کنترلی، شامل مدل ماهواره، رانشگر همراه با خطا و کنترل‌کننده فازی-عصبی، در شکل ۴ ارائه شده و جریان سیگنال‌های کنترلی را در حضور خطاها نشان می‌دهد.

برای شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده فازی-عصبی، خطای رانشگر اثر هال مدل‌سازی شد. مدل پایه رانشگر، پیش‌تر در معادله (۶) ارائه شده بود، اما برای اعمال خطا، خروجی رانشگر به صورت (۱۲) تغییر یافت:

$$\mathbf{F}_c = \mathbf{M}(\mathbf{I}_{3 \times 3} - \boldsymbol{\delta}_p) \left(\begin{bmatrix} (1 + \lambda_p)u_c \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{n}(t) \right) \quad (12)$$

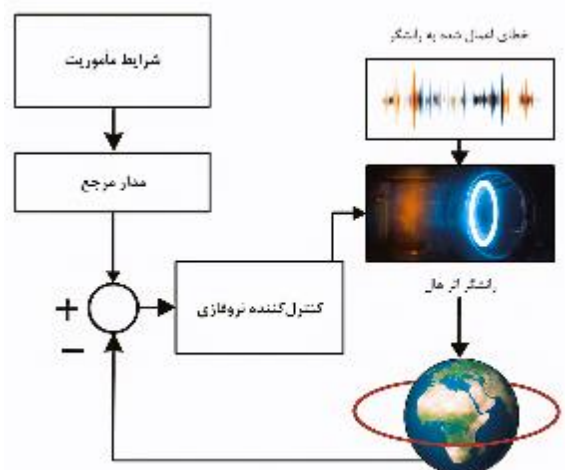
که $\mathbf{M}$ ماتریس تبدیل، $\boldsymbol{\delta}_p$ خطای تراز، λ_p ضریب خطا، u_c سیگنال کنترلی و $\mathbf{n}(t)$ خطا رخ داده شده است. این خطا در رانشگر بر اساس مدل‌سازی متداول ارائه شده در منبع [۶] تعریف شده و به صورت رابطه (۱۴) بیان می‌شود:



شکل (۳): توابع عضویت طراحی شده برای ورودی‌ها توسط شبکه عصبی

km	۶۸۵۱	a_0	نیم‌محور بزرگ اولیه
km	۴۸۰	-	ارتفاع اولیه نسبت به سطح زمین
-	۰	e_0	گریز از مرکز اولیه
deg	۸۲	i_0	زاویه شیب اولیه
km	۷۳۷۱	a_f	نیم‌محور بزرگ نهایی
km	۱۰۰۰	-	ارتفاع نهایی نسبت به سطح زمین
-	۰	e_f	گریز از مرکز نهایی
deg	۸۱	i_f	زاویه شیب نهایی
N	۰/۰۵	T_{max}	نیروی رانش بیشینه
N	۰/۰۴	T_{nom}	رانش میانگین اسمی
Hz	۱	-	نرخ نمونه‌برداری کنترل

سه پارامتر زاویه‌ای Ω ، ω و θ ، به دلیل عدم تأثیر در انتقال مداری آزاد در نظر گرفته شدن شرایط نه‌تنها باعث ساده‌سازی مدل‌سازی شد، بلکه امکان ارزیابی دقیق عملکرد کنترل‌کننده فازی-عصبی را در تغییر پارامترهای کلیدی مانند ارتفاع، شیب و گریز از مرکز فراهم کرد. مدت‌زمان شبیه‌سازی ۵۰ روز تعیین شد و اثرات اغتشاشات محیطی (مانند کشش اتمسفری و فشار تابش خورشیدی) با ضرایب ثابت مدل‌سازی شدند. در شبیه‌سازی حاضر، چهار منبع اصلی اغتشاش، شامل نیروی درگ اتمسفری، اثر ضریب عدم کرویت زمین (J_2)، فشار تابشی خورشیدی و اثر گرانشی اجسام سوم نظیر ماه و خورشید، مورد لحاظ قرار گرفته‌اند. مقادیر این اغتشاشات بر اساس مدل‌های معتبر دینامیک مداری و با

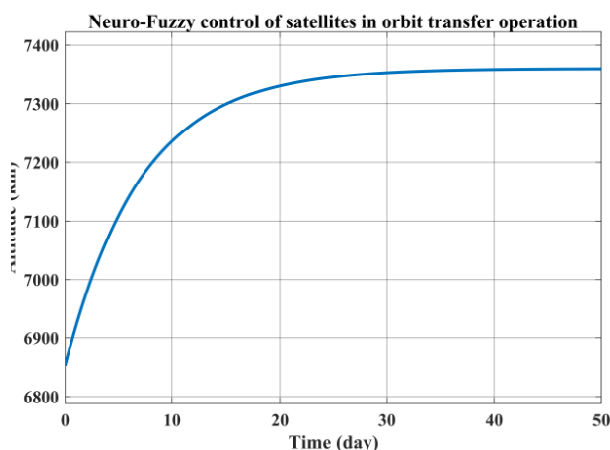


شکل (۴): بلوک دیاگرام فرآیند کنترلی ماهواره در عملیات انتقال مداری در حضور خطای رانشگر

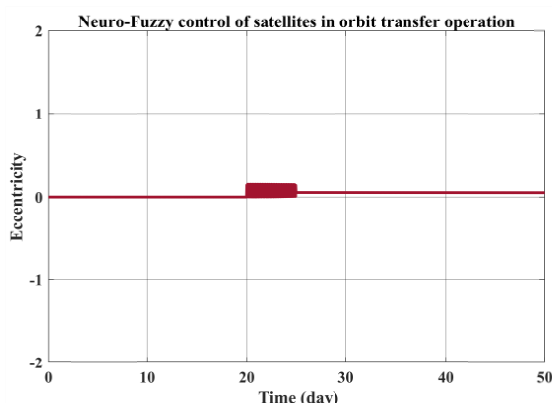
برای شبیه‌سازی عملیات انتقال مداری ماهواره بین دو مدار LEO، شرایط اولیه و مقصد مداری، محدودیت‌های رانشگر و مشخصات حلقه کنترلی در جدول ۲ ارائه شده‌اند. ترکیب این جدول با بلوک دیاگرام شکل ۴ امکان بازتولید کامل شبیه‌سازی را فراهم می‌کند.

جدول (۲): مشخصات اولیه و مقصد مداری، حدود رانشگر و تنظیمات

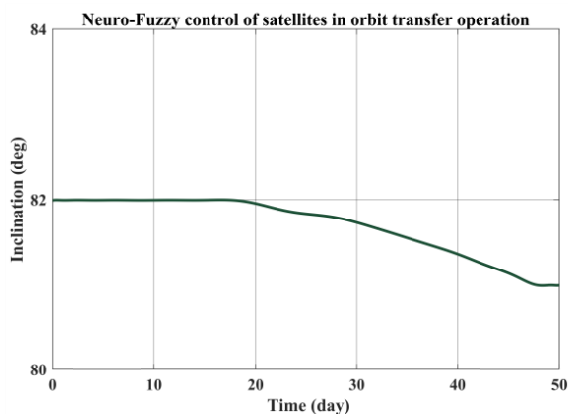
پارامتر	نماد	مقدار	واحد
---------	------	-------	------



(الف)



(ب)



(ج)

شکل (۵): المان‌های مداری ماهواره در حضور خطای رانشگر در طی روزهای ۱۷ تا ۲۲ ام که (الف) ارتفاع (ب) گریز از مرکز (ج) زاویه شیب ماهواره هستند

شکل ۶ رفتار سیگنال کنترلی تولیدشده توسط کنترل‌کننده فازی-عصبی را در طول عملیات انتقال مداری نشان می‌دهد که با وجود خطای رانشگر اثر هال به تدریج به مقدار نزدیک به صفر میل می‌کند. این رفتار نشان‌دهنده حفظ پایداری سیستم است، زیرا

بهره‌گیری از داده‌های استاندارد تعیین شده است. در ادامه، تحلیل صرفاً بر ارزیابی اثر ترکیبی این اغتشاشات بر مسیر و عملکرد کنترل‌کننده متمرکز شده و جزئیات ریاضی و روابط محاسباتی مربوطه در مطالعه [۶] ارائه شده است. ضرایب به‌کاررفته در روابط مطرح شده، در جدول ۳ ارائه شده‌اند که برای محاسبه دقیق دینامیک مداری تحت تأثیر اغتشاشات استفاده شده‌اند.

جدول (۳): ضرایب ثابت اغتشاشات وارد به ماهواره

تعریف پارامتر	مقدار	واحد
ثابت گرانش زمین	$398600/47$	km^3/s^2
شتاب گرانش	$9/8$	m/s^2
سطح مقطع مؤثر ماهواره	$0/5625$	m^2
چگالی هوا	$7/388 \times 10^{-12}$	kg/m^3
شعاع زمین	$6378/1363$	km
ضریب اغتشاشات گرانشی	$0/00108263$	-
ضریب درگ	$2/5$	-

۵- شبیه‌سازی و نتایج

در این بخش، عملکرد کنترل‌کننده فازی-عصبی طراحی شده در شرایط وجود خطاهای رانشگر و اغتشاشات محیطی مورد ارزیابی و تحلیل قرار می‌گیرد. شکل ۵ عملکرد کنترل‌کننده فازی-عصبی را در حضور خطای رانشگر اثر هال که در بازه زمانی روزهای ۲۰ تا ۲۵ رخ داده و به مدت ۵ روز ادامه داشته است؛ از طریق المان‌های مداری ماهواره شامل نیم‌محور بزرگ (a)، گریز از مرکز (e) و زاویه شیب (i) بررسی می‌کند. با وجود ناپایداری‌های سینوسی موجود در خروجی رانشگر (مطابق رابطه (۱۳))، کنترل‌کننده فازی-عصبی موفق شده، فرآیند انتقال مداری را بدون اختلال یا توقف به‌طور کامل به پایان برساند. این کنترل‌کننده با بهره‌گیری از تنظیمات پویا در قوانین فازی علاوه بر حفظ پایداری ماهواره، توانسته است المان‌های مداری را به مقادیر هدف مشخص‌شده برساند. شکل ۵، شامل نمودارهای (الف) ارتفاع، (ب) گریز از مرکز و (ج) زاویه شیب، عملکرد و مقاومت بالای کنترل‌کننده فازی-عصبی را در مواجهه با شرایط خطا به‌وضوح تأیید می‌کند.

مدت زمان کل انتقال در جدول ۴ ارائه شده‌اند. مقادیر به دست آمده بیانگر برتری محسوس روش پیشنهادی، در کاهش خطا و افزایش پایداری مدار در سناریوی انتقال مداری است.

جدول (۴): مقایسه شاخص‌های خطا و عملکرد انتقال مداری بین روش

فازی - عصبی پیشنهادی و روش LQR [۶]

نماد / واحد	مقدار در روش پیشنهادی	مقدار در روش LQR [۶]
RMSE(a) [km]	$2/10 \times 10^{-3}$	$3/07 \times 10^{-3}$
RMSE(e) [-]	$9/83 \times 10^{-4}$	$1/45 \times 10^{-3}$
RMSE(i) [deg]	$3/51 \times 10^{-4}$	$5/34 \times 10^{-4}$
Δv [m/s]	≈ 28	≈ 31
T [day]	50	50

۶- نتیجه‌گیری

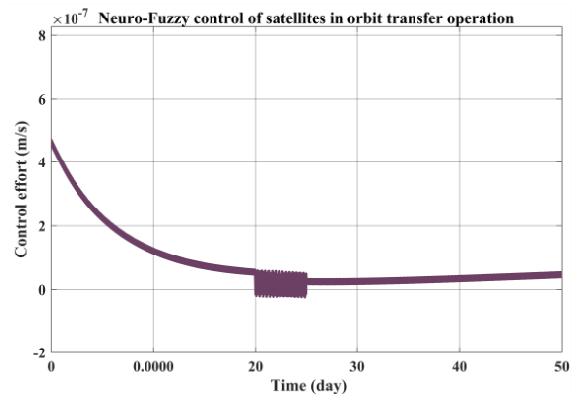
کنترل کننده فازی - عصبی با تنظیم پویا و خودکار قوانین فازی توانست اغتشاشات محیطی و خطاهای رانشگر را به طور مؤثری مدیریت کند. نتایج حاصل، از جمله میل سیگنال ورودی کنترلی به مقدار نزدیک به صفر و تطابق نیروی تولیدی رانشگر با نیازهای کنترلی، توانایی این سیستم را در ارتقای قابلیت اطمینان و کارایی مأموریت‌های فضایی در شرایط چالش برانگیز نشان داد و رویکردی مقاوم و عملی برای کاربردهای تجاری و علمی در حوزه فضایی ارائه کرد.

برای بهبود مقاومت سیستم در برابر شرایط پیچیده‌تر و نامعینی‌های پیشرفته، نظیر نویزهای غیرخطی یا تغییرات ناگهانی در دینامیک رانشگر، پیشنهاد می‌شود از کنترل کننده‌های فازی - عصبی نوع ۲ استفاده شود. این نسل پیشرفته از کنترل کننده‌ها، با بهره‌گیری از مدل سازی دقیق تر عدم قطعیت‌های فازی، می‌تواند عملکرد تطبیقی سیستم را در مواجهه با تنوع بیشتری از سناریوهای عملیاتی ارتقا داده و پایداری و کارایی مأموریت‌های فضایی را به سطح بالاتری برساند.

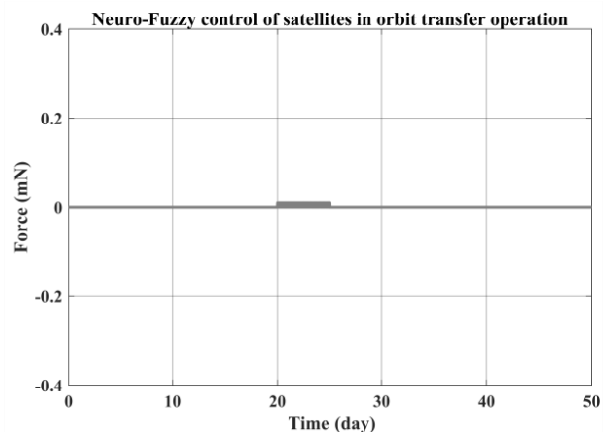
تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

خطاهای سینوسی رانشگر، با وجود ایجاد ورودی‌های کنترلی بزرگ‌تر در محدوده خطا، موجب ناپایداری در عملکرد کلی سیستم نشدند. عملکرد مطلوب کنترل کننده ناشی از تنظیم خودکار قوانین فازی توسط شبکه عصبی است که قادر به سازگاری با شرایط مختلف و کاهش اثرات خطا بوده است. در ادامه، شکل ۷ نیروی تولید شده توسط رانشگر را نمایش می‌دهد که هماهنگی آن با سیگنال کنترلی، کارآمدی کنترل کننده فازی - عصبی در جبران ناپایداری‌های ناشی از رانشگر را به وضوح اثبات می‌کند.



شکل (۶): ورودی کنترلی جهت کنترل ماهواره در حضور خطای رانشگر اثر هال



شکل (۷): نیروی تولید شده توسط رانشگر اثر هال در حضور خطا

به منظور ارزیابی کمی عملکرد کنترل کننده فازی - عصبی تحمل پذیر عیب پیشنهادی، نتایج آن با کنترل کننده خطی درجه دوم مبتنی بر شبکه عصبی ارائه شده در مرجع [۶] مقایسه شده است. هر دو روش تحت شرایط یکسان شبیه سازی، از جمله مشخصات مداری اولیه، مدت زمان مانور، اغتشاشات محیطی و نوع خطای رانشگر، مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. شاخص خطای میانگین مربعات ریشه برای سه المان مداری شامل نیم محور بزرگ a ، گرئز از مرکز e ، زاویه شیب i ، مقدار تغییر سرعت کل (Δv) و

تشکر و قدردانی

بدین‌وسیله از حمایت مالی پژوهشگاه فضایی ایران که زمینه‌ساز انجام این تحقیق بوده صمیمانه قدردانی می‌نماییم. همچنین، همکاری ارزشمند دانشگاه تبریز و پژوهشکده رانشگرهای فضایی در پیشبرد اهداف علمی و تحقیقاتی این پژوهش، نقش بسزایی داشته است. در نهایت، از تمامی افرادی که در این مسیر ما را یاری نمودند، سپاسگزاریم.

مراجع

- Science and Technology, vol. 76, pp. 229-241, 2018.
- [10] M. Mansoury, M. A. Badamchizadeh, and H. Kharrati, "Stochastic Model Predictive Control Based on Online Learning for a Class of Nonlinear Constrained Systems," in *2024 32nd International Conference on Electrical Engineering (ICEE)*, 2024, pp. 1-7: IEEE.
- [11] S. M. Sadigh, A. Kashaninia, and S. M. M. Dehghan, "Adaptive finite-time fault-tolerant control for nano-satellite attitude tracking under actuator constraints," *Aerospace Science and Technology*, vol. 138, p. 108337, 2023.
- [12] P. Gurfil, "Milankovitch–Lyapunov Geostationary Satellite Stationkeeping," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 47, no. 11, pp. 2418-2425, 2024.
- [13] D. Losa, M. Lovera, R. Draï, T. Dargent, and J. Amalric, "Electric station keeping of geostationary satellites: a differential inclusion approach," in *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control*, 2005, pp. 7484-7489: IEEE.
- [14] D. Izzo, M. Märten, and B. Pan, "A survey on artificial intelligence trends in spacecraft guidance dynamics and control," *Astrodynamics*, vol. 3, no. 4, pp. 287-299, 2019.
- [15] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Advanced Control for Applications: Engineering and Industrial Systems*, vol. 6, no. 3, p. e215, 2024.
- [16] S. Ghaemi, A. Aran, M. Mansoury, and J. Katebi, "Designing a fuzzy-based hybrid control system to reduce structure vibration using rooftop tank and MR damper," *Journal of Civil and Environmental Engineering*, 2025.
- [17] B. Huo, Y. Xia, L. Yin, and M. Fu, "Fuzzy adaptive fault-tolerant output feedback attitude-tracking control of rigid spacecraft," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 47, no. 8, pp. 1898-1908, 2016.
- [18] C. Tan, G. Xu, L. Dong, H. Zhao, J. Li, and S. Zhang, "Neural Network-Based Finite-Time Fault-Tolerant Control for Spacecraft without Unwinding," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2021, no. 1, p. 9269438, 2021.
- [19] A. Attar, M. A. Badamchizadeh, and S. Ghaemi, "Designing Of Type-2 Fuzzy Formation Controller For A Class Of Nonlinear Multiagent System Using JAYA Algorithm," in *2024 32nd International Conference on*
- [1] Y. Xu, "Robust fault-tolerant attitude control of spacecraft using hybrid actuators," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 94, no. 5, pp. 649-666, 2022.
- [2] M. N. Hasan, M. Haris, and S. Qin, "Fault-tolerant spacecraft attitude control: A critical assessment," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 130, p. 100806, 2022.
- [3] M. Leomanni, A. Garulli, A. Giannitrapani, and F. Scortecci, "Propulsion options for very low Earth orbit microsattellites," *Acta Astronautica*, vol. 133, pp. 444-454, 2017.
- [4] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, and A. Giannitrapani, "A class of globally stabilizing feedback controllers for the orbital rendezvous problem," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 27, no. 18, pp. 4607-4621, 2017.
- [5] S. Ueda and A. Noumi, "Precise rendezvous guidance in low earth orbit via machine learning," in *2019 SICE International Symposium on Control Systems (SICE ISCS)*, 2019, pp. 27-32: IEEE.
- [6] E. Jahanbazi, F. Jahangiri, and M. R. Mohammadi, "Neural Network based Fault Tolerant LQR Control for Orbital Maneuvering in LEO Satellites using Hall Effect Thrusters," *AUT Journal of Modeling and Simulation*, vol. 55, no. 1, pp. 171-182, 2023.
- [7] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "A review on underactuated attitude control of reaction wheel actuated satellites," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 18, no. 2, pp. 83-119, 2025.
- [8] M. Tavakoli and N. Assadian, "Model predictive orbit control of a low earth orbit satellite using Gauss's variational equations," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 228, no. 13, pp. 2385-2398, 2014.
- [9] A. Weiss, U. V. Kalabić, and S. Di Cairano, "Station keeping and momentum management of low-thrust satellites using MPC," *Aerospace*

- Electrical Engineering (ICEE)*, 2024, pp. 1-8: IEEE.
- [20] G. Bianchini, A. Garulli, A. Giannitrapani, M. Leomanni, and R. Quartullo, "Learning-based Parameter Optimization for a Class of Orbital Tracking Control Laws," *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 71, no. 1, p. 10, 2024.
- [21] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, and A. Giannitrapani, "State feedback control in equinoctial variables for orbit phasing applications," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 8, pp. 1815-1822, 2018.
- [22] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, A. Giannitrapani, and R. Quartullo, "Orbit control techniques for space debris removal missions using electric propulsion," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 43, no. 7, pp. 1259-1268, 2020.
- [23] A. Garulli, A. Giannitrapani, M. Leomanni, and F. Scortecci, "Autonomous low-Earth-orbit station-keeping with electric propulsion," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 34, no. 6, pp. 1683-1693, 2011.



GA-SQP Based Optimization for LEO Constellations Considering Both GDOP and Communication-Constrained 4-Satellite Visibility

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 103-116
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2026.537292.1256](https://doi.org/10.22034/jssta.2026.537292.1256)

Article Info

Received: 2025-07-26
Accepted: 2025-12-04

Keywords

GA-SQP, LEO
Constellations, satellite
GDOP, Communication-
Constrained

How to Cite this article

A. Kosari, M. Jafari, A. H. Admi, A. R. Fathi, "GA-SQP Based Optimization for LEO Constellations Considering Both GDOP and Communication-Constrained 4-Satellite Visibility", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 103-116, 2026.

Arash Kosari^{1*}, Mehdi Jafari², Amir Hossain Admi³, Amir Reza Fathi⁴

^{1*} Assistant Professor Department of Electrical Engineering and Information Technology, Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST), e-mail: a.kosari@irost.ir

² Associate Professor, aerospace complex, Malek Ashtar University, Tehran, Iran
Email: M.jafari.h@mut.ac.ir

³ Assistant Professor, aerospace complex, Malek Ashtar University, Tehran, Iran
Email: adami_amir@mut.ac.ir

⁴ Ph.D. student, Department of Aerospace Engineering, University of Tehran
amirfr357@gmail.com

Abstract

Designing Low Earth Orbit (LEO) navigation constellations necessitates a critical trade-off analysis between service quality (e.g., GDOP), availability, and physical constraints. This paper challenges the paradigm of traditional symmetric configurations by introducing an optimization-based framework for an asymmetric 28-satellite constellation tailored for regional navigation over Tehran. We aim to quantify the inherent conflict between navigation performance, service uptime, and the operational limitations of communication hardware. The design is cast as a large-scale, 84-variable optimization problem, solved via a hybrid Genetic Algorithm-Sequential Quadratic Programming (GA-SQP) optimizer to determine the optimal orbital elements. Performance was benchmarked across three scenarios: a highly constrained case (GDOP < 5 and 1200 km antenna range) yielded only 560 seconds (0.65%) of daily service. Relaxing these constraints to only four-satellite visibility boosted availability to 6850 seconds (7.9%). An intermediate scenario, enforcing GDOP and visibility without the range limitation, achieved 3930 seconds (4.5%) of high-quality service. The results unequivocally identify antenna range as the dominant bottleneck for regional LEO navigation services. This quantitative analysis underscores a fundamental performance trade-off, offering crucial insights for architects of next-generation satellite systems to inform decisions on constellation geometry and hardware selection.

تفاوت معیار GDOP و هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره با محدودیت برد آنتن مخابراتی در مدار لئو با طراحی بهینه الگوریتم (GA-SQP)

آرش کوثری^{۱*}، مهدی جعفری^۲، امیرحسین آدمی^۳ و امیررضا فتحي^۴

۱- استادیار، گروه مهندسی برق و فناوری اطلاعات، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران - a.kosari@irost.ir

۲- دانشیار، مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران - M.jafari.h@mut.ac.ir

۳- استادیار، مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران - adami_amir@mut.ac.ir

۴- دانشجوی دکتری، دانشکده‌گان علوم فنون نوین، تهران، ایران - amirfr357@gmail.com

نویسنده مسئول *

دسترس‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۱۱۶-۱۰۳

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2026.537292.1256

چکیده

طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای ناوربری در مدار پایین زمین (LEO) به دلیل کاهش هزینه‌ها و پتانسیل ارائه خدمات با دقت بالا، موردتوجه فزاینده‌ای قرار گرفته است. برخلاف رویکردهای متداول که بر پیکربندی‌های متقارن (مانند واکر) تکیه دارند، طراحی‌های نامتقارن و بهینه‌سازی شده می‌توانند عملکرد بهتری برای پوشش منطقه‌ای ارائه دهند. با این حال، توازن میان کیفیت سرویس (مانند GDOP)، دسترسی بودن مداوم (هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره) و محدودیت‌های فیزیکی (مانند برد آنتن) یک چالش طراحی اساسی باقی‌مانده است. این مقاله یک چارچوب بهینه‌سازی برای طراحی منظومه‌ای نامتقارن متشکل از ۲۸ ماهواره ناوربری در مدار LEO جهت ارائه خدمات برای منطقه تهران ارائه می‌دهد. هدف اصلی، ارزیابی کمی تقابل (trade-off) میان کیفیت ناوربری، زمان در دسترس بودن سرویس و قیود فیزیکی آنتن‌های مخابراتی است. مسئله طراحی به‌عنوان یک مسئله بهینه‌سازی بزرگ‌مقیاس با ۸۴ متغیر (پارامترهای مداری برای ۲۸ ماهواره) فرمول‌بندی شده است. برای حل این مسئله، از یک بهینه‌ساز هیبریدی الگوریتم ژنتیک-برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی (GA-SQP) استفاده گردید که قابلیت جستجوی گسترده فضای جواب و همگرایی دقیق محلی را ترکیب می‌کند. عملکرد منظومه بهینه در سه سناریوی مجزا شبیه‌سازی و تحلیل شد: (۱) قید سخت‌گیرانه GDOP کمتر از ۵ و محدودیت برد آنتن ۱۲۰۰ کیلومتر، (۲) قید صرفاً هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره، و (۳) قید ترکیبی GDOP و دسترسی چهار ماهواره بدون محدودیت برد آنتن. نتایج تحلیل در یک بازه ۲۴ ساعته نشان داد که در سناریوی اول، زمان سرویس‌دهی قابل قبول تنها ۵۶۰ ثانیه (۰/۶۵٪) است. با حذف قید GDOP و برد آنتن (سناریو دوم)، این زمان به‌طور چشمگیری به ۶۸۵۰ ثانیه (۷/۹٪) افزایش یافت، اما کیفیت ناوربری تضمین نشد. سناریوی سوم، که نمایانگر یک توازن عملی است، زمان سرویس‌دهی باکیفیت بالا ($GDOP < 5$) را به ۳۹۳۰ ثانیه (۴/۵٪) رساند. یافته‌ها به‌وضوح نشان می‌دهد که محدودیت برد آنتن مخابراتی، گلوگاه اصلی در کاهش زمان سرویس‌دهی منظومه‌های ناوربری LEO منطقه‌ای است. طراحی‌های بهینه نامتقارن، هرچند قادر به یافتن راه‌حل‌های کارآمد هستند، اما تقابل شدیدی میان کیفیت سیگنال و در دسترس بودن آن وجود دارد. این نتایج کمی می‌تواند به‌عنوان راهنمایی برای طراحان سیستم‌های ماهواره‌ای آتی در انتخاب معماری منظومه و فناوری آنتن‌ها عمل کند.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۵/۰۴

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۹/۱۳

واژه‌های کلیدی

GA-SQP، صورت‌های فلکی LEO،

GDOP ماهواره، ارتباطات محدود

نحوه استناد به این مقاله

آرش کوثری، مهدی جعفری، امیرحسین آدمی و امیررضا فتحي، "تفاوت معیار GDOP و هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره با محدودیت برد آنتن مخابراتی در مدار لئو با طراحی بهینه الگوریتم GA-SQP"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۱۱۶-۱۰۳، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

کاهش هزینه ساخت و تزریق ماهواره در مدارهای لئو و توانمندی ارائه خدمات بهتر باعث این شده است که طرح‌های فراوانی توسط کمپانی‌های بزرگ اقتصادی برای طراحی و اجرا منظومه ماهواره‌ای ناوبری در مدار لئو ارائه بشود. در معیارهای طراحی در منظومه‌های ناوبری که تاکنون وجود داشته است پارامتر GDOP بوده است دلیل این امر این بوده است که منظومه‌های ماهواره‌ای که طراحی و اجرایی می‌شدند در مدار مئو قرار می‌گرفتند به نحوی که هر ماهواره می‌تواند نیمی از مساحت کره زمین را پوشش بدهد به همین دلیل مسئله هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره اهمیت نداشته است اما آیا زمانی که در مدار لئو به طراحی منظومه ماهواره‌ای پرداخته شود این مسئله نیز صدق می‌کند؟

اولین تلاش‌های برای طراحی منظومه ماهواره‌ای، منظومه ماهواره‌ای INES بوده است این منظومه ماهواره‌ای برای اروپا در مدار لئو طراحی شده است هدف کلی INES دستیابی به الزامات هوانوردی غیرنظامی با اجرای پیشرونده است یکی از جنبه‌های نوآورانه INES ارائه بار کم‌هزینه، جرم کم و کم‌مصرف (۲۰ کیلوگرم، ۵ وات) است. این امر با استفاده از شبکه بیکن زمینی امکان‌پذیر خواهد بود. دومی متشکل از شبکه‌ای از چراغ‌های زمینی، برخی از آن‌ها شامل یک ساعت اتمی است که در سرتاسر زمین پخش شده‌اند و سیگنال زمان‌بندی و برد همه‌جانبه را به ماهواره‌ها می‌دهند. این اجازه می‌دهد تا محموله روی برد در زمان واقعی و روی عرشه گذراندن ماهواره و زمان با دقت بسیار بالایی محاسبه شود [۱]. Alenia Aerospazio، از سال ۱۹۹۰، در حال مطالعه امکان شناسایی منظومه ماهواره‌ای ناوبری جدید است که قادر به تأیید عملکرد ناوبری مورد نیاز (RNP) برای همه کاربران است. توجه ویژه به کاربران فضای هوایی معطوف شده است، زیرا الزامات دقت در مراحل فرود هواپیما بسیار سختگیرانه است و سیستم GPS موجود قادر به تضمین RNP مورد نظر نیست. منظومه ماهواره‌ای جدید با ۷۵ ماهواره در مدار پایین زمین (LEO) در ارتفاع مشترک ۲۷۰۰ کیلومتری و شیب مشترک حدود ۶۶ درجه شناسایی شده است. این می‌تواند با RNP (یعنی دقت، در دسترس بودن، تداوم و یکپارچگی) تا فرود CAT I مطابقت داشته باشد [۲]. کشورهای منطقه خاورمیانه نیز از تحقیق بر روی این موضوع حیاتی غافل نشده‌اند و در حال کار بر روی طراحی‌های منظومه

ناوبری در مدار لئو به صورت منطقه‌ای برای ترکیه هستند آن‌ها با طراحی از طریق نرم‌افزار STK و طراحی والکر سعی در ساخت منظومه ناوبری محلی هستند [۳].

در سال ۲۰۲۳ مسئله ناوبری فضاپایه بیش‌ازپیش موردتوجه قرار گرفته است با توجه به مشکل قطع سرویس GNSS ناشی از تعداد ناکافی ماهواره‌های موجود در محیط‌های پیچیده، ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) می‌توانند GNSS را به طور مؤثر تکمیل کنند. برای از بین بردن خطای ساعت ماهواره‌ای ناشناخته و خطای تأخیر جوی با همبستگی فضایی در مشاهدات LEO، یک چارچوب ناوبری (GNSS-D-LoeGNSS) مدار زمین دیفرانسیل-پایین پیشنهاد شده است [۴]. طراحی منظومه ماهواره‌ای شامل بهینه‌سازی چند پارامتری و چند هدف است و راه‌حل تحلیلی کلاسیک قادر به چنین موضوع پیچیده‌ای نیست. در این منبع یک روش طراحی منظومه ماهواره‌ای LEO چند هدف با الگوریتم ژنتیک (GA) پیشنهاد می‌کند و چارچوبی را برای طراحی دو منظومه ماهواره‌ای GNSS-R LEO ارائه می‌کند که «منظومه ماهواره‌ای عرض جغرافیایی پایین‌تر» برای رصد طوفان‌ها در مناطق استوایی و «منظومه ماهواره‌ای جهانی» نامیده می‌شوند. برای اندازه‌گیری پارامترهای ژئوفیزیک جهانی. سپس، قابلیت رصد هر دو صورت منظومه ماهواره‌ای طراحی شده از نظر تعداد نقاط پرتاب، زمان پوشش فضایی و زمان بازدید مجدد برای بررسی کارایی GA در طراحی منظومه ماهواره‌ای LEO ارزیابی می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که دو منظومه ماهواره‌ای LEO طراحی شده با مقادیر تابع تناسب دارای پیکربندی پارامتر مداری بهینه هستند و در عملکرد رصدی از منظومه ماهواره‌ای CyGNSS موجود بهتر عمل می‌کنند [۵]. عملکرد پایدار منظومه ماهواره ناوبری با اقتصاد ملی و امنیت دفاع ملی مرتبط است. خرابی هر یک یا دو ماهواره تأثیر کمی بر عملکرد کلی مجموعه ماهواره‌های ناوبری جهانی دارد و با افزایش تعداد ماهواره‌های شکست‌خورده، در دسترس بودن منظومه ماهواره‌ای ناوبری کاهش می‌یابد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که شکست ۵ ماهواره ناوبری جهانی در دسترس بودن منظومه ماهواره‌ای ناوبری را به ۷۱ درصد کاهش می‌دهد و منظومه ماهواره‌ای ناوبری ترکیبی می‌تواند در دسترس بودن را به بیش از ۹۷ درصد بازیابی کند. ارتفاع مداری و شیب ماهواره‌های مدار پایین بر عملکرد کلی منظومه ناوبری ترکیبی تأثیر می‌گذارد [۶].

ماهواره‌ای با ۳۲۴ ماهواره انجام شده است. در ۱۸ مدار با ۱۸ ماهواره در هر مدار تشکیل شده است. این طراحی عملکرد ۴/۷ را در DOP نشان می‌دهد [۹].

افزایش سریع تعداد ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) امکان ارسال سیگنال‌های اختصاصی برای موقعیت‌یابی، ناوبری و زمان‌بندی (PNT) توسط مأموریت‌های ماهواره‌ای LEO را ایجاد می‌کند. اگرچه در سال‌های اخیر توجه زیادی به درک مزایای ماهواره‌های LEO برای PNT شده است، منظومه‌های ماهواره‌ای متراکم LEO نیز اندازه‌گیری‌های منحصربه‌فردی از جو فوقانی زمین را ارائه می‌دهند. مزایای منظومه‌های LEO-PNT بسیار متراکم در این کار برای تجزیه و تحلیل دستاوردهای بالقوه استفاده از اندازه‌گیری‌های محتوای الکترون کل (TEC) به دست آمده از منظومه‌های LEO-PNT برای تصویربرداری یونوسفر سه‌بعدی بررسی می‌شود [۱۰]. منظومه‌های LEO برای موقعیت‌یابی، ناوبری و زمان (PNT)، که به طور خلاصه به عنوان LEO-PNT نامیده می‌شود، می‌توانند با استفاده مجدد از منظومه ماهواره‌ای موجود به عنوان سیگنال‌های فرصت (SoO)، یا با ساخت منظومه ماهواره‌ای جدید LEO بهینه‌سازی شده برای هدف موقعیت‌یابی ساخته شوند [۱۱].

منظومه ناوبری ماهواره‌ای در مدارهای متوسط و ژئوسنکرون به دور زمین می‌چرخند. ارتفاع بالای آن‌ها پوشش وسیعی را فراهم می‌کند، که اگر فقط به پوشش منطقه‌ای نیاز باشد، ممکن است اضافی باشد. یک طرح طراحی برای منظومه ماهواره‌ای ناوبری منطقه‌ای در مدار پایین زمین پیشنهاد شده است. این طرح مدت‌های پوشش طولانی را ارائه می‌کند که با رقیق‌سازی هندسی دقیق (GDOP) با توجه به گیرنده‌های از پیش تعریف شده در عرض جغرافیایی میانه مشخص می‌شود. منظومه ماهواره‌ای پیشنهادی برای ترکیب‌های مختلفی از پارامترهای زیر تعریف شده‌اند: قابلیت مقایسه پذیری مسیر زمینی تکرار، عرض جغرافیایی گیرنده، تعداد ماهواره‌ها و آرایش ماهواره‌ای داخلی [۱۲].

راه‌حل‌های تکمیلی برای منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی مدار زمین متوسط (GNSS) (MEO) روزبه‌روز بیشتر مورد تقاضا قرار می‌گیرند تا بتوانند موقعیت‌یابی یکپارچه را در سرتاسر جهان، در فضای باز و همچنین در سناریوهای داخلی، و مقابله با افزایش تهدیدات تداخل در GNSS داشته باشند. باندها دو تا از این منظومه‌های مکمل می‌توانند به صورت‌های فلکی مدار پایین زمین (LEO) و منظومه‌های اینترنت اشیاء دوربرد زمینی (IoT) تکیه کنند

سیستم جهانی ناوبری ماهواره‌ای (GNSS) به سرعت در حال توسعه است و کاربردهای بازار مرتبط و تحقیقات علمی در حال افزایش است. مطالعات بر اساس منظومه ماهواره‌ای بزرگ در مدار پایین زمین (LEO) به کانون تحقیقاتی تبدیل شده‌اند. پوشش جهانی منظومه ماهواره‌ای LEO می‌تواند وابستگی ماهواره‌های ناوبری به ایستگاه‌های نظارت بر زمین را کاهش دهد و دقت تعیین مدار دقیق (POD) ماهواره‌های ناوبری را بهبود بخشد. در این مقاله، ما منظومه ماهواره‌ای LEO (با ۱۲، ۳۰ و ۶۰ ماهواره)، همراه با داده‌های رصد ایستگاه‌های زمینی را شبیه‌سازی می‌شود تا تأثیر ماهواره‌های LEO بر دقت سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی (BDS) (BeiDou-3) را بررسی کنند. از نظر دقت POD آن با استفاده از داده‌های مشاهداتی شبیه‌سازی شده از ماهواره‌های LEO و ایستگاه‌های مانیتورینگ زمینی، ما تعیین مدار یکپارچه برای ماهواره‌های LEO و BDS-3 را تجزیه و تحلیل می‌کنیم. یافته‌ها نشان می‌دهد که دقت مداری سه‌بعدی BDS-3 تنها با استفاده از هفت ایستگاه پایش زمینی ۹/۵۱ dm است و پس از اضافه کردن منظومه ماهواره‌ای LEO تا سطح یک سانتی‌متری بهبود یافته است. با افزایش تعداد ماهواره‌های منظومه ماهواره‌ای LEO، تأثیر آن بر بهبود دقت به تدریج کاهش می‌یابد [۷]. منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی چندگانه (چند GNSS) راه‌حل‌های داپلر برای ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) تحلیل می‌شوند. اگر راه‌حل تقریبی موقعیت مکانی موجود باشد، می‌توان جابجایی دقیق ماهواره و تغییر ساعت تغییر ساعت را با استفاده از چهار ماهواره محاسبه کرد. موقعیت را می‌توان با استفاده از هفت ماهواره یا بیشتر در صورت ارائه زمان محاسبه کرد. جابجایی دقیق یا سرعت متوسط در سطح میلی‌متر در ثانیه بر اساس اندازه‌گیری‌های انباشته فاز حامل است [۸].

در حال حاضر در ایران هم با توجه به اهمیت مسئله ناوبری کارهای مختلفی صورت گرفته است طراحی یک صورت فلکی LEO را برای سرویس ناوبری با حداقل تعداد ماهواره هدف دستیابی به رقیق‌سازی دقیق (DOP) کمتر از ۶ این نیاز با استفاده از محدودیت وسایل نقلیه پرتاب از پیش تعریف شده در مدار محقق می‌شود که در ارتفاع مداری دایره‌ای ۵۰۰ کیلومتر و برای شیب مداری ۵۵ درجه است. طراحی انجام شده است بر اساس تجزیه و تحلیل‌های منجر به بهینه‌سازی برای حداقل تعداد ماهواره در این مدار، برای برآورده کردن کلیه الزامات برای عملکرد ناوبری و مطابق با محدودیت‌های مربوط به پرتاب و مدار. تجزیه و تحلیل‌های متعددی به منظومه

برای طراحی دو پیکربندی ترکیبی از ۱۷۷ و ۱۸۶ منظومه ماهواره‌ای در مدار LEO برای تقویت سیستم ناوبری ماهواره‌ای (BeiDou-BDS) استفاده شد. تحت تأثیر افزایش یافته منظومه ماهواره‌ای بهینه‌سازی، میانگین جهانی رقت هندسی دقت (GDOP BDS) به 0.1 ± 0.8 کاهش یافت و حداکثر GDOP از $2/4$ به کمتر از $1/1$ ($54/2$ کاهش) کاهش یافت [۱۶]. تقویت هوانوردی بر اساس ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) در سال‌های اخیر به یک موضوع داغ تبدیل شده است. طراحی مداری منظومه ماهواره‌ای تقویت LEO و تجزیه و تحلیل عملکرد آن‌ها مسائل ضروری برای توسعه منظومه‌های تقویت LEO است. منظومه ماهواره‌ای LEO برای ناوبری با این محدودیت طراحی شده‌اند که سیستم ماهواره‌ای ناوبری (BeiDou) را در حالت‌های مستقل و ترکیبی تقویت کنند. ابتدا، محاسبه مقادیر رقت دقیق (DOP) در حالت‌های مختلف کار افزایش مشتق شده است. دوم، برخی شبیه‌سازی‌های عددی منظومه ماهواره‌ای LEO با ارتفاعات و شیب‌های مختلف انجام می‌شود. بر اساس منظومه طراحی شده، عملکرد پوشش در مناطق معمولی و مقادیر DOP جهانی مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد، منظومه ماهواره‌ای مناسب با ارتفاع مداری ۵۰۰ کیلومتر، ۱۰۰۰ کیلومتر، ۱۵۰۰ کیلومتر و ۲۰۰۰ کیلومتر استخراج می‌شود [۱۷].

اهمیت مسئله ناوبری فضایی به نحوی است که امروزه کمپانی‌های خصوصی نیز در حال وارد شدن به این عرصه برای کسب منافع مالی هستند. کشور ما ایران نیز با توجه به اهمیت استراتژیکی این موضوع در حال سرمایه‌گذاری بر روی طراحی و ایجاد سامانه‌های ناوبری است برای همین موضوع به اهمیت این مسئله پرداخته خواهد و با طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری در مدار لئو از طریق الگوریتم بهینه‌ساز

GA-SQP به بررسی معیارهای GDOP و هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره پرداخته خواهد شد.

۲- پوشش ماهواره

همان‌طور که در بخش قبل گفته شد منظومه‌های ماهواره‌ای در مدارهای مئو می‌توانند تا حتی ۵۰ درصد از مساحت زمین را نیز پوشش دهند اما در مدارهای لئو این مقدار به مراتب کاهش پیدا خواهد کرد.

که هر دو در حال پیشرفت سریع هستند. راه‌حل‌های موقعیتیابی مستقل مبتنی بر چنین دستگاه‌هایی که مکمل GNSS هستند، می‌توانند در شرایطی که سیگنال GNSS به شدت تحت تأثیر تداخل‌ها قرار می‌گیرد، مانند مختل‌کننده‌ها و اسپوفرها، مفید باشد، درحالی‌که راه‌حل‌های ترکیبی GNSS و غیر GNSS از سیگنال‌های LEO و IoT زمینی به عنوان سیگنال‌های فرصت استفاده می‌کنند. می‌تواند دقت موقعیتیابی قابل‌دستیابی را در طیف گسترده‌ای از سناریوها بهبود بخشد [۱۳].

یک سیستم ماهواره‌ای ناوبری منطقه‌ای مبتنی بر نانو ماهواره در مدار پایین زمین (LEO)، با کاهش قابل توجه هزینه‌های پرتاب، ساخت و نگهداری، می‌تواند در نظر گرفته شود. بنابراین، این مقاله باهدف توسعه یک روش بهینه‌سازی و طراحی منظومه ماهواره‌ای LEO با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک انجام شده است. نتایج اولیه این مطالعه شامل ۲۶۸ ماهواره در مدار LEO باهدف ناوبری منطقه‌ای در مسافت تقریبی ۱۰۰۰ کیلومتر است. ۱۰۰ کیلومتر مساحتی با مرکز مختصات جغرافیایی $[30, 30]$ می‌باشد. عملکرد منظومه ماهواره‌ای با استفاده از شبیه‌سازی مورد بررسی قرار می‌گیرد، و ارقامی شامل زمان پوشش کل، زمان بازبینی و دقت هندسی دقیق (GDOP) استخراج می‌شود. GDOP کمیتهی است که دقت راه‌حل موقعیتیابی را تعیین می‌کند و صرفاً به هندسه فضایی ماهواره‌ها بستگی دارد. درحالی‌که روش بهینه‌سازی تنها ضریب هارمونیک ناحیه‌ای دوم زمین را در نظر می‌گیرد، شبیه‌سازی‌ها شامل میدان گرانشی زمین با هارمونیک‌های ناحیه‌ای و فشار تابش خورشیدی، درگ و اغتشاش گرانشی قمری است [۱۴].

در مرجع [۱۵] یک تجزیه و تحلیل GDOP تعمیم یافته را توسعه می‌دهد که می‌تواند هم‌زمان با داده‌های شیفت داپلر کاذب و حامل استفاده شود. با پرتاب تعداد زیادی ماهواره LEO در سال‌های آینده، سیگنال‌های زیادی که می‌توانند برای ناوبری استفاده شوند در دسترس خواهند بود. مناسب بودن منظومه‌های ماهواره‌ای مختلف برای جهت‌یابی بررسی شده است. رهنمودهایی تدوین شده است که به تعیین زمان و چگونگی استفاده مؤثر از تجزیه و تحلیل GDOP توسعه یافته کمک می‌کند. استفاده از ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) برای بهبود عملکرد سرویس‌های ناوبری و موقعیتیابی سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی به یک موضوع تحقیقاتی محبوب تبدیل شده است. در این مطالعه، از الگوریتم بهینه‌سازی NSGA-III

از معیارهای مختلفی استفاده می‌کنند یکی از این معیارهای مورد استفاده GDOP است.

۳- معیار GDOP

جیداپ یک مفهوم هندسی است که نشئت گرفته از سیستم ناوبری لورنس است که برای تعیین موقعیت یک نقطه لازم است که حداقل سه ماهواره آن نقاط را پوشش دهند. حال نحوه آرایش این ماهواره‌ها بر روی دقت موقعیت تأثیر می‌گذارد و یک خطایی را ایجاد می‌کند. هرچقدر مقدار GDOP کمتر باشد به این مفهوم است که آرایش موردنظر بهینه است و تعیین موقعیت با دقت مناسبی انجام گرفته است.

$$GDOP = \frac{\Delta(\text{Output} - \text{Location})}{\Delta(\text{Measured} - \text{data})} \quad (1)$$

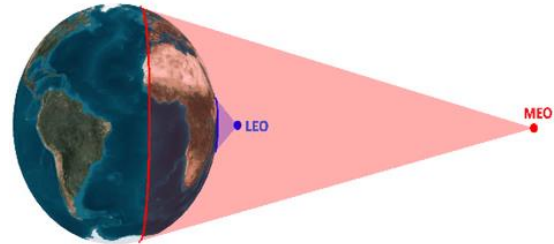
در فرمول شماره (۱) بیان می‌شود که صورت کسر تغییرات مکانی و مخرج آن داده‌های اندازه‌گیری شده هست که به صورت ماتریسی نمایش داده می‌شود. که برای به دست آوردن مقدار GDOP لازم است که یک بردار واحد را از گیرنده تا چهار ماهواره در نظر گرفته و سپس ماتریس در فرمول شماره (۲) را تشکیل داد.

$$A = \begin{bmatrix} \frac{(x_1 - x)}{R_1} & \frac{(y_1 - y)}{R_1} & \frac{(z_1 - z)}{R_1} & -1 \\ \frac{(x_2 - x)}{R_2} & \frac{(y_2 - y)}{R_2} & \frac{(z_2 - z)}{R_2} & -1 \\ \frac{(x_3 - x)}{R_3} & \frac{(y_3 - y)}{R_3} & \frac{(z_3 - z)}{R_3} & -1 \\ \frac{(x_4 - x)}{R_4} & \frac{(y_4 - y)}{R_4} & \frac{(z_4 - z)}{R_4} & -1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

سه مقدار اول در هر ردیف از ماتریس A بردار واحد از گیرنده تا آن ماهواره را نشان می‌دهند. که در این فرمول [x y z] بردار مکان ماهواره و دیگری بردار مکان گیرنده است و R هم‌اندازه این فواصل است. سپس ماتریس Q با فرمول شماره (۳) تعریف می‌شود:

$$Q = (A^T A)^{-1} \quad (3)$$

ماتریس Q تقریبی از ماتریس کوواریانس نویزهای نامعلوم مقادیر اندازه‌گیری شده است. این تقریب با گشتاور دوم درجه یک (First Order Second Moment FOSM) که روشی برای مقداردهی به عدم قطعیت است به دست آمده است.



شکل (۱): تفاوت سطح پوشش در مدار لئو و مئو

در شکل شماره (۱) می‌توان تفاوت مساحت پوشش دو ماهواره در مدارهای لئو و مئو را دید. به‌منظور درک اولیه تأثیر پارامترهای مداری بر عملکرد پوشش دهی، یک تحلیل حساسیت بر روی یک ماهواره منفرد از منظومه انجام گرفت. در این تحلیل، تأثیر تغییر ارتفاع مداری و زاویه میل بر زمان دسترسی به ایستگاه زمینی هدف (تهران) مورد بررسی قرار گرفت (از ۲۰۰ تا ۱۲۰۰ کیلومتر از سطح زمین). نتایج نشان داد که با افزایش ارتفاع از ۵۰۰ کیلومتر به ۶۰۰ کیلومتر، زمان دسترسی ماهواره به میزان تقریبی افزایش می‌یابد. این افزایش به دلیل بزرگ‌تر شدن ردپای ماهواره بر سطح زمین است [۱۸].

همچنین در مراجع [۲۴، ۲۳] به طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای به دو پیکربندی واکر و استار پرداخته شده است اما نکته‌ای که وجود دارد این طراحی بر اساس اصل تقارن بوده است و با سناریوهای مختلف و بدون عمل بهینه‌سازی به بررسی و آنالیز حساسیت در صفحه مداری و زاویه میل پرداخته شده است.

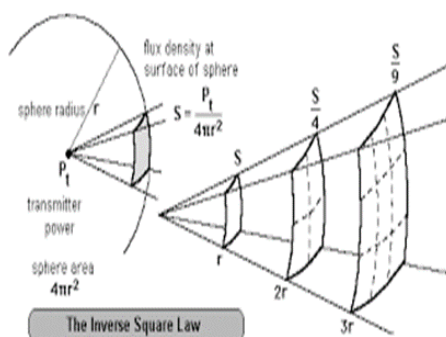
اگرچه این تحلیل برای یک ماهواره منفرد انجام شده است، اما می‌توان انتظار داشت که رفتار مشابهی در مقیاس کل منظومه نیز مشاهده شود. یعنی افزایش ارتفاع مداری، به‌طور کلی منجر به افزایش هم‌پوشانی و بهبود زمان دسترسی کل منظومه خواهد شد. با این حال، تحلیل جامع و کمی این تأثیرات بر روی کل منظومه (شامل ۲۸ ماهواره) و بررسی موازنات طراحی (Trade-offs) با پارامترهای دیگر، نیازمند شبیه‌سازی‌های گسترده و منابع محاسباتی قابل توجهی است و به‌عنوان یک مسیر کلیدی برای تحقیقات آتی پیشنهاد می‌گردد. این تحلیل مقدماتی، اهمیت بالای انتخاب پارامترهای مداری را که توسط الگوریتم GA-SQP بهینه‌شده‌اند، برجسته‌تر می‌سازد.

منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری بر اساس معیارهای مختلفی با توجه به محدودیت‌های پرتاب، میزان هزینه و دسترسی به مدارهای مختلف در نظر گرفته می‌شوند. برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای

همان‌طور که قبلاً گفته شد در زمانی که ماهواره‌ها در مدارهای بالا قرار داشته باشند و بتوانند نصف کره زمین را پوشش بدهند نحوه آرایش است که اهمیت بیشتری خواهد داشت.

۴- هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره

همان‌طور که گفته شد برای حل مسئله ناوبری باید حداقل چهار ماهواره بتواند به‌صورت هم‌زمان به نقطه تارگت دسترسی داشته باشند و دیده شد که معیار GDOP درکی از زمان دسترسی ندارد و تنها شکل آرایش بندی ماهواره‌ها است که چقدر می‌تواند به‌صورت پراکنده نقطه تارگت را پوشش دهند. حال اگر به زمان دسترسی به‌عنوان یک معیار نگاه شود چگونه منظومه ماهواره‌ای می‌تواند تغییر کند. برای این موضوع ابتدا به استخراج روابط پرداخته خواهد شد. اولین مسئله‌ای که وجود دارد پیدا کردن برد آنتن ماهواره‌ای است که به کار می‌رود، بسته به نوع آنتن و ارتفاعی که قرار دارد می‌توان برد آنتن ماهواره‌ای که می‌تواند بیشتر زمان پوشش را به ارمغان آورد را به دست آورد. اگر فرض شود که نوع آنتن در بهترین حالت خود وجود به دلیل کرل زمین و در نقطه‌ای دسترسی ماهواره به ایستگاه موردنظر قطع می‌شود این موضوع فارغ از مسئله نوع آنتن است و به ارتفاع ماهواره بستگی دارد. حال با توجه به ثابت بودن ارتفاع و آنتن بهینه‌ترین زمانی که ماهواره می‌تواند پوشش بدهد به دست می‌آید.



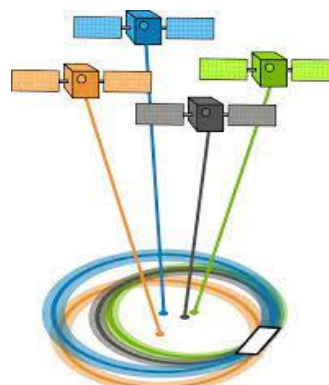
شکل (۴): مساحت پوشش ماهواره نسبت به ارتفاع

در شکل (۴) نیز رابطه‌ی بین مساحت پوشش و ارتفاع ماهواره را می‌توان دید.

$$Q = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} & \sigma_{xt} \\ \sigma_{yx} & \sigma_y^2 & \sigma_{yz} & \sigma_{yt} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_z^2 & \sigma_{zt} \\ \sigma_{tx} & \sigma_{ty} & \sigma_{tz} & \sigma_t^2 \end{bmatrix} \quad (۴)$$

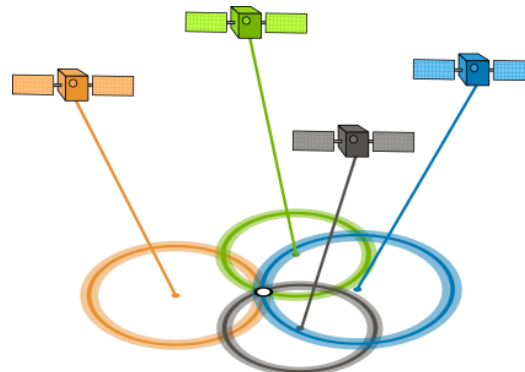
$$GDOP = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_t^2} = \text{trace}(Q) \quad (۵)$$

و در فرمول شماره (۵) در نهایت می‌توان جی‌داپ ماهواره‌ها را به دست آورد. حال می‌توان با تعیین موقعیت ماهواره‌ها در هر لحظه نسبت به نقطه هدف تعدیل هندسی آن‌ها را به دست آورده و مشخص شود این ناوبری به شکل دلخواهی صورت می‌گیرد.



شکل (۲): آرایش هندسی نامناسب که باعث تعدیل هندسی دقت ضعیف می‌شود

همان‌طور که در شکل (۲) مشخص است آرایش چینش ماهواره‌ها بر روی انجام مسئله ناوبری یک مسئله حائز اهمیت است.



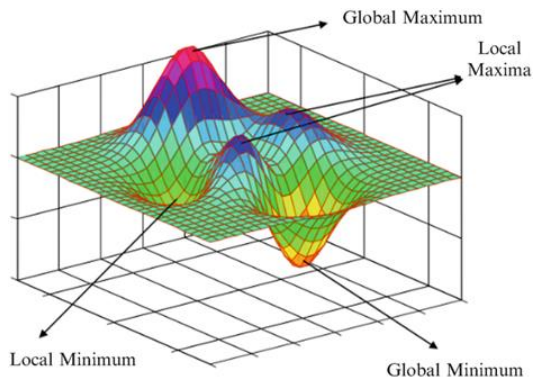
شکل (۳): آرایش هندسی مناسب ماهواره‌ها که می‌تواند تعدیل هندسی مناسبی را ارائه کند.

$$V_{xyz} = Q_I^{orbit} v_{xyz} \quad (12)$$

حال می‌توان با تشکیل دادن یک ماتریس از موقعیت‌های ماهواره به بررسی زمان دسترسی ماهواره‌ها پرداخت در این حال زمانی برای ما مناسب است که حداقل چهار ماهواره نقطه هدف را در دسترس داشته باشند.

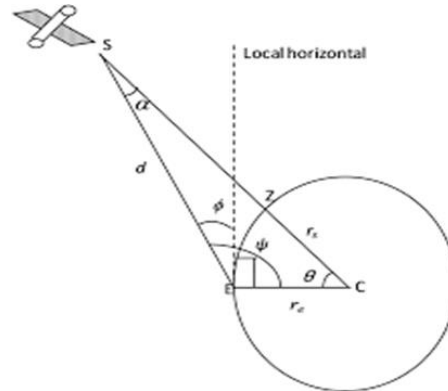
۵- الگوریتم بهینه‌ساز GA-SQP

برای تبدیل یک مسئله طراحی به یک مسئله بهینه‌ساز لازم با تعریف قیود، تابع هزینه متغیرهای طراحی شروع کرد. یک روش بهینه‌سازی مناسب برای حل مسائل مختلف به کار می‌رود این روش علاوه بر استفاده از الگوریتم ژنتیک که برای بهینه‌سازی به کار میرد از روش‌های خطی نیز برای گیر نکردن در نقاط محلی نیز مورد استفاده قرار می‌گیرد. این الگوریتم قدرتمند می‌تواند با استفاده از جهش‌های مختلفی که میزند با سرعت بیشتری مسئله بهینه‌سازی ما حل کند.



شکل (۶): نقاط اکسترمم محلی و جهانی یک تابع که الگوریتم‌های بهینه‌ساز آن‌ها را پیدا می‌کند.

روش‌های کلاسیک ریاضیاتی بهینه‌سازی دارای دو اشکال اساسی هستند. اغلب این روش‌ها نقطه بهینه محلی را به عنوان نقطه بهینه کلی در نظر می‌گیرند و نیز هر یک از این روش‌ها تنها برای مسئله خاصی کاربرد دارند. انتخاب الگوریتم بهینه‌ساز برای مسائل پیچیده طراحی منظومه، نقشی حیاتی در کیفیت جواب نهایی دارد. نویسندگان این پژوهش، در مطالعات پیشین به ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های فرا ابتکاری مختلف برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای مخابراتی پرداخته‌اند [۱۹، ۲۰]. در آن پژوهش‌ها، مشاهده گردید که الگوریتم‌هایی نظیر PSO [۱۹] با وجود سرعت همگرایی



شکل (۵): مساحت پوشش ماهواره نسبت به ارتفاع

و سپس می‌توان با تعیین معادلات حرکت، دسترسی چهار ماهواره و فرمول تعدیل هندسی دقت شبیه‌سازی را انجام داد.

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos(\theta)} \begin{bmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

که در معادله بالا a نیم محور اصلی مدار ماهواره و e بیضویت مدار است و θ نیز آنومالی حقیقی ماهواره است.

با مشتق‌گیری از رابطه (۶) می‌توان سرعت را به دست آورد.

$$v = \frac{na}{\sqrt{1-e^2}} \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ e + \cos \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

که در رابطه (۷) n این چنین به دست می‌آید:

$$n = \frac{2\pi}{T} \quad (8)$$

که در رابطه (۸) T دوره تناوب ماهواره است. که خود از رابطه

(۹) استخراج می‌شود.

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\frac{GM}{a^3}}} \quad (9)$$

که در رابطه شماره (۹) G ثابت جهانی جاذبه است و M هم جرم کره زمین است. حالا روابط در دستگاه مداری ساخته شده است اما باید به دستگاه اینرسی منتقل شود. می‌توان از طریق ماتریس‌های دوران این کار را انجام داد.

$$Q_I^{orbit} = \begin{bmatrix} -s\Omega c i s\omega & -s\Omega c i c\omega - c\Omega s\omega & s\omega s i \\ c\Omega c i s\omega + s\Omega c\omega & c\Omega c i c\omega - s\Omega s & -c\Omega s i \\ s i s\omega & s i c\omega & c i \end{bmatrix} \quad (10)$$

حال با ضرب بردارهای جابه‌جایی و سرعت در ماتریس دوران سرعت و موقعیت در دستگاه اینرسی به دست می‌آید.

$$R_{xyz} = Q_I^{orbit} r_{xyz} \quad (11)$$

معیار توقف برای جستجوی گسترده	۱۰	تعداد نسل
	۰.۵	نرخ تقاطع
	۰.۲	نرخ جهش
	۶-۱۰	تکرار تابع هزینه

برای شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب علاوه بر استفاده از فرمول‌های (۱۲-۱) باید قیود و شرط‌ها را نیز معرفی کرد. در این شبیه‌سازی قید ارتفاع وجود دارد که در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری قرار است شبیه‌سازی شود. همچنین مدار موردنظر دایروی است و تعداد ماهواره نیز با توجه به پرتابگر بومی ۲۸ ماهواره در نظر گرفته می‌شود. شرط دیگری که در اینجا تعریف می‌شود محدودیت برد آنتن مخابراتی است. اگر محدودیت برد مخابراتی در نظر گرفته شود آنتن‌های مخابراتی می‌توانند در ۱۲۰۰ کیلومتری به ایستگاه تهران دسترسی داشته باشند اما اگر برد محدودیت برد مخابراتی در نظر گرفته نشود محدودیتی که در روئیت ایستگاه تارگت با ماهواره وجود خواهد داشت مسئله کرل زمین خواهد بود که در ارتفاع ۵۰۰ این مقدار ۳۲۰۰ خواهد بود. بقیه پارامترهای مداری را بهینه‌ساز مقدار می‌دهد تا بیشترین زمان دسترسی برای ایستگاه تهران مشخص شود. در این مسئله تعداد ۸۴ متغیر وجود دارد که الگوریتم بهینه‌ساز GA-SQP در حال حل یک مسئله بهینه‌سازی حجیم است که برای ده نسل در نظر گرفته شده است.

۶- توابع هدف و شبیه‌سازی با الگوریتم GA-SQP

ابتدای امر به بیان پارامترهای طراحی به‌عنوان ثابت‌های طراحی و متغیرهای طراحی در جدول (۱) پرداخته خواهد شد، و سپس در جدول (۲) به تعریف متغیرهای پایه بهینه‌سازی پرداخته خواهد شد.

جدول (۲): پارامترهای طراحی مدار ماهواره

	e	i	ω	Ω	H	θ
max	0	180	0	0	500	0
min	0	0	0	360	500	360
unit		deg	deg	Deg	Km	deg

جدول (۳): متغیرهای پایه

مقدار	توضیح	نام متغیر
۸۴ متغیر بهینه‌سازی برای ۲۸ ماهواره	بردار متغیرهای حالت	X
۲۴ ساعت	دوره زمانی شبیه‌سازی	Ttotal
$GDOP < 5$ و قید مخابراتی برقرار باشد مقدار یک	یک تابع بولی که در زمان T و منظومه X	C1(X,T)

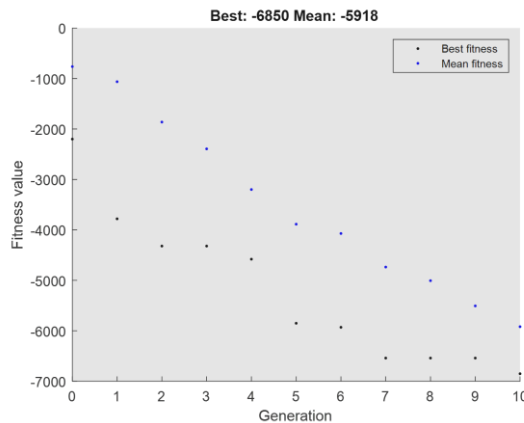
مناسب، در فضاهای جستجوی بسیار پیچیده و چندوجهی، مستعد همگرایی زودرس هستند. الگوریتم ژنتیک (GA) [۲۰]، انعطاف‌پذیری بیشتری در جستجوی فضای جواب از خود نشان داد اما برای تنظیم دقیق پارامترهای نهایی، نیازمند ترکیب با یک جستجوگر محلی بود، همچنین با الگوریتم بهینه‌ساز اهرام جیزه نیز مقایسه‌ای صورت گرفته است و مشخص شده است علی‌رغم حدس اولیه بهتر الگوریتم بهینه‌ساز اهرام جیزه اما این الگوریتم بهینه‌ساز توانایی عبور از نقاط محلی را همانند الگوریتم بهینه‌ساز ژنتیک ندارد [۲۰].

مسئله حاضر که به طراحی منظومه ناوبری می‌پردازد، به دلیل وجود معیار بسیار حساس و غیرخطی GDOP، پیچیدگی‌های بیشتری نسبت به مسائل پوشش دهی صرفاً مخابراتی دارد. معیار GDOP به‌شدت به هندسه نسبی ماهواره‌ها وابسته است و تابع هزینه را دارای اکسترمم‌های محلی تیز و متعدد می‌کند. از این‌رو، با تکیه بر تجربیات پیشین، یک رویکرد ترکیبی (Hybrid) انتخاب گردید. در این رویکرد، از الگوریتم ژنتیک (GA) برای جستجوی گسترده (Global Exploration) و شناسایی نواحی امیدبخش در فضای جواب استفاده می‌شود. سپس، بهترین جواب یافت‌شده توسط GA به‌عنوان نقطه شروع به الگوریتم بهینه‌سازی درجه دوم متوالی (SQP)، که یک جستجوگر محلی (Local Exploitation) قدرتمند و سریع است، داده می‌شود تا پارامترهای مداری را با دقت بالا تنظیم نماید. این ترکیب، مزایای هر دو الگوریتم را به کار گرفته و ضعف‌های آن‌ها را پوشش می‌دهد و برای طبیعت خاص مسئله طراحی منظومه ناوبری LEO، انتخابی بهینه محسوب می‌شود. هر الگوریتم بهینه‌سازی عملگرهای دارد که بر اساس آن بهینه‌سازی موردنظر را انجام می‌دهد و تعیین آن‌ها نیز اهمیت برخوردار است برای این موضوع با توجه به عملگرهای و مقدار جمعیت اولیه بر اساس یک روش آزمون و خطا سناریوهای مختلفی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. در این روش مطالعه موردی رابطه‌ای بین متغیرهای طراحی و اندازه جمعیت اولیه استخراج شد و همچنین بعد تعیین استخراج جمعیت اولیه مناسب به تعیین نرخ تقاطع و سپس به بررسی نرخ جهش پرداخته شد [۲۰]. در جدول (۱) به معرفی آن‌ها پرداخته خواهد شد.

جدول (۱): تعیین المان‌های بهینه‌ساز

توضیحات	مقدار	پارامتر
تعداد اعضای هر نسل	۲۵۲	تعداد جمعیت

همان‌طور که در شکل شماره (۷) مشاهده می‌شود الگوریتم GA در بهترین تلاش خود توانسته تنها ۵۶۰ ثانیه در طول ۲۴ ساعت دو شرط تعدیل هندسی دقت و برد آنتن مخابراتی ارضا کند. با توجه به اینکه مدت‌زمان این طراحی بسیار کم بوده است و ماهواره‌ها در بهترین حالت طراحی الگوریتم بهینه‌ساز بیشتر از ۵۶۰ ثانیه نتوانستند قیود و الزامات طراحی را پاس کنند برای جلوگیری از اطناب کلام از نمایش پارامترهای مداری این بخش گذر می‌شود. حال اگر به‌جای معیار GDOP و قید برد آنتن مخابراتی تنها شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره به ایستگاه تهران گذاشته شود نحوه تغییرات چگونه خواهد بود؟



شکل (۸): طراحی الگوریتم GA بر اساس معیار دسترسی چهار ماهواره

در شکل شماره (۸) مشاهده می‌شود که با برقراری شرط دسترسی چهار ماهواره منظومه ماهواره‌ای ناوبری تنها می‌تواند ۶۸۵۰ ثانیه از ۲۴ ساعت مأموریت ناوبری را انجام بدهد. و زمان کارکرد مناسب ماهواره به‌شدت کاهش پیدا می‌کند هرچند GDOP در این قسمت از شبیه‌سازی مطرح نیست و تعدیل هندسی دقت نیز می‌تواند مقادیر نامناسبی داشته باشد که باعث می‌شود مأموریت ناوبری با شکست روبه‌رو می‌شود. در جدول شماره (۱) می‌توان پارامترهای و متغیرهای طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری با شرط دسترسی چهار ماهواره را مشاهده کرد.

جدول (۴): پارامترهای مداری ماهواره‌های منظومه ماهواره‌ای ناوبری با در نظر گرفتن شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره (محدودیت پهنای زمین برای ارتباط)

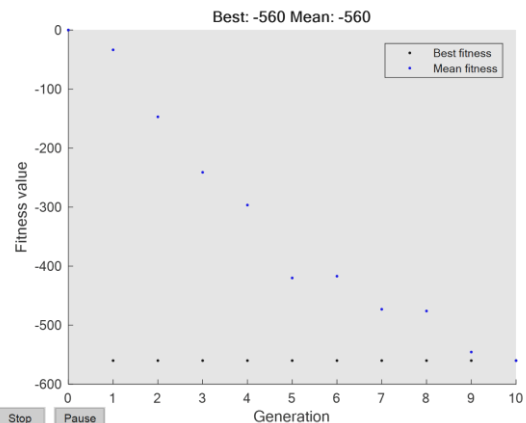
$C2(X,T)$	یک تابع بولی که در زمان T و منظومه X	یک تابع بولی که اگر حداقل ۴ ماهواره در دید باشند مقدار آن یک است و در غیر این صورت صفر است.
$C3(X,T)$	یک تابع بولی که در زمان T و منظومه X	یک تابع بولی که اگر $GDOP < 5$ و حداقل ۴ ماهواره در دید باشند، مقدار آن یک است و در غیر این صورت صفر است

حال بعد از تعیین متغیرهای پایه به تعریف سه تابع هدف در جدول شماره دو پرداخته خواهد شد.

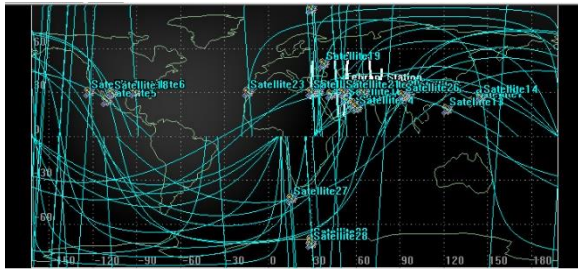
جدول (۴): توابع بهینه‌سازی

تابع هدف	هدف بهینه‌سازی	سناریو
$J_1(X) = \int_0^{T_{total}} C_1(X, t) dt$	Max(J1)	$GDOP < 5$ و قید مخابراتی برقرار باشد.
$J_2(X) = \int_0^{T_{total}} C_2(X, t) dt$	Max(J2)	حداقل ۴ ماهواره در دید باشند.
$J_3(X) = \int_0^{T_{total}} C_3(X, t) dt$	Max(J3)	$GDOP < 5$ و حداقل ۴ ماهواره در دید باشند.

حال با توجه به قیود عنوان‌شده و توابع هدف تعیین‌شده، در گام اول بر اساس معیار GDOP و محدودیت برد مخابراتی عنوان‌شده شبیه‌سازی انجام می‌شود. در این شبیه‌سازی شرط موردنظر این است که GDOP در طول ۲۴ ساعت همواره کمتر از ۵ باشد و برد آنتن مخابراتی ۱۲۰۰ کیلومتر باشد.

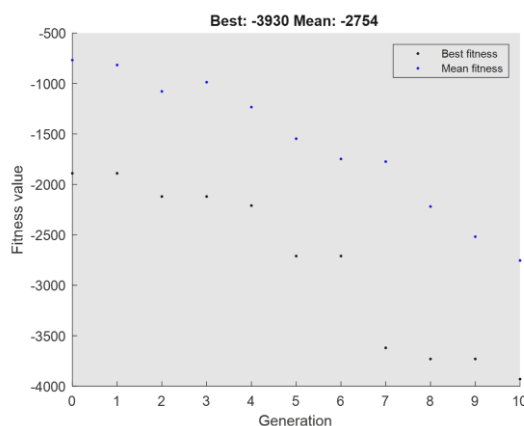


شکل (۷): طراحی الگوریتم GA بر اساس معیار GDOP کمتر از ۵ و برد مخابراتی آنتن ۱۲۰۰ کیلومتری



شکل (۱۰): رد زمینی ماهواره‌ها در طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری بر اساس دسترسی چهار ماهواره در نرم‌افزار STK

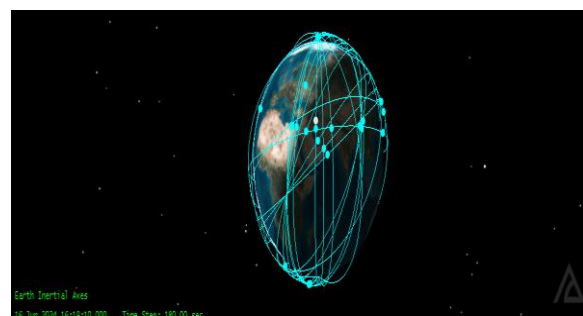
همان‌طور که قبلاً اشاره شد برای انجام مأموریت منظومه ماهواره‌ای ناوبری تنها شرط دسترسی و GDOP کافی نیست بلکه هر دو آن‌ها باید ارضا بشوند در مرحله بعد طراحی منظومه ماهواره‌ای با در نظر گرفتن هر دو شرط بدون در نظر گرفتن برد آنتن مخابراتی و در نظر گرفتن محدودیت کرل زمین انجام می‌پذیرد.



شکل (۱۱): طراحی الگوریتم GA برای منظومه ماهواره‌ای ناوبری با در نظر گرفتن هر دو شرط دسترسی چهار ماهواره و GDOP

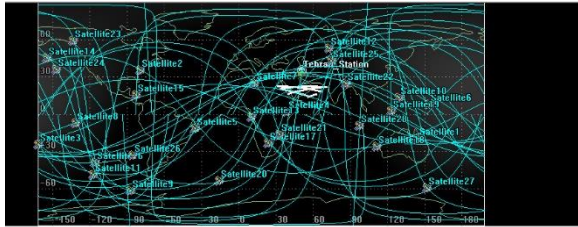
با در نظر گرفتن هر دو شرط، زمانی که منظومه ماهواره‌ای ناوبری می‌تواند مأموریت خود را انجام بدهد به‌شدت کم می‌شود. به‌طوری‌که تنها ۳۹۳۰ ثانیه می‌تواند از ۲۴ ساعت مأموریت خود را انجام بدهد. در این حالت برد مخابراتی به‌عنوان یک پارامتر محدودکننده نیست و تنها کرل زمین به‌عنوان قید محدودکننده در نظر گرفته می‌شود. می‌توان در جدول شماره (۲) نیز پارامترهای مداری استخراج‌شده برای حالت سوم را نیز مشاهده کرد.

انحراف جغرافیایی (deg)	ارتفاع (km)	حقیقت آرگومان (deg)	طول جغرافیایی (deg)	بیشترین مدار	زاویه میل (deg)
۷۶/۵۳	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۳۳۸	۰	۷۳
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۵	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۶۵/۱۴	۰	۱۳۵/۹
۱۸۰	۵۰۰	۰	۵۹/۲۶	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۳۱۷	۰	۱۳۷
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۶۵/۳۴
۲۳۷	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۳۸/۷۴
۱۸۲	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۸/۲۴	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۳۰۵	۰	۱۴۹
۳۰۱	۵۰۰	۰	۱۲۲	۰	۷۹/۹۴
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۸۸
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۴۷/۷۵
۱۸۸	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۵۳/۶۱	۰	۱۰۸/۷
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۸	۰	۹۰
۳۰۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۸۲/۳۹
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۱۵/۷	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۰۲/۹	۰	۹۰
۷۹/۰۹	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۳۷/۶	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۳۲/۷۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۲۴	۰	۵۳/۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۲۶/۵	۰	۶۰/۸۴
۱۰۵	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۷۵/۹۲



شکل (۹): طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری بر اساس دسترسی چهار ماهواره در نرم‌افزار STK

همان‌طور که از شکل شماره (۱۲) می‌توان متوجه شد که با تاثیر پارامتر تعدیل هندسی دقت به‌عنوان یک قید طراحی منظومه ماهواره‌ای که توسط الگوریتم بهینه‌ساز طراحی شده است نسبت به حالت دسترسی چهار ماهواره، مدارهای پخش تری دارد.



شکل (۱۳): طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری بر اساس دسترسی چهار ماهواره و تعدیل هندسی دقت در نرم‌افزار STK

در شکل شماره (۱۳) نیز معین می‌شود که تعدیل هندسی دقت باعث می‌شود چینی‌شی که الگوریتم بهینه‌ساز طراحی کرده است شبیه پیکربندی والکر است.

جدول (۳): نتایج خلاصه‌شده برای نتایج شبیه‌سازی

مدت زمان برحسب درصد	نتیجه	مدت زمان شبیه‌سازی	شرط موردنظر
۰/۱۶	۵۶۰ ثانیه از ۲۴ ساعت شروط ارضا می‌شود.	۱۸ ساعت	GDOP کمتر از ۵ و محدودیت بر مخابراتی
۷	۶۸۵۰ ثانیه از ۲۴ ساعت شروط ارضا می‌شود	۱۰ ساعت	دسترسی چهار ماهواره
۴	۳۹۳۰ ثانیه از ۲۴ ساعت هر دو شرط ارضا می‌شود.	۱۳ ساعت	GDOP کمتر از پنج و دسترسی چهار ماهواره

در جدول شماره (۳) نتایج کار برای سه سناریوی مختلف از طریق الگوریتم ژنتیک نشانگر آن است که طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری حتی با فرض‌های ساده‌کننده و با قیود مختلف مسئله‌ای چالش برانگیز است.

۷- نتیجه‌گیری

همان‌طور که عنوان شد منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری یکی فناوری‌های مهم در آینده هر کشور است. کشورهای مختلفی همانند

جدول (۲): پارامترهای مداری ماهواره‌های منظومه ماهواره‌ای ناوبری با در نظر گرفتن دو شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره و GDOP کمتر

از ۵

انحراف جغرافیایی (deg)	طول گره (deg)	بیشویت مدار (deg)	ارتفاع (km)	انحراف آرگومان (deg)	انحراف تیمالی جفتی (deg)
۴/۲۸	۱۵۷/۹۴	۰	۵۰۰	۰	۲۲/۴۷
۱۰۸/۴	۱۷۶/۷۱	۰	۵۰۰	۰	۱۹/۱۹
۵/۵۷	۴۹/۱۵	۰	۵۰۰	۰	۴۷/۲۰
۹۱/۷۲	۲۶۲/۸	۰	۵۰۰	۰	۴۸/۴۴
۲۴۶	۳۰۳	۰	۵۰۰	۰	۶۰/۴۴
۲۳۰/۵	۲۳۷/۹	۰	۵۰۰	۰	۵۸/۹۷
۲۴۹/۳	۶۳/۲۴	۰	۵۰۰	۰	۱۴۱/۴۰
۲۵۴/۴	۳۷/۷۴	۰	۵۰۰	۰	۱۴۹/۳۱
۶۶/۳۷	۳۲۱/۹۷	۰	۵۰۰	۰	۱۵۶/۸
۱۷۶/۳	۲۲۱/۹	۰	۵۰۰	۰	۶۹
۲۵۹/۸	۴۹/۸۹	۰	۵۰۰	۰	۱۴۶
۱۱۶/۹	۳۳۶	۰	۵۰۰	۰	۱۰۰/۹۲
۳۳۰	۲۵۰/۳	۰	۵۰۰	۰	۵۴/۳۱
۶۳/۲۹	۹۵/۳۵	۰	۵۰۰	۰	۵۴/۰۳
۳۰۱/۷	۱۴۹/۲	۰	۵۰۰	۰	۱۲۴/۹۹
۲۶۴/۵	۱۷۹/۴	۰	۵۰۰	۰	۸۵/۶۹
۲۰۹/۷	۱۴۱/۴	۰	۵۰۰	۰	۹۷/۷۰
۲۱۵/۷	۲۶۹/۱	۰	۵۰۰	۰	۱۲۲/۵
۱۱۷/۲	۲۵۰/۵	۰	۵۰۰	۰	۱۵۲/۹۵
۲۵۱/۳	۲۶/۴	۰	۵۰۰	۰	۸۹/۷۶
۱۲۴/۷	۹۶/۱۸	۰	۵۰۰	۰	۱۱۱/۲۱
۸۲/۰۶	۱۱۱/۸	۰	۵۰۰	۰	۶۸/۹۱
۲۸۴/۲	۳۰/۷۹	۰	۵۰۰	۰	۱۴۶/۷۸
۳۰۸/۲	۱۳۶/۸	۰	۵۰۰	۰	۹۴/۳۳
۲۵/۳۷	۳۱۵	۰	۵۰۰	۰	۶۸/۲۸
۲۹۲/۶	۳۲۵/۵	۰	۵۰۰	۰	۷۶/۶۸
۱۵۵	۲۵۸/۵	۰	۵۰۰	۰	۳۳/۷۰
۱۲۸/۴	۲۱۵/۳	۰	۵۰۰	۰	۷۸/۶۴



شکل (۱۲): طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری بر اساس دسترسی چهار ماهواره و تعدیل هندسی دقت در نرم‌افزار STK

- navigation,” *J. Phys.: Conf. Ser.*, vol. 2551, no. 1, Art. no. 012012, 2023, doi: 10.1088/1742-6596/2551/1/012012.
- [7] B. Xu, X. Su, Z. Liu, M. Su, J. Cui, Q. Li, Y. Xu, Z. Ma, and T. Geng, “Analysis on BDS-3 autonomous navigation performance based on the LEO constellation and regional stations,” *Remote Sens.*, vol. 15, no. 12, Art. no. 3081, 2023, doi: 10.3390/rs15123081.
- [8] E. Pike, “Multiple global navigation satellite systems Doppler positioning for low-Earth-orbit satellites,” 2023, doi: 10.2514/1.A35392.
- [9] S. Ghazanfarinia, E. Mousivand, M. Khoshshima, and Y. Saffar, “Design of a low Earth orbit constellation for regional navigation mission,” *J. Space Sci. Technol. Appl.*, vol. 2, no. 2, pp. 48–59, 2023. [Online]. Available: <https://sid.ir/paper/1040108/en>
- [10] F. S. Prol, A. Smirnov, S. Kaasalainen, M. M. Hoque, M. Z. H. Bhuiyan, and F. Menzione, “The potential of LEO-PNT mega-constellations for ionospheric 3-D imaging: A simulation study,” *IEEE J. Sel. Topics Appl. Earth Observ. Remote Sens.*, vol. 16, pp. 7559–7571, 2023, doi: 10.1109/JSTARS.2023.3299415.
- [11] R. Morales-Ferre, E. S. Lohan, G. Falco, and E. Falletti, “GDOP-based analysis of suitability of LEO constellations for future satellite-based positioning,” in *Proc. 2020 IEEE Int. Conf. Wireless Space Extreme Environments (WiSEE)*, Vicenza, Italy, 2020, pp. 147–152, doi: 10.1109/WiSEE44079.2020.9262624.
- [12] T. Shtark and P. Gurfil, “Low Earth orbit satellite constellation for regional positioning with prolonged coverage durations,” *Adv. Space Res.*, vol. 63, no. 8, pp. 2469–2494, 2019, doi: 10.1016/j.asr.2019.01.010.
- [13] R. M. Ferre and E. S. Lohan, “Comparison of MEO, LEO, and terrestrial IoT configurations in terms of GDOP and achievable positioning accuracies,” *IEEE J. Radio Freq. Identif.*, vol. 5, no. 3, pp. 287–299, Sep. 2021, doi: 10.1109/JRFID.2021.3079475.
- [14] T. Shtark, “Regional positioning using a low Earth orbit satellite constellation,” *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, vol. 130, Art. no. 14, 2018, doi: 10.1007/s10569-017-9811-7.
- [15] B. McLemore and M. L. Psiaki, “GDOP of navigation using pseudorange and Doppler shift from a LEO constellation,” in *Proc. 34th Int. Tech. Meeting Satellite Division Inst. Navigation (ION GNSS+ 2021)*, St. Louis, MO, USA, Sep. 2021, pp. 2783–2803, doi: 10.33012/2021.18008.
- [16] J. Liu *et al.*, “Design optimisation of low Earth orbit constellation based on BeiDou Satellite Navigation System precise point positioning,” *IET Radar Sonar Navig.*, vol. 16, no. 8, pp. 1241–1252, 2022, doi: 10.1049/rsn2.12257.
- [17] Y. Zhang, Z. Li, R. Li, Z. Wang, H. Yuan, and J. Song, “Orbital design of LEO navigation constellations and assessment of their augmentation to BDS,” *Adv. Space*

ژاپن هند، ترکیه و امارات در حال کار کردن روی این موضوع هستند. اهمیت استراتژیک این موضوع و همین‌طور آورده اقتصادی آن باعث شده است سرمایه‌گذاری‌های مختلفی در این حوزه انجام شود. در این پژوهش با عنوان کردن معیار GDOP که یک معیار اصلی در طراحی منظومه‌های ناوبری است. به تفاوت این معیار در مدار لئو و مؤثر پرداخته شد. سپس با عنوان قید برد آنتن مخابراتی، GDOP و کرل زمین سه سناریو مختلف در نظر گرفت شد و سپس این سه سناریو در یک مسئله سنگین بهینه سازی با ۲۸ ماهواره با ۸۴ متغیر قرار گرفت. در نهایت مشخص می‌شود در حالتی که با قید برد مخابراتی منظومه طراحی شود ۰/۱۶ درصد از ۲۴ ساعت می‌توان ماموریت ناوبری را انجام داد در صورتی که تنها شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره وجود داشته باشد می‌توان ۷ درصد از ۲۴ ساعت ناوبری را انجام داد و در صورتی که هر دو شرط تعدیل هندسی دقت و شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره بدون محدودیت برد آنتن مخابراتی (۱۲۰۰ کیلومتر) می‌توان ۴ درصد از ۲۴ ساعت ماموریت ناوبری را انجام داد.

تعارض منافع

“هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.”

مراجع

- [1] J. P. Chenebault, “INES: An innovative European navigation system relying on a low Earth orbit constellation,” in *Proc. 1998 Nat. Tech. Meeting Inst. Navigation (ION NTM)*, Long Beach, CA, USA, Jan. 1998, pp. 225–238.
- [2] S. G. Perrotta, “Transition phase for a new navigation system based on a constellation of LEO satellites,” 1990.
- [3] T. Kacena, *Mission Design & Implementation of Satellite Constellations*. Dordrecht, The Netherlands: Springer, 1998. doi: 10.1007/978-94-011-5088-0.
- [4] M. Jiang, H. Qin, Y. Su, F. Li, and J. Mao, “A design of differential-low Earth orbit opportunistically enhanced GNSS (D-LoeGNSS) navigation framework,” *Remote Sens.*, vol. 15, no. 8, Art. no. 2136, 2023, doi: 10.3390/rs15082136.
- [5] C. Tan, Y. Xu, R. Luo, Y. Li, and C. Yuan, “Low Earth orbit constellation design using a multi-objective genetic algorithm for GNSS reflectometry missions,” *Adv. Space Res.*, vol. 71, no. 5, pp. 2357–2369, 2023, doi: 10.1016/j.asr.2022.10.035.
- [6] W. Xue, “Analysis performance of navigation constellation satellite failure and enhancement of LEO

- presented at *23rd Int. Conf. Iranian Aerospace Society*, May 2025. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/2403811/>
- [20] A. Kosari, A. R. Fathi, and P. Mohammadzadeh, "Genetic algorithm parameter optimization for indigenous telecommunication satellite constellation design," presented at *23rd Int. Conf. Iranian Aerospace Society*, May 2025. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/2403811/>
- Res., vol. 66, no. 8, pp. 1911–1923, 2020, doi: 10.1016/j.asr.2020.07.021.
- [18] M. Jafari, A. H. Adami, A. R. Fathi, and A. Ahmadi, "Sensitivity analysis of the orbital parameters of a LEO telecommunication satellite on the access time to the Tehran station," in *Proc. 7th Int. Conf. Mech., Ind. Aerosp. Eng.*, 2023. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/2197910/>
- [19] A. Kosari, A. R. Fathi, and P. Mohammadzadeh, "Design of a LEO satellite constellation for the Tehran region using a hybrid GA-PSO optimization algorithm,"



Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control of Pointing Maneuvers of an Uncertain LEO Communication Satellite

Zeinab Tahmasi Jahed ¹, Amir Hossein Davaie Markazi ^{2*}, Taleb Abdollahi ³

1 Master Student, School of Mechanical Engineering,
Iran University of Science and Technology, Tehran, Tehran, 1684613114, Iran
Zeinabtahmasi1196@gmail.com

2* Professor, School of Mechanical Engineering
Iran University of Science and Technology, Tehran, Tehran, 1684613114, Iran
markazi@iust.ac.ir

3 Assistant Professor, Institute of Mechanics,
Institute of Mechanics, Shiraz, Fars, 71555414, Iran
talebabdollahi@yahoo.com

Article Info

Received: 2025-08-09
Accepted: 2026-02-15

Keywords

LEO Satellite, System Uncertainty, Attitude Control, AFSMC, Reaction Wheels

How to Cite this article

Z. Tahmasi Jahed, A. H. Davaie Markazi, T. Abdollahi, "Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control of Pointing Maneuvers of an Uncertain LEO Communication Satellite", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 117-131, 2026.

Abstract

Precise pointing of a Low Earth Orbit (LEO) satellite is vital to maintain the antenna, gimbaled cameras, and solar panels in the correct direction. To address the complexities and uncertainties in the dynamics of a typical low Earth orbit (LEO) satellite equipped with a Ka-band transmitter and to overcome external disturbances, this study introduces an Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control (AFSMC) approach, which is shown to be robust against uncertainties with unknown upper bounds. The control input is generated directly by a sliding-mode controller, with an adaptive method used to estimate the upper bound of the uncertainty. In contrast to traditional Sliding Mode Control (SMC), AFSMC integrates an online-estimated fuzzy controller, obviating the need for model-based linearization. The stability of the closed-loop system is rigorously ensured through Lyapunov stability analysis. Comparative simulations against Proportional-Derivative (PD) and SMC controllers highlight the AFSMC's superior pointing accuracy and reduced energy consumption, demonstrating its effectiveness.

1- Introduction

Satellites are integral to modern society, performing essential functions in communication, remote sensing, navigation, and meteorology. However, their operations face significant uncertainties and external disturbances, necessitating robust control systems to ensure optimal performance throughout their operational lifespans.

Research in satellite attitude control dates back to Stuhlinger's pioneering work in 1956. As satellite applications expanded, so did the development of advanced control methods. Early efforts, as discussed by Nobuaki et al. [1], Zwartbol et al. [2], and Mobley et al. [3], primarily focused on implementing classical control algorithms using onboard computers and associated hardware. These methods, however, often required frequent adjustments to mitigate performance degradation caused by external disturbances. Subsequently, advancements in adaptive control techniques emerged. For instance, Geng et al. [4] introduced system identification methods to dynamically tune control parameters based on environmental conditions. In a relatively similar study, Alipour et al. [5] developed an adaptive sliding mode controller to handle small initial deviations. Additionally, incorporating fuzzy inference methods enhanced tolerance to model uncertainties. And in recent years, in a similar study, Liu et al. [6] developed an adaptive fuzzy sliding-mode controller for spacecraft attitude tracking during space-debris removal. However, their study does not specifically address large-angle attitude maneuvers of a rigid LEO spacecraft in a circular orbit.

A review of existing satellite attitude control systems using reaction wheel actuators reveals two primary challenges: (1) non-adaptive control algorithms often lead to performance degradation over time, and (2) frequent parameter adjustments are required to account for environmental variations, which can introduce transient instability or miscalibration.

To address these limitations, this paper presents a novel Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control (AFSMC) approach, to control large initial deviations of a rigid spacecraft in a circular LEO orbit, which combines sliding mode, adaptive, and fuzzy logic techniques. The proposed AFSMC

controller improves robustness against uncertainties, reduces dependency on precise system modeling, and enhances overall control performance.

While previous studies have applied the AFSMC method to flexible satellites and satellite formations in circular orbits for maneuver control [7, 8], its application to rigid LEO satellites with large initial deviations has not been explored. This paper fills this gap by developing and validating an AFSMC controller specifically for an LEO communication satellite.

The remainder of this paper is structured as follows: Section 2 provides a concise review of the satellite dynamic model and stabilization devices. Section 3 details the proposed AFSMC controller and includes the stability analysis. Section 4 outlines the satellite communication equipment. Section 5 presents simulation results, and Section 6 concludes the paper with final remarks.

2- Dynamic Modelling

2-1- Kinematics

The rotation of the BCS relative to the OCS is the kinematic basis of angular motion. The total satellite angular velocity expressed in the BCS, ω_{IB}^B , is presented in Equation 1

$$\omega_{IB}^B = \omega_{IR}^B + \omega_{RB}^B \quad (1)$$

where, ω_{RB}^B is the angular velocity of the BCS relative to the OCS expressed in the BCS, and ω_{IR}^B is the angular velocity of the OCS relative to the ICS expressed in the BCS. It is fairly standard to show as Equation 2 [9]

$$\omega_{RB}^B = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

and in Equation 3 we have

$$\begin{bmatrix} \omega_{IR}^B x \\ \omega_{IR}^B y \\ \omega_{IR}^B z \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_o \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Where the matrix $[A]$ is defined as Equation 4

$$[A] = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta & -s\theta \\ -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & c\theta s\phi \\ s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (4)$$

where θ, ϕ , and ψ are the standard Euler angles, and according to the lateral velocity amount of a circular orbit satellite $v_o = \sqrt{\frac{\mu}{R_o}}$, the Satellite orbit angular velocity is presented in Equation 5 as

$$\omega_o = \frac{v_o}{R_o} = \sqrt{\frac{\mu}{R_o^3}} \quad (5)$$

2-1- Dynamics:

The satellite attitude motion can be described by the Equation 6 as [9]

$$\mathbf{T} = \dot{\mathbf{h}}_{IT}^B = \dot{\mathbf{h}}_{BT}^B + \boldsymbol{\omega}_{IB}^B \times \mathbf{h}_{BT}^B \quad (6)$$

where $\mathbf{h}_{IT}$ is the total angular momentum, and $\mathbf{T}$ is the total torque exerted on the satellite. In the continuation, for the sake of notational simplicity, $\boldsymbol{\omega}_{IB}^B$ will be replaced by $\boldsymbol{\omega}$. The satellite angular momentum relative to the BCS is presented in Equation 7 and consists of two major components: the momentum of the rigid body, $\mathbf{h}_B^B$, and the momentum of any exchange devices installed on the spacecraft, $\mathbf{h}_w^B$, i.e.,

$$\mathbf{h}_{BT}^B = \mathbf{h}_B^B + \mathbf{h}_w^B \quad (7)$$

Now define: $[T_{cx} \ T_{cy} \ T_{cz}] = [-\dot{h}_{wx} \ -\dot{h}_{wy} \ -\dot{h}_{wz}]$, then it is fairly standard to show in Equation 8 that

$$\begin{aligned} \mathbf{T} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_{dis} = & [\dot{h}_x + (\omega_y h_z - \omega_z h_y) + (\omega_y h_{wx} - \omega_z h_{wy})] \hat{i} \\ & + [\dot{h}_y + (\omega_z h_x - \omega_x h_z) + (\omega_z h_{wy} - \omega_x h_{wz})] \hat{j} \\ & + [\dot{h}_z + (\omega_x h_y - \omega_y h_x) + (\omega_x h_{wy} - \omega_y h_{wx})] \hat{k} \end{aligned} \quad (8)$$

Here, the parameters h_{wx} , h_{wy} and h_{wz} represent the nominal momentum of reaction wheels, and $\dot{h}_x = I_{xx}\dot{\omega}_x$, $\dot{h}_y = I_{yy}\dot{\omega}_y$ and $\dot{h}_z = I_{zz}\dot{\omega}_z$ which are in the direction of the BCS axes. By inserting Equation 1 into Equation 8 it can be deduced in Equation 9 that

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{1}{I_{xx}} [T_{cx} + T_{disx} - R_1(\phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})] \\ \ddot{\theta} &= \frac{1}{I_{yy} \cos \phi} [T_{cy} + T_{disy} - R_2(\phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})] \\ \ddot{\psi} &= \frac{1}{I_{zz} \cos \phi \cos \theta} [T_{cz} + T_{disz} - R_3(\phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})] \end{aligned} \quad (9)$$

By considering small deviations, e.g., less than 3 degrees, after simplifying Equation 4 and then Equation 1, the simplified form of Equation 9 is

obtained as Equation 10, which can be used only for small-angle deviations in attitude analysis

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \dot{\psi} \omega_o + \frac{(I_{zz} - I_{yy})}{I_{xx}} \dot{\psi} \omega_o + \frac{4(I_{zz} - I_{yy})}{I_{xx}} \phi \omega_o^2 \\ &+ \frac{T_{cx} + T_{disx}}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= -\frac{3(I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}} \omega_o^2 \theta + \frac{T_{cy} + T_{disy}}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= -\dot{\phi} \omega_o - \frac{(I_{yy} - I_{xx})}{I_{zz}} (\dot{\psi} \omega_o^2 - \dot{\phi} \omega_o) + \frac{T_{cz} + T_{disz}}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (10)$$

To utilize Equation 9 in the controller design, it must first be converted into the standard form of a MIMO system equation. For the intended satellite with three second-order derivative outputs, the standard equation is as Equation 11 [9, 10]

$$\mathbf{y}^{(2)} = \mathbf{F}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}\mathbf{u} + \mathbf{d} \quad (11)$$

The elements of Equation 11 are expressed in Equation 12 as

$$\begin{aligned} \mathbf{y} &= [y_1 \ y_2 \ y_3]^T = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3 \\ \mathbf{y}^{(k)} &= \mathbf{y}^{(2)} = [y_1^{k_1} \ y_2^{k_2} \ y_3^{k_3}]^T = [\phi^{(2)} \ \theta^{(2)} \ \psi^{(2)}]^T \\ \mathbf{x} &= [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T \in \mathbb{R}^n \end{aligned} \quad (12)$$

where $n = \sum_{i=1}^{m=3} k_i = 6$ and the functions $\mathbf{F}(\mathbf{x})$ and $\mathbf{G}(\mathbf{x})$ and the vector $\mathbf{d}$ can be derived using Equation 9 as Equations 13 to 15

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) = [f_1(\mathbf{x}) \ f_2(\mathbf{x}) \ f_3(\mathbf{x})]^T \in \mathbb{R}^3 = \begin{bmatrix} f_1(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}) \\ f_2(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}) \\ f_3(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}) \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} & \frac{\sin \theta \sin \phi}{I_{yy} \cos \theta} & \frac{\cos \phi \sin \theta}{I_{zz} \cos \theta} \\ 0 & \frac{\cos \phi}{I_{yy}} & -\frac{\sin \phi}{I_{zz}} \\ 0 & \frac{\sin \phi}{I_{yy} \cos \theta} & \frac{\cos \phi}{I_{zz} \cos \theta} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{d} = \begin{bmatrix} \frac{T_{disx}}{I_{xx}} & \frac{T_{disy}}{I_{yy}} & \frac{T_{disz}}{I_{zz}} \end{bmatrix}^T \quad (15)$$

In the above equations, $\mathbf{F}(\mathbf{x}) = [f_1(\mathbf{x}) \ f_2(\mathbf{x}) \ f_3(\mathbf{x})]^T \in \mathbb{R}^3$ denotes the subsystem equations of the satellite, which are all smooth and frequently unknown functions of the measurable state variables. Subsequently, $\mathbf{G}$ is an unknown positive definite matrix for which $\mathbf{G}^{-1}$ must always exist and finally, $\mathbf{d} = [d_1 \ d_2 \ d_3]^T \in \mathbb{R}^3$ is the uncertainty vector of the system, where the condition

$|d_i| \leq \delta$ must hold for all positive and finite δ numbers. A brief description of the vector $\mathbf{d}$ components is provided in Appendix A.

2-2- Reaction Wheels Stabilization

Among various actuators, reaction wheels are preferred when high precision, relatively fast, and smooth responses are required. For simulation purposes, the output torque is assumed to be limited to 2 N.m [11].

In some cases, passive stabilization devices are combined with active ones to create a semi-active stabilization system. However, the use of a gravity gradient boom alongside reaction wheels is uncommon for two key reasons:

1. Mounting the reaction wheels on three sides of the satellite occupies positions that would typically be suitable for installing a gravity gradient boom.
2. The performance of a gravity gradient boom is significantly inferior to that of reaction wheels.

Nevertheless, in specific scenarios, one or two (low-power) reaction wheels are added to a gravity gradient boom to enhance its stabilization performance [12].

For this study, it is assumed that three reaction wheels, aligned with the satellite's principal axes, are used. Each reaction wheel consists of a coaxial electric motor and a flywheel and operates according to the principle of angular momentum conservation.

A DC motor drives each reaction wheel. When the control unit provides the required torque component as a command signal, the motor's linear controller adjusts the angular velocity of the rotor ω_m to achieve the desired angular velocity of the reaction wheel ω_r . For each reaction wheel, the relationship $J_m \omega_m = J_w \omega_w$ holds. Assuming negligible lateral disturbances around the reaction wheel, this relationship is consistent with the principle of angular momentum conservation as Equation 16 [11]

$$\dot{\mathbf{h}}_w + \dot{\mathbf{h}}_s = 0 \quad (16)$$

According to Equation 16, applying mechanical torque to the satellite body in one direction results in producing an equal torque in the opposite direction by the electric motor, as shown by Equation 17

$$\dot{\mathbf{h}}_s = -\dot{\mathbf{h}}_w = -\dot{\mathbf{h}}_m \quad (17)$$

The dynamics of the servo motors of each reaction wheel can be expressed as Equation 18 [13]

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \theta \\ \omega_w \\ i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{Nk_m}{J_e} \\ 0 & -\frac{Nk_m}{L} & -\frac{R}{L} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \omega_w \\ i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{J_e} \\ \frac{1}{L} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ T_L \end{bmatrix} \quad (18)$$

where θ represents the rotation angle of each reaction wheel, T_L is the desired amount of torque input as a control signal, k_m is a relationship coefficient between motor torque and the electric current, and J_e is the effective moment of inertia. Also, for each reaction wheel, the elements of Equation 18 could be expressed as Equations 19 and 20:

$$T_m = K_m i \quad (19)$$

$$J_e = J_w + N^2 J_m \quad (20)$$

where J_m and J_w are the moments of inertia of the motor and the reaction wheel, respectively.

3- Controller Design

3-1- Fuzzy Sliding Mode Controller

Starting with the standardized Equation 11, a sliding mode controller is initially designed. In subsequent steps, fuzzy and adaptive rules are incorporated to enhance its performance. The three sliding surfaces of the system can be shown as Equation 21 [13]

$$\begin{aligned} S_i &= \lambda_i^T \tilde{\mathbf{y}}_i, \quad i = 1, 2, 3 \quad (m = 3) \\ \lambda_i &= [\lambda_{i1}, \dots, \lambda_{i(k_i-1)}, 1]^T, \quad \tilde{\mathbf{y}}_i = [\tilde{y}_i, \dots, \tilde{y}_i^{(k_i-1)}]^T \\ \tilde{\mathbf{y}} &= \mathbf{y}_d - \mathbf{y}_i, \quad \mathbf{y}_d = [y_{d1} \quad y_{d2} \quad y_{d3}]^T \end{aligned} \quad (21)$$

The sliding mode law is defined as Equation 22, where $\mathbf{u}_{eq}^*$ is derived using Equation 11 and $\dot{\mathbf{s}} = 0$. Finally, $\mathbf{u}_{rb}$ is designed to dispel the uncertainties [14].

$$\begin{aligned} \lambda_i &= [\lambda_{i1}, 1]^T, \quad \tilde{\mathbf{y}}_i = [\tilde{y}_i, \dot{\tilde{y}}_i]^T \\ \mathbf{u} &= \mathbf{u}_{eq}^* + \mathbf{u}_{rb} \\ \mathbf{u}_{eq}: \dot{\mathbf{s}} &= 0 \\ \dot{\mathbf{s}} &= \mathbf{E}_\lambda - \mathbf{F}(\mathbf{x}) - \mathbf{G}\mathbf{u} - \mathbf{d} + \mathbf{y}_d^{(2)} \\ \Rightarrow \mathbf{u}_{eq}^* &= \mathbf{G}^{-1} (\mathbf{E}_\lambda - \mathbf{F}(\mathbf{x}) - \mathbf{d} + \mathbf{y}_d^{(2)}) \\ \mathbf{u}_{rb} &= \mathbf{G}^{-1} [K \text{sgn}(\mathbf{s})] \end{aligned} \quad (22)$$

And the element of $\mathbf{E}_\lambda$ in Equation 22 could be defined as Equation 23

$$\mathbf{E}_\lambda = \sum_{j=1}^{(k-1)} \lambda_{ij} \tilde{y}_i^{(j)}, \quad k = 2 \quad (23)$$

The sliding mode control law comprises two components: an equivalent input that guides the system towards the sliding surface and a robust input that maintains the system on the sliding surface. The sliding mode control law comprises two components: an equivalent input that guides the system towards the sliding surface and a robust input that maintains the system on the sliding surface. To reduce the chattering effect caused by the sign function, the substitution of $K_i \text{sgn}(s_i) \rightarrow K_{rb} i \frac{s_i}{\sqrt{|s_i|^2 + \beta}}$ has been performed in Equation 22, in which the Krb coefficient and the β constant are chosen by manual trial and error.

In the SMC controller design, the calculated $\mathbf{u}$ from Equation 22 is used as the control input, $\mathbf{T}$, in Equation 9.

$\mathbf{u}_{eq}^*$ represents the ideal equivalent sliding-mode control input, which is unattainable due to system uncertainties and the incomplete information about the system. To approximate $\mathbf{u}_{eq}^*$, a fuzzy system with n_i inputs and one output is employed, based on n_r fuzzy (IF-THEN) rules. The output of each fuzzy subsystem is calculated as Equation 24 [14]

$$\begin{aligned} u'_i &= \mathbf{b}_i^T \mathbf{w}_i \\ \mathbf{b}_i &= [b_i^1, \dots, b_i^{n_r}]^T \\ \mathbf{w}_i &= [w_i^1, \dots, w_i^{n_r}]^T \end{aligned} \quad (24)$$

where $\mathbf{b}_i$ is the r th component of the fuzzy coefficient vector, and $\mathbf{w}_i$ gives the coefficient intensity vector of each rule as Equation 25

$$w_i^r = \frac{\prod_{j=1}^{n_i} \mu_{A_j^r}(x_j)}{\sum_{r=1}^{n_r} \prod_{i=1}^{n_i} \mu_{A_i^r}(x_i)} \quad (25)$$

and $\mathbf{A}^r = [A_1^r, \dots, A_{n_i}^r]$ is the fuzzy set of r 's law denoted by Gaussian membership functions calculated as Equation 26

$$w_i^r = \frac{\prod_{j=1}^{n_i} \mu_{A_j^r}(x_j)}{\sum_{r=1}^{n_r} \prod_{i=1}^{n_i} \mu_{A_i^r}(x_i)} \quad (26)$$

A fuzzy set based on five rules has been employed for the intended satellite control. So, for a system with five fuzzy rules, $r = 5$ and the elements of fuzzy rules are presented as Equation 27

$$\mathbf{b}_m = [b_i^1, \dots, b_i^5]^T, \quad \mathbf{w}_m = [w_i^1, \dots, w_i^5]^T \quad (27)$$

The parameters and conditions used in the fuzzy rules for the simulation are presented in Table (1).

Table (1) : The parameters of the fuzzy rules

Parameters	Values
$\mathbf{B}_i^T, r = 1, 2, 3, 4, 5$	[1 1 1 1 1]
$\sigma_j^r, r = 1, 2, 3, 4, 5$	0.05
c_j^1	-0.3
c_j^2	-0.15
c_j^3	0
c_j^4	0.15
c_j^5	0.3

The estimated fuzzy input for $\mathbf{u}_{eq}^*$ is calculated by creating the m input - m output normalization matrix P , with members denoted by p_{ij} and could be calculated using Equations 28 and 29 as [15]

$$\begin{aligned} u_{eq\ i}^* &= u_i^{*fuz} + \Xi_i = \sum_{j=1}^m P_{ij}^* u'_j + \Xi_i \\ \Xi &= [\xi_1, \xi_2, \xi_3]^T, \quad |\xi_i| < \Psi_i \end{aligned} \quad (28)$$

$$P_{ij}^* \triangleq \arg_{P_{ij}} \min \left\{ \left| \sum_{j=1}^m P_{ij} u'_j - u_{eq\ i}^* \right| \right\} \quad (29)$$

where Ψ_i is a finite constant parameter, also $\mathbf{u}^{*fuz}$ and $[P^*]$ are the ideal forms of $\mathbf{u}^{fuz}$ and $[P]$, respectively.

Suppose $\hat{\mathbf{u}}^{fuz}$ as a fuzzy input for approximating $\mathbf{u}_{eq}^*$ and $[\hat{P}]$ as an approximation for $[P^*]$; therefore, Equation 30 is a true statement that [15]

$$\hat{\mathbf{u}}^{fuz} = [\hat{p}] \hat{\mathbf{u}} \quad (30)$$

Consequently, the control law is represented in Equation 31, as

$$\mathbf{u} = \hat{\mathbf{u}}^{fuz} + \mathbf{u}^{rb}, \quad \mathbf{u}^{rb} = \text{diag}(\hat{\Psi}) \text{sgn}(\mathbf{s}) \quad (31)$$

where $\hat{\mathbf{u}}^{fuz}$ is an approximation for $\mathbf{u}_{eq}^*$, and the uncertainties of this approximation are mitigated by $\mathbf{u}^{rb}$. The variable $\tilde{\Psi}$ and the matrix $[\tilde{P}]$ should be estimated using adaptive laws derived from the Lyapunov stability criterion.

3-2- Adaptive Rules and Stability Analysis [10, 14]

The Lyapunov function $V(s, \tilde{P}, \tilde{\Psi})$ is assumed as Equation 32, where $[\tilde{P}]$ and $\tilde{\Psi}$ are calculated as Equation 33

$$V(s, \tilde{P}, \tilde{\Psi}) = \frac{1}{2} s^T G^{-1} s + \frac{1}{2\gamma} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m \tilde{P}_{ij} \tilde{P}_{ij} + \frac{1}{2\alpha} \sum_{i=1}^m \tilde{\Psi}_i \tilde{\Psi}_i \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \tilde{\Psi}_i &= \Psi_i - \hat{\Psi}_i \\ \tilde{P}_{ij} &= P_{ij}^* - \hat{P}_{ij} \end{aligned} \quad (33)$$

and $\dot{s}$ can be written out as shown in Equation 34, using Equation 22 and Equation 31

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \mathbf{E}_\lambda - \mathbf{F}(\mathbf{x}) - \mathbf{G}(\hat{\mathbf{u}}^{fuz} + \mathbf{u}^{rb}) - \mathbf{d} + \mathbf{y}_d^{(2)} \\ \rightarrow G^{-1} \dot{s} &= G^{-1}(\mathbf{E}_\lambda - \mathbf{F}(\mathbf{x}) - \mathbf{d} + \mathbf{y}_d^{(2)}) - (\hat{\mathbf{u}}^{fuz} + \mathbf{u}^{rb}) \\ \rightarrow \dot{s} &= G(\mathbf{u}^* - \hat{\mathbf{u}}^{fuz} - \mathbf{u}^{rb}) \end{aligned} \quad (34)$$

The Lyapunov criterion according to Equation 32 and Equation 34 is expressed as Equation 35

$$\begin{aligned} \dot{V}(s, \tilde{P}, \tilde{\Psi}) &= \sum_{i=1}^m s_i (\tilde{u}_i^{fuz} + \xi_i - u_i^{rb}) + \frac{1}{\gamma} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m \tilde{P}_{ij} \dot{\tilde{P}}_{ij} + \frac{1}{\alpha} \sum_{i=1}^m \tilde{\Psi}_i \dot{\tilde{\Psi}}_i \\ &= \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m s_i (\tilde{P}_{ij} u_j' + \xi_i - \underbrace{\tilde{P}_{ij} = -\gamma s_i u_j'}_{\tilde{\Psi}_i = -\alpha s_i} u_i^{rb}) + \frac{1}{\gamma} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m \tilde{P}_{ij} \dot{\tilde{P}}_{ij} + \frac{1}{\alpha} \sum_{i=1}^m \tilde{\Psi}_i \dot{\tilde{\Psi}}_i \\ &= \sum_{i=1}^m [s_i (\xi_i - \tilde{\Psi}_i \operatorname{sgn}(s_i)) - \tilde{\Psi}_i |s_i|] \\ &= \sum_{i=1}^m [s_i \xi_i - |s_i| (\tilde{\Psi}_i + \tilde{\Psi}_i)] \\ &= \sum_{i=1}^m (s_i \xi_i - |s_i| \tilde{\Psi}_i) \leq \sum_{i=1}^m (|s_i| |\xi_i| - |s_i| \tilde{\Psi}_i) \\ &= -\sum_{i=1}^m |s_i| (\tilde{\Psi}_i - |\xi_i|) \leq 0 \Rightarrow \dot{V}(s, \tilde{P}, \tilde{\Psi}) \leq 0 \end{aligned} \quad (35)$$

According to Equation 35 and using the approximation errors provided in Equation 33, the stability of the system can be guaranteed by setting the parameter Ψ and the matrix $[P]$ as Equation 36

$$\begin{aligned} \hat{P}_{ij} &= -\tilde{P}_{ij} = \gamma s_i(t) u_j \\ \hat{\Psi}_i &= -\tilde{\Psi}_i = \alpha |s_i(t)|, \quad i, j = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (36)$$

To achieve the desired frequency range and convergence rate, the two positive coefficients, α and γ in Equation 36, are tuned through trial and error.

When the adaptive conditions are met, Equation 35 yields a negative semi-definite function $\dot{V}(s, \tilde{P}, \tilde{\Psi})$, thereby confirming the stability of the system.

Assuming that Equation 37 is correct and integrating its two sides, the Equation 38 is obtained as follows

$$\Gamma = \sum_{i=1}^{m=3} |s_i| (\hat{\Psi}_i - |\xi_i|) \leq -\dot{V} \quad (37)$$

$$\int_0^t \Gamma(\tau) d\tau = V(s_i(0), \tilde{P}, \tilde{\Psi}) - V(s_i(t), \tilde{P}, \tilde{\Psi}) \quad (38)$$

Given that $V(s_i(0), \tilde{P}, \tilde{\Psi})$ has a finite value and $V(s_i(t), \tilde{P}, \tilde{\Psi})$ does not increase over time, the Equation 39 can be deduced that

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t \Gamma(\tau) d\tau < \infty \quad (39)$$

Considering Equation 39 and according to the Barbalat lemma, $\dot{\Gamma}(\tau)$ has a finite value, and if $\lim_{t \rightarrow \infty} s_i = 0$ holds in Equation 37, then $\lim_{t \rightarrow \infty} \Gamma_i = 0$ also holds; therefore, the proposed system is asymptotically stable.

4- Communication Device

The selection of an appropriate antenna for a communication satellite is influenced by its altitude, orbit, and the required task precision. The antenna must emit a wave with suitable characteristics.

A mission implementation coefficient quantifies the acceptable pointing error for a satellite. In communication satellites, this error is expressed as a coefficient of the Half Power Beam Width angle, denoted by θ_{HPBW} , where the relative antenna power is marginally greater than 50% of the peak power in the effective radiated field. This angle can be approximately given by Equation 40 as [16]

$$\theta_{HPBW} = 65^\circ \frac{\lambda}{D} \quad (40)$$

As indicated by Equation 40, larger satellite antenna apertures result in narrower beam widths and HPBW angles, thereby improving pointing precision [16].

In this study, Ka-band transmission is assumed to enable faster information dissemination via direct signals. Furthermore, a sun sensor with 0.02 degrees accuracy and a 4cm aperture antenna with a 1cm transmitter wavelength are employed. Based on Equation 40, the desired wave will reach the ground receiver with a 3dB power loss at a 16.25-degree

propagation angle, and the allowable pointing error will be a small fraction of this angle.

According to Chahat et al. [17], a communication satellite transmitting signals to Earth with the same HPBW angle (3dB power loss) can tolerate a pointing error of 0.5 degrees. This critical design parameter for controllers is used to evaluate controller efficiency in simulations. The selected sensor can also measure the achieved pointing precision.

5- Results and Discussion

Before implementing the controller, the satellite's uncontrolled dynamic behavior is analyzed under ideal initial conditions. The allowable attitude deviation is set to 0.5 degrees, triggering controller and actuator activation once this threshold is reached. Figure (1-A) shows that, in the absence of disturbances, the yaw angle gradually diverges from its ideal state. Conversely, Figure (1-B) illustrates that, under the influence of disturbances, the roll and pitch angles exhibit quasi-oscillatory deviations. In contrast, the yaw angle exceeds the 0.5-degree threshold after approximately 502 seconds, prompting the engagement of the controller and actuator.

The Keplerian orbital elements of the satellite considered in this paper are presented in Table (2).

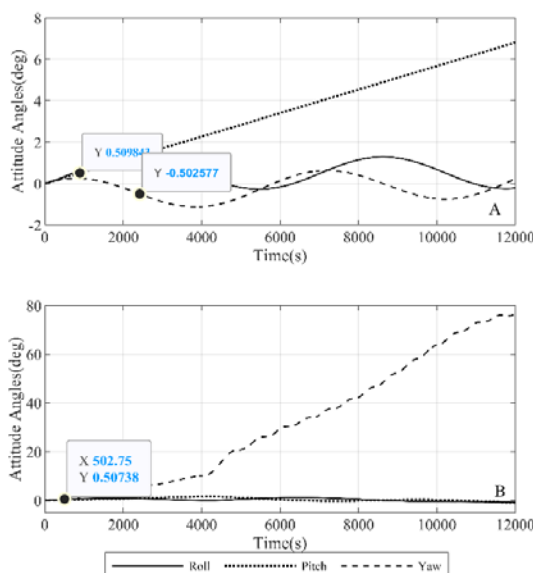


Figure (1) : Satellite attitude changing over time with no controlling conditions; A: Regardless of the disturbing torques, B: With disturbing torques

5-1- Comparison of Small Angle Simulation Results

Satellite dynamics are inherently nonlinear, often requiring advanced control algorithms for effective management. While linearization techniques are commonly used to approximate nonlinear systems for linear controllers, these approximations can introduce significant errors, particularly in complex systems. As a result, linear control methods such as PD and PID are generally effective only for small initial deviations.

To demonstrate the performance differences between linear and nonlinear approaches, this study compares the AFSMC method with PD and SMC controllers under both small and large deviation conditions. The key parameters for controlling the satellite in small deviation scenarios are provided in Table (3).

Table (2) : The Keplerian elements of the satellite

Parameters	Values
E	0
H (km)	1000
T (sec)	6307.3
Ω (deg)	40
i (deg)	83
ω (deg)	30

Figure (2), Figure (3), and Figure (4) illustrate the attitude control of initial deviations in roll, pitch, and yaw angles under small angle conditions. The PD method exhibits overshoot in both roll and pitch angles, whereas the SMC and AFSMC methods show no overshoot

Table (3) : Small deviation control parameters for regenerating PD, SMC and AFSMC algorithms

Parameters	Values	Parameters	Values
δt (sec) = 0.025	0.025	$(\dot{\phi}_0, \dot{\theta}_0, \dot{\psi}_0)$ (rad/sec)	$(1, 1, 1) \times 10^{-5}$
I_{sat} (kg.m ²)	Diag (2.451 2.451 2.194)	(α, γ)	(6,0.00001)
m_{sat} (kg)	67	β	0.02
$(\dot{\phi}_{0\ des}, \dot{\theta}_{0\ des}, \dot{\psi}_{0\ des})$ (rad/sec)	(0, 0, 0)	$(K_{rb1}, K_{rb2}, K_{rb3})$	(0.032, 0.015, 0.015)
$(\phi_{0\ des}, \theta_{0\ des}, \psi_{0\ des})$ (rad)	(0, 0, 0)	$(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ for SMC	(0.7, 0.9, 0.7)
I_{RW} (kgm ²)	Diag (2.2018 2.2018 2.2018) $\times 10^{-4}$	$(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ for AFSMC	(0.7, 0.9, 0.7)
$h_{W(max)}$ (N.m.s)	(0.025, 0.025, 0.025)	(P_{Roll}, D_{Roll})	(0.03000, 0.41461)
$\Psi_{io}, i = 1 \cdot 2 \cdot 3$	0	(P_{Pitch}, D_{Pitch})	(0.01326, 0.06565)
$p_{ij0}, i, j = 1 \cdot 2 \cdot 3$	0	(P_{Yaw}, D_{Yaw})	(0.48724, 0)
$(\phi_0, \theta_0, \psi_0)$ (rad)	(-0.0087, 0.01, 0.0087)		

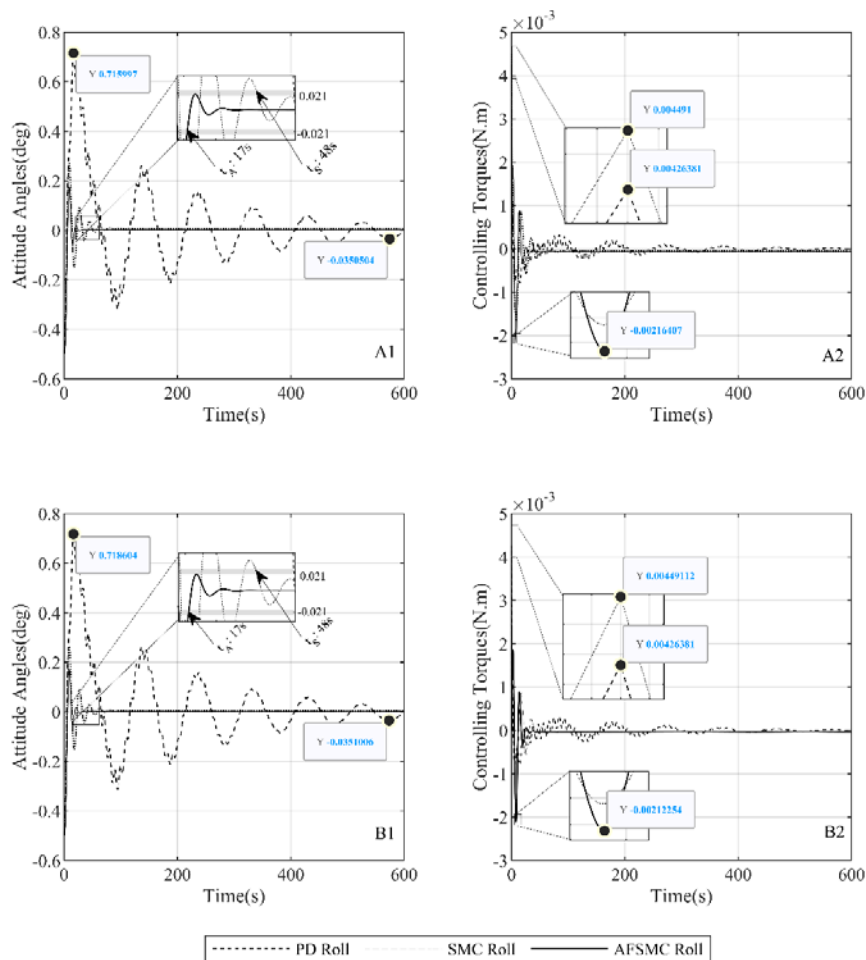


Figure (2) : The comparison of Roll angle deviations control for the small initial deviations condition between three control methods; A1: controlled Roll angle – No disturbance, A2: Roll angle control torques – No disturbance, B1: controlled Roll angle – Disturbance added, B2: Roll angle control torques – Disturbance added.

Given a measurement accuracy of 0.02 degrees, as discussed in section 4, the SMC and AFSMC methods achieve settling times of under 60 seconds

for all three attitude angles. In contrast, the PD method fails to reach the settling range within 600 seconds at any angle.

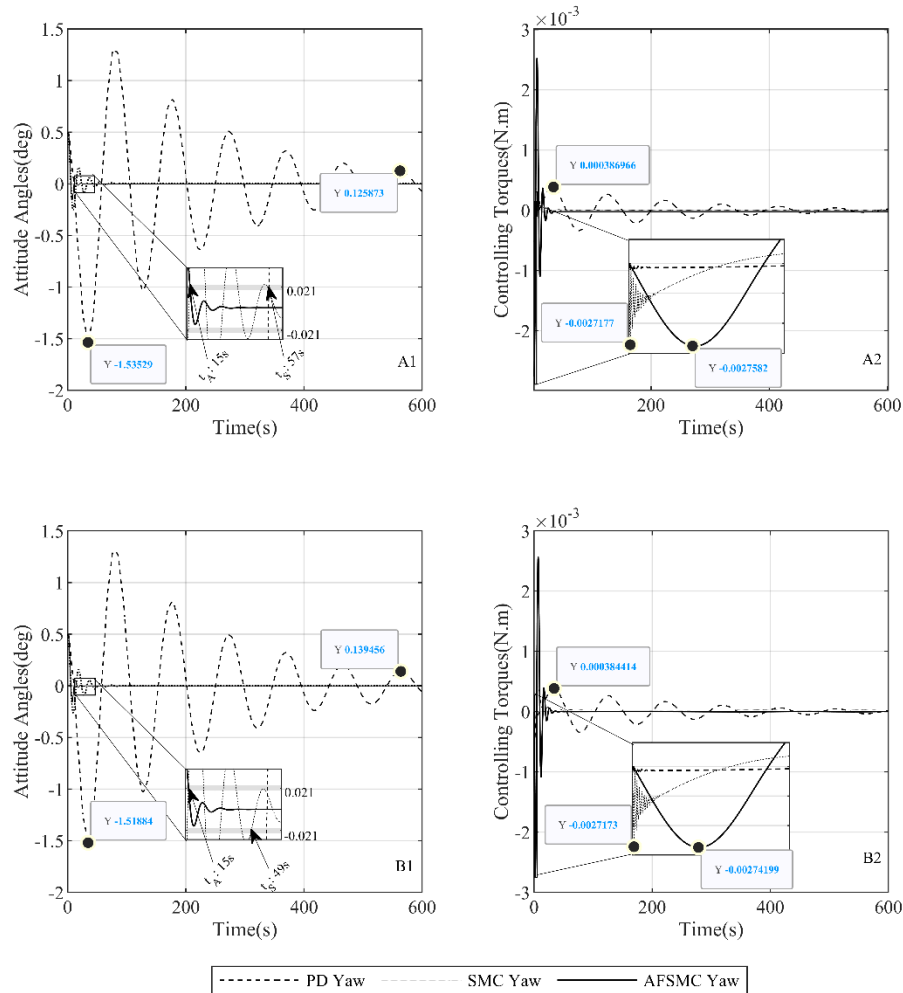


Figure (3) : The comparison of Pitch angle deviations control for the small initial deviations condition between three control methods; A1: controlled Pitch angle – No disturbance, A2: Pitch angle control torques – No disturbance, B1: controlled Pitch angle – Disturbance added, B2: Pitch angle control torques – Disturbance added.

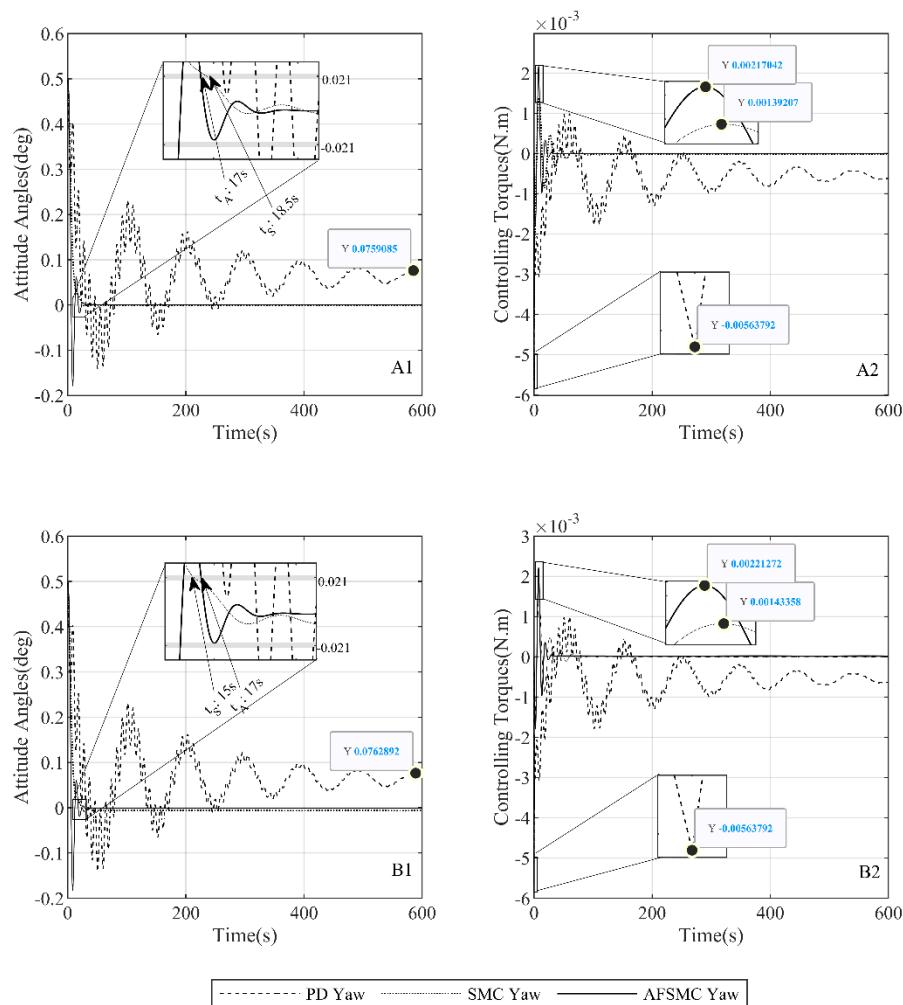


Figure (4) : The comparison of Yaw angle deviations control for the small initial deviations condition between three control methods; A1: controlled Yaw angle – No disturbance, A2: Yaw angle control torques – No disturbance, B1: controlled Yaw angle – Disturbance added, B2: Yaw angle control torques – Disturbance added.

Notably, the AFSCM method outperforms the SMC method, achieving stabilization within 20 seconds at all three attitude angles. Furthermore, Figures (2-4) indicate that the AFSCM method achieves the desired attitude angles with lower control torque compared to the other two methods.

What was observed in Figures (2-4) regarding the performance of the three control algorithms is summarized in Table (4).

The effects of disturbances are minimal across all controllers. Figure (5) shows that disturbance torques, for both small and large deviations, fluctuate

with negligible amplitudes on the order of $1e-6$, making them insignificant compared to control torques, particularly at larger angles. Consequently, disturbances were omitted from the large angle deviation simulations.

Table (4) : A brief comparison of the performance of three control scenarios in two conditions of applying disturbances and ignoring them, in the case of small deviations

		Roll				Pitch				Yaw			
		t_s (s)	e_{ss} (deg)	T_{max} (N.m)	M_p (deg)	t_s (s)	e_{ss} (deg)	T_{max} (N.m)	M_p (deg)	t_s (s)	e_{ss} (deg)	T_{max} (N.m)	M_p (deg)
Without Disturbances	PD	---	-350 e(-4)	43 e(-7)	0.716	---	0.1259	39 e(-8)	-1.53	---	0.0759	-56 e(-7)	0.4017
	SMC	48	73 e(-4)	45 e(-7)	0.271	57	37 e(-4)	-27 e(-7)	-0.254	18.5	-7 e(-4)	14 e(-7)	34 e(-4)
	AFSM C	17	27 e(-4)	-22 e(-7)	0.177	15	10 e(-4)	-28 e(-7)	-0.153	17	-1 e(-4)	22 e(-7)	-0.179
With Disturbances	PD	---	-351 e(-4)	43 e(-7)	0.718	---	0.1395	38 e(-8)	-1.52	---	0.0763	-56 e(-7)	0.4034
	SMC	48	40 e(-4)	45 e(-7)	0.265	49	(-4,5) e(-4)	-27 e(-7)	-0.261	15	(-56,66) e(-4)	14 e(-7)	-77 e(-4)
	AFSM C	17	16 e(-4)	-21 e(-7)	0.174	15	-7 e(-5)	-27 e(-7)	-0.157	17	-15 e(-4)	22 e(-7)	-0.183

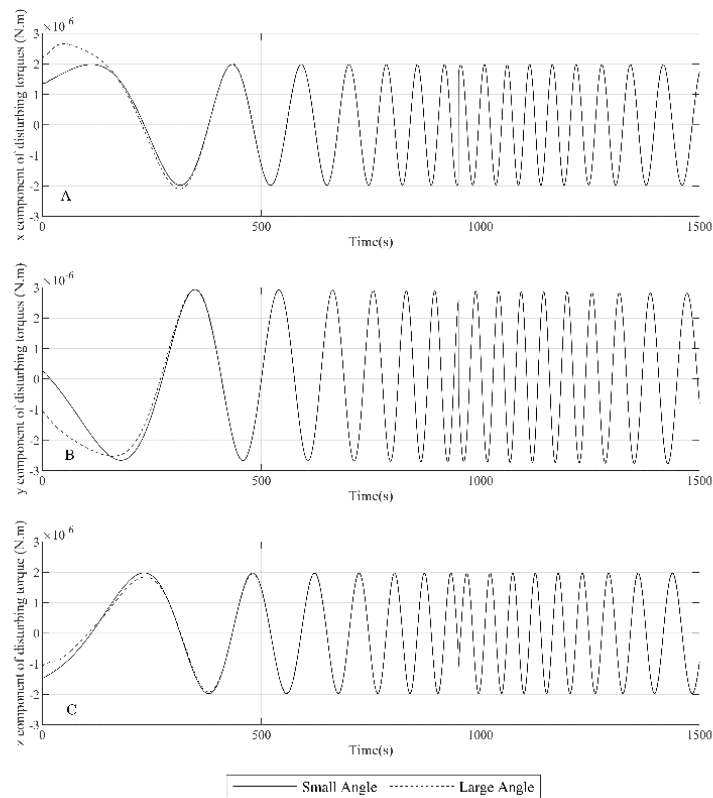


Figure (5) : Disturbing torques changing with time for the conditions of small and large initial deviations

5-2- Comparison of Large Angle Simulation Results:

After demonstrating satisfactory performance under small deviation conditions, the AFSMC controller is evaluated for large initial angle deviations. The control parameters for this scenario are provided in Table (5).

For large-angle initial deviations, the desired final attitude, as outlined in Section 4, is set at 0.5 degrees. As shown in Figure (6), the AFSMC method achieves a shorter settling time compared to the SMC method for all attitude angles except pitch. Conversely, the PD controller fails to reach the settling state or the desired value for any attitude angle except roll.

Furthermore, the PD method exceeds the allowable control torque limits of the selected reaction wheels. The performance of the three control algorithms has

been shown in Figure (6) and is summarized in Table (6).

Table (5) : Large deviation control parameters for regenerating PD, SMC and AFSC algorithms

Parameters	Values	Parameters	Values
$(\dot{\phi}_{0\ des}, \dot{\theta}_{0\ des}, \dot{\psi}_{0\ des})$ (rad/sec)	(0, 0, 0)	β	0.02
$(\phi_{0\ des}, \theta_{0\ des}, \psi_{0\ des})$ (rad)	(0, 0, 0)	$(K_{rb1}, K_{rb2}, K_{rb3})$	(0.01, 0.01, 0.01)
$\psi_{i0}, i = 1, 2, 3$	0	$(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ for SMC	(0.01, 0.01, 0.016)
$p_{ij0}, i, j = 1, 2, 3$	0	$(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ for AFSC	(0.01, 0.01, 0.016)
$(\phi_0, \theta_0, \psi_0)$ (rad)	(-0.0087, 0.01, 0.0087)	(P_{Roll}, D_{Roll})	(0.03000, 0.41461)
$(\dot{\phi}_0, \dot{\theta}_0, \dot{\psi}_0)$ (rad/sec)	$(1, 1, 1) \times 10^{-5}$	(P_{Pitch}, D_{Pitch})	(0.01326, 0.06565)
(α, γ)	(0.7, 0.00001)	(P_{Yaw}, D_{Yaw})	(0.48724, 0)

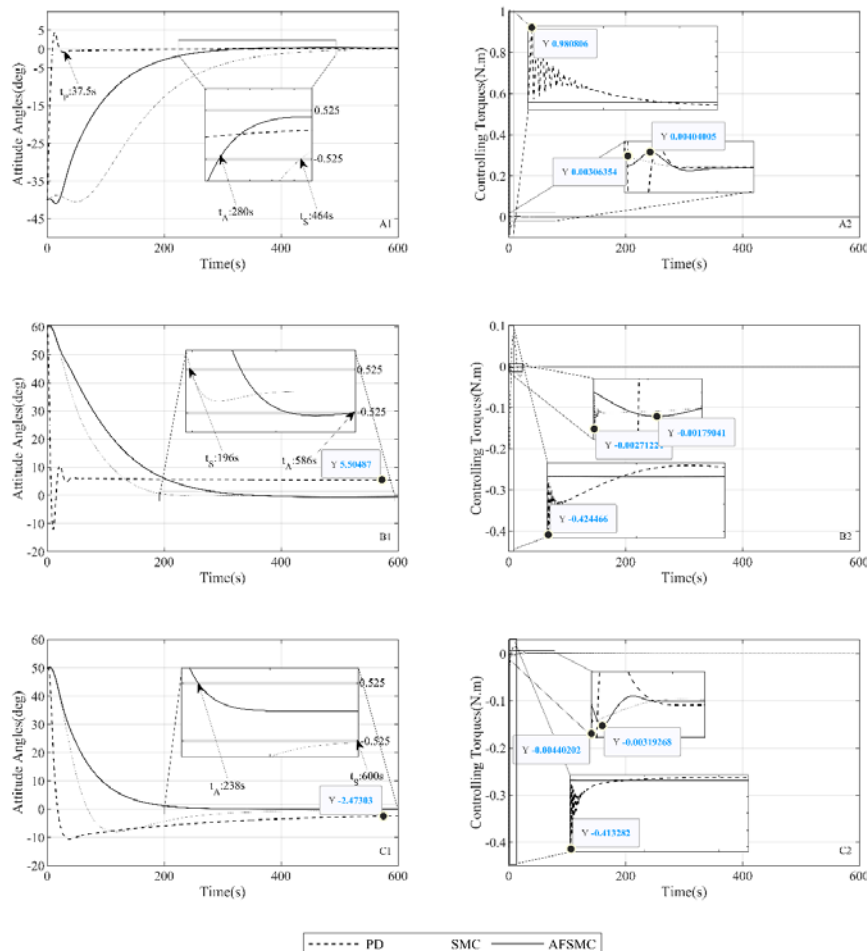


Figure (6) : The comparison of three control methods in the large angle deviations condition; A1: controlled Roll angle, A2: Roll angle control torques, B1: controlled Pitch angle, B2: Pitch angle control torques, C1: controlled Yaw angle, C2: Yaw angle control torques.

Table (6) : A brief comparison of the performance of three control scenarios in the case of large deviations

	Roll				Pitch				Yaw			
	t_s (s)	e_{ss} (deg)	T_{max} (N.m)	M_p (deg)	t_s (s)	e_{ss} (deg)	T_{max} (N.m)	M_p (deg)	t_s (s)	e_{ss} (deg)	T_{max} (N.m)	M_p (deg)
PD	37.5	0.110	0.9808	4.475	---	5.499	-0.4245	-12.153	---	-2.473	-0.4133	-10.610
SMC	464	-0.080	0.0031	-40.539	196	8 e(-5)	-0.0027	---	238	-0.515	-0.0044	-7.932
AFSMC	280	0.350	0.0040	-40.948	586	-0.162	-0.0018	---	600	0.005	-0.0032	---

As illustrated in Error! Reference source not found.), the AFSMC method achieves the desired attitude angles while consuming less control energy compared to both PD and SMC controllers.

As expected, the linear PD control method proved inadequate for managing large deviations, failing to achieve the required precision. While the SMC method demonstrated relatively acceptable performance for large-angle attitude control, the AFSMC method outperformed it in terms of accuracy, speed, and energy efficiency.

6- Conclusion

This paper explores the application of Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control (AFSMC) for the attitude control of a low Earth orbit (LEO) communication satellite equipped with three reaction wheels. Due to the system's complexity and inherent uncertainties, AFSMC is chosen for its robustness against unknown disturbances, simplicity, speed, accuracy, and ability to ensure convergence to a steady state.

To demonstrate the advantages of the AFSMC approach, its performance is compared with that of the Proportional-Derivative (PD) and Sliding Mode Control (SMC) methods under identical conditions. Simulation results indicate that the PD controller fails to meet the design requirements, whereas the SMC method delivers reasonable performance. However, the AFSMC method outperforms both, offering superior accuracy, faster response times, and greater energy efficiency, all without relying on precise system dynamics. To achieve the desired frequency range and convergence rate, the two positive coefficients, α and γ , in Equation 36 can be trained more systematically; a method for their optimal tuning is provided in Mousavi et al. [18]. The method

is based on reinforcement learning and will be employed in future studies.

In conclusion, the proposed AFSMC controller effectively meets the research objectives, enabling the satellite to achieve the desired state under optimal conditions, thereby validating its suitability for robust attitude control.

Funding and Competing Interests

No funds, grants, or other support were received, and the authors have no financial or proprietary interests in any material discussed in this article.

Nomenclature			
Parameter	Description	Parameter	Description
$[\phi \ \theta \ \psi]^T$ (rad)	Euler angles	R_o (m)	Radius of orbit
ω_o ($\frac{rad}{s}$)	Satellite orbit angular velocity	c ($\frac{m}{s}$)	Speed of light
M (kg)	Total mass of the Earth	h (N.m.s)	Angular momentum vector
C_d	Satellite coefficient of drag	R_1, R_2, R_3	Nonlinear functions for satellite attitude dynamics
Λ (rad)	Satellite latitude	$D_{s/c}$ (A.m ²)	The spacecraft's effective magnetic moment
B_o ($\frac{wb}{m^2}$)	The geocentric magnetic flux density	D (m)	Antenna's aperture diameter
λ (m)	Wavelength of transmitted signal	i (A)	Servo motor current
N	Gear conversion ratio	$\Re$ (Ω)	Servo motor resistance
L (H)	Servo motor inductance	v (v)	Voltage applied to servo motor
J (kg.m ²)	Moment of inertia	α, γ	AFSMC learning rates
(c, σ)	Center and width of fuzzy membership functions	μ_{A_i}	Fuzzy membership functions
μ ($=GM$) (m ³ .s ⁻²)	The geocentric gravitational constant	ω ($\frac{rad}{s}$)	Angular velocity vector

$I (kg.m^2)$	Moment of inertia matrix	$T (Nm)$	Torque vector
$dA (m^2)$	The surface element of the satellite	p	The solar radiation pressure
$V (\frac{m}{s})$	The satellite orbital velocity vector relative to the atmosphere	$\rho (\frac{kg}{m^3})$	The atmosphere density

Subscripts			
Parameter	Describe	Parameter	Describe
I	Related to the ICS ¹	O	Related to the OCS ²
B	Related to the BCS ³	w	Related to the reaction wheel
IR	OCS relative to ICS	IB	BCS relative to ICS
RB	BCS relative to OCS	c	Related to the controller
dis	Related to disturbances	m	Related to the motor
sp	Solar pressure	eq	Equivalent
rb	Robust	T	Total
d	Desired	mag	Magnetic
$aero$	Aerodynamic	e	The effective
Superscripts			
Parameter	Describe	Parameter	Describe
B	Expressed in BCS	$*$	The Ideal form
fuz	Related to the fuzzy part of the controller	rb	Related to the robust part of the controller

References

[1] K. Nobuaki, N. Keiken, and S. Shigebumi, "Accuracy Improvement of Three-Axis Stabilization Using an Onboard Computer," *Acta Astronautica*, vol. 4, no. 9-10, pp. 1041-1058, 1977, [https://doi.org/10.1016/0094-5765\(77\)90005-4](https://doi.org/10.1016/0094-5765(77)90005-4)

[2] T. Zwartbol, R. F. Van den Dam, A. P. Terpstra, and P. Th. L. M. Van Woerkom, "Attitude Estimation and Control of Manoeuvring Spacecraft," *Automatica*, vol. 21, no. 5, pp. 513-526, 1985, [https://doi.org/10.1016/0005-1098\(85\)90001-9](https://doi.org/10.1016/0005-1098(85)90001-9).

[3] F. F. Mobley, W. E. Radford, and L. R. Kennedy, "MSX Attitude Determination and Control Hardware," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, vol. 17, no. 2, pp. 153-160, 1996.

[4] L.-H. Geng, D.-Y. Xiao, Q. Wang, T. Zhang, and J.-Y. Song, "Attitude-control model identification of on-orbit satellites actuated by reaction wheels," *Acta Astronautica*, vol. 66, no.

5-6, pp. 714-721, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.08.013>.

[5] M. R. Alipour, F. Fani Saberi, and M. Kabganian, "Modelling, Design, and Experimental Implementation of Non-linear Attitude Tracking with Disturbance Compensation Using Adaptive Sliding Control Based on Quaternion Algebra," *The Aeronautical Journal*, vol. 122, no. 1247, pp. 1-24, 2017, <https://doi.org/10.1017/aer.2017.122>.

[6] Erjiang Liu, Yueneng Yang, Ye Yan, "Spacecraft attitude tracking for space debris removal using adaptive fuzzy sliding mode control", *Aerospace Science and Technology*, vol. 107, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106310>.

[7] A. E. S. Ibrahim, A. M. Taboli, and M. A. Sultan, "Satellite Attitude Maneuver using Sliding Mode Control under Body Angular Velocity Constraints," *International Journal of Computer Applications*, vol. 50, no. 13, pp. 41-46, 2012.

[8] F. Fani Saberi, A. Fazlyab, and A. Ajorkar, "Design and Implementation of a Sliding Mode Attitude Controller of a Satellite in Software in the Loop Test Bed," *International Journal of Computer Applications*, vol. 98, no. 16, pp. 28-34, 2014, <https://doi.org/10.5120/17270-7653>.

[9] Duong, MD., Pham, QT., Vu, TC. et al, "Adaptive fuzzy sliding mode control of an actuator powered by two opposing pneumatic artificial muscles," *Journal of Scientific Reports*, vol. 13, no. 8242, 2023, <https://doi.org/10.1038/s41598-023-34491-3>

[10] Hao Feng, Jinye Jiang, Xiaodan Chang, et al, "Adaptive sliding mode controller based on fuzzy rules for a typical excavator electro-hydraulic position control system", *Journal of Engineering Applications of Artificial Intelligence*, vol. 126, Part C, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.engappai.2023.107008>

[11] M. J. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1997.

[12] Jungju Bae, Jaeyoung Kang, "Design concepts and control algorithm to minimize the control effort for earth-orbit-raising solar sails," *Journal of Aerospace Science and Technology*, vol. 146, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.108994>.

[13] P. R. Belanger, *Control Engineering - A Modern Approach*. Orlando, FL, USA: Saunders College Publishing, 1995.

[14] Bessa, Wallace Moreira, "An adaptive fuzzy sliding mode controller for nonlinear systems with non-symmetric dead-zone and its application to an electro-hydraulic system," 2022, arXiv preprint arXiv:2205.13669.

[15] T. Iida and H. Wakana, "Satellite Antenna," *Science Direct*, 2019. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/satellite-antenna>. [Accessed: Jul. 29, 2026].

¹ Inertial Coordinate System (ECI)

² Orbital Coordinate System

³ Body Coordinate System

- [16] F. Aguado-Agelet, A. E. Villa, M. Arias-Acuña, and F. J. Díaz-Otero, "AOCS Requirements and Practical Limitations for High-Speed Communications on Small Satellites," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, pp. 1-16, Feb. 2019, <https://doi.org/10.1155/2019/5079738>.
- [17] N. Chahat, R. Hodges, J. Sauder, M. Thomson, E. Peral, and Y. Rahmat-Samii, "CubeSat Deployable Ka-band Mesh Reflector Antenna Development for Earth Science Missions," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 64, no. 6, pp. 2083-2093, 2016, <https://doi.org/10.1109/TAP.2016.2546306>.
- [18] A. Mousavi, A. H. Davaie-Markazi, and A. Ferrara, "A Reinforcement Learning-Based Approach for Near-Optimal Sliding-Mode Control of Output-Constrained Uncertain Nonlinear Systems," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 33, no. 12, pp. 6655-6674, 2023, <https://doi.org/10.1002/rnc.6716>.
- [19] J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Dordrecht, The Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1978.

Appendix

A. At an orbital altitude of 1000 km, the primary disturbances affecting a satellite's attitude are solar radiation pressure, aerodynamic drag, and the interaction between the satellite's magnetic dipole and the Earth's magnetic field. In this section, mathematical models for each of these disturbing factors are summarized.

a. Solar Radiation Pressure:

The solar radiation pressure torque on the satellite can be obtained as Equation A.1 [19]

$$\mathbf{T}_{SP} = \int \mathbf{R}_{SPi} \times d\mathbf{f}_{totali} \quad (\text{A.1})$$

where $\mathbf{R}_{SPi}$ is the vector between the spacecraft's center of mass and the center of pressure of the i th surface element, and the force element could be calculated as Equation A.2

$$d\mathbf{f}_{total} = -P \left[(1 - C_s)\hat{s} + 2 \left(C_s \cos \beta + \frac{1}{3} C_a \right) \hat{n} \right] \cos \beta dA \quad (\text{A.2})$$

where $C_a + C_s + C_d = 1$, and $\hat{s}$ is the unit vector of the surface element towards the sun, $\hat{n}$ is the unit vector of the surface normal, and β is the angle between the unit vectors.

The torque calculated from Equation A.1 with respect to the OCS can be expressed in terms of the BCS by multiplying by $[A]$, as given in Equation 4.

b. Drag Aerodynamic Disturbing Torque

For a surface element dA , with outward normal $\hat{n}$, the drag aerodynamic disturbing torque is given by Wertz [19] as Equation A.3

$$d\mathbf{f}_{aero} = -\frac{1}{2} C_D \rho V^2 (\hat{n} \hat{V}_a) \hat{V}_a dA \quad (\text{A.3})$$

Then the aerodynamic torque is determined as Equation A.4

$$\mathbf{T}_{aero} = \int \mathbf{r}_{aero} \times d\mathbf{f}_{aero} \quad (\text{A.4})$$

where $\hat{V}_a$ is the velocity unit vector relative to the atmosphere in the same direction as $\hat{n}$ and $\mathbf{r}_{aero}$ is a vector from the satellite center of mass to the surface element of dA . It is sufficient to derive $\hat{V}_a$ relative to the BCS to obtain Equation 13 relative to the BCS.

Since the satellite considered in this research works at an altitude of 1000 km, the aerodynamic torque has a slight effect, and for selecting an appropriate atmospheric density value, Figure (7) is adequate.

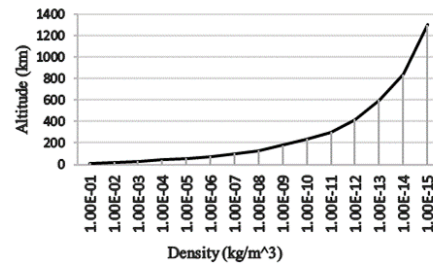


Figure (7) : Density distribution (kg/m³) of the total atmosphere in terms of altitude (km) [19]

c. Magnetic Residual Disturbing Torque

The disturbing torque due to the magnetic residual dipoles in the satellite structure coils with the Earth's magnetic field is calculated as Equation A.5 [19]

$$\mathbf{T}_{mag} = \mathbf{D}_{S/C} \times \mathbf{B}_o \quad (\text{A.5})$$

where $\mathbf{B}_o$ is the geocentric magnetic flux density (in wb/m^2) and can be estimated in the OCS as Equation A.6

$$\mathbf{B}_o = B_M (\cos \Lambda, 0, 2 \sin \Lambda), B_M = \frac{7.96 \times 10^6}{R^3} \quad (\text{A.6})$$

where R is the satellite geocentric distance (in km).

The torque derived from Equation A.6 can be expressed in terms of the BCS by multiplying B_o by $[A]$, as given in Equation 4.



Modeling, Simulation, and Analysis of Flexible Satellite Dynamics in MATLAB and ADAMS and Design Verification for Attitude Control Applications

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 132-149
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2026.546180.1263](https://doi.org/10.22034/jssta.2026.546180.1263)

Article Info

Received: 2025-09-09
Accepted: 2025-11-03

Keywords

Flexible satellite,
Modeling, finite element
method, Analytical model,
Multidisciplinary
simulation

How to Cite this article

M. Zarourati, "Modeling, Simulation, and Analysis of Flexible Satellite Dynamics in MATLAB and ADAMS and Design Verification for Attitude Control Applications", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 132-149, 2026.

Mohammad Zarourati^{1*}

¹ *Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology,
Tehran, Iran
zarourati@email.kntu.ac.ir

Abstract

Flexible solar arrays are widely employed in satellites to generate electrical power. However, designing an attitude control law for satellites with large flexible components involves difficulties such as complex modeling and dynamics. This article investigates various flexible satellite modeling methods and proposes the finite element method for modal analysis. The study presents frequency mode analysis of the flexible satellite as a cantilever beam attached to a rigid body, including an analytical model implemented in MATLAB and finite element simulation. For this purpose, ADAMS, Patran/Nastran, and Abaqus are utilized for modeling, and the physical characteristics of the flexible satellite are determined based on Intelsat-5 parameters. A comparison between the modal analysis results and the satellite's operational model shows a maximum relative error of 3.34%. This difference arises from the different meshing used for modal analysis in the simulation software. Finally, model verification is performed through a multidisciplinary simulation of the flexible satellite, demonstrating an acceptable relative error between the MATLAB and ADAMS simulations. The findings confirm the effectiveness of finite element models in modeling and solving the dynamic equations of flexible satellites, which can be used to design an attitude control law.



مدل سازی، شبیه سازی و آنالیز دینامیک ماهواره انعطاف پذیر در MATLAB و ADAMS و صحت سنجی طراحی به منظور کاربردهای کنترل وضعیت

محمد ضرورتی*

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی -

zarourati@email.kntu.ac.ir

* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۱۴۹-۱۳۲

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2026.546180.1263

چکیده

امروزه به منظور تأمین توان الکتریکی از آرایه های خورشیدی انعطاف پذیر در بسیاری از ماهواره ها استفاده می شود. با وجود این طراحی قانون کنترل وضعیت برای یک ماهواره با اجزاء انعطاف پذیر بزرگ شامل دشواری هایی از جمله مدل سازی و دینامیک پیچیده هست. در این مقاله، انواع روش های مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر بررسی شده و روش المان محدود جهت آنالیز مودال پیشنهاد می شود. در ادامه آنالیز مودال های فرکانسی ماهواره ای انعطاف پذیر به عنوان یک تیر یکسر گیردار متصل به بدنه صلب شامل مدل تحلیلی پیاده سازی شده در MATLAB و شبیه سازی المان محدود ارائه می شود. بدین منظور از Patran/Nastran، Abaqus و ADAMS جهت مدل سازی بهره گیری می شود که مشخصات فیزیکی ماهواره انعطاف پذیر با استفاده از پارامترهای ۵-Intelsat تعیین می شود. مقایسه عملکرد روش های آنالیز مودال با مدل عملیاتی ماهواره، حداکثر خطای نسبی ۳.۳۴ درصد را نشان می دهد. این تفاوت حاصل از مش بندی های متفاوت جهت آنالیز مودال، در نرم افزارهای شبیه سازی هست. در انتها صحت سنجی مدل با استفاده از شبیه سازی چندموضوعی ماهواره انعطاف پذیر صورت گرفته که خطای نسبی بین شبیه سازی های MATLAB و ADAMS قابل قبول هست. نتایج بیانگر کارایی مدل های المان محدود جهت مدل سازی و حل معادلات دینامیک ماهواره ای انعطاف پذیر بوده که می تواند برای هدف طراحی قانون کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گیرد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۶/۱۸

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۸/۱۲

واژه های کلیدی

ماهواره انعطاف پذیر، مدل سازی، روش المان محدود، مدل تحلیلی، شبیه سازی چندموضوعی

نحوه استناد به این مقاله

محمد ضرورتی، "مدل سازی، شبیه سازی و آنالیز دینامیک ماهواره انعطاف پذیر در MATLAB و ADAMS و صحت سنجی طراحی به منظور کاربردهای کنترل وضعیت"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۱۴۹-۱۳۲، ۱۴۰۵.

در گذشته، ماهواره‌ها در اندازه‌های کوچک ساخته می‌شدند و به دلیل مأموریت‌های ساده‌ای که در فضا برای این ماهواره‌ها تعریف شده بود نیاز به توان الکتریکی کمی داشتند [۱، ۲]. امروزه برای ماهواره‌ها و دیگر سیستم‌های فضایی، مأموریت‌های پیچیده‌تری تعریف می‌شود. از طرف دیگر، در ماهواره‌های سنجنش از راه دور مدار پایین زمین^۱، قابلیت‌های مختلفی نظیر حجم تصویربرداری بالا، گرفتن تصاویری با رزولوشن بالا، دقت نشانه‌روی^۲ بالا و عرض تصویربرداری زیاد مدنظر است. در ماهواره‌های مرسوم امروزه به‌منظور تأمین توان الکتریکی از آرایه‌های خورشیدی بازشونده استفاده می‌شود. جهت برآورده نمودن الزامات تعریف شده نظیر قابلیت مانور جهت عکس‌برداری از اهداف چندگانه موردنظر و محدودیت زمانی مد تصویربرداری، نیاز به مانور سریع وضعیت هست. مانور سریع وضعیت باعث می‌شود آرایه‌های خورشیدی بازشونده ارتعاش نمایند و سبب شود که کیفیت تصاویر گرفته‌شده کاهش یابد.

به‌طور کلی طراحی و پیاده‌سازی زیرسیستم کنترل وضعیت برای ماهواره با اجزاء انعطاف‌پذیر بزرگ شامل دشواری‌های فراوانی از جمله مدل مرتبه بالا، رفتار نوسانی با میرایی ضعیف، خطاهای مدل‌سازی ذاتی ناشی از تقریب جهت به دست آوردن مدل مرتبه محدود، عدم قطعیت پارامترها، کوپلینگ بین محورها و غیرخطی بودن مدل هست [۳-۵]. برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر سنجنش از راه دور دقت نشانه‌روی، پایداری وضعیت و نرخ مانورپذیری در بازه‌ی زمانی مد تصویربرداری برای زیرسیستم کنترل وضعیت به ترتیب تقریباً ۰.۰۱ درجه، ۰.۰۰۱ درجه بر ثانیه و ۲/۵ درجه بر ثانیه (تا حدود ۵ درجه بر ثانیه) است [۶]. ارتعاشات و انعطاف‌پذیری صفحات خورشیدی، آنتن‌ها و مخازن سوخت بر روی مانورهای وضعیتی تأثیرگذار است [۷]. از دیدگاه مدل‌سازی ریاضی، معادلات دینامیکی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر شامل مشتقات جزئی است که مدل‌سازی آن را دشوار می‌کند. به‌منظور مانورهای زاویه بزرگ و سریع به یک مدل دقیق و غیرخطی شامل تداخل‌های مختلف بین اجزاء ماهواره نیاز است. از طرف دیگر مانورهای وضعیتی موجب تحریک فرکانس‌های طبیعی ساختارهای انعطاف‌پذیر شده و دقت قانون کنترل طراحی‌شده بر اساس مدل خطی را هنگام پیاده‌سازی تحت تأثیر

قرار می‌دهد [۸]؛ بنابراین صحت‌سنجی مدل‌سازی به‌منظور طراحی قانون کنترل وضعیت ضروری است. در مدل‌سازی‌های ارائه‌شده به‌منظور اجتناب از محاسبات پیچیده، فرکانس‌های طبیعی را تنها در راستای خارج از صفحه^۳ ساختارهای انعطاف‌پذیر در نظر گرفته‌اند و از فرکانس‌های در راستای در صفحه^۴ و پیچشی^۵ چشم‌پوشی شده است. با افزایش تعداد فرکانس‌های طبیعی حجم محاسبات افزایش یافته و مدل‌سازی پیچیده می‌گردد [۹]. همچنین در بیشتر پژوهش‌ها تنها چهار مود اول فرکانسی ساختار انعطاف‌پذیر برای مدل‌سازی و طراحی کنترل‌کننده به‌کارگیری می‌شود [۱۰].

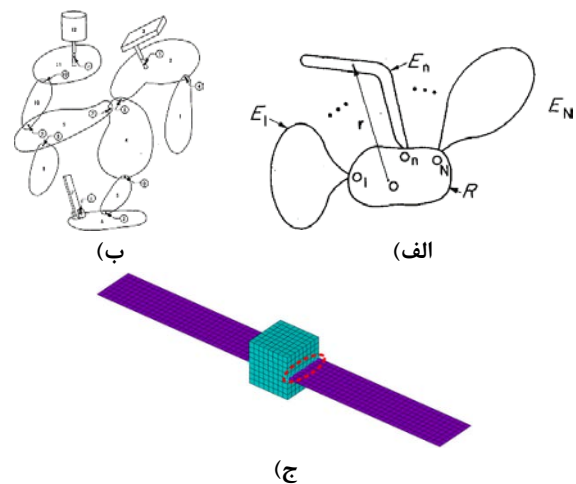
ماهواره‌ی در نظر گرفته‌شده در این مقاله، شامل یک بدنه‌ی صلب و پنل خورشیدی هست. در این مقاله معادلات دینامیک غیرخطی یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر با ایجاد یک مدل توسط روش المان محدود^۶ و صحت‌سنجی شده در ADAMS ارائه می‌شود. ساخت مدل‌های پیچیده سیستم مکانیکی، مدل‌سازی کامل اثرات غیرخطی شامل انعطاف‌پذیری و ادغام یکپارچه با مدل‌های Simulink از مزایای این نوع مدل‌سازی و شبیه‌سازی هست؛ بنابراین با مدل‌سازی ماهواره در ADAMS و اتصال برخط به MATLAB می‌توان دینامیک پیچیده و غیرخطی ماهواره‌ها شامل اجزاء انعطاف‌پذیر را مدل نمود.

ساختار این مقاله بدین گونه هست که ابتدا روند مدل‌سازی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر در طول سال‌های مختلف ارائه‌شده و در ادامه مدل ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر با استفاده از روش مختصات مودال ارائه شده است. در ادامه انواع روش‌های آنالیز مودال ماهواره انعطاف‌پذیر معرفی شده و مدل تحلیلی به‌دست‌آمده در MATLAB پیاده‌سازی می‌شود. همچنین با استفاده از ADAMS، Patran/Nastran و Abaqus مدل‌سازی برای ماهواره انعطاف‌پذیر شامل پنل‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر با در نظر گرفتن هشت فرکانس طبیعی اول ارائه می‌گردد. به‌منظور بررسی عملکرد و صحت‌سنجی نتایج، مدل مکانیکی طراحی شده در ADAMS با مدل تحلیلی استخراج‌شده به روش مختصات مودال با استفاده از روش شبیه‌سازی چندموضوعی^۷ و اتصال برخط به MATLAB مقایسه می‌گردد. درنهایت نیز نتیجه‌گیری صورت می‌گیرد.

⁵ Torsion (T)⁶ Finite Element Method (FEM)⁷ Multidisciplinary Simulation¹ Low Earth Orbit² Pointing Accuracy³ Out-of-Plane (OP)⁴ In-Plane (IP)

۲- روند مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر

شکل (۱) انواع روش های پر کاربرد مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر را نشان می دهد. در مرجع [۱۱] که مبتنی بر روش مختصات هایبرید^۱ بوده یک مدل خطی برای حرکت وضعی ماهواره و در یک جهت بسط داده شده است. این روش تنها حول یک یا چند نقطه ای کار و برای مانورهای وضعیتی هموار، کارایی لازم را دارد. در رویکرد چندجسمی سازه به صورت تعدادی جسم صلب متصل به هم که با اتصالات انعطاف پذیر توزیع شده اند و گشتاورهای اختیاری به آنها اعمال می شود، توصیف می شود. این روش برای مدل سازی بوم آنتن ها و آرایه های خورشیدی حین بازشوندگی مورد استفاده قرار می گیرد. رویکرد المان محدود مبتنی بر توصیف سازه بر اساس اجزاء توزیع شده با خاصیت جرمی و سختی مشخص است [۱۲]. حجم محاسبات و پردازش به واسطه ی تعداد و ابعاد المان ها و فرض کوچک بودن جابه جایی ها از محدودیت های این رویکرد هست.



شکل (۱): شماتیک انواع روش های مدل سازی ماهواره انعطاف پذیر: الف) مختصات هایبرید [۱۳]، ب) چندجسمی [۱۴]، ج) المان محدود [۱۲]

جدول (۱) مقایسه انواع روش های مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر را نشان می دهد. مقایسه بدین صورت هست که اگر

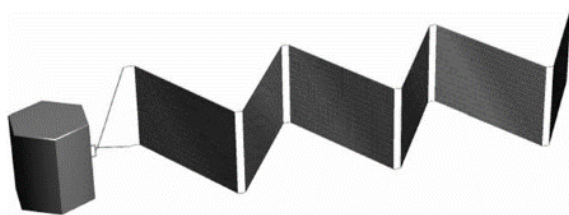
در روشی، معیاری خوب باشد با نماد $\checkmark$ مشخص می شود و اگر متوسط باشد با نماد $+$ مشخص می شود و در نهایت اگر در آن معیار، عملکرد ضعیفی داشته باشد با نماد $\times$ مشخص می شود. بدین منظور برای استفاده از ویژگی های منحصر به فرد روش المان محدود، در این مقاله تحلیل سازه ای انعطاف پذیر و جسم صلب مفروض برای مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر در نرم افزارهای تحلیلی المان محدود انجام شده و مودهای انعطاف پذیر سازه به دست می آیند.

نرم افزارهای مکانیکی متفاوتی مانند: Simpack، ADEOS، Nastran، ADAMS، FEMBS و Simscape Multibody به منظور مدل سازی ساختارهای انعطاف پذیر به کارگیری می شوند. ADAMS انتخابی مناسب به منظور آنالیز حرکت وضعی ساختار چندجسمی هست و امکان صحت سنجی مدل را پیش از پیاده سازی کنترل کننده وضعیت می دهد. Nastran در کنار محیط طراحی نرم افزار Patran جهت آنالیز مودال ساختارهای انعطاف پذیر نیز استفاده می شود. در شکل های (۲) و (۳) انواع مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر در ADAMS و سایر نرم افزارهای تجاری از جمله ANSYS و Siemens NX، در پژوهش های که بر طراحی قانون کنترل وضعیت متمرکز بوده اند، در طول سال های مختلف آمده است.

جدول (۱): مقایسه انواع روش های مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر: (✓) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، (X) نامطلوب

معیار	مختصات هایبرید [۱۱]	چندجسمی [۱۵]	المان محدود [۱۶]
قابلیت پیاده سازی در ماهواره ای انعطاف پذیر	✓	+	+
سادگی مدل سازی	+	✓	×
دقت مدل سازی برای مدل ماهواره ای انعطاف پذیر	+	×	✓
ارائه یک مدل دینامیکی	✓	✓	+
پیچیدگی محاسباتی	+	✓	×
صحت مودهای داخل و خارج از صفحه	+	×	✓
حساسیت به هندسه	+	✓	×

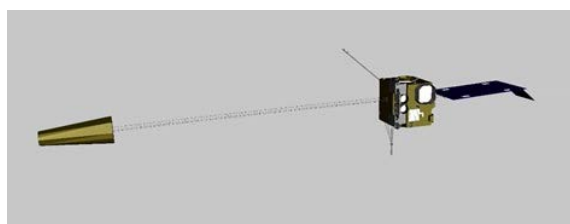
¹ Hybrid Coordinate Formulation



(ب)



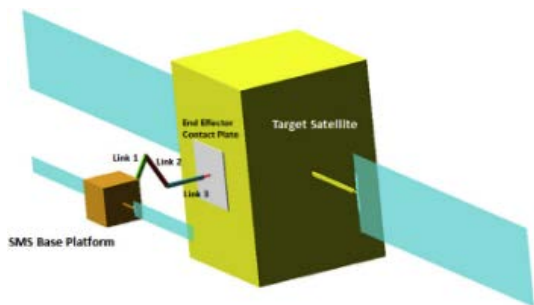
(د)



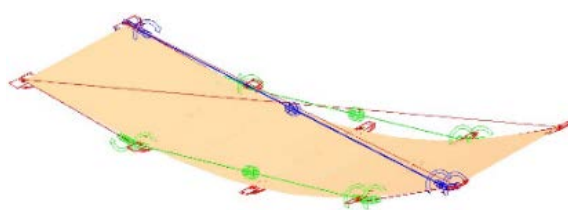
(و)



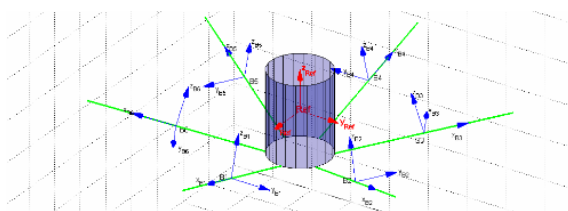
(ج)



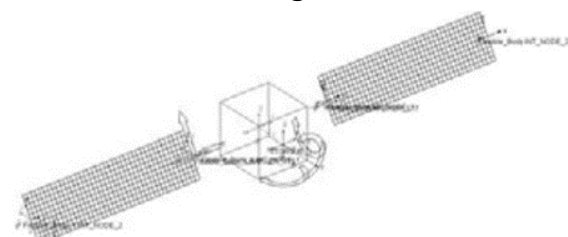
(ی)



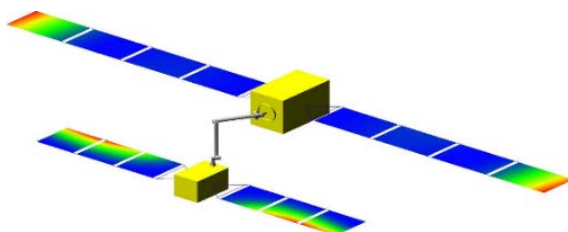
(الف)



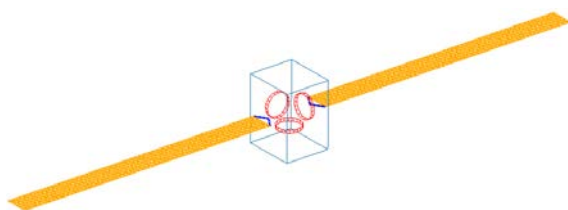
(ج)



(ه)

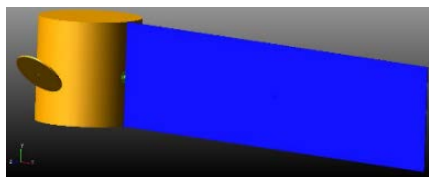


(ز)

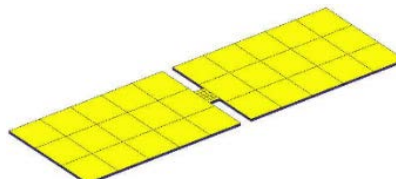


(ط)

شکل (۲): مدل سازی دینامیکی ماهواره های انعطاف پذیر (از ۲۰۰۱ تا ۲۰۱۸ م): الف) پنل خورشیدی انعطاف پذیر در ADAMS، ب) مدل سازی ساختار انعطاف پذیر در Simpack [۱۷]، ج) ماهواره با اجزاء انعطاف پذیر [۷]، د) ماهواره ی انعطاف پذیر در ADAMS [۱۸]، ه) ماهواره با پنل های انعطاف پذیر در ADAMS [۱۹] و ماهواره GOES [۲۰]، ز) ربات فضایی و ماهواره انعطاف پذیر [۲۱]، ح) ماهواره انعطاف پذیر [۲۲]، ط) ماهواره طراحی شده توسط ADAMS و Patran/Nastran [۲۳]، ی) بازوی فضایی چندعضوی و ماهواره هدف [۲۴]



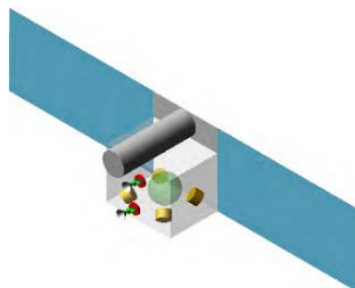
(ب)



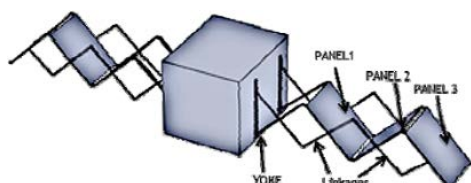
(الف)



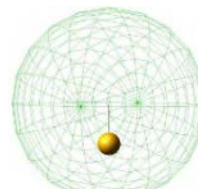
(د)



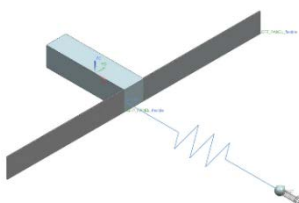
(ج)



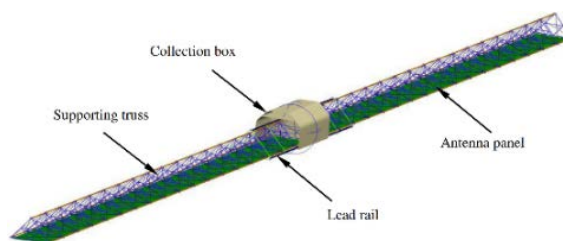
(و)



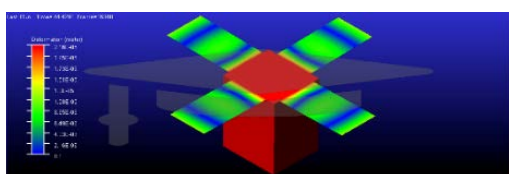
(ه)



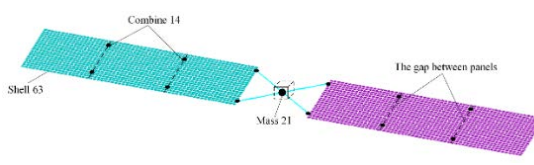
(ح)



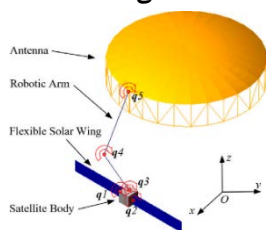
(ز)



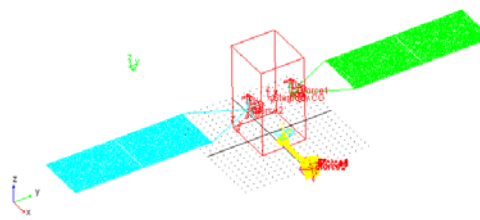
(ی)



(ط)



(ل)



(ک)

شکل (۳): مدل سازی دینامیکی ماهواره های انعطاف پذیر (از ۲۰۱۹ تا ۲۰۲۴ م): (الف) صفحه ای انعطاف پذیر مدل سازی شده در MATLAB [۲۵]، (ب) ماهواره انعطاف پذیر، (ج) ماهواره انعطاف پذیر در ADAMS به همراه اجزاء دوار، (د) مکانیسم نشانه روی آنتن، (ه) مخزن سوخت در ADAMS (و) ماهواره انعطاف پذیر با پنل های خورشیدی قابل گسترش [۲۶]، (ز) ماهواره با آنتن انعطاف پذیر [۲۷]، (ح) ماهواره انعطاف پذیر در Siemens NX [۲۸]، (ط) ماهواره انعطاف پذیر در ANSYS [۲۹]، (ی) ماهواره با اجزاء انعطاف پذیر [۳۰]، (ک) ماهواره با آنتن و پنل انعطاف پذیر [۳۱]، (ل) ماهواره با بازوی ربانیک و آنتن انعطاف پذیر [۳۲]

۳- مدل سازی ماهواره انعطاف پذیر در دستگاه

مختصات مودال

در این بخش مدل دینامیکی ماهواره‌ی انعطاف پذیر ارائه می‌شود. معادلات دیفرانسیل معمولی مانور وضعیت ماهواره را توصیف می‌کند و معادلات دیفرانسیل جزئی بیان کننده ارتعاشات اجزاء انعطاف پذیر ماهواره هست. معادلات دینامیکی یک ماهواره انعطاف پذیر به صورت روابط (۱) و (۲) هست [۳۳].

$$J\dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + T_d \quad (1)$$

$$\ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\dot{\omega} - \delta_2 u_p \quad (2)$$

در این معادلات J ، ماتریس اینرسی کل سازه است و از مجموع ماتریس اینرسی مربوط به بدنه اصلی J_{mb} که یک ماتریس 3×3 ، متقارن و معین مثبت است و ماتریس اینرسی بخش انعطاف پذیر تشکیل می‌شود. ω سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنه ماهواره نسبت به دستگاه مختصات اینرسی است.

$$J = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{21} & J_{22} & J_{23} \\ J_{31} & J_{32} & J_{33} \end{bmatrix} \quad (3)$$

توزیع بخش انعطاف پذیر در ماتریس اینرسی کلی به صورت $\delta^T \delta$ است. δ اثر متقابل بین بخش‌های صلب و انعطاف پذیر را نشان می‌دهد که یک ماتریس $N \times 3$ بوده و N تعداد مود الاستیک در نظر گرفته شده هست. η بردار مختصات مودال است. u گشتاور کنترلی است که برای ایجاد تغییر وضعیت در بخش صلب مورد استفاده قرار می‌گیرد. ورودی بخش انعطاف پذیر u_p و ماتریس اثر ورودی انعطاف پذیر δ_2 است. عبارت $J\omega + \delta^T \dot{\eta}$ بیان گر مومنتم زاویه‌ای کل است. سیستم برای تغییر وضعیت بدنه اصلی دارای سه ورودی در سه محور رول، پیچ و یاو است و نوع محرکی که این گشتاورها را تولید می‌کند تغییری در شکل معادلات ایجاد نمی‌کند. گشتاورهای خارجی که به صورت اغتشاش به ماهواره وارد می‌شوند و تغییرات احتمالی پارامترهای مدل از مقدار نامی، با ورودی T_d نشان داده می‌شوند.

در معادلات بخش انعطاف پذیر، C ماتریس $N \times N$ ضرایب میرایی و K ماتریس $N \times N$ ضرایب سختی به صورت (۴) می‌باشند [۱۰].

$$\begin{cases} C = \text{diag}\{2\zeta_i \omega_{ni}, i = 1, \dots, N\} \\ K = \text{diag}\{\omega_{ni}^2, i = 1, \dots, N\} \end{cases} \quad (4)$$

ω_{ni} فرکانس طبیعی و ζ_i ضریب میرایی مود i ام هستند. وجود بخش $\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta})$ در معادلات، سبب غیرخطی شدن آن‌ها می‌شود. $\omega^\times$ فرم متقارن نامتوازن^۱ ماتریس ω است.

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

فرض ۱: در این مقاله فرض می‌شود که تجهیزات توزیع یافته استفاده نشده است؛ بنابراین $u_p = 0$ بوده و معادله (۲) را می‌توان به صورت (۶) بیان نمود.

$$\ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\dot{\omega} \quad (6)$$

بنابراین می‌توان به صورت خلاصه معادلات ماهواره انعطاف پذیر را با در نظر گرفتن $J = J_{mb} + \delta^T \delta$ و تعریف متغیر جدید $\psi = \dot{\eta} + \delta\omega$ به صورت فرم فضای حالت (۷) که در شبیه سازی‌های عددی مورد استفاده قرار می‌گیرد، نشان داد [۳۴].

$$\begin{cases} \dot{\omega} = (J_{mb})^{-1} \left[-\omega^\times (J_{mb}\omega + \delta^T \psi) + \delta^T \right] \\ \quad \left[C\psi + K\eta - C\delta\omega \right] + u + T_d \\ \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -I \\ C \end{bmatrix} \delta\omega \end{cases} \quad (7)$$

که $I_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس همانی است.

بردار کوآترنیون واحد با $q = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$ با $[q_v^T, q_4]^T \in \mathbb{R}^4$ تعریف می‌شود که $q_v^T q_v + q_4^2 = 1$ برقرار است. $q_v \in \mathbb{R}^3$ قسمت برداری و $q_4 \in \mathbb{R}$ مؤلفه‌ی اسکالر هست. معادلات سینماتیک ماهواره، برحسب کوآترنیون در دستگاه مختصات ثابت بدنی بدین صورت بیان می‌شود [۳۵]:

$$\dot{q} = 0.5 \begin{bmatrix} q_4 I_3 + q_v^\times \\ -q_v^T \end{bmatrix} \omega \quad (8)$$

کوآترنیون‌های مربوط به توالی دوران ۱-۲-۳ بدین صورت هست [۳۶، ۳۷]:

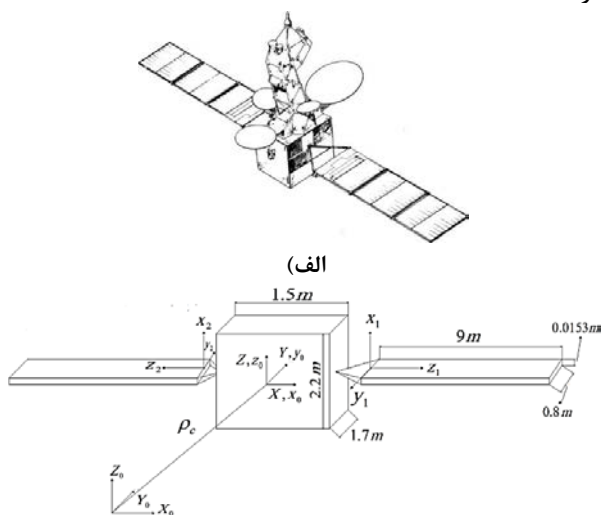
$$\begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\theta_1/2) \cos(\theta_2/2) \cos(\theta_3/2) - \cos(\theta_1/2) \sin(\theta_2/2) \sin(\theta_3/2) \\ \cos(\theta_1/2) \sin(\theta_2/2) \cos(\theta_3/2) + \sin(\theta_1/2) \cos(\theta_2/2) \sin(\theta_3/2) \\ \cos(\theta_1/2) \cos(\theta_2/2) \sin(\theta_3/2) - \sin(\theta_1/2) \sin(\theta_2/2) \cos(\theta_3/2) \\ \cos(\theta_1/2) \cos(\theta_2/2) \cos(\theta_3/2) + \sin(\theta_1/2) \sin(\theta_2/2) \sin(\theta_3/2) \end{bmatrix} \quad (9)$$

¹ Skew Symmetric Form

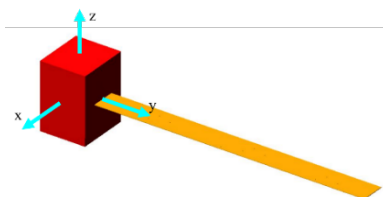
۴. سازه های انعطاف پذیر در این مدل نسبت به جسم صلب ثابت در نظر گرفته می شوند و چرخش های آنها مشابه یک تیر یکسر گیردار در نظر گرفته می شود؛

۵. از عوامل غیر خطی مانند شکاف و اصطکاک اتصال بین سکو و زائده صرف نظر می شود.

در این مدل ساختارهای انعطاف پذیر نسبت به بدنه صلب، ثابت در نظر گرفته می شود. در مرجع [۳۸] مودهای فرکانسی برای ساختاری انعطاف پذیر با ابعادی مشابه که از طریق آنالیز مودال، توسط Nastran به دست آمده اند، گزارش شده است. طبق جدول (۳) مودهای ارتعاشی خارج صفحه در راستای محور یاب و مودهای ارتعاشی داخل صفحه در راستای محور رول قرار دارند.



(ب)



(ج)

شکل (۵): ماهواره ی Intelsat-5 [۳۸]. (ب) ابعاد سازه ی Intelsat-5 (ج) نمایش سه محور بدنی ماهواره [۲۳].

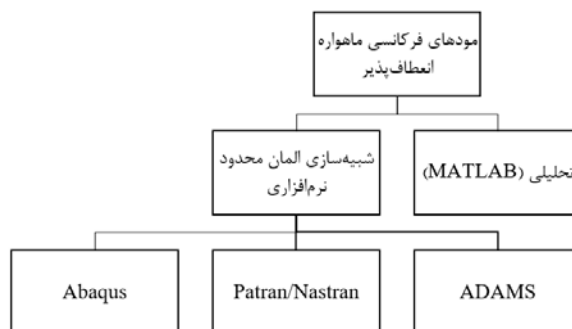
جدول (۲): مشخصات فیزیکی Intelsat-5 [۳۸]

مقدار	مشخصه	
۱۵۰۰ کیلوگرم	جرم	بدنه اصلی
۲.۲×۱.۷×۱.۵ متر	ابعاد	
diag [۳۰۲۶، ۴۴۰، ۳۱۶۴] کیلوگرم مترمربع	ماتریس اینرسی	

در غیاب تکینگی، θ_1 ، θ_2 و θ_3 زوایای رول، پیچ و یاب به ترتیب می باشند. فرض می شود رنج زوایای اویلر در بازه ی $[-\pi, \pi]$ باشد.

۴- آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر

در بسیاری از روش های بیان شده به منظور استخراج دینامیک حاکم بر ماهواره که تنها شامل مشتقات زمانی است، از محاسبه دینامیک مطابق با فرکانس های طبیعی ساختارهای انعطاف پذیر، به عنوان جسمی که مانند یک تیر یک سر گیردار به بدنه متصل شده است، در نظر گرفته می شود. اعمال گشتاور و تأثیر آن بر وضعیت ماهواره ی انعطاف پذیر از طریق ماتریس ضریب جفت-شوندگی بین مختصات انعطاف پذیری، بر وضعیت بدنه ی اصلی در راستای سه محور هست. آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر، شامل روش تحلیلی و شبیه سازی المان محدود نرم افزاری مطابق شکل (۴) هست.



شکل (۴): روش های آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر

۴-۱- مشخصات فیزیکی مدل

به منظور شبیه سازی و صحت سنجی در این مقاله از پارامترها و مشخصات ماهواره ی Intelsat-5 مطابق شکل (۵) استفاده می شود. مشخصات فیزیکی ماهواره در جدول (۲) مشاهده می شود. فرضیات اساسی ساده سازی این مدل به شرح زیر است:

۱. جسم مرکزی که نمایانگر سکوی ماهواره است، به یک جسم صلب ساده سازی شده است که می تواند چرخش های نامحدودی را در فضای اینرسی انجام دهد؛

۲. مرکز جرم سیستم بدون تغییر باقی می ماند؛

۳. تغییر شکل الاستیک منجر به تغییر شکل های کوچک و شرایط خطی می شود و خواص فیزیکی مواد سیستم، الاستیک و ثابت هستند؛

سیستم اعمال شود این فرکانس تشدید شده و دامنه سیستم بی‌نهایت می‌شود. بنابراین فرکانس‌های که به سیستم اعمال می‌شود می‌بایست کمتر از کوچک‌ترین فرکانس طبیعی ساختار انعطاف‌پذیر باشد. زیرا کوچک‌ترین فرکانس طبیعی سیستم فرکانس غالب بوده و احتمال تشدید شدن آن بیشتر از باقی فرکانس‌ها است. با حل معادله (۱۰) داریم:

$$\begin{aligned} \Psi_r(z) &= C_1 \left(\sin \frac{\lambda_r}{L} z - \sinh \frac{\lambda_r}{L} z \right) + \\ &C_2 \left(\cos \frac{\lambda_r}{L} z - \cosh \frac{\lambda_r}{L} z \right) \\ \cos \lambda_r \cosh \lambda_r &= -1 \\ \lambda_r^4 &= \frac{\omega_n^4 m}{EI} \end{aligned} \quad (12)$$

که در آن C_1 و C_2 ثابت و ω_n فرکانس‌های طبیعی هست. شش مقدار اول λ_r مطابق جدول (۴) می‌باشند.

جدول (۴): جواب‌های معادله فرکانس

مقدار	λ_r
1.8751	λ_1
4.4940	λ_2
7.8547	λ_3
10.9950	λ_4
14.1371	λ_5
17.2787	λ_6

در معادله (۱۲)، I ممان اینرسی اول سطح مقطع است که برای محاسبه فرکانس‌های خارج از صفحه و در صفحه به‌صورت زیر است:

$$\begin{cases} I = \frac{1}{12} H^3 W, & \text{out - of - plane} \\ I = \frac{1}{12} H W^3, & \text{in - plane} \end{cases} \quad (13)$$

شرایط اولیه نیز تحت معادلات زیر استخراج می‌شوند:

$$\begin{cases} u(0, t) = 0, & \left. \frac{\partial u(z, t)}{\partial z} \right|_{z=0} \\ \left. \frac{\partial^2 u(z, t)}{\partial z^2} \right|_{z=L}, & \left. \frac{\partial^3 u(z, t)}{\partial z^3} \right|_{z=L} \end{cases} \quad (14)$$

با اعمال شرایط اولیه و جایگذاری در شرایط مرزی معادله

(۱۵)، می‌توان C_1 و C_2 را محاسبه نمود.

$$\begin{cases} \int_0^L m y_r^2(z) dz = 1 \\ C_2 = C_1 \frac{\cos \lambda_r + \cosh \lambda_r}{\sin \lambda_r - \sinh \lambda_r}, \quad \cos \lambda_r \cosh \lambda_r = -1 \end{cases} \quad (15)$$

با به دست آوردن مقادیر C_1 و C_2 ، معادله جابه‌جایی هر نقطه بر روی تیر را می‌توان به‌صورت معادله (۱۱) نوشت.

طول	۹ متر
عرض	۰.۸ متر
ضخامت	۰.۰۱۵۳ متر
مدول یانگ	70×10^9 نیوتون بر مترمربع
چگالی	۲۷۰۰ کیلوگرم بر مترمکعب

جدول (۳): فرکانس‌های طبیعی و اثر متقابل بخش‌های صلب و

انعطاف‌پذیر [۳۸]

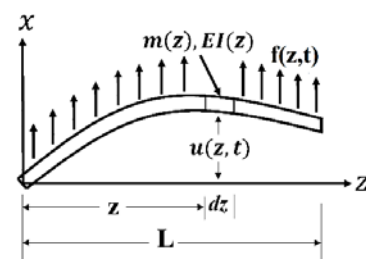
Cantilever mode description	Cantilever beam frequency (Hz)	Coupling scalars (kg.m ²) ^{0.5}		
		Roll	Pitch	Yaw
OP-1	0.1408	0	0	35.372
OP-2	1.0905	0	0	4.772
OP-3	2.6512	0	0	2.347
OP-4	5.3039	0	0	0.548
T-1	3.3053	0	2.532	0
T-2	9.9957	0	0.864	0
T-3	16.7962	0	0.381	0
IP-1	8.0850	35.865	0	0
IP-2	18.0666	2.768	0	0

۲-۴- روش تحلیلی

جابه‌جایی ارتعاشی المان جرمی dz روی یک ساختار انعطاف‌پذیر با مشخصات E, H, W و L به ترتیب مدول یانگ، طول، عرض و ارتفاع می‌باشند، مطابق شکل (۶) هست. معادله حاکم بر حرکت با در نظر گرفتن همگن بودن ساختار و بدون نیروی خارجی f به‌صورت زیر است:

$$-\frac{\partial}{\partial z^2} \left(EI \frac{\partial^2 u(z, t)}{\partial z^2} \right) = m \frac{\partial^2 u(z, t)}{\partial t^2} \quad (10)$$

که در آن EI و m به ترتیب سختی محوری و جرم ساختار هستند.



شکل (۶): پیل انعطاف‌پذیر به‌عنوان تیر یکسر گیردار

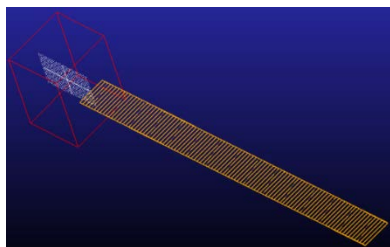
میزان انحراف $u_i(z, t)$ برای ساختار انعطاف‌پذیر z با تفکیک متغیرها به‌صورت $\Psi_{ir}(z)$ و $u_{ir}(t)$ بوده که از معادله (۱۱) به دست می‌آید. تعداد مدهای موردنظر و $\Psi_r(z)$ شکل مد r م تیر یکسر گیردار است.

$$u(z, t) = \sum_r \Psi_r(z) u_r(t) \quad (11)$$

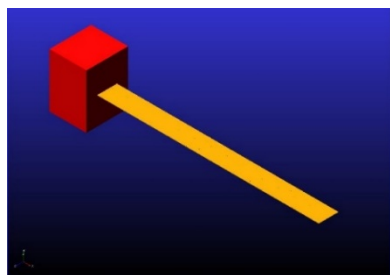
مدهای یک ساختار انعطاف‌پذیر، متناظر با فرکانس‌های طبیعی است که اگر یک گشتاور یا اغتشاش با آن فرکانس به

۳-۴- شبیه سازی المان محدود نرم افزاری

در شبیه سازی المان محدود، محاسبه ی فرکانس های طبیعی با استفاده از Patran/Nastran، ADAMS و Abaqus هست. شکل (۸) ماهواره انعطاف پذیر، به عنوان تیر یکسر درگیر متصل به بدنه ی صلب طراحی شده در ADAMS را نشان می دهد. سازه ی انعطاف پذیر از مجموع اتصال تعدادی سازه ی کوچک تر، مدل سازی می شود. مدل FEM سازه ی انعطاف پذیر شامل ۵۰۰ المان مستطیلی بوده و نحوه ی اتصال تیر به بدنه به صورت ثابت یا گیردار هست. جدول (۵) فرکانس های طبیعی و ضریب میرایی مدل را در راستاهای مختلف، به ترتیب از کوچک ترین فرکانس نشان می دهد.



(الف)



(ب)

شکل (۸): ماهواره انعطاف پذیر به عنوان تیر یکسر درگیر طراحی شده در ADAMS: (الف) نمای wireframe، (ب) نمای shaded toggle for current view

در ادامه به محاسبه فرکانس برای یک ساختار انعطاف پذیر در راستای خارج از صفحه برای سه مود ارتعاشی اول مطابق با مشخصات صفحات خورشیدی Intelsat-5 می پردازیم.

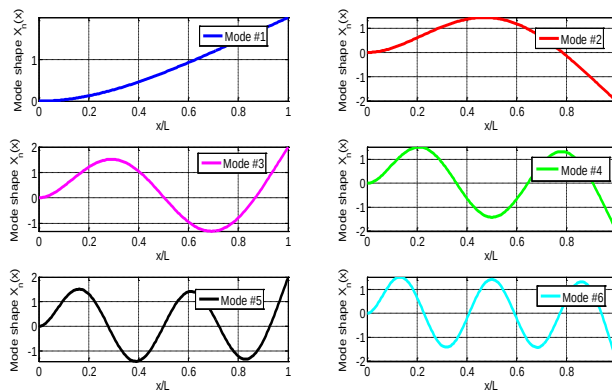
$$I = 2.38 \times 10^{-7}$$

$$\lambda_r = \begin{cases} 1.8751 \\ 4.4940 \\ 7.8547 \end{cases} \rightarrow \omega_{ni} = \begin{cases} 0.1554 \\ 0.9737 \\ 2.7263 \end{cases} \text{ Hz} \quad (16)$$

با جایگذاری ω_{ni} در معادلات و در نظر گرفتن مقادیر اولیه، شکل مودها طبق رابطه ی (۱۷) استخراج می شود. نتایج روش آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر در MATLAB به صورت شکل (۷) هست.

$$\begin{cases} u_1(z, t) = \Psi_1(z)u_1(t) \rightarrow \omega_{n1} \\ u_2(z, t) = \Psi_2(z)u_2(t) \rightarrow \omega_{n2} \\ u_3(z, t) = \Psi_3(z)u_3(t) \rightarrow \omega_{n3} \end{cases} \quad (17)$$

در روش تحلیلی، فرکانس های مودهای نوسانی فقط در یک راستا به دست می آیند. مودهای در صفحه نیز با در نظر گرفتن f در راستای محور x محاسبه می شود. به دلیل اینکه این مودها از فرکانس های بالایی برخوردارند، معمولاً در محاسبات مربوط به دینامیک ماهواره وارد نمی شوند.



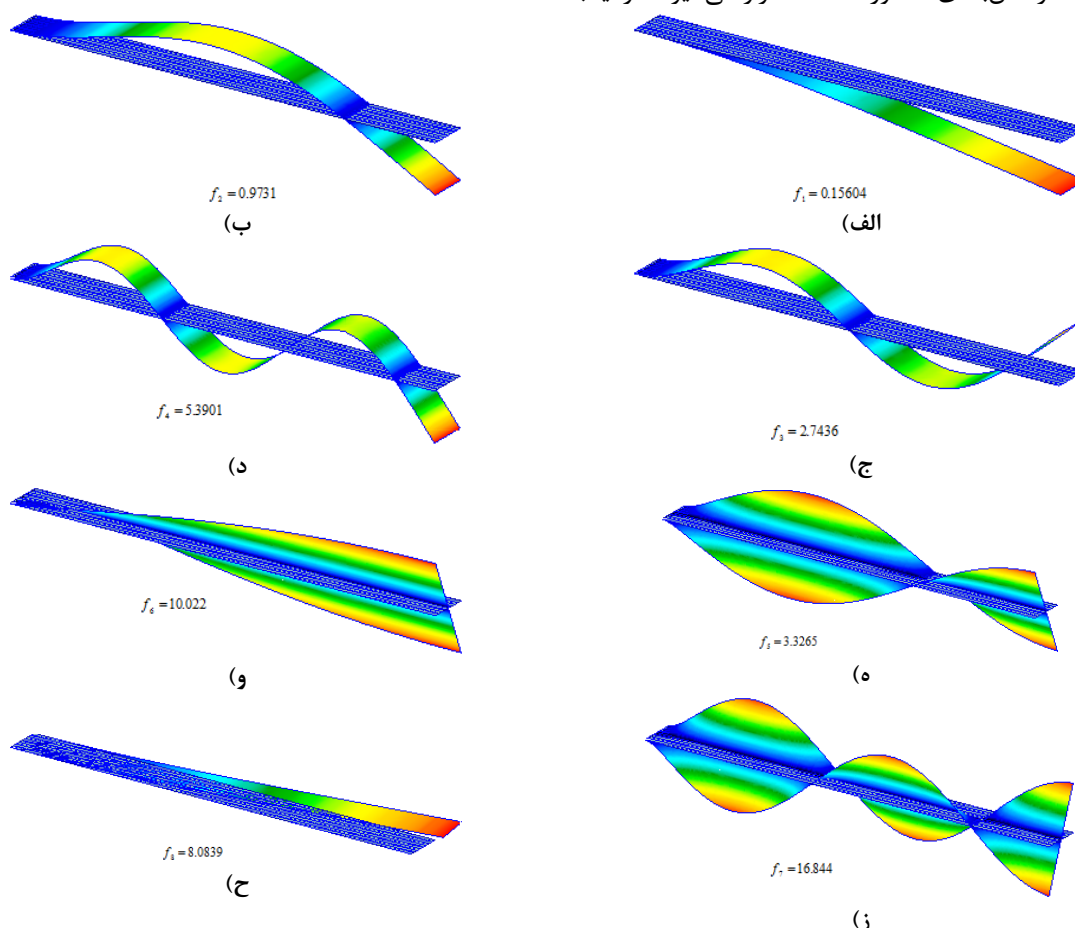
شکل (۷): شش مود اول مربوط به فرکانس های طبیعی خارج از

صفحه در MATLAB (Hz)

جدول (۵): فرکانس های طبیعی و ضریب میرایی در ADAMS (Hz)

Mode number	Undamped natural frequency	Damping ratio	Real	Imaginary
#1	0.14926	4.68909e-006	-6.99892e-007	±0.14926
#2	0.935327	2.93842e-005	-2.74838e-005	±0.935327
#3	2.61853	8.22637e-005	-0.00021541	±2.61853
#4	3.23854	0.000101742	-0.000329494	±3.23854
#5	5.13	0.000161164	-0.000826769	±5.13
#6	7.76305	0.000243883	-0.00189328	±7.76305
#7	8.47736	0.000266324	-0.00225772	±8.47736
#8	9.71481	0.0003052	-0.00296496	±9.71481
#9	12.6582	0.00039767	-0.00503379	±12.6582

جزئیات مدل FEM شامل ۵۴۰ المان مستطیلی بوده و نحوه‌ی اتصال سازه‌ی انعطاف‌پذیر به بدنه به صورت ثابت هست. شکل مودها توسط Patran/Nastran برای مودهای ارتعاشی ساختار انعطاف‌پذیر در شکل (۹) نشان داده شده است. جدول (۶) به طور خلاصه مودهای فرکانسی به دست آمده را نشان می‌دهد.



شکل (۹): شکل مودهای متناظر با فرکانس‌های طبیعی در Patran/Nastran (Hz): (الف) OP-1، (ب) OP-2، (ج) OP-3، (د) OP-4، (ه) T-1 و (و) T-2، (ز) T-3، (ح) IP-1

سازه‌ی انعطاف‌پذیر، در شکل (۱۰) آمده است. همچنین مدل FEM شامل ۴۶۸ المان مستطیلی بوده و نحوه‌ی اتصال سازه‌ی انعطاف‌پذیر به بدنه به صورت صلب هست. جدول (۷) فرکانس‌های طبیعی سازه‌ی انعطاف‌پذیر و ماهواره‌ی Intelsat-5 را در Abaqus نشان می‌دهد. فرکانس‌های به دست آمده از آنالیز مودال، در صورتی که ماهواره به صورت کامل شبیه‌سازی می‌شود، کمتر از فرکانس‌هایی است که فقط پنل خورشیدی مدل‌سازی می‌شود. دلیل این موضوع، مدهای فرکانسی هستند که به واسطه وجود اتصالات پنل خورشیدی با سازه‌ی اصلی رخ می‌دهد که یوک^۱

به منظور محاسبه فرکانس‌های طبیعی در Nastran، ابتدا ساختار انعطاف‌پذیر در محیط Patran طراحی شده و سپس جهت حل به Nastran منتقل می‌شود. Nastran به دلیل دقت بالا در مدل‌سازی، دسترسی به مازول‌های مش‌بندی مختلف، توانایی اعمال تغییرات مختلف و تعریف درجات آزادی گوناگون برای گره‌ها در مش‌بندی‌ها، مورد استفاده قرار می‌گیرد. در اینجا

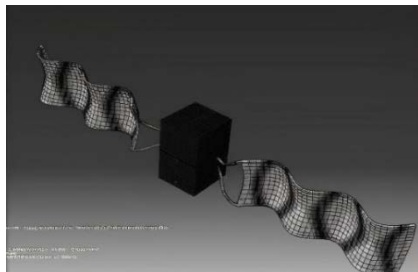
جدول (۶): مودهای فرکانسی در Patran/Nastran (Hz)

Frequency mode	Mode description	Natural frequency
#1	OP-1	0.1560
#2	OP-2	0.9731
#3	OP-3	2.7436
#4	T-1	3.3265
#5	OP-4	5.3901
#6	IP-1	8.0839
#7	T-2	10.0220
#8	T-3	16.8440

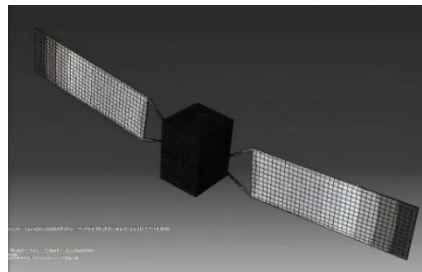
در ادامه ماهواره‌ی Intelsat-5 در Abaqus شبیه‌سازی شده و دو مد نوسانی فرکانس پایین و بالای آن در صورت تحریک شدن

¹ Yoke

نامیده می شود. در تحلیل مودال این کاهش به ویژه در مودهای خمشی و پیچشی قابل توجه است. بخش مهم در طراحی سازی پنل های خورشیدی، نحوه اتصال آن ها به بدنه ی صلب ماهواره هست. اضافه شدن جرم یوک و فاصله ی آن از مرکز جرم، ممان



(ب)



(الف)

شکل (۱۰): ماهواره ی انعطاف پذیر طراحی شده در Abaqus: الف) مود نوسانی فرکانس پایین (OP-2)، ب) مود نوسانی فرکانس بالا (T-3)

قانون کنترل وضعیت، در نظر گرفتن چهار مود اول فرکانسی شامل OP-1، OP-2، OP-3 و T-1، می تواند دینامک ماهواره انعطاف پذیر را با دقت خوبی مدل کند. جدول (۹) مقایسه عملکرد روش های آنالیز مودال را در مقایسه با مدل عملیاتی ماهواره انعطاف پذیر (مرجع [۳۸]) نشان می دهد که حداکثر خطای نسبی برای روش تحلیلی پیاده سازی شده در MATLAB، ۱/۴۵ درصد و روش نرم افزارهای مکانیکی ۳/۳۴ درصد هست. این تفاوت حاصل از روش های مش بندی متفاوت جهت آنالیز مودال، در نرم افزارهای شبیه سازی مختلف هست. نتایج بیانگر صحت روش های مدل سازی و همچنین کارایی روش شبیه سازی المان محدود نرم افزاری هست.

جدول (۷): مودهای فرکانسی در Abaqus (Hz)

Frequency mode	Mode description	Flexible structure	Intelsat-5
#1	OP-1	0.142	0.101
#2	OP-2	0.973	0.9505
#3	OP-3	2.727	2.529
#4	T-1	3.35	3.249
#5	OP-4	5.594	5.1584
#6	IP-1	8.125	8.018
#7	T-2	10.27	10.072
#8	T-3	16.885	16.236

۴-۴- مقایسه انواع روش های آنالیز مودال

به منظور مقایسه انواع روش های مدل سازی، فرکانس هایی که از روش تحلیلی و نرم افزارهای مکانیکی به دست می آید، در جدول (۸) آمده است. می توان نتیجه گرفت که به منظور طراحی

جدول (۸): مقایسه فرکانس های طبیعی به دست آمده با روش های مختلف آنالیز مودال (Hz)

Frequency mode	Mode shape	Analytical	Finite element simulation			
		MATLAB	ADAMS	Patran/Nastran	Abaqus	Reference [38]
#1	OP-1	0.155	0.1492	0.1560	0.101	0.1408
#2	OP-2	0.974	0.9353	0.9731	0.9505	1.0905
#3	OP-3	2.726	2.6185	2.7436	2.529	2.6512
#4	T-1	-	3.2385	3.3265	3.249	3.3035
#5	OP-4	5.342	5.13	5.3901	5.1584	5.3039
#6	IP-1	8.124	7.763	8.0839	8.018	8.0850
#7	T-2	-	9.7148	10.0220	10.072	9.9957
#8	T-3	-	16.6582	16.8440	16.236	16.7962

جدول (۹): مقایسه عملکرد روش های آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر در مقایسه با مرجع [۳۸]

Index	Analytical	Finite element simulation
-------	------------	---------------------------

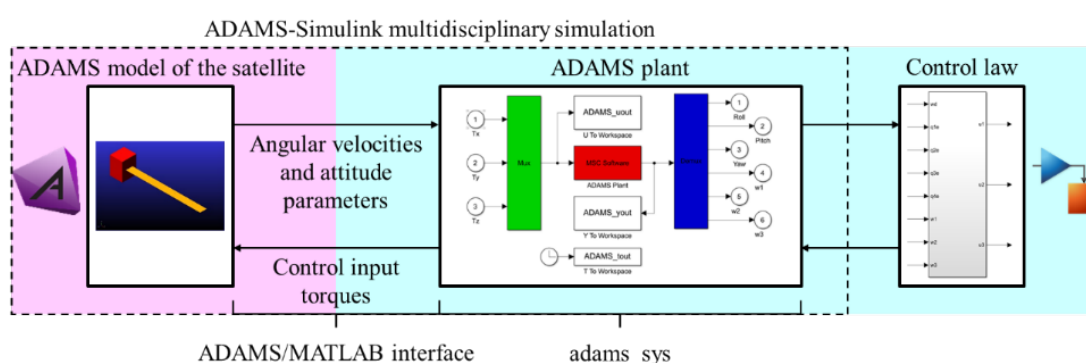
	MATLAB 	ADAMS 	Patran/Nastran 	Abaqus 
Maximum Relative Error to Reference [38]	1.45%	1.92%	0.7%	3.34%

۵- صحت‌سنجی با استفاده از شبیه‌سازی

چندموضوعی

در این بخش ارزیابی و صحت‌سنجی مدل با استفاده از روش شبیه‌سازی چندموضوعی صورت می‌گیرد. کارایی بالا و ارزیابی کامل از عملکرد قانون کنترل وضعیت پیش از پیاده‌سازی، از مزایای به‌کارگیری شبیه‌سازی چندموضوعی MATLAB و

ADAMS است [۳۹]. در آنالیز شبیه‌سازی چندموضوعی، مطابق شکل (۱۱) مدل ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر ایجاد شده در ADAMS به محیط MATLAB/Simulink انتقال می‌یابد و با مدل دینامیک تحلیلی به ازای ورودی‌های یکسان مقایسه می‌شود. درواقع مدل تحلیلی مورد استفاده در Simulink، یک مدل مرتبه کاهش‌یافته^۱ است.



شکل (۱۱): بلوک دیاگرام شبیه‌سازی چندموضوعی برای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر

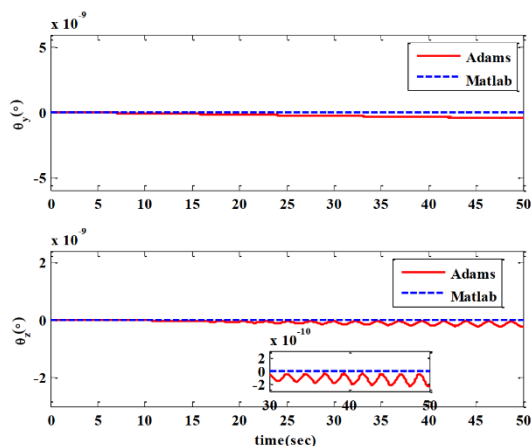
می‌شود. علت این تداخل، محدود بودن تعداد مدهای در نظر گرفته‌شده در مدل تحلیلی است. در مدل تحلیلی تنها چهار مود لحاظ شده است، درحالی‌که در مدل ADAMS تمامی مدهای ارتعاشی مدنظر قرار گرفته‌اند. از آنجاکه مدهای بالاتر موجب کوپل دینامیکی بین محورهای مختلف بدنه می‌شوند، در نظر نگرفتن آن‌ها در مدل تحلیلی باعث می‌شود اثرات متقابل بین محورهای بدنه به‌طور کامل بازنمایی نشود و در نتیجه تفاوت‌های جزئی در پاسخ محورهای مختلف مشاهده گردد. شکل (۱۴) گشتاور حول محور z اعمال شده به ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر، زاویه دوران حول محورهای x و y، زاویه دوران و سرعت زاویه‌ای حول محور z مربوط به مدل تحلیلی و مدل ADAMS را نشان می‌دهد. تداخل ورودی سوم به سایر محورها تقریباً کوچک است.

$$\begin{cases} C = \text{diag}\{0, 0.0003, 0.0027, 0.0041\} \\ K = \text{diag}\{0.8795, 34.5368, 270.6124, 414.0533\} \end{cases} \quad (18)$$

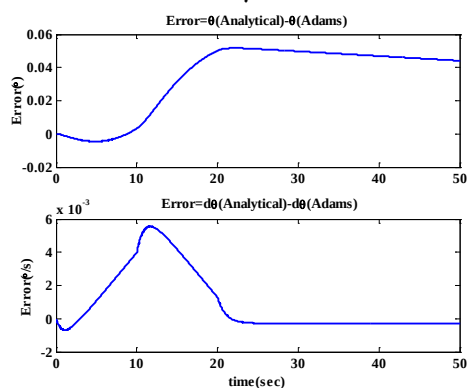
طبق شکل (۱۲) گشتاور ۵ نیوتن‌متری حول محور x به ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر اعمال می‌شود. ماتریس‌های C و K به صورت رابطه‌ی (۱۸) برای مدل تحلیلی در نظر گرفته می‌شوند. همچنین در شبیه‌سازی‌های صورت گرفته $T_d = 0$ در نظر گرفته می‌شود. در شکل (۱۲) زاویه دوران، سرعت زاویه‌ای دوران حول محور x و خطای آن‌ها به ازای گشتاور اعمالی نیز آمده که بیانگر تداخل ناچیز ورودی اول بر سایر زوایای بدنی ماهواره هست. همان‌طور که مشاهده می‌شود ورودی اول، تداخل ناچیزی بر روی محورهای دیگر دارد.

در ادامه گشتاور ۱۰ نیوتن‌متری حول محور y، مطابق شکل (۱۳) به ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر اعمال می‌شود. شکل (۱۳) زاویه دوران حول محورهای x و z، زاویه دوران و سرعت زاویه‌ای دوران حول محور y و خطای آن‌ها مربوط به مدل تحلیلی و مدل ADAMS را نیز نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهند که ورودی دوم موجب تداخل جزئی بر محورهای دیگر بدنه‌ی ماهواره

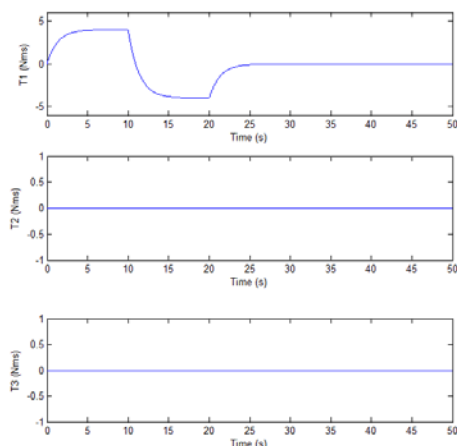
¹ Reduced Order Model



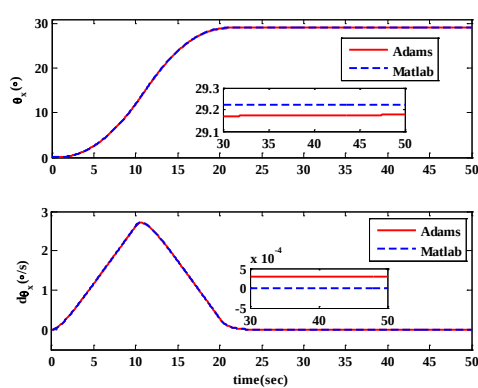
(ب)



(د)

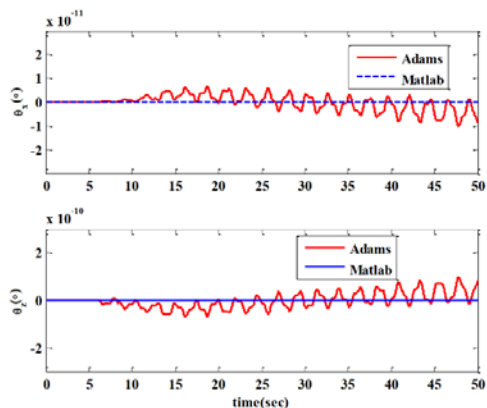


(الف)

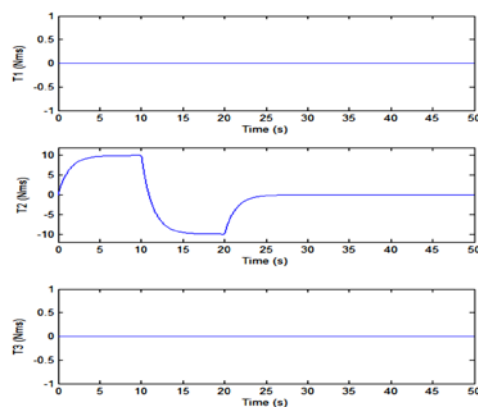


(ج)

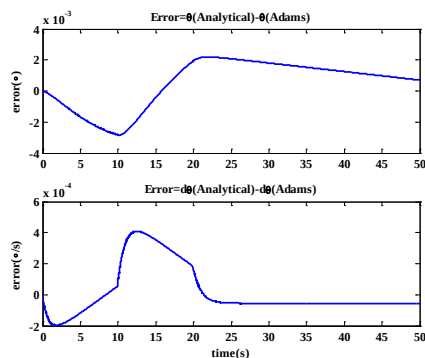
شکل (۱۲): نتایج شبیه سازی چند موضوعی: (الف) گشتاورهای اعمال شده به بدنه ماهواره انعطاف پذیر، (ب) زاویه دوران حول محورهای y و z ، (ج) زاویه دوران و سرعت زاویه ای حول محور x ، (د) خطای زاویه دوران و خطای سرعت زاویه ای بین مدل تحلیلی و مدل ADAMS



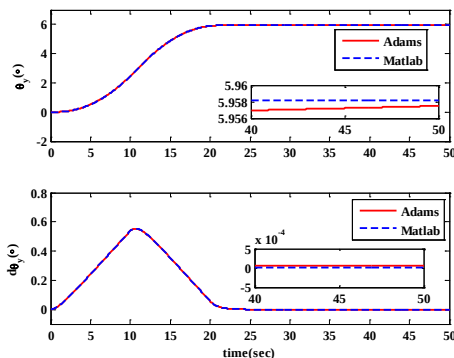
(ب)



(الف)

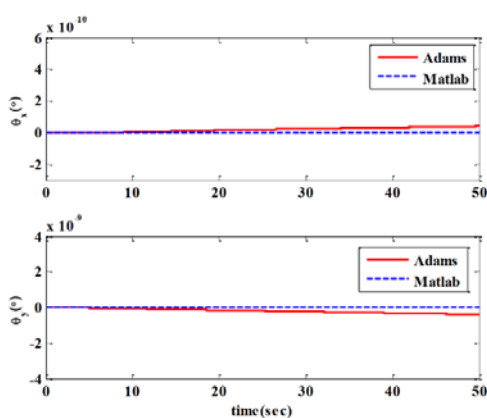


(د)

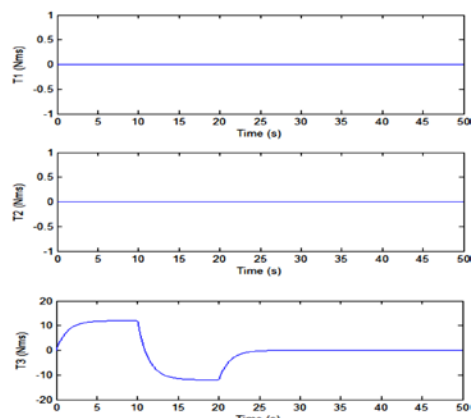


(ج)

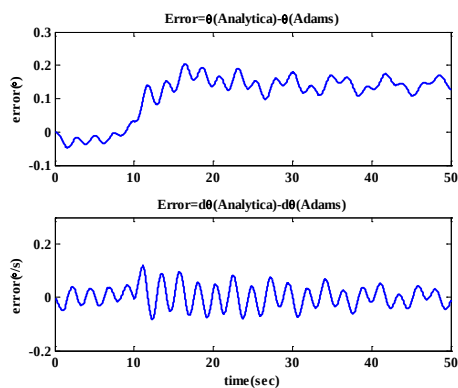
شکل (۱۳): نتایج شبیه‌سازی چندموضوعی: الف) گشتاورهای اعمال شده به بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر، ب) زاویه دوران حول محورهای x و z ، ج) زاویه دوران و سرعت زاویه‌ای حول محور y ، د) خطای زاویه دوران و خطای سرعت زاویه‌ای بین مدل تحلیلی و مدل ADAMS



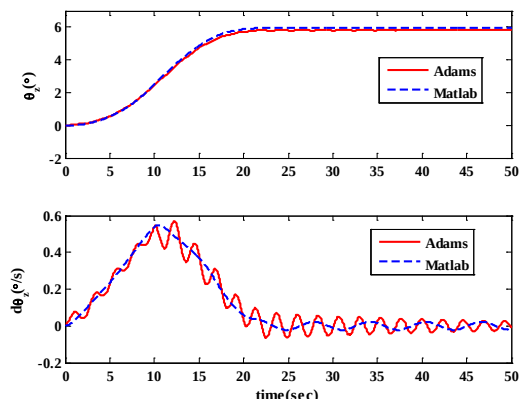
(ب)



(الف)



(د)



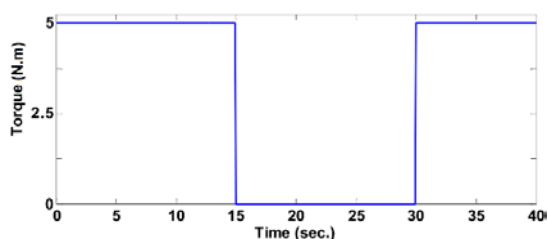
(ج)

شکل (۱۴): نتایج شبیه‌سازی چندموضوعی: الف) گشتاورهای اعمال شده به بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر، ب) زاویه دوران حول محورهای x و y ، ج) زاویه دوران و سرعت زاویه‌ای حول محور z ، د) خطای زاویه دوران و خطای سرعت زاویه‌ای بین مدل تحلیلی و مدل ADAMS

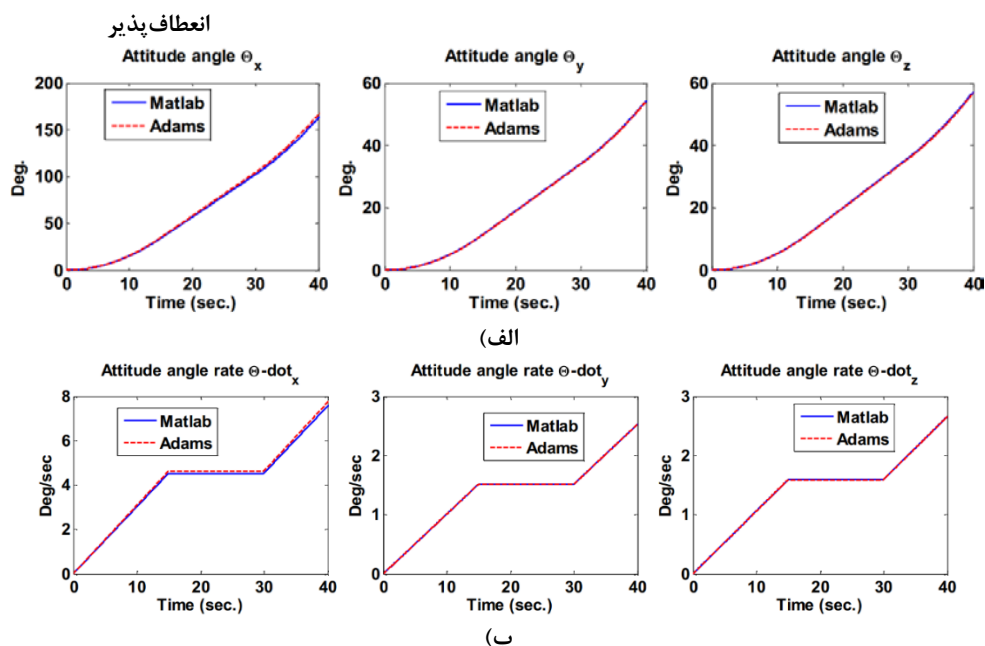
شکل (۱۶) نتایج شبیه‌سازی تطابق خوبی با یکدیگر دارند. به‌منظور درک بهتر اختلاف نتایج فوق، خطای نسبی خروجی مدل طراحی شده در MATLAB نسبت به خروجی مدل طراحی شده در ADAMS محاسبه می‌شود. همان‌طور که در شکل (۱۷)

در ادامه ورودی گشتاور آزمون پالس مربعی مطابق شکل (۱۵) به بدنه‌ی اصلی در هر سه محور بدنی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر اعمال شده و میزان دوران و نیز نرخ تغییرات آن بررسی می‌شود. این آزمون برای هر محور به‌صورت جداگانه انجام شده که مطابق

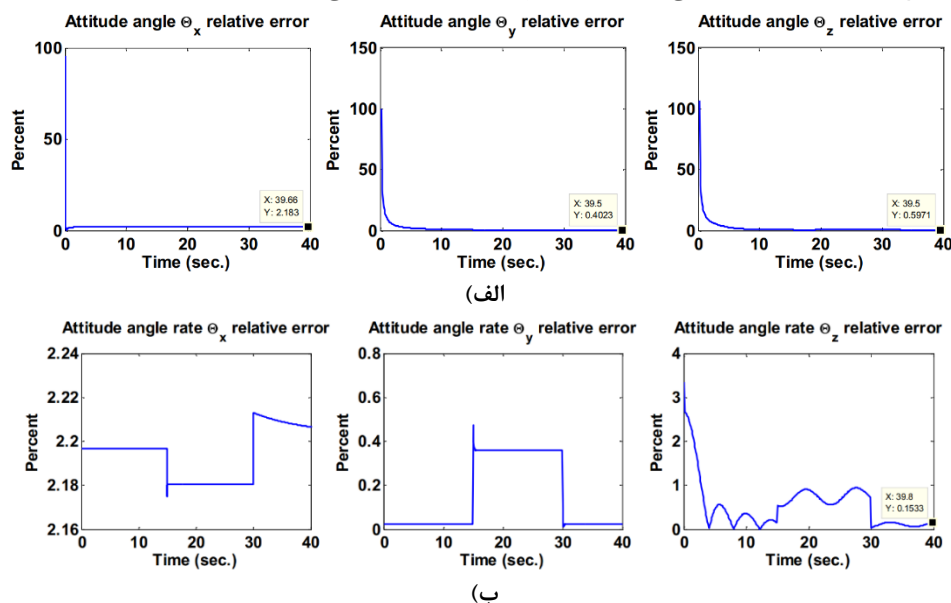
مشاهده می شود، به جز چند ثانیه اول، خطای زوایای اوپلر برای محور x کمتر از ۳ درصد و برای محور y و z کمتر از ۱ درصد هست. خطای زیاد در ثانیه های ابتدایی به دلیل همگرایی کامل رسیدن الگوریتم حل عددی MATLAB هست. همچنین تنظیمات حل کننده عددی در پیکربندی پارامترهای MATLAB/Simulink و ADAMS شامل: نوع حل کننده، گام زمانی و تلورانس نسبی خطا یکسان انتخاب شده اند. در نرخ تغییرات زوایای اوپلر نیز همین نتیجه حاصل شده است. این



شکل (۱۵): گشتاور اعمال شده حول محورهای بدنی ماهواره



شکل (۱۶): نتایج شبیه سازی چندموضوعی ماهواره انعطاف پذیر: (الف) زوایای بدنی، (ب) سرعت های زوایای حول محورهای بدنی



شکل (۱۷): نتایج شبیه‌سازی چندموضوعی ماهواره انعطاف‌پذیر: الف) خطای نسبی خروجی MATLAB نسبت به مدل ADAMS برای زوایای بدنی، ب) خطای نسبی خروجی MATLAB نسبت به مدل ADAMS برای سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای بدنی

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله روش‌های آنالیز مودال ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر شامل روش‌های تحلیلی و المان محدود نرم‌افزاری بررسی شد. به‌منظور مدل‌سازی ماهواره از روش مختصات مودال استفاده گردید. پیکربندی ماهواره شامل بدنه اصلی صلب و آرایه‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر بود که مشخصات فیزیکی ماهواره با استفاده از پارامترهای Intelsat-5 تعیین شد. به‌منظور ارزیابی صحت فرآیند مدل‌سازی، شبیه‌سازی چندموضوعی ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از MATLAB و ADAMS ارائه شد. نتایج ارزیابی شبیه‌سازی چندموضوعی حاکی از دقت قابل‌قبول فرآیند مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر هست. با مدل‌سازی ماهواره در ADAMS و اتصال برخط به MATLAB می‌توان دینامیک پیچیده و غیرخطی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را مدل نمود. همچنین می‌تواند جایگزینی مناسب برای مدل‌های تحلیلی باشد. به‌کارگیری مدل‌های المان محدود جهت مدل‌سازی و حل معادلات دینامیک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر، نشان‌دهنده‌ی کارایی مناسب این مدل‌ها بوده و می‌توانند برای هدف طراحی قانون کنترل وضعیت مورد‌استفاده قرار گیرند. در ادامه و جهت تکمیل این مطالعه می‌توان با در نظر گرفتن ساختارهای خورشیدی گردان در مدل ماهواره، این کار را توسعه داد و به کاربردهای عملیاتی نزدیک‌تر شد. همچنین استخراج دینامیک غیرخطی دقیق ماهواره با در نظر گرفتن چرخ‌های عکس‌العملی به‌عنوان عملگر در ADAMS پیشنهاد می‌شود. علاوه بر این می‌توان در روش‌های مدل‌سازی مختصات هابیرید و چندجسمی، مودهای فرکانسی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر را با استفاده از روش ترکیبی تحلیلی و نرم‌افزاری استخراج کرد و نتایج را مقایسه نمود.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

از داوران ارجمند و سردبیر محترم نشریه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی به جهت ارائه نظرات تخصصی و همکاری در ارتقاء این مقاله، سپاسگزاریم.

مراجع

- [1] L. Mazzini, *Springer Aerospace Technology Flexible Spacecraft Dynamics, Control and Guidance*. Cham: Springer International Publishing, 2016.
- [2] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Robust Hybrid Attitude Tracking and Vibration Suppression Control of a Remote Sensing Flexible Satellite Based on Command Shaping Method," *Arab. J. Sci. Eng.*, pp. 1–9, Oct. 2025.
- [3] P. Gasbarri, R. Monti, and M. Sabatini, "Very large space structures: Non-linear control and robustness to structural uncertainties," *Acta Astronaut.*, vol. 93, pp. 252–265, Jan. 2014.
- [4] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Adaptive Robust Attitude Control and Vibration Suppression of a Flexible Satellite in Imaging Maneuver," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 18, no. 1, pp. 78–91, 2025.
- [5] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "A Review on Underactuated Attitude Control of Reaction Wheel Actuated Satellites," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 18, no. 2, pp. 83–119, 2025.
- [6] J. Wang and D.-X. Li, *Rigid-Flexible Coupling Dynamics and Control of Flexible Spacecraft with Time-Varying Parameters*. Singapore: Springer Singapore, 2022.
- [7] C. Chiappa, G. Bodineau, S. Boulade, and C. Beugnon, "(μ -Mu)-iteration technique: Application to attitude control of satellite with large flexible appendages," *Proc. 44th IEEE Conf. Decis. Control. Eur. Control Conf. CDC-ECC '05*, vol. 2005, pp. 641–646, 2005.
- [8] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Integrated vibration suppression-based attitude tracking control of a flexible satellite in rapid imaging maneuver," *Aerosp. Syst.*, Jul. 2025.
- [9] B. Yuan, Z. Meng, and R.-Q. Dong, "Design of anti-unwinding attitude coupling controller for flexible spacecraft using positive position feedback control," *Acta Astronaut.*, vol. 218, pp. 163–176, May 2024.
- [10] M. N. Hasan, Y. Chen, J. Liang, and A. Wen, "Fixed-time fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft without angular velocity sensor," *ISA Trans.*, vol. 146, pp. 87–98, Mar. 2024.
- [11] E. Azadi, M. Eghtesad, S. Fazlzadeh, and M. Azadi, "Vibration suppression of smart nonlinear flexible appendages of a rotating satellite by using hybrid adaptive sliding mode/Lyapunov control," *J. Vib. Control*, vol. 19, no. 7, pp. 975–991, May 2013.
- [12] L. Liu, D. Cao, and X. Tan, "Studies on global analytical mode for a three-axis attitude stabilized

- 48, 2020.
- [27] G. Lu, J. Zhou, G. Cai, L. Lv, and G. Fang, "Active vibration control of a large space antenna structure using cable actuator," *AIAA J.*, vol. 59, no. 4, pp. 1457–1468, 2021.
- [28] Z. J. Shahbazzadeh, R. Vatankhah, M. Eghtesad, and N. Assadian, "Development and verification of a flexible tethered satellite system model considering the fuel slosh," *Multibody Syst. Dyn.*, vol. 56, no. 3, pp. 289–312, Nov. 2022.
- [29] G. He and D. Cao, "Dynamic Modeling and Attitude–Vibration Cooperative Control for a Large-Scale Flexible Spacecraft," *Actuators*, vol. 12, no. 4, 2023.
- [30] G. Tagliani, M. Mancini, and E. Capello, "Attitude Control System Design for Multibody Flexible Spacecraft," *Proc. Am. Control Conf.*, vol. 2023–May, pp. 4820–4825, 2023.
- [31] J. Zhang, P. Wu, Q. Han, X. Wei, and Y. Duan, "Dynamic Behavior of Satellite and Its Solar Arrays Subject to Large-Scale Antenna Deployment Shock," *Aerospace*, vol. 11, no. 5, 2024.
- [32] F. Gao, J. Li, and G. Sun, "Efficient and accurate flexible multibody dynamics modeling for complex spacecraft with integrated control applications," *Acta Astronaut.*, vol. 219, pp. 818–825, 2024.
- [33] M. Liu, Q. Liu, C. Yue, and H. Li, "Prescribed performance fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft under limited communication network," *IET Control Theory Appl.*, vol. 17, no. 11, pp. 1566–1577, 2023.
- [34] S. Di Gennaro, "Passive attitude control of flexible spacecraft from quaternion measurements," *J. Optim. Theory Appl.*, vol. 116, no. 1, pp. 41–60, 2003.
- [35] M. Rivandi, M. Mirshams, and M. Zarourati, "Design and Implementation of a Balance System for the CubeSat Attitude Determination and Control Tabletop Simulator," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 16, no. 1, pp. 75–88, May 2023.
- [36] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Designing an adaptive robust observer for underactuation fault diagnosis of a remote sensing satellite," *Int. J. Adapt. Control Signal Process.*, vol. 37, no. 11, pp. 2812–2834, Nov. 2023.
- [37] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Adv. Control Appl. Eng. Ind. Syst.*, vol. 6, no. 3, Sep. 2024.
- [38] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control, Second Edition*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [39] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Attitude path design and adaptive robust tracking control of a remote sensing satellite in various imaging modes," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 237, no. 9, pp. 2166–2184, Jul. 2023.
- spacecraft by using the Rayleigh–Ritz method," *Arch. Appl. Mech.*, vol. 86, no. 12, pp. 1927–1946, 2016.
- [13] P. C. Hughes, "Modal identities for elastic bodies, with application to vehicle dynamics and control," *J. Appl. Mech. Trans. ASME*, vol. 47, no. 1, pp. 177–184, 1980.
- [14] P. W. Likins, "Dynamics and control of flexible space vehicles," 1970.
- [15] D. Lu and Y. Liu, "Singular formalism and admissible control of spacecraft with rotating flexible solar array," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 27, no. 1, pp. 136–144, 2014.
- [16] A. J. Elliott, A. Nakhaeezadeh Gutierrez, L. Felicetti, and L. Zanolini Fragonara, "In-orbit system identification of a flexible satellite with variable mass using dual Unscented Kalman filters," *Acta Astronaut. (Under Rev.)*, vol. 226, pp. 71–86, Jan. 2025.
- [17] O. Wallrapp and S. Wiedemann, "Simulation of deployment of a flexible solar array," *Multibody Syst. Dyn.*, vol. 7, no. 1, pp. 101–125, 2002.
- [18] B. Fufa, C. Zhao-Bo, and M. Wensheng, "Modeling and Simulation of Satellite Solar Panel Deployment and Locking," *Inf. Technol. J.*, vol. 9, no. 3, pp. 600–604, Mar. 2010.
- [19] S. Shahriari, S. Azadi, and M. M. Moghaddam, "An accurate and simple model for flexible satellites for three-dimensional studies," *J. Mech. Sci. Technol.*, vol. 24, no. 6, pp. 1319–1327, 2010.
- [20] J. C. Brannan and C. R. Carignan, "Modeling flexible-body dynamics in real-time robotic systems used in satellite servicing simulations," *AIAA Model. Simul. Technol. Conf.*, 2013.
- [21] W. Xu, D. Meng, Y. Chen, H. Qian, and Y. Xu, "Dynamics modeling and analysis of a flexible-base space robot for capturing large flexible spacecraft," *Multibody Syst. Dyn.*, vol. 32, no. 3, pp. 357–401, 2014.
- [22] B. Baghi, M. Kabganian, R. Nadafi, and E. Arabi, "Three-axis attitude stabilization of a flexible satellite using non-linear PD controller," *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 40, no. 2, pp. 591–605, 2018.
- [23] M. Tahmasebi and S. M. Esmailzadeh, "Modeling and co-simulating of a large flexible satellites with three reaction wheels in ADAMS and MATLAB," *Int. J. Dyn. Control*, vol. 6, no. 1, pp. 79–88, 2018.
- [24] A. Stolfi, P. Gasbarri, and M. Sabatini, "A parametric analysis of a controlled deployable space manipulator for capturing a non-cooperative flexible satellite," *Acta Astronaut.*, vol. 148, pp. 317–326, 2018.
- [25] D. Zhang, J. Luo, and J. Yuan, "Dynamics modeling and attitude control of spacecraft flexible solar array considering the structure of the hinge rolling," *Acta Astronaut.*, vol. 153, pp. 60–70, 2018.
- [26] H. Soleimani and M. Azimi, "Modeling and Simulation of a Flexible Spacecraft Solar Panels Deployment Mechanism with Yoke Driven Assembly," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 13, no. 4, pp. 37–



Improved Reliability Analysis of Satellite Attitude Control Subsystem Using Actuator Failure Logic

Jamileh Hamzei¹, Mahdi Fakoor^{2*}, Peyman Nikpey³

¹ College of Interdisciplinary Science and Technology,
University of Tehran, Tehran, Iran
Jamila.hamzei@ut.ac.ir

^{2*} College of Interdisciplinary Science and Technology,
University of Tehran, Tehran, Iran
mfakoor@ut.ac.ir

³ Space Research Institute, Iranian Space Research Centre, Tehran, Iran
p.nikpey@isrc.ac.ir

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 150-160
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2026.549876.1268](https://doi.org/10.22034/jssta.2026.549876.1268)

Article Info

Received: 2025-09-29
Accepted: 2025-12-30

Keywords

Attitude Control
Subsystem, Actuator lose
efficiency, Actuator fault,
Reaction wheel, Thruster,
Monte Carlo simulation,
Reliability

How to Cite this article

J. Hamzei, M. Fakoor, P.
Nikpey, "Improved
Reliability Analysis of
Satellite Attitude Control
Subsystem Using Actuator
Failure Logic", *Journal of
Space Science, Technology &
Applications*, Vol. 6, No. 1,
pp. 150-160, 2026.

Abstract

In this work, a reliability-oriented design framework is proposed for the attitude control subsystem of a flexible satellite subjected to stochastic actuator degradation and failure. The study begins by formulating a high-fidelity dynamic model of the satellite that explicitly accounts for structural flexibility and external environmental disturbances. Random uncertainties influencing actuator effectiveness are modeled probabilistically and injected into the system dynamics. A fault-tolerant control architecture based on sliding mode control is implemented, where a redundant actuation scheme consisting of multiple reaction wheels and auxiliary thrusters is employed to maintain attitude stability under adverse conditions. The behavior of the subsystem is evaluated across a comprehensive set of failure patterns generated through combinatorial probability analysis. To ensure statistical robustness, each fault configuration is simulated repeatedly using randomized sampling techniques. Due to the extensive volume of simulation outcomes, a data-driven predictive framework is developed to estimate subsystem survivability as a function of failure severity and distribution. This framework enables rapid assessment of control success without requiring exhaustive re-simulation. Finally, system-level reliability is quantified using an advanced modeling strategy suitable for highly interconnected subsystems, allowing informed decisions regarding the integration of actuators with no prior operational heritage into future satellite missions.

روش بهبود یافته برای ارزیابی قابلیت اطمینان زیرسامانه کنترل وضعیت ماهواره در شرایط خرابی

جمیله حمزه ای^۱، مهدی فکور^{۲*}، پیمان نیک پی^۳

۱- دانشگاه تهران – Jamila.hamzei@ut.ac.ir

۲- دانشگاه تهران – mfakoor@ut.ac.ir

۳- پژوهشگاه فضایی ایران – p.nikpey@isrc.ac.ir

نویسنده مسئول*

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۱۶۰-۱۵۰

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2026.549876.1268

چکیده

در این پژوهش، یک چارچوب طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان برای زیرسامانه کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر که در معرض افت تصادفی عملکرد و خرابی عملگرها قرار دارد، ارائه می شود. مطالعه با توسعه یک مدل دینامیکی با دقت بالا آغاز می گردد که در آن اثرات انعطاف پذیری سازه ای ماهواره و اغتشاشات محیطی خارجی به صورت صریح لحاظ شده اند. عدم قطعیت های تصادفی مؤثر بر کارایی عملگرها به صورت آماری مدل سازی شده و در معادلات دینامیکی سیستم اعمال می شوند. در ادامه، یک ساختار کنترل مقاوم در برابر خطا مبتنی بر کنترل مد لغزشی پیاده سازی می شود که در آن از یک آرایش افزونه شامل چندین چرخ عکس العملی و عملگرهای رانشی کمکی برای حفظ پایداری وضعیت در شرایط نامطلوب استفاده شده است. عملکرد زیرسامانه کنترل وضعیت در مجموعه ای گسترده از الگوهای خرابی، که بر اساس تحلیل های ترکیبیاتی احتمالاتی تولید شده اند، مورد ارزیابی قرار می گیرد. به منظور افزایش اعتبار آماری نتایج، هر پیکربندی خرابی با استفاده از روش های نمونه برداری تصادفی به طور مکرر شبیه سازی می شود. با توجه به حجم بالای داده های حاصل از شبیه سازی ها، یک چارچوب پیش بینی داده محور توسعه داده شده است که قادر است قابلیت بقا و موفقیت زیرسامانه را به عنوان تابعی از شدت و توزیع خرابی عملگرها برآورد کند. این چارچوب امکان ارزیابی سریع عملکرد سیستم را بدون نیاز به انجام مجدد شبیه سازی های گسترده فراهم می سازد. در نهایت، قابلیت اطمینان در سطح سیستم با بهره گیری از یک روش پیشرفته مناسب برای مدل سازی سامانه های پیچیده و به شدت به هم پیوسته محاسبه شده و بر این اساس، تصمیم گیری آگاهانه در خصوص به کارگیری عملگرهای فاقد سابقه عملیاتی فضایی در مأموریت های آینده امکان پذیر می شود.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۷/۰۷

پذیرش: ۱۴۰۴/۱۰/۰۹

واژه های کلیدی

زیرسیستم کنترل وضعیت،
افت کارایی عملگر، خرابی عملگر،
چرخ عکس العملی، تراستر،
شبیه سازی مونت کارلو، قابلیت
اطمینان

نحوه استناد به این مقاله

جمیله حمزه ای، مهدی فکور، پیمان نیک پی، "روش بهبود یافته برای ارزیابی قابلیت اطمینان زیرسامانه کنترل وضعیت ماهواره در شرایط خرابی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۱۶۰-۱۵۰، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

در رویکردهای آماری تفضلی، سپربر، صالح و همکاران [۱-۳] به بررسی سهم نسبی هر زیرسیستم با استفاده از مجموعه داده‌های مختلف، تجزیه و تحلیل خرابی‌ها در شکست فضاپیما در مدار پرداختند. این تحقیقات حاکی از آن بود که خطای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت عامل اصلی شکست ماهواره است. رابرتسون همچنین نشان داد ماهیت ناهجاری و شکست‌ها اکثراً مکانیکی بوده و در فاز ابتدایی رخ می‌دهد که طبیعتاً با تست مناسب تجهیزات و بهبود روند طراحی و تولید می‌توان شکست و خرابی را کاهش داد یا به طور کامل از بین برد [۴]. با توجه به اهمیت زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره در تحقق یافتن اهداف مأموریت فضایی، در ادامه پژوهش‌های انجام شده با توجه به روش پایدارسازی، نوع عملگرها، الگوریتم کنترلی و قابلیت اطمینان به کار گرفته شده بررسی شده‌اند. در حوزه طراحی کنترل‌کننده، روش‌های کنترلی مختلف با توجه به عملگرها ایجاد شده و توسعه یافته‌اند. آوانزینی و همکاران [۵] به بررسی کنترل وضعیت ماهواره‌ای در مدار نزدیک زمین که دارای سه عملگر مغناطیسی و سه چرخ عکس‌العالمیست پرداختند. در این تحقیق قانون کنترلی برای ماهواره صلب استفاده شده و همچنین از شبیه‌سازی مونت کارلو جهت دستیابی به ضرایب کنترلی بهینه استفاده شده است. در پژوهشی دیگر نیز کوزنتسو و همکاران [۶] جهت پایداری ماهواره انعطاف‌پذیر در حضور اغتشاشات محیطی، از چرخ عکس‌العالمی استفاده کرده‌اند. در حالتی که مکانیزم کنترلی به صورت تک محوره با چرخ دوار صورت می‌گیرد، اوسالو و اکبرنیا [۷] از دو چرخ عکس‌العالمی و عملگرهای افزونه استفاده کرده‌اند. در میان عملگرهای گوناگون برای ماهواره، چرخ‌های عکس‌العالمی به دلیل سادگی، عملکرد خوب و پاسخ سریع مناسب‌اند.

در سال ۲۰۲۰ هانگ و همکاران [۸] به دنبال کنترل وضعیت فضاپیما ترکیبی که به دلیل متغیر بودن خواص جرمی کل سیستم فضاپیما و ماتریس چیدمان چرخ‌های عکس‌العالمی چالش برانگیزست بوده‌اند. در این پژوهش چیدمان چهار چرخ عکس‌العالمی به صورت هرمی در نظر گرفته شده، یک طرح کنترل وضعیت تحمل‌پذیر خطا مبتنی بر ناظر اختلال غیرخطی برای فضاپیما ترکیبی توسعه داده شده و با کنترلر PD و مقاوم مقایسه شده است. حالت خطای عملگر و میزان از کارافتادگی به صورت دستی صرفاً برای یک حالت خاص دلخواه انتخاب شده است.

در [۹] مزایای افزونگی برای بالابردن قابلیت اطمینان ماهواره را ذکر کرده‌اند. این تحقیق برای ماهواره با پایداری سه محوره به همراه چهار چرخ عکس‌العالمی و گشتاور مغناطیسی انجام شده است. به طور کامل تر ابراهیم کوک در تحقیقش از میان ماهواره‌هایی که از چرخ عکس‌العالمی استفاده کرده‌اند، به مقایسه و ارزیابی ساختارهای مختلف استاندارد، هرمی و چهاروجهی پرداخته و با در نظر قراردادن از کارافتادگی عملگر، برتری ساختار چهاروجهی را نشان داده است [۱۰].

بسیاری از فضاپیماها از چرخ عکس‌العالمی اضافی برای قابلیت اطمینان و قابلیت مانور اضافی بهره می‌برند. یافتن یک چیدمان بهینه از عملگرها یک گام حیاتی است. کثیری و صابری [۱۱] مطالعه‌ای از سه چیدمان عملی از چهار چرخ عکس‌العالمی به منظور یافتن زاویه شیب بهینه انجام داده‌اند. نتایج حاکی از برتری ساختار چهاروجهی از نظر سنجش از دور با دقت نشانه‌روی بالا و پاسخ زمانی مناسب است. همچنین چیدمان هرمی با زاویه شیب خاصی به دلیل عملکرد مدیریت مومنوم و قابلیت اطمینان بالا به عنوان چیدمان بهینه به طور کلی انتخاب شده است.

از منظر الگوریتم کنترلی در حوزه کنترل وضعیت و پایدارسازی، روش‌های کنترلی مختلف با توجه به عملگرها ایجاد شده و توسعه یافته‌اند، روش‌های کنترل مد لغزشی، کنترل تطبیقی، کنترل مقاوم، کنترل فازی و... وجود دارند که روش کنترل مد لغزشی در برابر عدم قطعیت و اغتشاشات مقاوم است. در حال حاضر بسیاری از محققین نظریه‌ها و مشکلات اساسی کنترل وضعیت ماهواره را مطالعه کرده‌اند [۱۵-۱۲]. کی و همکاران یک ساختار متغیر برای کنترلر PID وضعیت ماهواره پیشنهاد داده که به منظور بهبود نرخ همگرایی سیستم، ساختار متغیر برای عبارت تناسبی و دیفرانسیل طراحی و از تأثیر منفی عبارت انتگرال در طول فرآیند همگرایی اجتناب کردند. شرایط خرابی عملگر نیز در نظر گرفته شده است [۱۶].

با توجه به وجود مأموریت فضایی ناموفق در چند دهه گذشته، طراحی کنترل وضعیت فضاپیما مقاوم در برابر خطا از اهمیت بالایی برخوردار است. در سال‌های اخیر، کنترل تحمل‌پذیر خطا به عنوان یک استراتژی کنترل برجسته برای اطمینان از قابلیت اطمینان و ایمنی سیستم‌های مدرن ظهور کرده است [۱۷]. رویکردهای مختلف طراحی نظری و عملی را برای دستیابی به سطح مطلوبی از تحمل خطا برای کنترل وضعیت فضاپیما ارزیابی کرده‌است. در کنترل وضعیت استراتژی‌های کنترل نقش تعیین

۲- مدلسازی ریاضی ماهواره

در این بخش سینماتیک و دینامیک ماهواره انعطاف پذیر ارائه شده و طراحی زیرسیستم کنترل وضعیت مورد بحث قرار گرفته است.

۲-۱- سینماتیک وضعیت

با استفاده از روش کواترنیون، در این بخش حرکت وضعی فضایی انعطاف پذیر توصیف می شود. با در نظر گرفتن بردار کواترنیون $\mathbf{Q} = (q_0, \mathbf{q})$ ، که $\mathbf{q} = (q_1 \ q_2 \ q_3)^T$ ، معادلات غیرخطی حاکم بر این حرکت، با تمرکز بر مؤلفه های متناظر با محورهای کنترلی در دستگاه بدنی فضایی، از روابط سینماتیکی وضعیت استخراج می گردند.

$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2}\mathbf{q}^T \boldsymbol{\omega} \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}(\mathbf{q}_0 \mathbf{I}_3 + \boldsymbol{\omega} \boldsymbol{\times}) \mathbf{q} \quad (2)$$

که در این روابط سرعت زاویه ای $\boldsymbol{\omega} = (\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3)^T$ در چارچوب بدنی و $\mathbf{q}^{\times}$ ماتریس پاد متقارن مربوطه است که به صورت زیر تعریف می شود:

$$[\mathbf{q}^{\times}] = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

در پیاده سازی عملی کواترنیون، $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ بیانگر هم راستایی کامل فضایی با چارچوب مختصات مرجع است و همچنین $|\mathbf{Q}| = 1$ خواهد بود. در اینجا، $\mathbf{I}_3$ ماتریس همانی مرتبه سه را نشان می دهد.

۲-۲- دینامیک ماهواره

روش پیشنهادی با هدف استخراج معادلات دینامیکی برای ماهواره با اجزای انعطاف پذیر ارائه شده است؛ این معادلات در پیش بینی حرکت و رفتار ماهواره نقش کلیدی ایفا می کنند و به صورت زیر بیان می شوند:

$$J \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^{\times} (J \boldsymbol{\omega} + \delta \dot{\boldsymbol{\eta}}) + \delta \ddot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{u} + \mathbf{d} \quad (4)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}} + \bar{\mathbf{C}} \dot{\boldsymbol{\eta}} + \bar{\mathbf{k}} \boldsymbol{\eta} + \delta^T \boldsymbol{\omega} = 0 \quad (5)$$

در این معادلات $\mathbf{I} \in R^{3 \times 3}$ ماتریس متقارن و مثبت اینرسی ماهواره است. بردار $\mathbf{u} = (u_1 \ u_2 \ u_3)^T$ نشان دهنده ی ورودی

کننده ای دارند. در [۱۸]، یک سیستم کواترنیون مرتبه دوم از دینامیک وضعیت فضایی صلب بر اساس رویکرد سیستم کاملاً فعال بدست آمده است.

اولین و اصلی ترین قانون مد لغزشی در سال ۱۹۷۷ با عنوان سیستم های ساختار متغیر با مد لغزشی توسط اوتکین بیان شد [۱۹]. همچنین دکارلو و همکاران نیز در سال ۱۹۸۸ بهترین طرح کنترل ساختار متغیر را معرفی کردند [۲۰].

برای ماهواره صلبی شامل دو چرخ که از روش مومنوم بایاس پایدار می گردد، در [۲۱] با الگوریتم کنترل مد لغزشی به کنترل ماهواره پرداخته اند. پرابهت و همکاران با استفاده از گشتاورهای مغناطیسی به پایداری ماهواره به روش پایداری مد لغزشی پرداخته اند [۲۲].

قابلیت اطمینان از دیرباز به عنوان یک ویژگی حیاتی برای سیستم های فضایی شناخته شده است. متأسفانه، داده های محدودی از خرابی در مدار و تحلیل های آماری قابلیت اطمینان ماهواره در پژوهش های پیشین وجود دارد. برای پر کردن این شکاف، یک تجزیه و تحلیل غیر پارامتریک از قابلیت اطمینان برای ۱۵۸۴ ماهواره در مدار زمین که بین ژانویه ۱۹۹۰ و اکتبر ۲۰۰۸ پرتاب شده اند، توسط کسنت و صالح انجام شده است [۲۳]. در این تحقیق، تجزیه و تحلیل آماری از قابلیت اطمینان ماهواره ها بیان و قابلیت اطمینان زیرسیستم های ماهواره ای بررسی شدند.

توصیف و ارزیابی قابلیت اطمینان شبکه ارتباطی ماهواره ای مدار لثو که دارای تعداد زیادی ماهواره است، کار دشواری است. برای حل این مشکل در پژوهش [۲۴]، قابلیت اطمینان پایانه های همه کاربره در شبکه ارتباطی ماهواره ای تعریف شده و روش ارزیابی قابلیت اطمینان پیشنهاد شده است.

در پژوهش دمیرچلی، فکور و یادگاری [۲۵] مفهوم جدیدی را برای ارزیابی خطای ماهواره بیان کرده اند که بین خطای المان ها و شکست مأموریت ارتباط برقرار می کند. در این تحقیق توجه بر روی طراحی چیدمان عملگرها بوده از همین روی چیدمان چرخ های عکس العملی به صورت چهاروجهی به همراه سه تراستر به عنوان عضو افزونه برای داشتن بالاترین قابل اطمینان هنگام بروز خطا در نظر گرفته شده است. قسمت جالب توجه مقاله، توصیف روشی برای تشخیص تمام ترکیبات ممکن خطای عملگرهاست که سبب شکست مأموریت می گردد.

در این بخش، طراحی زیرسامانه‌ی کنترل وضعیت در چهار فاز مجزا تشریح می‌شود. در فاز نخست، چیدمان برای عملگرها و روش کنترلی برای دستیابی به عملکرد مطلوب توصیف می‌گردد. در فاز دوم، موضوع افت کارایی عملگرها تحلیل می‌شود و در فاز سوم،

همچنین S سطح لغزشی تعریف شده که به صورت زیر بیان

می شود:

$$s = \omega + kq \quad (14)$$

با طراحی فوق، دو هدف اصلی محقق می شود:

- نزدیک شدن سطح لغزشی به صفر؛
- همگرایی متغیرهای q و ω به صفر در سیستم حلقه بسته.

۳-۲- فاز دوم: افت کارایی عملگرها

در معادله پایه‌ی معرفی شده (رابطه ۴)، فرض بر آن است که عملگرها دچار هیچ گونه خرابی نمی شوند. در حالتی که بخواهیم معادله را برای وضعیتی باز نویسی کنیم که بخشی از کارایی عملگرها به دلیل بروز خرابی کاهش یافته است، رابطه به صورت زیر خواهد بود:

$$J\dot{\omega} + \omega^* (J\omega + \delta\dot{\eta}) + \delta\ddot{\eta} = F(u) + d \quad (15)$$

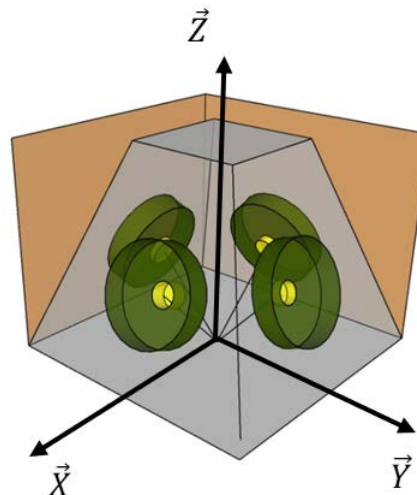
در سمت راست معادله‌ی اصلی، جمله‌ی $F(u)$ قرار دارد که ضریب افت کارایی ρ را در نظر می گیرد. به منظور نزدیکی بیشتر شبیه سازی ها به حقیقت، فاکتور افت کارایی مذکور به مدل افزوده شده است تا اثر گذاری آن بر عملکرد عملگرها مشخص گردد. ضریب کاهش ρ می تواند شامل سیگنال های تصادفی، ثابت یا متغیر با زمان باشد که به صورت زیر تعریف می شود خو [۲۷]:

$$\rho_i(t) = \begin{cases} 1 & \text{if } t \leq 10 \\ 0.55 + 0.25rand(.) + 0.2\sin(0.25(i+1)t + i\frac{\pi}{3}) & \text{if } t > 10 \end{cases} \quad (16)$$

رابطه (۱۶) برای تمامی عملگرها اعمال شده و مدلسازی کاهش عملکرد آن ها را ارائه می دهد. شکل (۳) و شکل (۴) به ترتیب افت کارایی چرخ های عکس العملی و تراسترها را در شرایط تصادفی نشان می دهند. مطابق با نتایج به دست آمده، چهار چرخ عکس العملی پس از ۲۰ ثانیه دچار خرابی می شوند و سه تراستر از همان لحظه‌ی اولیه از کار می افتند.

ماتریس توزیع برای چیدمان هرمی به صورت زیر بدست می آید:

$$L = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & -\cos\beta & 0 \\ 0 & \cos\beta & 0 & -\cos\beta \\ \sin\beta & \sin\beta & \sin\beta & \sin\beta \end{bmatrix} \quad (12)$$



شکل (۲): چیدمان هرمی چرخ های عکس العملی

با پیشرفت روزافزون دانش، روش های کنترلی متعددی معرفی شده اند. با توجه به وجود اغتشاشات و عدم قطعیت های متعدد در شبیه سازی، استفاده از رویکردی کنترلی که بتواند این چالش ها را به طور مؤثر مدیریت کند ضروری است. از این رو، کنترل مد لغزشی - به عنوان روشی شناخته شده در مواجهه با عدم قطعیت ها - یکی از گزینه های اصلی این پژوهش انتخاب شده است.

در حوزه‌ی کنترل مقاوم در برابر خطا، به ویژه در کنترل وضعیت فضاپیما، ویژگی های تاب آوری و استحکام کنترل مد لغزشی در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت های گوناگون، از جمله بروز خطا در عملگرها، آن را به گزینه ای جذاب تبدیل می سازد. طراحی SMC معمولاً شامل دو مرحله است: تعریف سطح لغزشی و طراحی کنترل کننده ای که شرایط لغزش (رابطه ۱۲) را برآورده سازد؛ به گونه ای که حالات سیستم بر روی سطح لغزشی باقی مانده و به وضعیت تعادلی مطلوب همگرا شوند (رابطه ۱۳). در این روابط k_1, k_2, k_3 و π به ترتیب ضرایب کنترلی و ضریبی مثبت را نمایش می دهند.

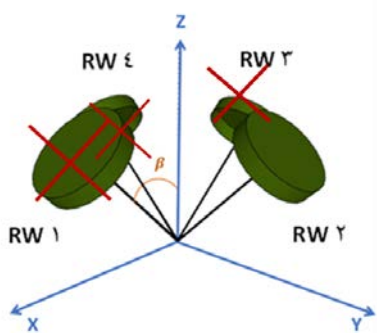
$$\begin{aligned} \bar{u} &= \omega^* J \omega \\ &- \frac{1}{2} k_1 S^T J (q_v^* + q_0 I) \omega - k_2 S - k_3 \frac{S}{|S + \pi|} \end{aligned} \quad (13)$$

با شبیه سازی این ۱۲۸ حالت می توان مشخص کرد که آیا ماهواره با وجود خطاها به هدف مطلوب خود دست می یابد یا خیر.

به عنوان مثال، داده های ۴ حالت از ۱۲۸ حالت ممکن برای چیدمان هرمی که از کنترلر مد لغزشی استفاده می کند در جدول (۱) آمده است. همانطور که نشان داده شده، به عنوان نمونه در حالت اول انتخابی از ۱۲۸ حالت، تمامی عملگرها سالم هستند. در حالت دوم، چرخ های عکس العملی ۱ و ۳ و تراستر شماره ۲ با خرابی مواجه شده اند. با افزایش تعداد خرابی، احتمال شکست نیز بالاتر رفته است.

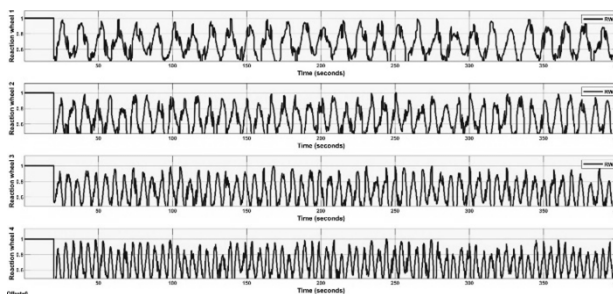
جدول (۱): پاسخ چند نمونه از زمان پایداری در حضور خرابی عملگرها

عملگرهای دچار خرابی	شماره شبیه سازی مونت کارلو	شماره حالت خطا از ۱۲۸ تا	۱	۲	...	۹۹	۱۰۰	میانگین تکرار احتمال شکست	درصد
-	۷۴/۸	۱	۶۷	...	۷۶/۸	۷۳/۷	۷۴/۸	۰٪	
عکس‌عملی ۳ و ۲ تراستر	۱۶۲/۳	۴۱	۱۵۶/۰۵	...	۱۵۱/۱	۱۵۸/۹	۱۵۹/۷۱	۶٪	
عکس‌عملی ۳ و ۲ تراستر	۳۰۳/۱	۷۱	۳۱۴/۴۷	...	۲۶۴/۱	۳۰۶/۱	۲۸۸/۵۲	۹۱٪	
عکس‌عملی ۳ و ۲ تراستر	۳۴۴/۵	۱۰۱	۴۶۹/۳۲	...	۲۹۴/۴	۳۲۵/۶	۳۳۷/۲۰	۱۰۰٪	

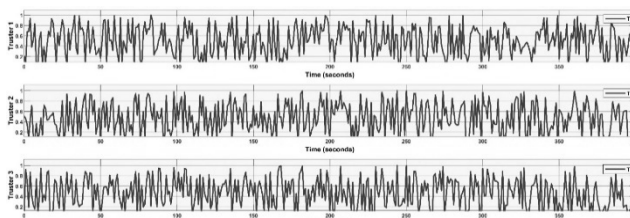


شکل (۵): خرابی چرخ های عکس العملی شماره ۱، ۳ و ۴

شکل (۶) پاسخ سیستم را در برابر خرابی چرخ های عکس العملی شماره ۱، ۳ و ۴ و تراسترهای شماره ۲ و ۳ برای چیدمان هرمی شکل (۵) و کنترل کننده ی SMC نمایش می دهد. همان گونه که مشاهده می شود، این ترکیب خرابی در بازه ی زمانی ۲۵۰ ثانیه مورد نظر به موفقیت نینجامیده و شرایط پایداری حاصل نشده است.



شکل (۳): افت کارایی چرخ های عکس العملی



شکل (۴): افت کارایی تراسترها

منطق پشت این معادله در نظر گرفتن کاهش کارایی ناشی از اغتشاشات و عدم قطعیت های متعددی است که به طور کامل قابل شناسایی، توصیف یا شبیه سازی نیستند. با وارد کردن مؤلفه ی تصادفی بر عملکرد عملگرها، تلاش می شود بخشی از این عدم قطعیت ها مدل سازی گردد. برای دستیابی به دقت بالاتر، تکرار شبیه سازی ضروری است. تکرار هر حالت خطای تصادفی با متغیرهای تصادفی گوناگون، نتایجی نزدیک تر به واقعیت فراهم می آورد.

۳-۳- فاز سوم: خرابی عملگرها

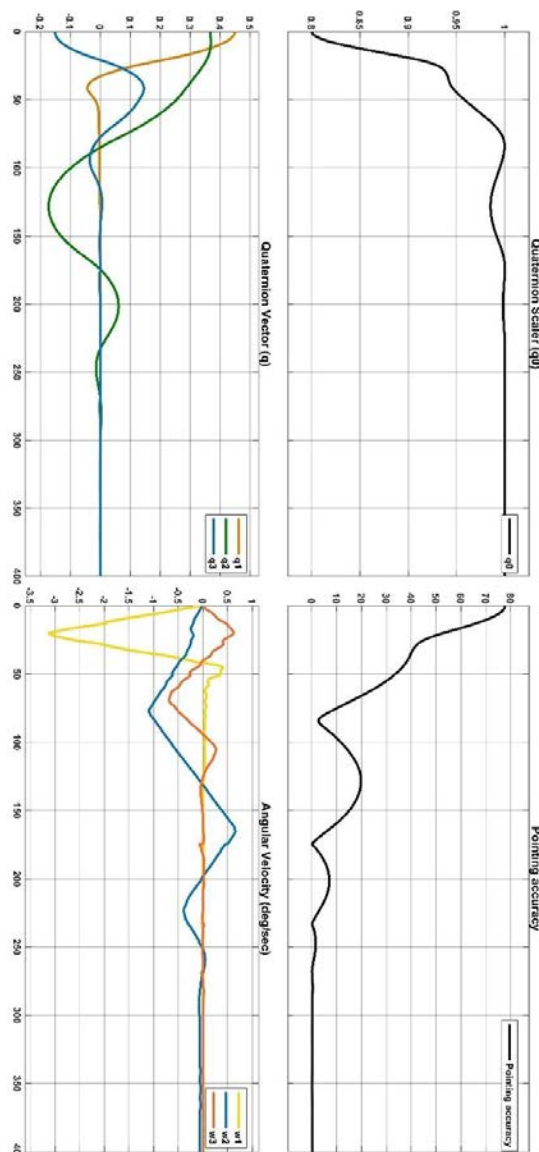
در طول مأموریت، هر یک از عملگرهای ماهواره ممکن است دچار خرابی شوند و این امر می تواند عملکرد مأموریت را مختل کند. نوع، میزان کارایی و موقعیت هر عملگر، تأثیر متفاوتی بر مأموریت خواهد داشت. افزون بر این، تعداد عملگرهای از کار افتاده و ترکیب آن ها نیز نتایج متفاوتی ایجاد می کند. برای درک بهتر اثربخشی هر عملگر، لازم است حالات مختلف خرابی عملگرها در موقعیت های گوناگون مورد مقایسه قرار گیرند.

به عنوان مثال، در یک ماهواره ی مجهز به چهار چرخ واکنشی و سه جفت تراستر، ۱۲۸ حالت مختلف از ترکیب خرابی ها قابل تعریف است که برخی از این حالت ها موجب ناممکن شدن کنترل می شوند.

شبیه سازی مونت کارلو برای زیرسیستم کنترل وضعیت انجام شده تا اثر خطاهای عملگرها در هر ترکیب خرابی مورد بررسی قرار گیرد. برای نمایش جامع نتایج مربوط به ۱۲۸ حالت خرابی، شکل (۷) تمامی این حالت ها را نشان می دهد. در این شکل، رنگ سبز نمایانگر سلامت عملگر و رنگ قرمز بیانگر خرابی آن است. علامت تیک سبز نشان دهنده موفقیت مأموریت در شرایط خرابی مشخص، و علامت ضربدر قرمز بیانگر عدم دستیابی به هدف مطلوب در زمان تعیین شده است. طبیعتاً موفقیت مأموریت به معنای دستیابی به پایداری در مدت زمان تعیین شده در تمامی حالات است.

No.	Number of Fault	Reaction Wheel	Truster	Fail or Pass
1	0	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
2	1R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
3	1R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
4	1R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
5	1T	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
6	1T	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
7	1T	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
8	1T	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
9	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
10	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
11	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
12	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
13	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
14	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
15	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
16	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
17	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
18	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
19	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
20	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
21	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
22	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
23	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
24	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
25	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
26	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
27	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
28	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
29	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
30	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
31	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
32	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
33	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
34	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
35	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
36	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
37	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
38	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
39	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
40	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
41	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
42	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
43	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
44	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
45	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
46	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
47	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
48	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
49	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
50	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
51	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
52	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
53	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
54	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
55	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
56	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
57	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
58	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
59	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
60	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
61	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
62	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
63	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
64	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓

شکل (۷): پاسخ سیستم، نتیجه شکست یا موفقیت زیرسیستم کنترل وضعیت



شکل (۶): پاسخ سیستم با چیدمان هرمی و کنترلر مد لغزشی به خرابی چرخ های عکس العملی شماره ۱، ۳ و ۴ و تراسترهای شماره ۲ و ۳

۴-۳ فاز چهارم: شبیه سازی مونت کارلو

از آنجا که عوامل تصادفی همچون ضرایب متغیر بازدهی عملگرها و اغتشاشات محیطی وجود دارند، نمی توان تنها بر یک شبیه سازی تکیه کرد. برای رفع این محدودیت، در این پژوهش از شبیه سازی مونت کارلو استفاده شده است که طی آن هر حالت خرابی ۱۰۰ بار تکرار می شود تا قابلیت اعتماد نتایج افزایش یابد. شایان ذکر است که دستیابی به این دقت، مستلزم صرف زمان محاسباتی زیاد و تولید حجم بالای داده است.

۴- الگوریتم

میان ترکیب‌های مختلف دو خرابی از چهار چرخ واکنشی (نظیر $\{2و1\}$ ، $\{3و1\}$ ، $\{4و1\}$ ، $\{3و2\}$ ، $\{4و2\}$ یا $\{3و3\}$) انتخاب کند. به‌طور مشابه، برای تراسترها نیز خرابی می‌تواند در ترکیب‌های $\{2و1\}$ ، $\{3و1\}$ یا $\{3و2\}$ رخ دهد.

جدول (۲): نمونه‌ای از پیش‌بینی الگوریتم با خرابی‌های انتخابی توسط کاربر

پاسخ الگوریتم				دریافت از کاربر		
درصد شکست	درصد موفقیت	زمان رسیدن به پایداری (میانگین مونت کارلو)	تراسترهای خراب	چرخ‌های عکس‌العملی خراب	تعداد خطا تراسترها	تعداد خطای چرخ‌های
۵۲	۴۸	۲۳۴/۱۴	۳ و ۲	۴ و ۱	۲	۲

۵- بهترین موقعیت

بر اساس داده‌های گسترده به‌دست‌آمده، امکان شناسایی کارآمدترین و کم‌اثرترین عملگرها در حالات مختلف فراهم می‌شود. جای‌گذاری بهینه از طریق ارزیابی این‌که خرابی کدام محرک کمترین آسیب را به مأموریت وارد می‌سازد، تعیین می‌گردد. برای این منظور، روش‌هایی همچون میانگین‌گیری از نتایج شبیه‌سازی مونت کارلو و تهیه جداول مقایسه‌ای برای تمامی ۱۲۸ حالت خرابی محرک‌ها به کار گرفته شده است تا موقعیت مناسب شناسایی شود. با میانگین‌گیری و مقایسه نتایج، ترکیب بهینه‌ای از چرخ‌های واکنشی و تراسترها تعیین گردید که در صورت وقوع خرابی، کمترین ریسک را متوجه مأموریت سازد. این جای‌گذاری نه تنها برای تست‌های حساسیت اهمیت دارد، بلکه برای محرک‌هایی که سابقه عملکردی در فضا ندارند نیز حیاتی است.

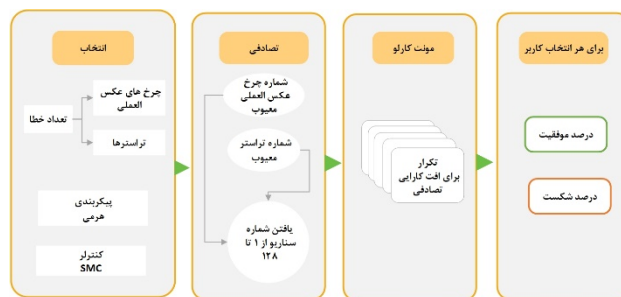
بررسی‌های گسترده نشان می‌دهد که در چیدمان هرمی چرخ‌های عکس‌العملی بهینه است؛ به‌طوری‌که خرابی چرخ‌های عکس‌العملی ۱ و ۳ به همراه تراستر ۳، کمترین ریسک شکست مأموریت را ایجاد می‌کند.

بنابراین، برای بهره‌گیری از چرخ‌های واکنشی فاقد تجربه فضایی، چیدمان پیشنهادی همان ساختار هرمی با تمرکز بر چرخ‌های ۱ و ۳ است، و در مورد تراسترها نیز اتکا بر تراستر شماره ۳ توصیه می‌شود.

با توجه به چهار بخش مطرح‌شده، امکان توسعه الگوریتمی بهینه برای پیش‌بینی درصد موفقیت یا شکست زیرسامانه‌ی کنترل وضعیت فراهم می‌شود. علاوه بر این، حجم قابل توجه داده‌های تولیدشده این فرصت را ایجاد می‌کند تا مؤثرترین و کم‌اثرترین عملگرها شناسایی شوند. بدین ترتیب، می‌توان برای مأموریت‌های آتی - به‌ویژه در مورد عملگرهایی که برای نخستین بار به فضا پرتاب می‌شوند و فاقد سابقه‌ی پروازی هستند - بهترین جای‌گذاری را پیشنهاد داد.

همان‌گونه که پیش‌تر بیان شد، موفقیت زیرسیستم به تحقق پایداری مطلوب در بازه زمانی در نظر گرفته‌شده (۲۵۰ ثانیه) وابسته است. با توجه به تأثیر عناصر تصادفی، هر یک از ۱۲۸ حالت خرابی عملگرها به کمک شبیه‌سازی مونت کارلو و با ۱۰۰ تکرار متغیر تصادفی انجام شد. این تکرارها موجب افزایش قابلیت اطمینان پاسخ سیستم شده و با میانگین‌گیری، مجموعه‌ای کامل از نتایج به دست آمده است. به منظور مدیریت حجم بالای محاسبات و یکپارچه‌سازی نتایج گسترده حاصل‌شده، الگوریتمی جدید بر اساس داده‌های به‌دست‌آمده توسعه یافته است.

بر اساس این الگوریتم، با دریافت تعداد خطاهای موردنظر کاربر برای هر یک از محرک‌ها (شامل چرخ‌های عکس‌العملی و تراسترها)، احتمال موفقیت یا شکست زیرسیستم کنترل وضعیت قابل پیش‌بینی خواهد بود. کل فرآیند سناریوی الگوریتم پیش‌بینی به‌صورت خلاصه و شماتیک در شکل (۸) ارائه شده است.



شکل (۸): الگوریتم پیش‌بینی شکست یا موفقیت زیرسیستم

به عنوان نمونه، با چیدمان هرمی و کنترل‌کننده SMC اگر کاربر تعداد خطاهای چرخ عکس‌العملی را دو و تعداد خطاهای تراستر را نیز دو در نظر گیرد، درصد موفقیت در جدول (۲) نمایش داده خواهد شد. شایان ذکر است که الگوریتم می‌تواند به‌طور تصادفی از

۲- محاسبه قابلیت اطمینان

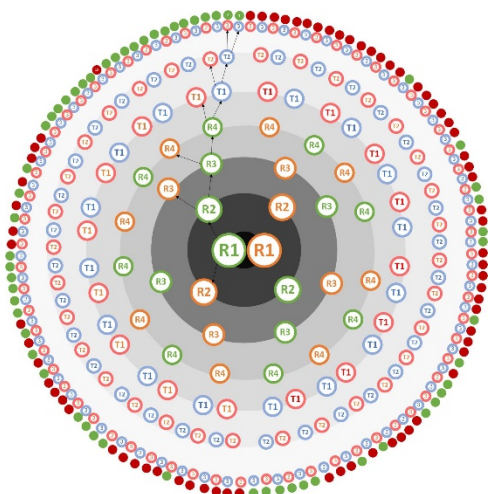
برای سنجش میزان قابلیت اطمینان زیرسیستم کنترل وضعیت، در گام نخست ضروری است شناخت دقیقی از اجزاء تشکیل دهنده و روابط میان آن‌ها حاصل شود. درخت محصول برای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره، تمامی اجزاء آن از جمله چهار چرخ عکس‌عملی و سه تراستر را در بر می‌گیرد.

همان‌گونه که در بخش شبیه‌سازی مشاهده شد، سامانه از پیچیدگی بالایی برخوردار است. در این پژوهش، روشی نوین برای مدل‌سازی سامانه‌های پیچیده ارائه شده است که با رویکرد سنتی مبتنی بر معادل‌سازی سامانه با نمودارهای بلوکی سری و موازی تفاوت دارد. در این روش، از درخت رخداد برای محاسبه قابلیت اطمینان بهره گرفته می‌شود. این روش نمایش شماتیکی از تمامی رویدادهای ممکن در سامانه، شامل حالات موفقیت و خرابی اجزاء، فراهم می‌آورد، بدون آن‌که تقدم و تأخر عملکرد اجزاء مورد توجه قرار گیرد. به عنوان نمونه، شکل (۹) درخت رخداد زیرسیستم کنترل وضعیت این مطالعه را نشان می‌دهد که در لایه‌ی پایانی، حالات موفقیت با رنگ سبز مشخص شده‌اند.

بر اساس رابطه‌ی (۱۷)، قابلیت اطمینان سامانه از طریق درخت رخداد قابل محاسبه است.

۶- نتیجه‌گیری

در طول دوره عملیاتی ماهواره، زیرسیستم کنترل وضعیت باید به‌طور پیوسته عمل کند تا نیازهای مأموریتی برآورده شود. در مواجهه با اغتشاشات داخلی و خارجی، ماهواره موظف است کنترل وضعیت خود را حفظ نماید. این پژوهش به بررسی تأثیر بالقوه خرابی‌ها و افت کارایی بر موفقیت زیرسیستم پرداخته و سناریوهای مختلف خرابی عملگرها را تحلیل می‌کند. برخلاف



شکل (۹): درخت کامل رخدادهای زیرسیستم کنترل وضعیت شامل چیدمان هرمی و کنترل مد لغزشی

پژوهش‌های پیشین که غالباً تنها تعداد محدودی از حالات خرابی عملگرها را مدنظر قرار می‌دادند، در این تحقیق با بهره‌گیری از بهترین چیدمان و کنترل‌کننده معرفی شده در تحقیقات قبلی، تمامی حالات ممکن خرابی عملگرها بررسی شده است. برای رفع کاستی‌های مطالعات پیشین در نادیده گرفتن عناصر تصادفی، شبیه‌سازی مونت کارلو به کار گرفته شده است. افزون بر این، برخلاف روش‌های ساده‌سازی متداول در مدل‌سازی، برای محاسبه قابلیت اطمینان، از یک روش نوین مدل‌سازی سیستم‌های پیچیده استفاده شده است.

$$\begin{aligned}
 R_{Scenario 2} = & R^4 + R^4Q + R^4Q^2 + R^3Q^4 + R^4Q + R^4Q^2 + R^4Q^3 + \\
 & R^3Q^4 + R^3Q^4 + R^4Q + R^4Q^2 + R^3Q^4 + R^4Q^3 + \\
 & R^3Q^4 + R^3Q^2 + R^3Q^4 + R^4Q + R^4Q^2 + R^4Q^3 + \\
 & R^3Q^4 + R^3Q^2 + R^3Q^4 + R^3Q^4 + R^4Q^2 + R^3Q^4 + \\
 & R^3Q^4 + R^3Q^4 = R^4 + 4R^4Q + 5R^4Q^2 + 3R^4Q^3 \\
 & + 2R^3Q^2 + 12R^3Q^4 = \\
 & R^4[1 + 4Q + 5Q^2 + 3Q^3] + R^3[2Q^2 + 12Q^4] \\
 & = 0.99877936
 \end{aligned}
 \quad (17)$$

هدف از طراحی زیرسیستم کنترل وضعیت، دستیابی به دقت نشانه‌روی معادل ۰/۱ درجه در بازه زمانی مشخص است. چنانچه در میان ۱۲۸ حالت خرابی، میانگین زمان دستیابی به مقدار مطلوب در شبیه‌سازی‌های مونت کارلو از بازه تعیین‌شده فراتر رود، به‌منزله شکست سیستم تلقی می‌شود؛ در غیر این صورت، زیرسیستم

- [10] I. Kök, "Comparison and analysis of attitude control systems of a satellite using reaction wheel actuators," 2012.
- [11] A. Kasiri and F. Fani Saberi, "Optimal configuration of four reaction wheels in momentum management performance and reliability point of view," *Iran. J. Sci. Technol., Trans. Mech. Eng.*, pp. 1–23, 2023.
- [12] R. Dadkhah Tehrani, H. Givi, D.-E. Crunteanu, and G. Cican, "Adaptive predictive functional control of XY pedestal for LEO satellite tracking using Laguerre functions," *Appl. Sci.*, vol. 11, no. 21, p. 9794, 2021.
- [13] Z. Zhang, A. Pang, H. Zhu, and H. Feng, "Structured H_∞ control for spacecraft with flexible appendages," *Entropy*, vol. 23, no. 8, p. 930, 2021.
- [14] M. Li, Y. Lei, and X. Mu, "Satellite attitude control method and physical test with load disturbance suppression," *Chin. Space Sci. Technol.*, vol. 39, no. 1, p. 73, 2019.
- [15] B. Xiao, L. Cao, and D. Ran, "Attitude exponential stabilization control of rigid bodies via disturbance observer," *IEEE Trans. Syst., Man, Cybern.: Syst.*, vol. 51, no. 5, pp. 2751–2759, 2019.
- [16] Y. Qi, H. Jing, and X. Wu, "Variable structure PID controller for satellite attitude control considering actuator failure," *Appl. Sci.*, vol. 12, no. 10, p. 5273, 2022.
- [17] M. N. Hasan, M. Haris, and S. Qin, "Fault-tolerant spacecraft attitude control: A critical assessment," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 130, p. 100806, 2022.
- [18] F.-Z. Xiao and L.-Q. Chen, "Fully actuated systems in terms of quaternions for spacecraft attitude control," *Acta Astronaut.*, vol. 209, pp. 1–5, 2023.
- [19] V. Utkin, "Variable structure systems with sliding modes," *IEEE Trans. Autom. Control*, vol. 22, no. 2, pp. 212–222, 1977.
- [20] R. A. DeCarlo, S. H. Zak, and G. P. Matthews, "Variable structure control of nonlinear multivariable systems: A tutorial," *Proc. IEEE*, vol. 76, no. 3, pp. 212–232, 1988.
- [21] H. Kojima and P. M. Trivailo, "Adaptive time-delay estimated sliding mode control for a bias momentum satellite with two reaction wheels," *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 62, no. 4, pp. 236–245, 2019.
- [22] H. Prabhat, B. K. Mukherjee, D. K. Giri, and M. Sinha, "Fault-tolerant sliding mode satellite attitude stabilization using magneto-Coulombic torquers," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 121, p. 107316, 2022.
- [23] J.-F. Castet and J. H. Saleh, "Satellite and satellite subsystems reliability: Statistical data analysis and modeling," *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, vol. 94, no. 11, pp. 1718–1728, 2009.
- [24] Y. Du, S. Liu, Z. Fang, and S. Gao, "Reliability evaluation of all-user terminals in LEO satellite communication network based on modular reduction," *China Commun.*, vol. 19, no. 2, pp. 235–246, 2022.
- [25] M. Damircheli, M. Fakoor, and H. Yadegari, "Failure assessment logic model (FALM): A new approach for reliability analysis of satellite attitude control subsystem," *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, vol. 198, p. 106889, 2020.
- [26] W. Cai, X. Liao, and Y. Song, "Indirect robust adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft," *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 31, no. 5, pp. 1456–1463, 2008.
- [27] Q. Hu and B. Xiao, "Fault-tolerant sliding mode attitude control for flexible spacecraft under loss of actuator effectiveness," *Nonlinear Dyn.*, vol. 64, pp. 13–23, 2011.

علی‌رغم وجود خرابی‌ها و افت کارایی، موفق به حفظ دقت موردنظر خواهد شد. با توجه به حجم گسترده داده‌ها و نتایج به‌دست‌آمده، در این پژوهش از جداول و نمودارهای مفهومی برای خلاصه‌سازی یافته‌ها و تسهیل تحلیل استفاده شده است. بررسی ارتباط میان خرابی عملگرها و موفقیت یا شکست زیرسیستم، دو دستاورد کلیدی به همراه دارد: نخست، توسعه الگوریتمی نوین که قادر است با دریافت آستانه خطای مورد نظر از سوی کاربر، نرخ موفقیت و شکست زیرسیستم را پیش‌بینی کند؛ و دوم، شناسایی راهبردهای بهینه استقرار عملگرهایی که فاقد سابقه فضایی هستند، به‌منظور ارتقای کارایی عملیاتی و قابلیت اطمینان.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

تشکر و قدردانی

از حمایت مادی و معنوی پژوهشگاه فضایی ایران تشکر می‌شود.

مراجع

- [1] J. H. Saleh and J.-F. Castet, *Spacecraft Reliability and Multi-State Failures: A Statistical Approach*. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, 2011.
- [2] R. Sperber, "Hazardous subsystems (to commercial geosynchronous spacecraft)," in *Proc. SatMax 2002—Satellite Performance Workshop*, Arlington, VA, USA, 2002.
- [3] M. Tafazoli, "A study of on-orbit spacecraft failures," *Acta Astronaut.*, vol. 64, nos. 2–3, pp. 195–205, 2009.
- [4] B. Robertson and E. Stoneking, "Satellite GN and C anomaly trends," in *Proc. 2003 AAS Guidance and Control Conf.*, 2003, no. AAS-03-071.
- [5] G. Avanzini, E. de Angelis, F. Giuliotti, and N. Serrano, "Attitude control of low Earth orbit satellites by reaction wheels and magnetic torquers," *Acta Astronaut.*, vol. 160, pp. 625–634, 2019.
- [6] N. V. Kuznetsov, B. Andrievsky, E. V. Kudryashova, and O. A. Kuznetsova, "Stability and hidden oscillations analysis of the spacecraft attitude control system using reaction wheels," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 131, p. 107973, 2022.
- [7] H. S. Ousaloo and B. Akbarinia, "Spin axis control using reaction wheels: Modeling and experimental validation," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 35, no. 5, p. 04022058, 2022.
- [8] X. Huang and G. Duan, "Fault-tolerant attitude tracking control of combined spacecraft with reaction wheels under prescribed performance," *ISA Trans.*, vol. 98, pp. 161–172, 2020.
- [9] E. A. Hogan and H. Schaub, "Three-axis attitude control using redundant reaction wheels with continuous momentum dumping," *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 38, no. 10, pp. 1865–1871, 2015.



Constrained Near Optimal Path in Powered Descent Planetary Pinpoint Landing via Bezier Curves

S. Aliakbar Razavi¹, Amirreza Kosari^{2*}, Hadi Jalili³

¹ Faculty of Aerospace engineering, University of Tehran, Tehran, Iran
a.razavi68@ut.ac.ir

^{2*} Faculty of Aerospace engineering, University of Tehran, Tehran, Iran
kosari_a@ut.ac.ir

³ Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
Hadi.jalili.n@gmail.com

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 161-171
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2026.552402.1269](https://doi.org/10.22034/jssta.2026.552402.1269)

Article Info

Received: 2025-10-13

Accepted: 2026-08-15

Keywords

Planetary Landing, Path
Constraint Maneuver,
Obstacle Avoidance, Bezier
Curve, Genetic Algorithm

How to Cite this article

S. A. Razavi, A. Kosari, H. Jalili, "Constrained Near Optimal Path in Powered Descent Planetary Pinpoint Landing via Bezier Curves", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 161-171, 2026.

Abstract

This study addresses constrained and optimized offline trajectory generation for the powered descent phase of planetary landing by formulating as an optimal control problem. The descent trajectory is subject to multiple mission constraints, including terrain and obstacle avoidance as well as bounded thrust capabilities. To generate a smooth collision-free trajectory, the position states and time are first parameterized using fifth-degree Bézier curves, then the governing dynamic equations and constraints are discretized. Within the proposed framework, the Bézier control points serve as dynamic waypoints that simultaneously shape the trajectory while satisfying both terminal and path constraints. A Genetic Algorithm (GA) is then employed to optimize the Bézier control points and obtain the optimal descent trajectory. To validate the proposed approach, the generated trajectories are compared with those obtained using the improved Zero-Effort-Miss/Zero-Effort-Velocity (ZEM/ZEV) guidance law and the two-phase ZEM/ZEV feedback guidance method. The simulation results demonstrate that the Bézier-based approach produces smoother collision-free trajectories without the trial-and-error tuning typically required by ZEM/ZEV-based methods, while simultaneously achieving accurate pinpoint landing at the desired target location.

مسیر مقید شبه‌بهینه در مانور فاز نهایی فرود دقیق روی سیاره با منحنی‌های بیزیر

سید علی‌اکبر رضوی^۱، امیررضا کوثری^{۲*}، هادی جلیلی^۳

۱- دانشکده هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران - a.razavi68@ut.ac.ir

۲- دانشکده هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران - kosari_a@ut.ac.ir

۳- مرکز تحقیقات فضایی، پژوهشگاه فضایی، تهران، ایران - Hadi.jalili.n@gmail.com

نویسنده مسئول *

دسترس‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۱۷۱-۱۶۱

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2026.552402.1269

چکیده

در این پژوهش، تولید مسیر مقید و بهینه‌شده به‌صورت برون‌خط برای فاز نزول در مسئله فرود سیاره‌ای به‌عنوان یک مسئله بهینه‌سازی مدنظر است. مسئله مسیر مقید فاز نزول روی سیاره مشتعل بر قیود اجتناب از برخورد به سطح و موانع و نیروی پیشران محدود به فرم یک مسئله کنترل بهینه فرموله‌بندی شده است. برای تولید مسیر هموار اجتناب از برخورد، ابتدا متغیرهای موقعیت و زمان به کمک منحنی‌های بیزیر درجه ۵ تقریب زده شده و معادلات دینامیکی حاکم و قیود گسسته می‌شوند. در این راهکار، نقاط کنترلی منحنی‌های بیزیر به‌منزله نقاط میانی مسیر، نقش بسزایی در شکل‌دهی مسیر و هم‌زمان ارضای قیود پایانی و حین مسیر دارند. در ادامه به کمک الگوریتم ژنتیک، متغیرهای نقاط کنترلی منحنی‌های بیزیر استخراج شده‌اند. جهت صحت‌سنجی، مسیرهای تولیدشده با منحنی‌های بیزیر با مسیرهای تولیدی روش‌های هدایت بازخوردی ZEM/ZEV بهبودیافته و هدایت بازخوردی ZEM/ZEV دوفازی مقایسه شده است. نتایج حاصل از به‌کارگیری منحنی‌های بیزیر، نشان از مسیرهای هموارتر اجتناب از برخورد به‌دوراز سعی و خطاهای روش‌های ZEM/ZEV و درعین‌حال فرود نقطه‌ای در محل موردنظر دارد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۷/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۵/۰۵/۲۴

واژه‌های کلیدی

مقید، اجتناب از مانع، منحنی بیزیر،

الگوریتم ژنتیک

نحوه استناد به این مقاله

سید علی‌اکبر رضوی، امیررضا کوثری، هادی جلیلی، "مسیر مقید شبه‌بهینه در مانور فاز نهایی فرود دقیق روی سیاره با منحنی‌های بیزیر"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۱۷۱-۱۶۱، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

سؤالاتی نظیر وجود آب و حیات روی مریخ و احتمال تبدیل مریخ به سیاره سبز مناسب برای سکونت بشر، الهام‌بخش بسیاری از مأموریت‌های اکتشافی به مریخ بوده است. طراحی نسل اول سطح‌نشین‌های مریخ همچون وایکینگ^۱، رهپاب مریخ^۲ و کاوشگر اکتشاف مریخ^۳ مبتنی بر الزامات ایمنی وسیله بود و مکان‌های فرود به‌عنوان مصالح‌های بین جذابیت علمی و ناهمواری عوارض محلی انتخاب می‌شدند. با توجه به ماهیت اکتشافی این نوع مأموریت‌ها، فرود در هر نقطه‌ای از محدوده یک بیضی خطای فرود بزرگ پیش‌بینی‌شده رضایت‌بخش بود. در نسل بعدی مأموریت‌های اکتشافی مریخ همچون آزمایشگاه علمی مریخ^۴ و بازگشت نمونه مریخ^۵، جوامع علمی نیاز به مکان‌های فرود خاص‌تری همچون فرود مستقیم داخل دهانه، فرود در مجاورت با یک سطح‌نشین یا مریخ‌نورد به‌جامانده از مأموریت‌های قبلی یا فرود روی یک ناحیه امن داشتند. از این‌رو، دستیابی به سیستم‌های فرود نقطه‌ای^۶، برای کاهش اندازه بیضی عدم قطعیت به حدود ۱۰ کیلومتر ضروری بودند.

مسئله هدایت فاز نزول به دلیل موفقیت‌های فرود روی مریخ و مأموریت‌های برنامه‌ریزی‌شده بلندمدت در بین محققین برجسته شده است. مزیت کلیدی فناوری نزول با موتور پس‌ران^۷ در دستیابی به دقت بالای فرود در مأموریت‌های سیاره‌ای نهفته است. هدف از فاز نزول، حذف سرعت افقی و عمودی و آماده‌سازی سیستم برای فرود نهایی روی مریخ است. در حین این فاز، مانورپذیری بسیار بالاتری بایستی فراهم شود؛ بنابراین، هدایت و تشخیص و اجتناب از مانع در این فاز اجرا می‌شوند.

روش‌های هدایت تحلیلی از نظر محاسباتی، سریع و مزیت کاربری روی‌برد را به همراه دارند. مطالعه روش‌های هدایت خودکار برای فاز نزول با پروژه آپولو آغاز شد. با اتخاذ روش هدایت چندجمله‌ای با مزیت پیاده‌سازی آسان، یک عبارت تحلیلی برای فرمان شتاب در ترکیب با زمان پرواز باقی‌مانده برای فرود نرم در [۱] استنتاج شد. در روش تحلیلی حاصل برای حل مسئله، پروفیل شتاب با توجه به موقعیت‌ها و سرعت‌های اولیه و نهایی مطلوب استخراج شد. نسخه‌های اصلاح‌شده قانون هدایت آپولو همچنان یکی از

روندهای پژوهشی به‌روز در ادبیات فرود سیاره‌ای است. به کمک تکنیک‌های جستجوی زمان پرواز، مسئله مقدار مرزی زمان ثابت به فرم الگوریتم زمان نهایی آزاد یا بهینه‌سازی سوخت تبدیل می‌شود. برای نمونه، دسوزا، پاسخ‌های مسئله کمینه انرژی زمان نهایی آزاد را مطالعه کرد و یک قانون کنترل بازخوردی تحلیلی تابعی از زمان سیر به دست آورد [۲]. پلوئن و همکاران با الهام از الگوریتم‌های آپولو، چندجمله‌ای‌های مرتبه دلخواه را معرفی کرده و قانون هدایت چندجمله‌ای شبه بهینه اصلاح‌شده را با زمان نهایی آزاد پیشنهاد کردند [۳]. عظیموف و بیشاپ یک الگوریتم هدف‌گیری و هدایت یکپارچه روی‌برد را برای فاز نزول روی ماه مبتنی بر قانون هدایت فضایی‌مای آپولو فرمول‌بندی کردند که در آن حل عددی اجرای بلادرنگ الگوریتم‌های هدف‌گیری فاز ترمرگیری و فاز تقرب را امکان‌پذیر می‌کند [۴]. لو، با بررسی عمیق مفاهیم هدایت چندجمله‌ای آپولو، نظریه ساخت قوانین هدایت فاز نزول روی سیاره بر اساس چندجمله‌ای‌های کسری را پیشنهاد کرد [۵]. در این پارادایم، خانواده‌ای از قوانین هدایت با رویکرد کنترل تعقیب با پروفیل شتاب پیش‌ران مرجع مبتنی بر چندجمله‌ای کسری خاص به دست می‌آید. در این کار اثبات شد که قوانین هدایت آپولو و E-guidance دو عضو از خانواده بزرگ قوانین هدایت چندجمله‌ای کسری هستند.

وجود منابع اغتشاشی مختلف در مسئله فرود روی مریخ سبب به‌کارگیری قوانین هدایت بازخوردی و حل بسته شد. به‌منظور کاهش اثر پراکندگی‌های اولیه و عدم قطعیت‌های بزرگ، یک الگوریتم هدایت بازخوردی بهینه برای فاز نزول در [۶] ارائه شده است. الگوریتم هدایت ارائه شده، بهینه‌سازی مسیر افق پسین را بر اساس رویکردهای هم‌مکان‌سازی المان محدود پیاده‌سازی می‌کند. ابراهیمی و همکاران با استفاده از مانورهای پیش‌ران بازه ثابت، قانون هدایت مود لغزشی بهینه مقاوم برای یک ره‌گیر اگزواتمسفری پیشنهاد کردند [۷]. یکی از نوآوری‌های عمده این کار، ارائه مفهوم جدید خطای سرعت با تلاش صفر^۸ بود که مشابه معیار فاصله از دست‌رفته با تلاش صفر^۹ شناخته‌شده بود. ZEM و ZEV به ترتیب به فاصله و سرعتی اطلاق می‌شود که وسیله هدف را از دست می‌دهد

⁶ Pin-point Landing⁷ Retro-Rocket⁸ Zero Effort Velocity (ZEV)⁹ Zero Effort Miss (ZEM)¹ Viking² Mars Pathfinder (MPF)³ Mars Exploration Rover (MER)⁴ Mars Science Laboratory (MSL)⁵ Mars Sample Return (MSR)

در صورتی که هیچ مانور اصلاحی در بازه زمانی $[t, t_f]$ وجود نداشته باشد. با ارائه مفهوم ZEM/ZEV کارهای متعددی به پیاده سازی این رویکرد در مفاهیم نزول و فرود روی سیاره پرداختند.

روش های شبه طیفی برای بهینه سازی سریع مسیر با تبدیل مسئله کنترل بهینه به یک چارچوب برنامه ریزی غیرخطی، به نرخ همگرایی نمایی برای سیستم های دینامیکی بسیار هموار دست می یابند [۸]. با این وجود این روش ها به شرایط ناهموار، مانند تغییر ناگهانی مقدار رانش یا مرزهای سخت اجتناب از مانع، بسیار حساس هستند. با هدف کاهش بار محاسباتی شبکه های متراکم و یکنواخت در برنامه ریزی مسیر، تکنیک های چندوضوحی متوالی برای فرود دقیق مریخ پیشنهاد شده اند [۹]. این رویکرد، مسیر را به صورت مرحله ای بهینه کرده و حل کننده NLP را روی یک شبکه درشت آغاز می کند تا به سرعت یک حدس اولیه با دقت پایین تولید نموده و به دنبال آن، اصلاح شبکه محلی در مناطقی با تغییرپذیری دینامیکی بالا انجام شود. این تخصیص هوشمند گره، زمان کل محاسبات و استفاده از حافظه را به طور قابل توجهی کاهش می دهد. طراحی نقطه میانی مسیر بهینه به کمک راهکارهای بهینه سازی در حین فاز نزول از دیگر راه های ارضای قیود اجتناب از برخورد با موانع در صورت پیش بینی پروازهای برخورد به سطح است. افزودن یک نقطه میانی مسیر، می تواند یک مأموریت ZEM/ZEV ناممکن را به یک مأموریت نزدیک به بهینه تغییر دهد. روش نقطه میانی مسیر بهینه اولین بار توسط گائو و همکاران [۱۰] و شرما و همکاران [۱۱] به کار گرفته شد. در [۱۰]، فرآیند انتخاب نقطه میانی مسیر با سعی و خطا انجام می پذیرفت؛ در حالی که برای پیاده سازی عملیاتی به استفاده از روش های خودکار نیاز است. در [۱۲] با ترکیب روش های حلقه باز و روش بازخوردی، از راهبرد هدایت هیبریدی برای فاز نزول در مأموریت فرود روی سطح مریخ استفاده شده است. برای یک موتور با توان محدود، مسئله بهینه سازی نقطه میانی مسیر در حضور محدودیت های حالت، به یک مسئله برنامه ریزی مرتبه دوم استاندارد تبدیل می شود. در مورد یک موتور با نیروی پیشران محدود، با معرفی یک تابع مشتق پذیر پیوسته برای تقریب زنی تابع اشباع استاندارد، می توان نقطه میانی بهینه را به کمک نرم افزار بهینه سازی منبع باز تعیین کرد. برای یافتن نقطه میانی مسیر مسئله بهینه سوخت از بسته نرم افزاری GPOPS استفاده شده است. یکی از چالش های مهم و بدون پاسخ در [۱۲]، مدت زمان انجام محاسبات برای یافتن نقطه

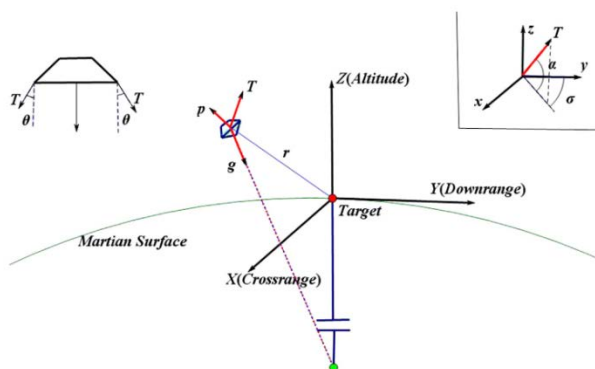
میانی مسیر بهینه در حالت مانور بحرانی و پیش بینی وقوع پروازهای برخورد با سطح مریخ بود. یک الگوریتم ZEM/ZEV مبتنی بر نقطه میانی مسیر با رویکرد برنامه ریزی پویا با به کارگیری فرآیند تکراری برای تعیین بهترین موقعیت نقاط میانی در مجموعه ای از فرودهای مقید بر روی اجرام سیاره ای بزرگ در [۱۳] استفاده شده است. در این کار، از چارچوب یادگیری تقویتی برای تجمیع هدایت ZEM/ZEV با خطمشی انتخاب نقطه میانی مسیر در فاز نزول روی سیاره استفاده شده است. برای این منظور، ابتدا مجموعه ای از مسیرهای حلقه باز مقید و بهینه سوخت با استفاده از روش های شبه طیفی به صورت عددی محاسبه شده و مجموعه ای از مسیرهای بهینه حلقه باز به عنوان نقاط میانی منتخب ذخیره می شوند. در ادامه الگوریتم ZEM/ZEV برای هدایت فضاییا به سمت نقطه هدف نهایی به کار گرفته می شود. این مسئله به عنوان یک فرآیند تصمیم گیری مارکوف^{۱۰} طرح ریزی شده و مسئله برنامه ریزی پویای حاصل از طریق ارزیابی سیاست تعمیم یافته حل می شود تا بهترین نقطه میانی بعدی به عنوان تابعی از نقطه قبلی انتخاب شود.

منحنی بیزیر شامل دو نقطه لنگر و نقاط کنترلی، یکی از روش های مناسب در مسائل برنامه ریزی مسیرهای مقید است. نقاط لنگر، ابتدا و انتهای منحنی را مشخص می کنند و نقطه های کنترلی، انحنا ی مسیر را تعیین می نمایند. از مهم ترین خواص این منحنی، قابلیت تغییر شکل با تغییر نقاط کنترلی و سادگی محاسبه مشتقات آن هاست. مسیرهای مبتنی بر منحنی های بیزیر در مسائل مختلفی از جمله مسئله هدایت بازگشت به جو [۱۴]، هدایت فاز فرود بوستر روی سکو [۱۵]، هدایت پایانی پارافویل [۱۶] به کار گرفته شده است. ثابت نگه داشتن نقاط ابتدایی و انتهایی در منحنی های بیزیر و استفاده از نقاط کنترلی مناسب در مسئله فرود مقید و دقیق روی سیاره همراه با موانع حائز اهمیت است.

اگرچه منحنی های بیزیر و الگوریتم ژنتیک هر یک به طور گسترده در کاربردهای هوافضایی مورد استفاده و بررسی قرار گرفته اند، به کارگیری تلفیق آن ها و دستیابی به مسیرهای ایمن برای فرود دقیق و اجتناب از برخورد با موانع و عوارض به دلیل وجود محیط هایی با قیود متعدد و پیچیده با چالش های قابل توجهی همراه است. عمده روش های ارائه شده در ادبیات فرود دقیق روی سیاره، در یافتن مسیرهای هموار، مدیریت قیود و همزمان اجتناب از برخورد با چالش هایی نظیر عدم همگرایی، جهان شمول نبودن و پیچیدگی

پسای آیرودینامیکی بسیار کمتر از بردار رانش موتورهای اصلی است [۱۷]. از این رو، حذف نیروی پسا ضمن ساده‌سازی فرمول‌بندی قیود و مدل دینامیکی، تأثیر محسوسی بر دقت مسیر بهینه‌شده نخواهد داشت.

مطابق شکل ۱، چارچوب مختصات اینرسی غیرچرخان بر روی سطح سیاره در نظر گرفته شده و نقطه مبدأ روی محل فرود ثابت شده است.



شکل (۱): چارچوب مرجع مختصات روی سطح [۱۷]

با توجه به هدف استخراج مسیر مانور نزول در صفحه X-Z، دینامیک انتقالی دوبعدی در یک سیستم مختصات دکارتی برحسب مؤلفه‌ها با فرض نادیده‌گرفتن اثرات اغتشاش را می‌توان با معادلات (۴) تا (۸) بیان نمود:

$$\dot{x} = v_x \quad (4)$$

$$\dot{z} = v_z \quad (5)$$

$$\dot{v}_x = a_x \quad (6)$$

$$\dot{v}_z = a_z + g_m \quad (7)$$

$$\dot{m} = -\frac{1}{I_{sp} g_0} \left(\frac{T}{\cos \theta} \right) \quad (8)$$

که X و Z به ترتیب موقعیت فضاپیما در راستاهای افقی و عمودی، v_x و v_z به ترتیب سرعت فضاپیما در راستاهای افقی و عمود هستند. a_x و a_z شتاب فرمان فراهم‌شده توسط پیشران فضاپیما به ترتیب در راستاهای افقی و عمودی و θ به زاویه نصب پیشران نسبت به راستای عمود اشاره دارد.

سیستم فرود شامل تعداد ثابتی رانشگر با حداکثر مقدار پیشران معلوم است که با زاویه نصب مشخص قرار دارند، به‌طوری‌که بزرگی پیشران را می‌توان به‌صورت رابطه (۹) بیان کرد

$$T = nkF_{\max} \cos \theta \quad (9)$$

محاسباتی همراه هستند. مهم‌ترین دستاورد این پژوهش، ارائه یک چارچوب بهینه‌سازی مسیر برون‌خط با مزیت پیاده‌سازی آسان با ره‌گیری نقاط میانی مسیر برای تولید مسیرهای هموار در مسئله فرود سیاره‌ای است. در این روش، قیود فیزیکی فرود دقیق روی سیارات، شامل اجتناب از موانع سطحی، محدودیت‌های نیروی رانش و شرایط نهایی با خطای صفر به‌طور مستقیم به نقاط کنترلی یک منحنی بیزیر درجه پنج مرتبط می‌شود. چارچوب پیشنهادی بیزیر-الگوریتم ژنتیک به‌طور ذاتی قادر است قیود مسیر غیرخطی، از جمله اجتناب از برخورد با سطح سیاره و موانع را تنها از طریق تنظیم نقاط کنترل هندسی به‌عنوان نقاط میانی برآورده سازد؛ در نتیجه، این روش ابزاری بسیار انعطاف‌پذیر و مبتنی بر هندسه برای تولید مسیر فراهم می‌کند. با توجه به هدف تولید مسیرهای هموار اجتناب از برخورد، صحت‌سنجی مسیرهای شبه‌بهینه حاصل با مسیرهای حاصل از روش‌های هدایت بازخوردی ZEM/ZEV اصلاحی با عبارت اجتناب از برخورد و هدایت بازخوردی ZEM/ZEV دوفازی انجام شده است.

۲- معادلات حاکم مسئله فاز نزول و فرود روی مریخ

معادلات اساسی حرکت یک فضاپیما در حال حرکت در میدان گرانشی یک سیاره را می‌توان با استفاده از قانون نیوتن توصیف کرد. در نتیجه، دینامیک انتقالی سه‌بعدی در یک سیستم مختصات دکارتی با

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{g}_m + \frac{\mathbf{T}}{m} + \mathbf{p} \quad (2)$$

$$\dot{m} = -\frac{|\mathbf{T}|}{I_{sp} g_0} \quad (3)$$

بیان می‌شود [۱۷] که $\mathbf{r}$ و $\mathbf{v}$ به ترتیب بردارهای موقعیت و سرعت فضاپیما و m جرم وسیله است. $\mathbf{T}$ بردار پیشران، $\mathbf{g}_m$ شتاب گرانشی سیاره، I_{sp} مقدار ضربه ویژه، g_0 شتاب گرانشی در سطح زمین و $\mathbf{p}$ شتاب‌های اغتشاشی را توصیف می‌کند. لازم به ذکر است در مدل‌سازی دینامیکی، نیروی پسای آیرودینامیکی نادیده گرفته شده است. در شروع مانور نزول و فرود روی مریخ، فاصله نسبی بین سطح‌نشین و سطح مریخ در محدوده ۵ کیلومتر و سرعت نسبی در محدوده چندصد متر بر ثانیه است. در چنین شرایطی، بزرگی نیروی

مطلوب در مسیر تولیدی را می‌دهند. در مسئله هدایت مبتنی بر منحنی‌های بی‌زیر، به‌مثابه مسئله وارون دینامیک، هدف اصلی، تعیین نقاط کنترلی مسیر به نحوی است که مسیر تولیدشده، تابع هزینه معادله (۱۰) را کمینه کرده و از قیود مسئله شامل سرعت‌های پایانه‌ای، اجتناب از برخورد به سطح و لبه‌های مانع و نیروی پیشران محدود معادله (۱۱) پیروی نماید. استخراج مسیر هموار مقید اجتناب از برخورد نیازمند محدودسازی دامنه تغییرات نقاط کنترلی متناسب با شروط اولیه و پایانی است. در مسئله فرود روی سطح سیاره، با گسسته‌سازی معادلات حاکم و فرمول‌بندی مسئله کنترل بهینه با تابع هزینه کمینه تلاش کنترلی و قیود اجتناب از برخورد، پیشران محدود و سرعت نهایی صفر، نقاط کنترلی منحنی‌های بی‌زیر مکانی و زمانی به کمک بهینه‌ساز ژنتیک به دست می‌آید. همچنین با توجه به الزام رعایت محدودیت نیروی پیشران در مسئله در طول مسیر پروازی، پارامترهای شتاب اولیه در راستاهای X و Z نیز به متغیرهای بهینه‌ساز اضافه شده است.

۴- نتایج و بحث

تمامی پارامترها، ثوابت مسئله و شروط اولیه و نهایی مورد استفاده در شبیه‌سازی مسئله هدایت فاز نزول پایانی روی مریخ در جدول ۱ اشاره شده است.

جدول (۱): ثوابت و شروط اولیه و نهایی مسئله

پارامتر	اختصار	مقدار	واحد
ضربه ویژه	I_{sp}	۲۲۵	ثانیه
تعداد رانشگرها	n	۶	
زاویه نصب	θ	۲۵	درجه
بیشینه مقدار پیشران	F_{max}	۳۱۰۰	نیوتن
شتاب گرانش در سطح زمین	g_0	۹/۸۱	متر بر مجذور ثانیه
شتاب گرانش در مریخ	g_m	۳/۷۱	متر بر مجذور ثانیه
زمان کل مانور	t_f	۹۰	ثانیه
موقعیت اولیه در راستای افق	X_0	۲۰۰۰	متر
موقعیت اولیه در راستای ارتفاع	Z_0	۱۵۰۰	متر
موقعیت نهایی در راستای افق	X_f	۰	متر
موقعیت نهایی در راستای ارتفاع	Z_f	۰	متر
سرعت اولیه در راستای افق	V_{x_0}	۱۰۰	متر بر ثانیه
سرعت اولیه در راستای ارتفاع	V_{z_0}	-۷۵	متر بر ثانیه

n تعداد کل رانشگرها، F_{max} حداکثر سطح پیشران هر یک از رانشگرها و k سطح دریچه گاز هر رانشگر است. تابع هزینه مسئله کنترل بهینه به فرم کمینه تلاش کنترلی و به شکل معادله (۱۰) در نظر گرفته شده است:

$$J = \frac{1}{2} \int_t^{t_f} a^T a dt = \frac{1}{2} \int_t^{t_f} (a_x^2 + a_z^2) dt \quad (10)$$

زمان نهایی، t_f ، پارامتری است که در فرموله‌بندی مسئله کنترل بهینه موردنظر معین و ثابت است. تابع هزینه با کمینه‌سازی تلاش کنترلی، پروفیل‌های رانش هموار و از نظر فیزیکی قابل تحقق را تولید می‌نماید.

قیود حالت در هدایت فاز نزول در حالت کلی شامل محدودیت‌هایی در موقعیت و سرعت است. محدودیت‌های موقعیت شامل اجتناب از برخورد به سطح سیاره و محدودیت‌های سرعت می‌تواند شامل سرعت‌های نهایی باشند و علاوه بر این، محدودیت‌های کنترلی برای اطمینان از عدم نقض محدودیت‌های فیزیکی رانشگر بایستی اعمال شوند.

برای سطح‌نشین مجهز به موتور با میزان پیشران محدود، سرعت خروجی گازها ثابت است. قید بزرگی پیشران به صورت (۱۱) تعریف می‌شود:

$$T_1 \leq T \leq T_2 \quad (11)$$

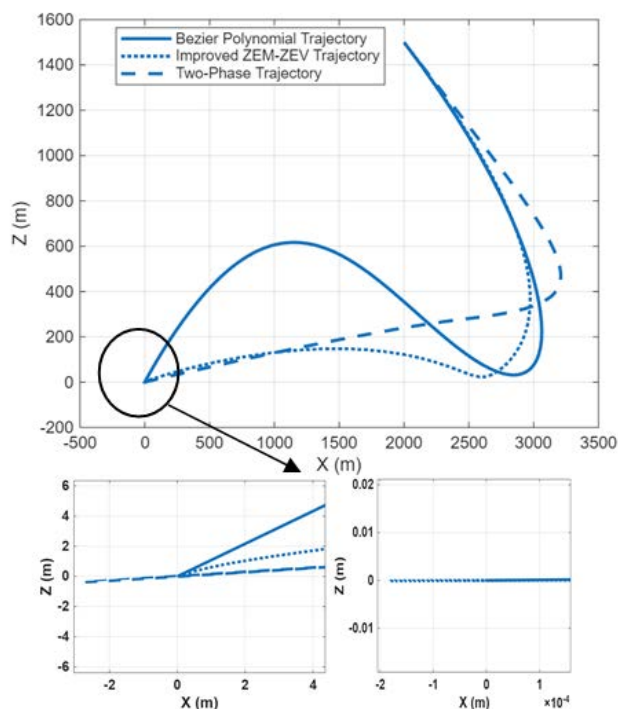
که T_1 و T_2 کمینه و بیشینه بزرگی پیشران فراهم شده هستند و مقدار بازبودن دریچه گاز برای هر رانشگر بین ۰/۳ و ۰/۸ محدود شده است.

۳- روش هدایت مبتنی بر منحنی بی‌زیر

در روش‌های هدایت چندجمله‌ای و به صورت خاص منحنی‌های بی‌زیر تقریب مسیر به کمک منحنی‌های هموار درجه ۵ و به فرم کلی (۱۲) انجام می‌شود.

$$B(s) = (1-s)^5 P_0 + 5s(1-s)^4 P_1 + 10s^2(1-s)^3 P_2 + 10s^3(1-s)^2 P_3 + 5s^4(1-s) P_4 + s^5 P_5 \quad (12)$$

P_0 و P_5 متناظر با شروط اولیه و پایانی و P_1 ، P_2 ، P_3 و P_4 متناظر با نقاط کنترلی مسیر و بازه تغییرات پارامتر S بین ۰ و ۱ است. مزیت استفاده از منحنی‌های بی‌زیر امکان ثابت نگه‌داشتن نقاط ابتدایی و انتهایی در مسئله فرود دقیق روی سیاره است. از طرفی نقاط کنترلی مسیر، آزادی عمل لازم برای هرگونه تغییر



شکل (۲): مسیرهای فاز نزول و فرود روی سیاره به ازای الگوریتم‌های ZEM/ZEV اصلاحی، ZEM/ZEV دوفازی و منحنی بی‌زیر و عدول از برخورد

مطابق شکل ۲، مسیرهای تولیدی به روش منحنی‌های بی‌زیر به دلیل ثابت نگه‌داشتن نقاط ابتدایی و انتهایی مسیر، امکان عدول و تخطی از نقطه شروع و فرود نهایی را ندارند، لذا فرود دقیق^{۱۲} روی محل مطلوب حاصل می‌شود. به‌صورت دقیق‌تر و با بزرگنمایی در نقطه پایانی فرود، نشان داده شده که الگوریتم‌های مشتق‌یافته از ZEM/ZEV شرط فرود دقیق را رعایت ننموده‌اند. در روش‌های هدایت مبتنی بر ZEM/ZEV به دلیل ذات مبتنی بر توابع خطا، عدول از فرود نقطه‌ای امکان‌پذیر بوده و عمده‌تاً برای مسائل فرود نرم مناسب هستند. قوانین ZEM/ZEV بر برای مانورهای فرود روی سطح مریخ با انحرافات قابل توجه، سازگاری ضعیفی دارند. از طرفی، به‌دست‌آوردن قوانین هدایت نیمه‌تحلیلی برای مسائل فرود با قیود پیچیده یا کنار آمدن با پسای اُترودینامیکی، به روش حساب تغییرات یا اصل حداکثر پونت‌ریاگین محدود شده و مسیر استخراج حل را بسیار دشوار می‌نماید. در راهکار حاضر، اجتناب از برخورد با سطح سیاره همراه با محدودیت‌های نیروی پیشران در فرآیند انتخاب بهینه نقاط کنترلی مسیر توسط الگوریتم ژنتیک به‌صورت قیود تساوی و

سرعت نهایی در راستای افق	V_{x_f}	۰	متر بر ثانیه
سرعت نهایی در راستای ارتفاع	V_{z_f}	۰	متر بر ثانیه
جرم اولیه	m_0	۱۹۰۵	کیلوگرم

لازم به ذکر است، زمان کل مانور ناظر به مسئله زمان نهایی ثابت و همچنین لزوم مقایسه نتایج با [۱۷، ۱۸]، ۹۰ ثانیه فرض شده است. شبیه‌سازی مسئله هدایت فاز نزول روی سیاره مریخ در دو مورد مطالعاتی فرود دقیق روی سطح و فرود درون دهانه‌ای با ابعاد مشخص همراه با قیود پایانه‌ای و حین مسیر انجام گرفته است.

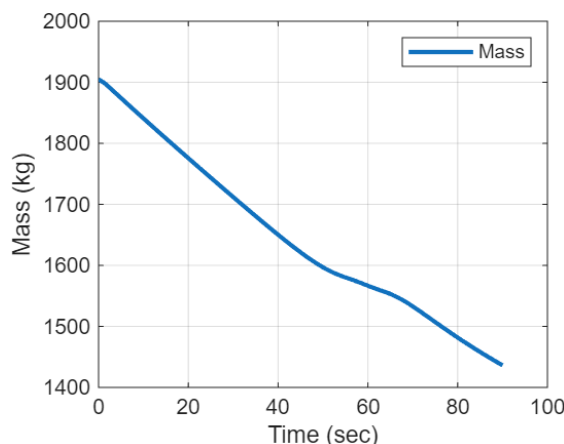
۴-۱- فرود دقیق روی سطح

مسئله فرود نقطه‌ای روی سطح ناظر بر شروط اولیه غیرعادی^{۱۱}، تابع هزینه کمینه تلاش کنترلی و قیود سرعت پایانه‌ای صفر، پیشران محدود و اجتناب از برخورد با سطح با روش هدایت مبتنی بر منحنی‌های بی‌زیر حل شده و برای صحت‌سنجی، نتایج با روش‌های هدایت مبتنی ZEM/ZEV بهبودیافته [۱۸] و هدایت بازخوردی دوفازی ZEM/ZEV [۱۹] مقایسه شده است. مسئله بهینه‌سازی ژنتیک با تعداد ۱۵ متغیر و مقدار جمعیت ۵۰۰ و نسبت قطع ۰/۷ و شرط توقف ۰/۰۰۰۱ حل شده است.

استخراج مسیرهای حاصل از الگوریتم ZEM/ZEV بهبودیافته (نقطه‌چین) و ZEM/ZEV دوفازی (خط‌چین) با مسیر حاصل از منحنی بی‌زیر درجه ۵ (خط توپر) در شکل ۲ نشان داده شده است.

¹² Pinpoint Landing

¹¹ Abnormal initial condition



شکل (۵): تغییرات جرم نسبت به زمان در مانور فرود روی سطح با روش هدایت مبتنی بر چندجمله‌ای‌های بیزیر

شکل ۳ حذف کامل سرعت افقی و عمودی برای فرود نهایی ایمن روی سطح مریخ در روش هدایت مبتنی بر چندجمله‌ای‌های بیزیر را نشان می‌دهد، به نحوی که سطح‌نشین توانایی اجرای مانور را داشته باشد؛ درحالی‌که الگوریتم‌های ZEM/ZEV دوفازی و اصلاحی ZEM/ZEV اصلاحي به ترتیب خطای سرعت فرود ۹ m/s و ۰/۵۵ m/s در راستای x و ۱/۴ m/s و ۰/۲۹ m/s در راستای z را ثبت نموده‌اند. شکل ۴ عدم عدول از محدودیت‌های نیروی پیشران در طول مانور را نشان می‌دهد، به‌طوری‌که تنظیم میزان نیروی پیشران در طول مانور بسته به میزان فاصله سطح‌نشین از سطح تغییر می‌کند. با توجه به تغییر نیروی پیشران در حین مانور، تغییرات جرم مطابق با (۸)، نزولی بوده و میزان سوخت مصرفی در روش هدایت مبتنی بر چندجمله‌ای‌های بیزیر ۴۶۹ کیلوگرم، در روش ZEM/ZEV دوفازی ۴۱۹ کیلوگرم و در روش اصلاحی ZEM/ZEV ۴۱۱ کیلوگرم است.

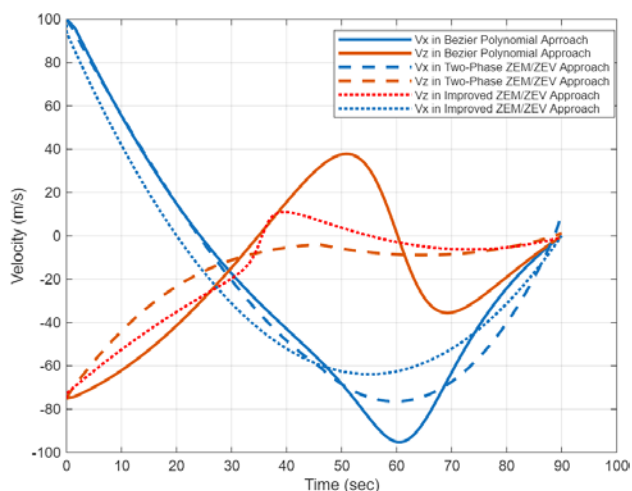
در روش پیشنهادی برای تولید مسیر به‌صورت برون‌خط اگرچه هزینه محاسباتی و مصرف سوخت نسبت به روش‌های ZEM/ZEV بیشتر است، اما مسیر مرجع تولیدشده توانمندی بالاتری در فرود نقطه‌ای با ملاحظات اجتناب از برخورد با سطح و رعایت محدودیت‌های نیروی پیشران نشان می‌دهد.

۴-۲- فرود دقیق درون دهانه

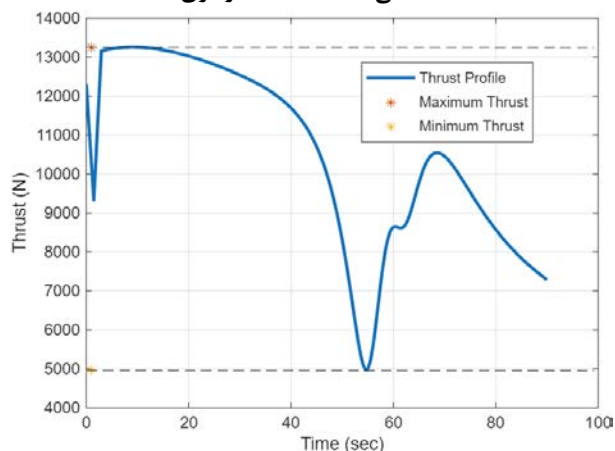
وجود عوارض سطحی مختلف مانند دهانه‌ها و تپه‌ها و لزوم فرود در نزدیکی این نواحی به جهت اهمیت اکتشافات علمی امری اجتناب‌ناپذیر است. این عوارض عمدتاً پیچیدگی‌های بسیاری را به

نامساوی مسئله بهینه‌سازی وارد شده است. قیود تساوی، شامل شروط مؤلفه‌های سرعت نهایی صفر و قیود نامساوی مسئله بهینه‌سازی شامل قید عدم برخورد به سطح و محدودیت نیروی پیشران است.

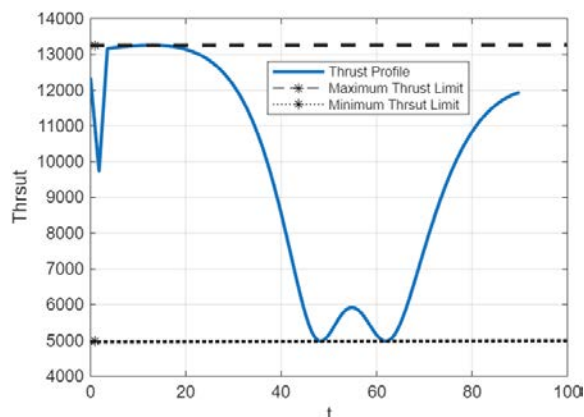
مقایسه پروفیل تغییرات زمانی سرعت در راستاهای x و z در روش هدایت مبتنی بر چندجمله‌ای‌های بیزیر (خط توپر) با الگوریتم ZEM/ZEV بهبودیافته (نقطه‌چین) و ZEM/ZEV دوفازی (خط‌چین) و نیروی پیشران به ترتیب در شکل‌های ۳ و ۴ و تغییرات جرم نسبت به زمان در شکل ۵ نشان داده است.



شکل (۳): تغییرات سرعت نسبت به زمان در مانور فرود روی سطح با روش هدایت مبتنی بر چندجمله‌ای‌های بیزیر، الگوریتم‌های ZEM/ZEV اصلاحی، ZEM/ZEV دوفازی

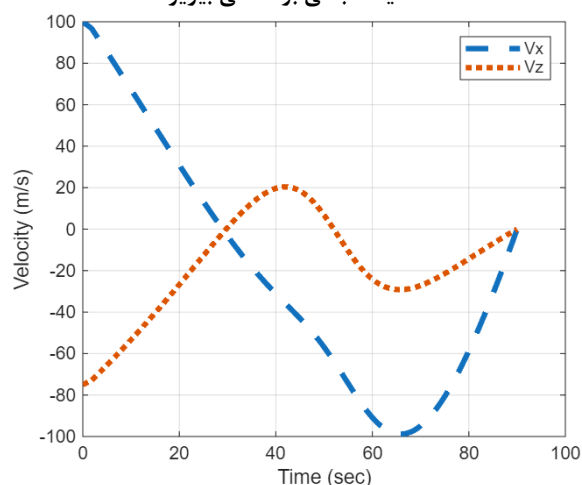


شکل (۴): پروفیل نیروی پیشران در مانور فرود روی سطح با روش هدایت مبتنی بر چندجمله‌ای‌های بیزیر



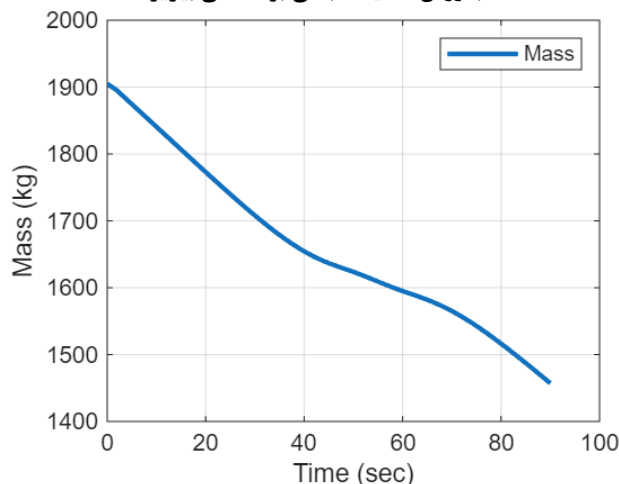
شکل (۸): پروفیل نیروی پیشران در مانور فرود درون دهانه با روش

هدایت مبتنی بر منحنی بیزیر



شکل (۹): تغییرات سرعت در راستاهای x و z در مانور فرود درون دهانه

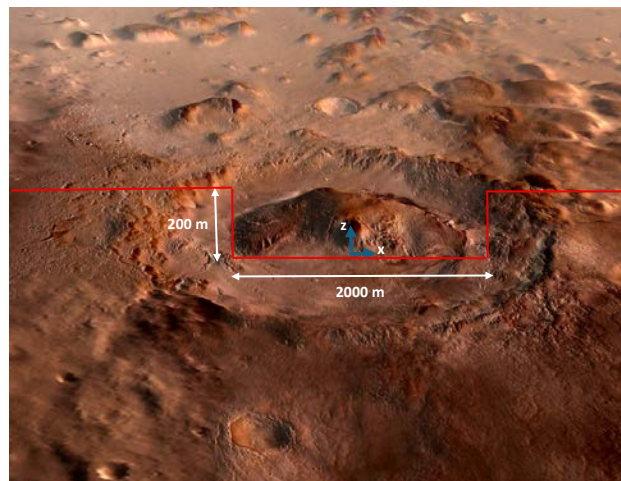
با روش هدایت مبتنی بر منحنی بیزیر



شکل (۱۰): تغییرات جرم نسبت زمان در مانور فرود درون دهانه با روش

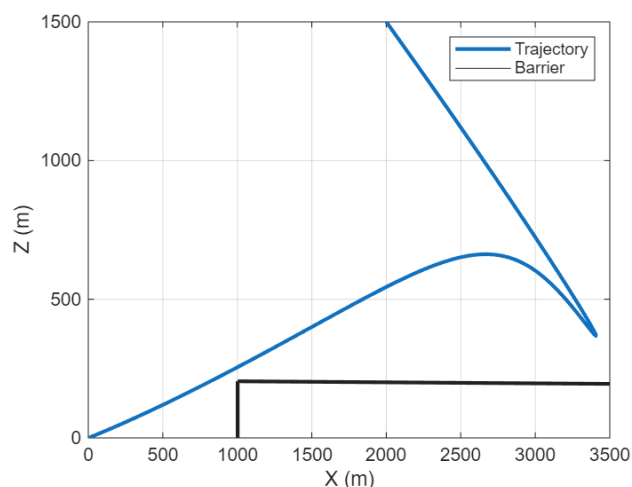
هدایت مبتنی بر منحنی بیزیر

مسئله بهینه‌سازی مسیر تحمیل می‌نمایند. در این بخش، مسئله تولید مسیر شبه‌بهینه فاز نزول با موتورهای پسران و فرود درون دهانه‌ای همانند شکل ۶ با روش منحنی‌های بیزیر دنبال می‌شود.



شکل (۶): محل فرود مطلوب درون دهانه

با توجه به پیچیدگی بیشتر نسبت به مسئله فرود روی سطح، مسئله بهینه‌سازی ژنتیک با تعداد ۱۵ متغیر با مقدار جمعیت ۳۰۰ و نسبت قطع ۰/۷ و شرط توقف ۰/۰۱ حل شده است. منحنی مسیر تولیدشده در شکل ۷، پروفیل نیروی پیشران و تغییرات سرعت به ترتیب در شکل‌های ۸ و ۹ و تغییرات زمانی جرم در شکل ۱۰ نشان داده شده است.



شکل (۷): مسیر فاز نزول و فرود درون دهانه با روش هدایت مبتنی بر

منحنی بیزیر

شکل دهی انحنای مسیرهای اجتناب از برخورد در روش های تولید مسیر مبتنی بر منحنی بیزیر، وابستگی زیادی به فرآیند انتخاب نقاط کنترلی مسیر دارد. ازجمله مهم ترین محدودیت های روش پیشنهادی، فرآیند زمان بر محاسبات انتخاب نقاط میانی مسیر به کمک الگوریتم ژنتیک است و از این رو پیاده سازی زمان واقعی و برخط میسر نیست. از طرفی زمان حساس بودن مانور فرود روی سیاره موجب می شود که تغییرات زمان پرواز موجب تغییر و عدم توانایی در دستیابی به مسیرهای اجتناب از برخورد شود. در کارهای آتی پژوهشی، با انجام تحلیل هایی نظیر تغییر شرایط اولیه موقعیت و سرعت، تغییر زمان کل مانور، تغییر ابعاد دهانه یا ارتفاع مانع، تغییر محدودیت نیروی پیشران، استفاده از منحنی های بیزیر با درجات مختلف و شبیه سازی های مونت کارلو، آنالیز حساسیت مسئله و بررسی عملکرد و قوام روش پیشنهادی مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

تعارض منافع

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

مراجع

1. A.R. Klumpp, "Apollo lunar descent guidance", *Automatica*, vol. 10, no. 2, pp. 133-146, 1974.
2. C. D'Souza and C. D'Souza, "An optimal guidance law for planetary landing," in *Guidance, Navigation, and Control Conference*, 1997, p. 3709.
3. S. Ploen, B. Acikmese, and A. Wolf, "A comparison of powered descent guidance laws for mars pinpoint landing," in *AIAA/AAS astrodynamics specialist conference and exhibit*, 2006, p. 6676.
4. D. M. Azimov and R. H. Bishop, "Integrated targeting and guidance for powered planetary descent," *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 65, no. 2, pp. 229-259, 2018.
5. P. Lu, "Theory of fractional-polynomial powered descent guidance," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 43, no. 3, pp. 398-409, 2020.
6. L. Ma, K. Wang, Z. Xu, Z. Shao, and Z. Song, "Optimal feedback guidance for powered landing of reusable rockets," in *2019 Chinese Control And Decision Conference (CCDC)*, 2019: IEEE, pp. 915-920.
7. B. Ebrahimi, M. Bahrami, and J. Roshanian, "Optimal sliding-mode guidance with terminal velocity constraint for fixed-interval propulsive maneuvers," *Acta Astronautica*, vol. 62, no. 10-11, pp. 556-562, 2008.
8. J. Zhao, S. Li, and Z. Wu, "Mars pinpoint landing trajectory optimization using sequential multiresolution technique," in *Proc. 2016 Structures Congress*, 2016.
9. S. Swaminathan and S. S. Kumar, "Rapid trajectory optimisation in Mars pinpoint landing using pseudo-spectral

شکل ۷ مسیر هموار و مقید با ملاحظات فرود نقطه ای و اجتناب از برخورد با لبه های مانع با روش هدایت مبتنی بر منحنی بیزیر را نشان می دهد. فاصله ایمن از لبه دهانه در فاز نزول، اختلاف ارتفاع تقریبی ۴۸ متری را نشان می دهد. تغییرات انحنای مسیر در بازه زمانی ۳۰ ثانیه ای رخ داده و به صورت ناگهانی و لحظه ای نیست. اجتناب از برخورد با سطح سیاره و لبه های مانع همراه با محدودیت های نیروی پیشران در فرآیند انتخاب بهینه نقاط کنترلی مسیر به صورت قیود تساوی و نامساوی در مسئله بهینه سازی ژنتیک وارد شده است. در این حالت، قیود تساوی مسئله بهینه سازی مقید شامل شروط مؤلفه های سرعت نهایی صفر و قیود نامساوی علاوه بر محدودیت های نیروی پیشران، در داخل دهانه شرط عدم برخورد با سطح و در ناحیه مرز لبه ها و بیرون از آن، شرط عدم برخورد با در نظر گرفتن ارتفاع مانع لحاظ می شود.

در شکل های ۸ و ۹، رعایت قیود پیشران محدود در حین مانور و خطای سرعت پایانی صفر نشان گر قوت روش های هدایت چندجمله ای در تولید مسیرهای مقید است. مطابق با شکل ۸، در ابتدای مانور به دلیل تغییرات سرعت اولیه در جهت دور شدن از محل فرود مطلوب، نیاز به استفاده از حداکثر میزان نیروی پیشران جهت تغییر جهت حرکت وسیله به سمت هدف وجود دارد. مطابق با شکل ۱۰، میزان سوخت مصرفی مانور برای فرود درون دهانه ۴۴۸ کیلوگرم است.

۵- نتیجه گیری

با توجه به نتایج حاصل از شبیه سازی های انجام گرفته در مسئله مانور مسیر مقید بهینه فاز نزول روی مریخ، روش هدایت چندجمله ای مبتنی بر منحنی های بیزیر پیاده سازی و سپس با روش های مبتنی بر ZEM/ZEV صحت سنجی شد. آنچه از نتایج مسیرهای عبور از موانع و فرود دقیق در محل برمی آید، تکنیک های به کار گرفته شده برای اصلاح قانون هدایت ZEM/ZEV عمدتاً بر پایه سعی و خطا، مسیرهای عبور از مانع را تولید نموده و درعین حال به دلیل ذات توابع خطای ZEM و ZEV، فرود دقیق و نقطه ای در محل مورد نظر میسر نیست. با به کارگیری الگوریتم بهینه سازی ژنتیک در فرآیند انتخاب بهینه نقاط کنترلی مسیر در منحنی های بیزیر به مثابه درجات آزادی سیستم، مسیرهای هموار و درعین حال اجتناب از برخورد با سطح سیاره و درعین حال لبه های دهانه از نقاط شروع تا نقاط پایانی در مانور نزول روی سطح سیاره به دست می آید.

14. R. Esmaelzadeh, "Explicit flatness-based guidance in reentry phase," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 6, no. 4, pp. 29–36, 2014.
15. P. Vernis, and A. Passeron "Landing a Propulsive Stage with Bézier Curves." 9th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS), 2022, pp. 1-9.
16. L. Fowler, and J. Rogers, "Bézier curve path planning for parafoil terminal guidance." *Journal of Aerospace Information Systems*, vol. 11, no. 5, pp. 300–315, 2014.
17. Y. Zhang, Y. Guo, G. Ma, and T. Zeng, "Collision avoidance ZEM/ZEV optimal feedback guidance for powered descent phase of landing on Mars," *Advances in space research*, vol. 59, no. 6, pp. 1514-1525, 2017.
18. P. Wang, Y. Guo, G. Ma, and B. Wie, "Two-phase zero-effort-miss/zero-effort-velocity guidance for mars landing," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 44, no. 1, pp. 75-87, 2021.
- method," in *Proc. 5th Indian Control Conference (ICC)*, 2019, pp. 160–165.
10. Y. Guo, M. Hawkins, and B. Wie, "Optimal feedback guidance algorithms for planetary landing and asteroid intercept," in *AAS/AIAA astrodynamics specialist conference*, 2011: AAS, pp. 2011-588.
11. R. Sharma, S. R. Vadali, and J. E. Hurtado, "Optimal nonlinear feedback control design using a waypoint method," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 34, no. 3, pp. 698-705, 2011.
12. Y. Guo, M. Hawkins, and B. Wie, "Waypoint-optimized zero-effort-miss/zero-effort-velocity feedback guidance for Mars landing," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 36, no. 3, pp. 799-809, 2013.
13. R. Furfaro and R. Linares, "Waypoint-based generalized ZEM/ZEV feedback guidance for planetary landing via a reinforcement learning approach," in *3rd international academy of astronautics conference on dynamics and control of space systems, DyCoSS*, 2017, pp. 401-416.



دوفصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

Vol. 6, No. 1, 2026

- Numerical Calculation of Mechanical Properties of Honeycomb Core Using Homogenization Method 1
Amirhosein Rahbar, Seyed Mohammad Navid Ghoreishi
- Advancing Free-Space Optical Communication: A Global Comparative Analysis of Standards and Future Technological Directions 21
Javad Haghshenas
- The Effect of FSW Parameters on Residual Stresses in Aluminum Alloy Using Finite Element Analysis 36
Amirhossein Rasfijani, Yasser Vahidshad, Arash Abasi
- Investigation of Total Ionizing Dose Damage in Low Earth Orbit Using Data from Radiation Payloads of a Microsatellite 50
Reza Amjadifard, Bahram Pouralibaba, Shahab Karbasian, Vali Talebzadeh
- Optimization of Fracture Performance of 3D-Printed Parts in Cloud Manufacturing for Aerospace Applications Using Statistical Analysis and Decision-Making Methods 61
Atefeh Rajabi-Kafshgar, Mohammad Reza Mohammad Aliah
- An Enhanced Model for Blind Source Separation under Source Variability Condition and its application in Hyperspectral Unmixing 74
Afshin Ahmadloo, Sadegh Samadi
- Fault-Tolerant Neuro-Fuzzy Approach for Orbital Transfer Control of Satellites Under Hall-Effect Thruster Faults 91
Mahdi Mansoury, Sehraneh Ghaemi, Samira Mir Mazhari Anvar, Morteza Farhid
- GA-SQP Based Optimization for LEO Constellations Considering Both GDOP and Communication-Constrained 4-Satellite Visibility 103
Arash Kosari, Mehdi Jafari, Amir Hossain Admi, Amir Reza Fathi
- Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control of Pointing Maneuvers of an Uncertain LEO Communication Satellite 117
Zeinab Tahmasi Jahed, Amir Hossein Davaie Markazi, Taleb Abdollahi
- Modeling, Simulation, and Analysis of Flexible Satellite Dynamics in MATLAB and ADAMS and Design Verification for Attitude Control Applications 132
Mohammad Zarourati
- Improved Reliability Analysis of Satellite Attitude Control Subsystem Using Actuator Failure Logic 150
Jamileh Hamzei, Mahdi Fakoor, Peyman Nikpey
- Constrained Near Optimal Path in Powered Descent Planetary Pinpoint Landing via Bezier Curves 161
S. Aliakbar Razavi, Amirreza Kosari, Hadi Jalili