

Journal of Space Science and Technology

JSS T

Vol.17, No.3, 2024

Print ISSN: 2008-4560

Online ISSN: 2423-4516

Economic Analysis of Exploitation of Lunar Resources	1
Ebrahim Amiri, Masoome Khani Chamani, Mahdi Jafari-Nadoushan, Sajjad Ghazanfarinia, and Masoud Khoshsim	
Spacecraft Re-Entry Control Using Cross and Radial Moving-Mass Actuators	15
Moslem Karim Abadeh and Morteza Tayefi	
A Reconfigurable and Steerable Horn Antenna Using Plasma Dielectric Slabs for Controllable Gain and Beam Steering	28
Jafar Bazrafshan, Fatemeh Sadeghikia, Ali Karami Horestani, and Mohamed Himdi	
Numerical Investigation of Flame Holder Effects on the Performance of a Turbofan Combustion Chamber Used in a Ramjet	45
Sajjad Gharezi and Mohammad Mehdi Doustdar	
Camera Cabling Analysis of a Remote Sensing Satellite in Terms of Electromagnetic Compatibility	61
Razieh Narimani, Mohammad Karami, Leila Farhoudi, Elham Hosseini, Mohammad Sayanjali, and Vali Talebzadeh	
A Simulation Study of Single Event Burnout (SEB) in a High-Voltage Pin Diode	71
Masume Soleimaninia	
E-Cadherin Gene Expression Changes in MCF-7 Breast Cancer Cell Line Under Simulated Microgravity Condition	83
Zahra Hajebrahimi	



**Journal of
Space Science and Technology**

Vol. 17, No. 3, 2024

Indexed in:

DOAJ, ISC, EBSCO, ...

Publisher: IAS

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

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

Deputy Editor: M. Azimi, PhD

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

Tel: +98(21) 88366030

Website: <https://jsstpub.com>

E-Mail: jsst@jsstpub.com

International E-Mail: info1@jsstpub.com

Print ISSN: 2008 - 4560

Online ISSN: 2423 - 4516

International Editorial Board

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

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

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

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

Nicola Luigi Bragazzi, Professor, University of Parma, Italy

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

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

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

Editorial Board

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Advisory Board

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

Hamid Fazeli, Associate Professor, Malek Ashtar University of Technology

Ali Akbar Golroo, Lecturer, Aerospace Research Institute

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

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

Saeed Shakhesi, Associate Professor, Iranian Space Research Center

Table of Contents

Economic Analysis of Exploitation of Lunar Resources	1
Ebrahim Amiri, Masoome Khani Chamani, Mahdi Jafari-Nadoushan, Sajjad Ghazanfarinia, and Masoud Khoshshima	
Spacecraft Re-Entry Control Using Cross and Radial Moving-Mass Actuators	15
Moslem Karim Abadeh and Morteza Tayefi	
A Reconfigurable and Steerable Horn Antenna Using Plasma Dielectric Slabs for Controllable Gain and Beam Steering.....	28
Jafar Bazrafshan, Fatemeh Sadeghikia, Ali Karami Horestani, and Mohamed Himdi	
Numerical Investigation of Flame Holder Effects on the Performance of a Turbofan Combustion Chamber Used in a Ramjet.....	45
Sajjad Gharezi and Mohammad Mehdi Doustdar	
Camera Cabling Analysis of a Remote Sensing Satellite in Terms of Electromagnetic Compatibility	61
Razieh Narimani, Mohammad Karami, Leila Farhoudi, Elham Hosseini, Mohammad Sayanjali, and Vali Talebzadeh	
A Simulation Study of Single Event Burnout (SEB) in a High-Voltage Pin Diode.....	71
Masume Soleimaninia	
E-Cadherin Gene Expression Changes in MCF-7 Breast Cancer Cell Line Under Simulated Microgravity Condition.....	83
Zahra Hajebrahimi	

Original Research Paper

Economic Analysis of Exploitation of Lunar Resources

Ebrahim Amiri¹, Masoome Khani Chamani², Mahdi Jafari-Nadoushan^{3*} , Sajjad Ghazanfarinia⁴, and Masoud Khoshshima⁵ 

1. Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2. Physics Department, Zanjan University, Zanjan, Iran

3. Space Research Laboratory, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

4, 5. Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 03 November 2023

Revised 10 December 2023

Accepted 16 December 2023

Available Online 16 December 2023

Keywords:

Moon resources

Moon mining

Economic analysis

Moon economy

Exploitation

ABSTRACT

An economic model generally describes the mechanisms used to generate revenue from a business. If it fails to generate income, its failure is inevitable. Therefore, decisions regarding missions are not based solely on technical specifications; economic profitability is also a crucial factor in decision-making and is a primary consideration for commercial investments. This consideration becomes particularly important in high-cost and long-duration projects, such as space missions, where the return on investment and economic justification are more complex. Lunar mining projects are no exception and require a comprehensive financial and technical feasibility assessment approach. To analyze the economic feasibility of any project, it is essential to evaluate its economic model. This paper conducts an economic valuation of lunar mining, focusing on materials available on the Moon, using fuzzy analysis and sensitivity analysis to identify suitable materials for exploitation. The materials are categorized into oxides, metals, and fuels. Using an appropriate economic model for space mining, the study evaluates the economic potential of selling these materials on Earth. Based on the economic feasibility analysis, each group identifies SiO₂, Mg, and helium-3 (3He) as high-priority materials. SiO₂ and Mg are expected to be profitable in conservative scenarios with increased mission duration and frequency. In optimistic scenarios, all three materials could be profitable. Ultimately, SiO₂ is selected as the target material for lunar mining.

*Corresponding Author's E-mail: mjafari@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

E. Amiri, M. Khani Chamani, M. Jafari-Nadoushan, S. Ghazanfarinia, and M. Khoshshima, "Economic analysis of exploitation of lunar resources," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 1-14, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1465>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



تحلیل اقتصادی بهره‌برداری از منابع ماه

ابراهیم امیری^۱، معصومه خانی چمنی^۲، مهدی جعفری ندوشن^{۳*}، سجاد غضنفری نیا^۴ و مسعود خوش‌سیما^۵

۱- کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۲- کارشناسی ارشد، دانشکده فیزیک، دانشگاه زنجان، زنجان، ایران

۳- استادیار، آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۴- کارشناسی ارشد، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

۵- استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

مدل اقتصادی به‌طور کلی بیانگر مکانیزم‌های مورد استفاده در کسب درآمد از یک تجارت است و در صورت عدم درآمدزایی، شکست آن قطعی خواهد بود؛ بنابراین تصمیم بر انجام یک مأموریت تنها بر اساس مشخصات فنی نبوده و در کنار آن سوددهی اقتصادی جز دیگری از تصمیم‌گیری است و یکی از عوامل اصلی برای سرمایه‌گذاری‌های تجاری خواهد بود. این مسئله به‌ویژه در پروژه‌های با هزینه‌های بسیار بالا و بازه زمانی طولانی‌مدت همچون پروژه‌های فضایی اهمیت بیشتری پیدا می‌کند، زیرا بازگشت سرمایه و توجیه اقتصادی در این پروژه‌ها بسیار پیچیده‌تر است. پروژه‌های معدن‌کاوی ماه نیز از این قاعده مستثنی نیستند و نیازمند رویکردی همه‌جانبه برای مقایسه امکان مالی و فنی می‌باشند. انجام تجزیه و تحلیل امکان‌پذیری اقتصادی هر پروژه می‌تواند به ارزیابی مدل اقتصادی آن خلاصه شود. در این راستا مدلی جهت مقایسه و رتبه‌بندی و تعیین گزینه‌های موجود در پروژه مورد نیاز است تا آن پروژه به لحاظ اقتصادی توجیه داشته باشد. در این مقاله، به ارزیابی اقتصادی معدن‌کاوی ماه بر اساس مواد موجود در آن پرداخته شده و با استفاده از تحلیل فازی و تحلیل حساسیت، مواد مناسب جهت بهره‌برداری شناسایی شده‌اند. بر همین اساس، مواد به سه دسته اکسیدها، فلزها و سوخت‌ها تقسیم شدند. با استفاده از مدل اقتصادی مناسب برای معدن‌کاوی فضایی، ارزیابی اقتصادی جهت فروش مواد بر روی سطح زمین انجام شده و با توجه به صرفه اقتصادی، از هر گروه به ترتیب مواد اکسید سیلیسیم، منیزیم و هلیوم-۳ با اولویت بالا انتخاب شدند. در حالت‌های محافظه‌کارانه، مواد اکسید سیلیسیم و منیزیم با افزایش زمان مأموریت و تعداد مأموریت‌ها سودده خواهند بود، و در حالت‌های خوش‌بینانه هر سه ماده سودده خواهند بود. در نهایت، ماده اکسید سیلیسیم به‌عنوان ماده هدف معدن‌کاوی ماه انتخاب شد.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۲ آبان ۱۴۰۲
بازنگری ۱۹ آذر ۱۴۰۲
پذیرش ۲۵ آذر ۱۴۰۲
اولین انتشار ۲۵ آذر ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

منابع ماه
معدن‌کاوی ماه
تحلیل اقتصادی
اقتصاد ماه
بهره‌برداری

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: mjafari@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

E. Amiri, M. Khani Chamani, M. Jafari-Nadoushan, S. Ghazanfarinia, and M. Khoshsima, "Economic analysis of exploitation of lunar resources," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 1-14, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1465>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



علائم و اختصارات

C	مجموع هزینه
C_{dev}	هزینه تحقیق و توسعه
C_{ops}	هزینه عملیات
$C_{price_{mat}}$	ارزش هر کیلوگرم ماده
C_{prod_1}	هزینه فضاپیما
$C_{transport}$	هزینه انتقال در فضا
f	نرخ توان عملیاتی فضاپیما
I	نرخ تنزیل پول
i	تعداد سال‌های انجام معدن کاوی
j	شمارنده مأموریت
m_{sc}	جرم خشک فضاپیما
n	تعداد مأموریت‌های معدن کاوی
P	سود و زیان
p	تعداد فضاپیماها
P_{tot}	سود و زیان کل
$P_{tot_{pv}}$	ارزش فعلی کل سود
r	نسبت خلوص مواد
$R_{mat_{sold}}$	درآمد حاصل از فروش مواد
S	تعداد دفعات استفاده از یک فضاپیما
t	مدت زمان معدن کاوی
t_j	زمان درآمدزایی
α	ضریب یادگیری (تجربه)

مقدمه

معدن کاوی فضایی جنبه جدیدی از صنعت فضایی است، ایده استخراج از ماه که زمانی کاملاً علمی-تخیلی بود، اکنون در آستانه تحقق است. در سال‌های اخیر بهره‌برداری از منابع موجود در ماه بخشی از برنامه‌های بسیاری از کشورها و برخی شرکت‌های بزرگ تجاری و اقتصادی فعال دنیا است [۱]. با توجه به نزدیک‌ترین جرم سماوی به زمین؛ ماه در کنار سیارک‌های نزدیک به زمین، به‌عنوان قابل دسترس‌ترین منبع معدن کاوی فضایی شناخته شده است. ماه با توجه به فرصت‌های اقتصادی متعدد خود، یکی از جذابیت‌های تأمین مواد موردنیاز بر روی زمین است. این جذابیت‌ها دلیلی بر بازگشت مجدد کشور آمریکا به ماه بعد از آخرین مأموریت آپولو در سال ۱۹۷۲ شده است. نشان دادن استفاده از منابع در محل (بر روی ماه) در نزدیکی قطب جنوب ماه، هدف اصلی برنامه آرتیمیس ایالات متحده آمریکا است [۱]. با توجه به

تجربیات زمین‌شناسی و ماه‌شناسی، روش‌های کلی برای انجام ارزیابی‌های کمی منابع ماه پیشنهاد شده است. منابع ماه را می‌توان به سه دسته انرژی‌ها، مواد معدنی و آب طبقه‌بندی کرد. همچنین می‌توان با توجه به قطعیت و قابلیت بازیابی مواد، طبقه‌بندی دیگری برای منابع موجود ماه انجام داد. منابع انرژی به‌ویژه انرژی خورشیدی در ارتفاعات نزدیک قطب‌های ماه فراوان است و فناوری بهره‌برداری آن نیز به بلوغ رسیده است. منابع معدنی نیز به‌طور عمده به شکل پودر سنگ (رگولیت) در ماه قابل دسترسی و فناوری‌های مختلف برای تبدیل رگولیت^۱ به ماده‌های هدف و ارزشمند در حال توسعه است. وجود یخ آب نیز در مناطق قطبی ماه اثبات شده ولی سؤالات بسیار زیادی در مورد کمیت، کیفیت و توزیع یخ آب ماه وجود دارد [۱]. دی لاجارته روش‌های کاوش و پیش‌بینی لازم قبل از ایجاد صنعت معدن کاوی در ماه را بررسی می‌کند و به گزینه‌هایی برای استخراج معادن در ماه می‌پردازد سپس با بررسی نیازهای سهام‌داران، به‌ویژه در نقشه‌برداری منابع ماه برای استفاده احتمالی در ساخت یک پایگاه در ماه و حفظ حضور انسان در ماه می‌پردازد. این مطالعه تأکید دارد که علاقه‌مندی بهره‌برداران به استفاده از منابع بر روی خود ماه خواهد بود [۲]. در مطالعه‌ای دیگر جامانکا-لینو توضیح می‌دهد که در مرحله اکتشاف، حفاری و حمل و نقل از جمله چالش‌های اصلی دمای پایین و توپوگرافی سطح ماه خواهد بود علاوه بر این، تحلیل عمیقی از روش‌های ممکن استخراج عناصر حیاتی مانند آب، اکسیژن و فلزات ارائه می‌دهد و فرآیند مورد نیاز برای پردازش آن‌ها را معرفی می‌کند [۳].

بهره‌برداری از سیارک‌ها و قمرها، به‌خصوص نزدیک به زمین بارها به‌عنوان منبعی برای زمین و فضا پیشنهاد شده است. آب، فلزات و مواد فرار به‌عنوان منابعی در کاربردهای مختلفی از جمله ساخت و ساز، سیستم‌های پشتیبان حیات و پیش‌رانش قابل استفاده است. هاین و همکاران [۴] ارزیابی اقتصادی استخراج مواد فرار و آب را برای استفاده در زمین و در فضا مورد بررسی قرار داده است. کالا و همکارانش [۵] امکان‌پذیری و ارزیابی اقتصادی تأمین و استفاده آب از قمرها و سیارک‌های نزدیک به مدار فضای مابین زمین و ماه را بررسی کرده است. نسبت بالای ارزش به جرم مواد استخراج شده از فضا به دلیل هزینه‌های اضافی همچون پرتاب و فرود به قمر یا سیارک، پرتاب و فرود از زمین و فراهم نمودن شرایط عملیاتی مطلوب برای محموله نیاز به بررسی بیشتر دارد. با توجه به این موضوع، سرمایه‌گذاری جهت استخراج مواد همچون فلزات کمیاب و با ارزش بر روی زمین، زیرگروه فلزات پلاتین موضوع اصلی مطالعات معدن کاوی قمرها و سیارک‌های نزدیک زمین است [۶]. اهمیت فلزات کمیاب جهت استفاده در

قرار گرفته شده است [۱۴]. همچنین داده‌های طیف‌سنجی اشعه گاما کاوشگر ماه نیز اطلاعات مفیدی را از ترکیب سطح ماه ارائه کرده است [۱۵].

بسترشناسی ماه

مطالعات معدنی بر روی نمونه‌های ماه نشان داده است که سنگ ماه شامل پیروکسن، پلاژیوکلاز، ایلمنیت، الیوین همراه با دانه‌های کمیاب کریستوبالیت، تری‌دیمیت، کرومیت، تانیت و ترولیت است [۱۶]. سن رادیومتری نمونه‌های جمع‌آوری شده در مأموریت‌های آپولو بین ۳/۸ تا ۴/۱ میلیارد سال قدمت دارد [۱۷]. همچنین نمونه‌های برنامه آپولو دارای ترکیبات ایزوتوپی مشابه سنگ‌های زمین است [۱۲].

پوسته ماه از نظر ترکیب تا حد زیادی آنورتوزیتی است [۱۸]. از نظر ترکیب عناصری، پوسته ماه در درجه اول از اکسیژن، سیلیکون، منیزیم، آهن، کلسیم و آلومینیوم تشکیل شده است، اما عناصر جزئی و کمیاب مانند تیتانیوم، اورانیوم، توریم، پتاسیم و هیدروژن نیز در آن وجود دارد [۱۹].

در بالای پوسته ماه لایه‌ای بسیار خرد شده و سطحی تحت عنوان رگولیت وجود دارد. رگولیت بافتی شبیه برف و بویی شبیه باروت مصرف شده است. ضخامت لایه رگولیت از ۱۰ تا ۲۰ کیلومتر در ارتفاعات و ۳ تا ۵ کیلومتر در ماریا متغیر است. در زیر لایه رگولیت، مگاگروولیت لایه‌ای از سنگ بستر شکسته و به ضخامت چندین کیلومتر وجود دارد [۲۰].

ترکیب عناصری ماه

حدود ۱۴ هزار کیلومتر مربع از سطح ماه ناشی از ناهمواری محل اصابت شهاب‌سنگ‌ها در تاریکی دائمی قرار دارد [۲۱]. مناطق نزدیک به قطب‌های ماه که در تاریکی دائمی قرار دارد، حاوی غلظت قابل توجهی از یخ آب است [۲۲].

اکسیژن نه تنها از یخ آب بر روی ماه در دسترس بوده، بلکه در رگولیت ماه نیز موجود و تقریباً از همه جای ماه قابل استخراج است [۲۳]. ایلمنیت، فراوان‌ترین اکسید در نمونه‌های قمری از ۴۷ درصد وزنی FeO و ۵۳ درصد وزنی Tio₂ تشکیل شده و منبع بالایی از اکسیژن در ماه به‌خصوص در ماریا ماه است [۲۴].

فراوان‌ترین عناصر که به دلیل عوامل خارجی در ماه وجود دارد می‌توان به هیدروژن و هلیوم اشاره کرد [۲۴]. هیدروژن یک عنصر مفید در سطح ماه بوده و از طریق بادهای خورشیدی به ماه وارد شده است [۲۵]. در عمق یک متری از رگولیت ماه در نزدیکی مناطق قطبی غلظت بالایی از هیدروژن وجود دارد. وجود هیدروژن به‌عنوان یک منبع سوخت مهم در کره ماه بسیار حائز اهمیت است [۲۶]. بادهای خورشیدی عامل

فناوری‌های سبز همچون تولید سلول‌های سوختی، کاتالیزورها، باتری‌های با ظرفیت بالاتر و سلول‌های خورشیدی بسیار مهم و حیاتی است [۷]. سوماریوا در سال ۲۰۲۰ با استفاده از روش ارزش خالص فعلی (NPV) به ارزیابی سودآوری و امکان‌پذیری اقتصادی استخراج از ماه پرداخت او در این مطالعه دو استراتژی کسب‌وکار را بررسی می‌کند: یکی که تنها توسط سرمایه‌گذاران خصوصی تأمین مالی شده و دیگری که شامل یک همکاری خصوصی-عمومی می‌شود و با استفاده از شبیه‌سازی مونت کارلو به تجزیه و تحلیل عدم قطعیت‌ها در هزینه‌های سرمایه‌گذاری و عملیاتی، سودآوری و امکان‌پذیری پروژه‌های استخراج ماه می‌پردازد [۸].

در این مقاله ابتدا مروری بر منابع ماه و توزیع آن بر سطح کره ماه ارائه شده، پس از آن در تحلیل اقتصادی، با استفاده از روش هاین [۴] تشریح داده شده است. در ادامه مقاله، معدن کاوی فضایی برای کره ماه و روند تحلیل اقتصادی از انتخاب اولیه ماده‌های موجود بر ماه شروع و با ارزیابی طرح معدن کاوی، سوددهی و انتخاب مناسب‌ترین ماده و مأموریت به اتمام می‌رسد. در پایان مقاله، نتیجه‌گیری ارائه شده و در آن ماده هدف نهایی جهت استخراج و سوددهی آن با توجه به طرح مأموریت معدن کاوی ماه بیان شده است.

مروری بر منابع معدنی ماه و توزیع آن

ماه تنها ماهواره طبیعی زمین، دارای قطری تقریباً یک چهارم قطر زمین بوده و در فاصله متوسط ۳۸۴/۴ هزار کیلومتری به دور زمین می‌چرخد. ماه فاقد هرگونه اتمسفر و دارای گرانش سطحی حدود یک ششم گرانش زمین است [۹]. میدان مغناطیسی خارجی ماه به‌صورت کلی کمتر از ۰/۲ نانوتسلا [۱۰] و دمای سطح آن بین ۱۷۱- تا ۱۴۰ درجه سلسیوس تغییر می‌کند [۱۱]. ماه دارای ترکیبات ایزوتوپی تقریباً یکسان با زمین است [۱۲].

از شش مأموریت موفق برنامه آپولو آمریکا با حضور انسان، مجموع ۳۸۲ کیلوگرم نمونه‌برداری شامل سنگ ماه، سنگریزه، ماسه و گرد و غبار از مناطق مختلف سطح ماه به زمین آورده شد. از سه مأموریت موفق بدون حضور انسان برنامه لونا اتحاد جماهیر شوروی نیز مجموع ۰/۳ کیلوگرم نمونه در مکان‌های متفاوت از مأموریت‌های لونا به زمین آورده شده است [۱۳]. تمامی نمونه‌برداری‌های انجام شده توسط دو برنامه فوق، از سطح قابل رؤیت ماه بوده است. علاوه بر نمونه‌های جمع‌آوری شده از روی سطح ماه؛ شهاب‌سنگ‌هایی از ماه که بر روی سطح زمین فرود آمده، نمونه‌هایی از هر دو بخش ماه (سطح قابل رؤیت و سطح غیر قابل رؤیت ماه از دید زمین) در دسترس

جدول ۲- درصد و محدوده جغرافیایی عناصر موجود در ماه [۱۶].

Table 2. Percentage and geographical location of available elements on the Moon [16].

Element	Approximate Atomic Percentage		Approximate Weight Percentage	
	Lunar Maria	Highlands	Lunar Maria	Highlands
Oxygen	60	60	45	45
Silicon	17.5	17	21	21
Aluminum	4.5	10	5	13
Calcium	4.5	5	8	10
Magnesium	5	5	5	5
Iron	6	2.5	15	6
Titanium and Sodium	≈ 2.5	≈ 0.5	≈ 1	≈ 0

تحلیل اقتصادی

در این بخش تحلیل اقتصادی معدن کاوی ارائه شده است. مبنای تحلیل بر اساس مقاله هاین [۴] است. این تحلیل تحت عنوان تحلیل اقتصادی معدن کاوی سیارکی مبتنی بر رویکرد سونتر بوده و قابل تعمیم به تحلیل اقتصادی معدن کاوی ماه نیز است. رویکرد سونتر، در حال حاضر یکی از با جزئیات‌ترین تحلیل‌ها جهت ارتباط پارامترهای فنی و اقتصادی به یکدیگر است. رویکرد سونتر تنها برای یک مأموریت معدن کاوی بدون لحاظ کردن هزینه بازگشت به سطح زمین و هزینه تحقیق و توسعه است؛ بنابراین رویکرد سونتر به‌منظور بهینه‌سازی نتایج و لحاظ شدن تمامی پارامترهای مؤثر، توسط افرادی از جمله هالین توسعه داده شد.

محاسبه سود و زیان

به‌صورت ساده محاسبه سود یا زیان، حاصل کسر هزینه‌ها از درآمدها است. برای سودآور بودن یک مأموریت معدن کاوی باید درآمد حاصل از فروش منابع بیش از هزینه‌های آن شود، یعنی:

$$P = R_{mat_{sold}} - C \quad (1)$$

در فرمول (۱)، نحوه محاسبه سود و زیان بیان شده است. در این فرمول P میزان سود یا زیان، $R_{mat_{sold}}$ میزان درآمد حاصل از فروش منابع و C میزان هزینه‌های صورت گرفته است. هاین با تفکیک درآمد بر اساس قیمت فروش و جرم ماده معدنی و تفکیک هزینه‌ها، فرمول سود یا زیان را به‌صورت فرمول (۲) توسعه داد:

$$P_{tot} = n[m_{sc}c_{price_{mat}}f_{tr} - m_{sc}c_{ecl} \left(\frac{n}{s+1}\right) \left(c_{prod_1} \left[p.c_{ecl} \left(\frac{n}{s+1}\right)\right]^{\alpha} + c_{transport}\right) - c_{ops}] - m_{sc} \frac{c_{dev}}{p} \quad (2)$$

انباشت هیدروژن، هلیوم و سایر عناصر در سطح رگولیت ماه است. یکی دیگر از عناصر موجود بر روی سطح ماه و کمیاب بر روی سطح زمین، هلیوم-۳ (ایزوتوپ هلیوم) بوده که این عنصر نیز توسط باد خورشیدی روی سطح ماه رسوب کرده است [۲۴]. استفاده از هلیوم-۳ ماه به‌عنوان یک منبع سوخت برای نیروگاه‌های هسته‌ای بر روی زمین در آینده نزدیک، دور از انتظار نخواهد بود. بایکه در مطالعه‌ای جنبه‌های فناوریانه، تجاری و کسب و کاری مرتبط با ایجاد یک عملیات استخراج هلیوم-۳ از ماه را مورد بررسی قرار داده و به چالش‌های استخراج منابع ماه، پتانسیل ریسک‌های تجاری، سرمایه‌گذاری‌های مورد نیاز پروژه و تأثیرات مالی چشمگیر چنین پروژه‌هایی پرداخته است [۲۷]. مآثر نیز با تأکید بر پتانسیل‌های استخراج هلیوم-۳ از ماه به‌عنوان یک منبع انرژی جایگزین و بسیار کارآمد به بررسی بحران جهانی انرژی پرداخته است، او در این مطالعه امکان‌پذیری فنی را بررسی می‌کند و مشکلات فنی را اذعان می‌کند اما با وجود محدودیت‌ها بر پتانسیل هلیوم-۳ در رفع نیازهای جهانی انرژی تأکید دارد [۲۸].

درصد عناصر تشکیل‌دهنده مواد ماه در مناطق مختلف، مقدارهای متفاوتی را دارد. با این حال در همه مناطق اکسیژن فراوان‌ترین عنصر در سطح ماه بوده و بیش از ۶۰ درصد مواد ماه از اکسیژن تشکیل شده، اما همه آن از نظر شیمیایی با عناصر دیگر ترکیب شده است. دومین عنصر فراوان در ماه سیلیسیم با ۱۷ تا ۱۷/۵ درصد فراوانی است. آلومینیوم با حدود ۴/۵ تا ۱۰ درصد سومین عنصر فراوان است. کلسیم و منیزیم تقریباً به یک اندازه و حدود ۴/۵ تا ۵ درصد از مواد ماه را تشکیل می‌دهد. آهن نیز ۲/۵ الی ۶ درصد از مواد ماه را در مناطق مختلف تشکیل می‌دهد. عنصرهای تیتانیوم و سدیم نیز تقریباً درصد باقی‌مانده مواد ماه را تشکیل می‌دهد [۲۰]. در جدول‌های (۱) و (۲)، درصد اکسیدها و عناصر موجود در ماه برای محدوده جغرافیایی برنامه‌های آپولو و لونا نشان داده شده است.

جدول ۱- درصد و محدوده جغرافیایی اکسیدهای عناصر موجود در ماه [۱۶].

Table 1. Percentage and geographical location of available elements oxides on the Moon [16].

Oxide	Lunar Surface	Maria	Highlands
SiO_2	50	45.4	45.5
Al_2O_3	15	14.9	24
TiO_2	5	3.9	0.6
FeO	5-10	14.1	5.9
MgO	10	9.2	7.5
CaO	10	11.8	15.9
Na_2O	-	0.6	0.6

اجرام سماوی علاوه بر رفع نیازهای حیات بشر، می‌تواند جهت تأمین سوخت و یا محافظت در مقابل پرتوهای خورشیدی در فضاپیماها استفاده شود. تأمین نیازهای بشر در فضا توسط منابع موجود در فضا و اجرام سماوی به جهت حذف هزینه انتقال آن از زمین، بسیار با اهمیت است. همچنین با توجه به هزینه‌های زیاد انتقال منابع به زمین، تنها منابعی مورد توجه بوده که در وزن مشابه ارزش بالاتری داشته باشد. فلزات گران‌بها و مواد کمیاب بر روی زمین به‌عنوان اهداف معدن‌کاوی در فضا و انتقال آن به زمین مورد توجه است. تأمین این فلزات برای صنایع با فناوری‌های نو همچون هوافضا حیاتی است. هاین در مقاله خود با بهره‌گیری از فرمول (۳)، به ارزیابی معدن‌کاوی برای استخراج دو عنصر آب و پلاتینیوم پرداخته است.

به‌صورت کلی در هر معدن‌کاوی فضایی، فرضیات لازم جهت ارزیابی اقتصادی آن شامل موارد زیر است.

- زمان معدن‌کاوی
- تعداد فضاپیماهای عملیاتی
- تعداد عملیات معدن‌کاوی
- وزن هر فضاپیما

در تحلیل اقتصادی معدن‌کاوی دو دیدگاه خوش‌بینانه و محافظه‌کارانه قابل ارزیابی است. در دیدگاه خوش‌بینانه فضاپیماها به تولید انبوه رسیده و اثر مستقیمی در کاهش هزینه‌ها دارد. در دیدگاه محافظه‌کارانه یک فضاپیما وجود داشته و هزینه‌ها با قیمت‌های فعلی برآورد می‌شود. از این‌رو هزینه‌های تحقیق و توسعه، تولید و عملیات در دیدگاه محافظه‌کارانه بیش‌تر از دیدگاه خوش‌بینانه است.

انتخاب ماده معدن‌کاوی

ماه با توجه به فرصت‌های اقتصادی متعدد، یکی از جذابیت‌های تأمین مواد مورد نیاز بشر است. از مواد ماه به شیوه‌های متعددی از جمله موارد زیر می‌توان استفاده کرد.

- استفاده بر روی سطح زمین
- جهت اسکان و توسعه شهرک‌نشینی بر روی ماه
- تأمین و ارسال سوخت به فضاپیماها
- تأمین سوخت و اکسیژن مأموریت‌های بین‌سیاره‌ای و تبدیل ماه به ایستگاه میان‌راهی
- تبدیل ماه به مرکز علمی و تحقیقاتی
- تبدیل ماه به مرکز ارتباطات بین‌سیاره‌ای و تلسکوپ‌های رادویی

از میان مواد معرفی شده در جدول‌های (۱ و ۲)، از سه دسته اکسیدها، سوخت‌ها و فلزات، برای از دسته با استفاده از تحلیل فازی با پارامترهای مورد بررسی در جدول (۳)، یک ماده هدف انتخاب شده

در فرمول (۲)، P_{tot} سود و زیان حاصل از مأموریت، n تعداد مأموریت‌های معدن‌کاوی، m_{sc} جرم خشک فضاپیما برحسب کیلوگرم، $C_{pricemat}$ ارزش هر کیلوگرم ماده استخراج شده، f نرخ توان عملیاتی فضاپیما برحسب کیلوگرم استخراج شده ماده معدنی بر کیلوگرم تجهیزات بر روز، t مدت زمان معدن‌کاوی برحسب روز، r نسبت مواد خالص شده به مواد استخراج شده، s تعداد دفعات استفاده از یک فضاپیما، C_{prod1} هزینه فضاپیما برحسب دلار (به ازای هر کیلوگرم جرم فضاپیما)، p تعداد فضاپیماها در هر مأموریت، α ضریب یادگیری (تجربه)، $C_{transport}$ هزینه انتقال در فضا، C_{ops} هزینه عملیات و C_{dev} هزینه تحقیق و توسعه است. تابع $ceil$ تابع جز صحیح بوده و خروجی آن یک مقدار عددی صحیح که بزرگ‌تر یا مساوی حاصل جبری داخل آن است.

در گام بعدی هاین با توجه به عدم وجود ارزش زمانی پول در معادله (۲)، ارزش فعلی کل سود در تمام مأموریت‌ها P_{tot_PV} ، را با افزودن پارامترهای دیگری به آن معادله توسعه داد و فرمول (۳) را به‌دست آورد. در فرمول (۳)، با اضافه شدن پارامتر $(1+I)^i$ ارزش زمانی پول محاسبه می‌شود که I نرخ تنزیل پول و i تعداد سال‌های انجام معدن‌کاوی است. در فرمول (۳)، شمارنده z نشان دهنده زامین مأموریت و t_j زمان درآمدزایی است. با کسر پارامتر t_m ، از مقدار t_j ، مدت زمان مأموریت مشخص می‌شود و $t_j - t_m$ نیز مشخص‌کننده زمانی است که مأموریت شروع شده است. مطابق با فرمول (۳)، محاسبه میزان سود یا زیان با استفاده از برنامه کامپیوتری توسعه داده شده در زبان برنامه‌نویسی پایتون اجرا شده است. در جدول (۳)، مقدار هر یک از پارامترهای موجود در فرمول (۳)، جهت بررسی اقتصادی مقداردهی شده است.

$$P_{tot_PV} = \sum_{i=1}^T n_i \sum_j \left[m_{sc} C_{pricemat} \left(\frac{ftr}{(1+I)^{t_j}} - \frac{ceil\left(\frac{n_i}{s_i+1}\right) \left(C_{prod1} \left[p \cdot ceil\left(\frac{n_i}{s_i+1}\right) \right]^\alpha + C_{transport} \right)}{C_{pricemat} (1+I)^{t_j-t_m}} \right) - \frac{C_{ops}}{(1+I)^{t_j}} - C_{dev} \frac{m_{sc}}{p} \right] \quad (3)$$

معدن‌کاوی فضایی

معدن‌کاوی فضایی جنبه جدیدی از فضا است. به این صورت که منابع موجود در سیارک‌ها، قمرها و سایر سیاره‌ها جهت رفع نیازهای بشر در فضا یا زمین مورد استفاده قرار گیرد. به‌عنوان مثال آب استخراج شده از

ارزش بیش‌تری از ماده را نشان می‌دهد؛ بنابراین پارامترهای دارای هزینه‌های عملیاتی، مالی و زمانی بالاتر، امتیاز کمتری را کسب و در عوض پارامترهای دارای هزینه‌های عملیاتی، مالی و زمانی پایین‌تر، امتیاز بیش‌تری را در تحلیل فازی کسب کرده است. با توجه به مجموع امتیاز کسب شده از تمامی پارامترهای جدول (۳) برای مواد موجود بر روی ماه با در نظر گرفتن ضریب تصمیم‌گیری هر پارامتر و وزن هر پارامتر، هر ماده که دارای بیش‌ترین امتیاز بوده، واجد انتخاب به‌عنوان ماده هدف است.

است. تحلیل فازی ارائه شده در جدول (۳) بر اساس ضریب‌دهی به پارامترهای مؤثر در انتخاب ماده است. پارامترها شامل آن دسته از الزامات، محدودیت‌ها و فعالیت‌های حیاتی سطح بالا و مأموریت بوده و قابلیت گسترش نیز دارد. ضریب تصمیم‌گیری نیز تنها با مقادیر ۱ تا ۴ ملاک قرار گرفته شده است. مقدار ۱ برای حالتی که هزینه عملیاتی بالا، پیچیدگی طراحی و عملیات، درصد پایین فرآوری و ارزش پایین ماده را نشان می‌دهد. مقدار ۴ نیز برای حالتی که هزینه عملیاتی پایین، سادگی در طراحی و عملیات، درصد بالاتر فرآوری و

جدول ۳- تحلیل فازی انتخاب مواد.

Table 3. Fuzzy analysis of material selection.

Parameter	Decision Coefficient			
	1	2	3	4
Location on the Moon	Far Side the Moon, Poles	Maria	Heights	The Surface of the Moon Facing the Earth
Communication with Earth	Interface with High Altitude Orbiter System	Interface with Lagrange Point Orbiter System	Interface with Low Altitude Orbiter System	Directly Facing The Moon
Energy Supply Method	Nuclear Reactor	Solar Cell and Energy Storage	Solar Cell and Energy Storage	Solar Cell, Continuous (Poles)
Processing Rate (Percent)	0-15	15-30	30-45	45-60
Material Separation Method	Vapor Separation	Condensation Separation	Solid Separation (Screening)	Without Separation
Storage Method	Specialized Thermal & Pressurized System	Specialized Control Thermal System	Specialized Pressurized System	Without Special System
Extraction Method	Surface and Deep Drilling in Mare	Surface and Deep Drilling in Elevated Areas	Surface Drilling and Deep in Flat Areas	Surface Drilling in Flat Areas
Transport to Earth	Specialized Thermal & Pressurized System	Specialized Thermal System	Specialized Pressurized System	Without Special System
Material Value	0-5000	5000-500000	50000-100000	100000-300000
Material Abundance on Earth	>100 PPM	10-100 PPM	1-10 PPM	<1 PPM

تفکیک ماده هدف از سایر مواد بوده و ماده با خلوص بالا ذخیره‌سازی و ارسال می‌شود.

نتایج برای دسته فلزات یکسان بوده ولی با توجه به این که منبذیم ارزش اقتصادی بالاتری داشته به‌عنوان انتخاب نهایی در نظر گرفته شده است.

مواد انتخابی برای دو وضعیت کم‌ترین تفکیک مواد و تفکیک دقیق مواد به‌صورت جدول (۴) به‌دست آمده است. منظور از کم‌ترین تفکیک مواد در واقع عدم غربال‌گری ماده هدف از سایر مواد موجود در ماه است. همچنین منظور از تفکیک دقیق مواد نیز غربال‌گری و

جدول ۴- مواد انتخابی جهت معدن‌کاوی در ماه.

Table 4. Selected materials for Moon mining.

Material	Minimum Material Separation	Precise Material Separation
Oxides	Silicon Oxide	Silicon Oxide
Fuel	Helium-3	Helium-3
Metals	Magnesium	Magnesium

نتایج جدول (۴) با اعمال ضرایب تأثیر یکسان از پارامترهای جدول (۳) به‌دست آمده است، جهت اطمینان از انتخاب‌ها با استفاده از تحلیل حساسیت بر روی ضرایب تأثیر پارامترهای تحلیل فازی، نتایج برای دسته سوخت و فلزات تغییری نداشته و در دسته اکسیدها، اکسید تیتانیوم در برخی مواد به‌عنوان ماده هدف استخراج شد. با این حال با توجه به فراوانی انتخاب بالای اکسید سیلیسیم در تحلیل حساسیت این ماده به‌عنوان ماده هدف دسته اکسیدها نهایی شد.

محاسبه سود و زیان بر اساس روش تحلیل

با توجه به ماده‌های انتخابی و همچنین فرض استفاده از تنها یک ماده هدف جهت معدن‌کاوی، برای هر ماده سه حالت، خوش‌بینانه، محافظه‌کارانه و مقادیر دلخواه در محاسبه سود و زیان در نظر گرفته شده است. هاین [۴] در مقاله خود دو حالت خوش‌بینانه و محافظه‌کارانه را استفاده کرده که بر اساس شرایط حاکم و رو به رشد سطح فناوری جهان است. در این مقاله حالت سوم با مقادیر دلخواه نیز لحاظ شده تا تحلیل‌ها از جامعیت بیش‌تری برخوردار باشند.

جدول ۵- نتایج بررسی سوددهی ماده اکسید سیلیسیم برای سناریو دوم زمانی مأموریت.

مزیت مقادیر دلخواه، واردکردن مقادیر بر اساس محدودیت‌های سطح فناوری هر کشور و همچنین کاهش قیمت فروش مواد معدن‌کاوی شده است. در این مقاله کاهش قیمت فروش مواد نیز مورد توجه است. تحلیل برای دو سناریو زمانی و دو جرم محموله با استفاده از معادله (۳) در بستر زبان برنامه‌نویسی پایتون به‌صورت زیر بررسی شده است.

- ✓ ۱۰ مأموریت و هر مأموریت ۳۶۵ روز
- ✓ ۱۰ مأموریت و هر مأموریت ۱۰۰ روز
- ✓ جرم محموله تقریباً برابر با جرم فضاپیما
- ✓ جرم محموله چهار برابر جرم فضاپیما

با توجه به توضیحات بالا، برای هر ماده ۱۲ حالت ارزیابی سود و زیان وجود دارد. با در نظر گرفتن محدودیت‌های زمانی در مأموریت‌های فضایی، نتایج سناریو دوم زمانی (۱۰ مأموریت و هر مأموریت ۱۰۰ روز) برای ماده اکسید سیلیسیم در جدول (۵) ارائه شده است.

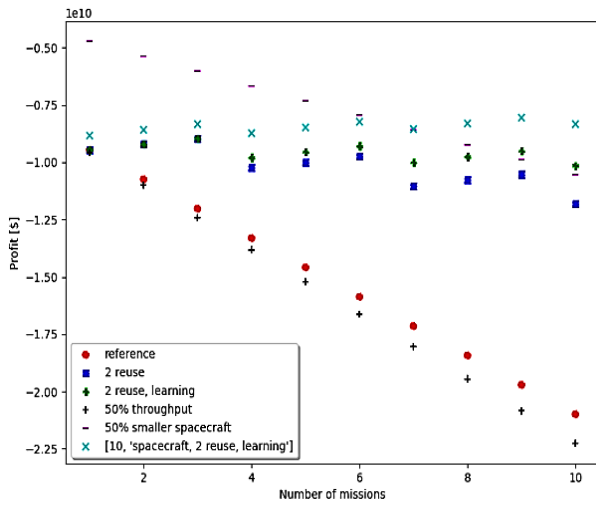
در تمامی حالت‌های ارزیابی به دلیل هزینه ۲۰ هزار دلاری جابه‌جایی هر کیلوگرم ماده در فضا فارغ از نوع و جنس آن؛ ارزش فروش هر کیلوگرم از مواد ۲۰ هزار دلار در نظر گرفته شده است.

مطابق مطالب گفته شده در تحلیل مقادیر دلخواه، هدف کاهش قیمت مواد برای حداقل کردن قیمت فروش مواد بوده و مقادیر دلخواه در جدول (۵)، حداقل مقادیر ممکن جهت ارزش‌گذاری مواد با توجه به سوددهی طرح است.

Table 5. Profitability analysis results of silicon oxide material for the second scenario of the mission.

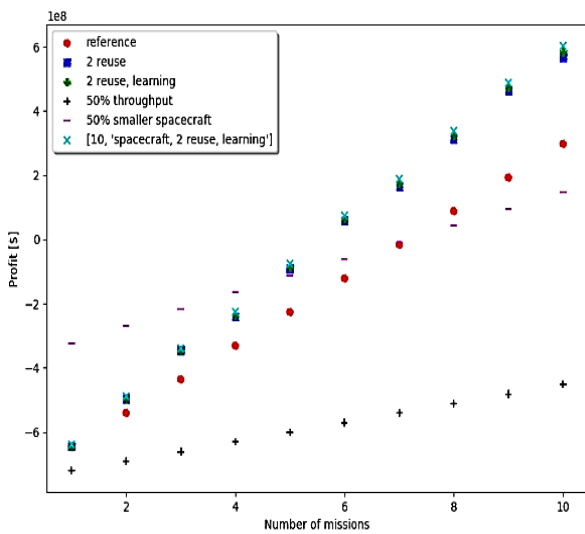
Parameter	100 Days			100 Days		
	Conservative	Optimistic	Custom	Conservative	Optimistic	Custom
Specific Production Cost (USD/kg)	1000000	10000	10000	1000000	10000	10000
Specific Transport Cost (USD/kg)	20000	20000	20000	20000	20000	20000
Material Value (USD/kg)	20000	20000	10000	20000	20000	5000
Operational Cost (USD)	5700000	100000	100000	5700000	100000	100000
R&D Cost (USD/kg)	5453333	500000	500000	5453333	500000	500000
Mining Duration (days)	100	100	100	100	100	100
Purification to Processed Material Ratio	0.4	0.47	0.47	0.4	0.47	0.47
Operational Throughput	2.46e-6	2.46e-6	2.46e-6	9.85e-6	9.85e-6	9.85e-6
Spacecraft Mass (kg)	1500	1500	1500	1500	1500	1500
Number of Missions	10	10	20	10	10	20
Reuse Rate per Spacecraft	2	2	2	2	2	2
Learning Parameter	-0.234	-0.234	-0.234	-0.234	-0.234	-0.234
Number of Spacecrafts per Mission	10	10	3	10	10	3

Parameter	100 Days			100 Days		
	Conservative	Optimistic	Custom	Conservative	Optimistic	Custom
Results						
The Mass of Produced Materials in each Mission	12752.64	14984.35	14984.35	51062.4	59998.32	59998.32
Payload Mass of Each Spacecraft	1275.264	1498.435	1498.435	5106.24	5999.832	5999.832
Total Mass of Produced Materials in the entire Mission (kg)	127526.4	149843.5	149843.5	510624	599983.2	599983.2



شکل ۱- حالت محافظه کارانه، جرم ۱۵۰۰ کیلوگرم، سناریو ۱۰۰ روزه، ارزش مواد ۲۰ هزار دلار.

Fig. 1. Conservative scenario, 1500 kilograms mass, 100-day scenario, material value \$20K.



شکل ۲- حالت دلخواه، جرم ۱۵۰۰ کیلوگرم، سناریو ۱۰۰ روزه، ارزش مواد ۱۰ هزار دلار.

Fig. 2. Arbitrary scenario, 1500 kilograms mass, 100-day scenario, material value \$10K.

در جدول (۵) مقادیر پارامترهای به رنگ مشکی به غیر از نسبت مواد خالص‌سازی شده به منابع فرآوری شده از مرجع [۴] مورد استفاده قرار گرفته است. پارامتر نسبت مواد خالص‌سازی شده به منابع فرآوری شده با توجه به جدول ۱ انتخاب شده است. پارامترهای به رنگ قرمز نیز ورودی‌های فرمول سوددهی بوده و توسط کاربر تعیین می‌شود. تفاوت ستون ۱۰۰ روزه اول با ستون ۱۰۰ روزه دوم با تمامی شباهت‌ها، در مقدار میزان توان عملیاتی بوده که باعث تفاوت در جرم محموله هر فضاپیما می‌شود. در ستون ۱۰۰ روزه اول با میزان توان عملیاتی $2.46e-6$ حداکثر ۱۵۰۰ کیلوگرم و در ستون ۱۰۰ روزه دوم با میزان توان عملیاتی $9.85e-6$ حداکثر ۶۰۰۰ کیلوگرم ماده جهت ارسال به زمین آماده می‌شود.

با توجه به مقادیر یکسان جرم قابل حمل و ارزش مواد، در حالت‌های ارزیابی سه ماده انتخابی، رفتارهای مشابهی در تولید درآمد و سود مشاهده شد. دلیل این موضوع عدم مرجع مناسب در تعیین قیمت فروش مواد است؛ بنابراین حداقل قیمت فروش ۲۰ هزار دلار برای هر کیلوگرم ماده انتخاب شده است. البته برای بررسی کاهش قیمت در حالت محموله با جرم ۱۵۰۰ کیلوگرم حداقل قیمت ۱۰ هزار دلار و در حالت محموله با جرم ۶۰۰۰ کیلوگرم حداقل قیمت ۵ هزار دلار نیز بررسی شده است.

نمودارهای تحلیل سود ماده اکسید سیلیسیم در شکل‌های (۱) تا (۴) برحسب تعداد مأموریت‌ها استخراج شده و زمان مأموریت در نرخ بهره‌برداری و جرم مواد استخراج‌شده تأثیرگذار است. در هر شکل پنج نمودار با مشخصات زیر ارائه شده است.

- Reference (مدل بدون هیچ افزونه)
- 2 reuse (هر فضاپیما دوبار استفاده)
- 2 reuse, learning (هر فضاپیما دوبار استفاده به همراه پارامتر یادگیری)
- 50% smaller spacecraft (کاهش ۵۰ درصدی جرم فضاپیما)
- 10, spacecraft, 2 reuse, learning (۱۰ فضاپیما، هر فضاپیما دو بار استفاده به همراه پارامتر یادگیری)

منظور از پارامتر یادگیری، کاهش هزینه توسعه در زمانی که فضاپیما یکبار ساخته شده و مجدد مشابه آن ساخته شود، است.

- مدت زمان مأموریت
- تعداد عملیات پیوسته
- جرم محموله

با توجه به حالت‌های مختلف قابل ایجاد تنها برخی از حالت‌ها بررسی شده در جدول (۶) ارائه شده است.

جدول ۶- تحلیل حساسیت پارامترهای ارزیابی سود.

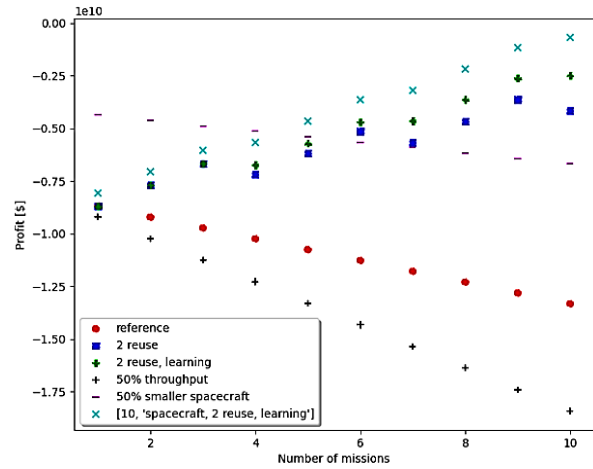
Table 6. Sensitivity analysis of the profit evaluation parameters.

Scenario	Mission Duration	Continuous Operations	Payload Mass
0	0	0	0
G	+20%	+20%	+20%
N	-20%	-20%	-20%
O	+20%	+20%	-20%
P	+20%	-20%	+20%
Q	-20%	+20%	+20%
R	-20%	-20%	+20%
S	-20%	+20%	-20%
T	+20%	-20%	-20%

نتایج حاصل از جدول (۶) برای ماده اکسید سیلیسیم در جدول‌های (۷ و ۸) ارائه شده است. مقدارهای جدول‌های (۷ و ۸) برحسب میلیارد دلار بوده و مقدار سود و زیان در انتهای مأموریت را نشان می‌دهد. این مقادارها به صورت مستقل تحلیل شده ولی رنگ‌های جدول در مقایسه با حالت سود و زیان ایجاد شده است. حالت 0 نیز حالت مرجع (بدون تغییرات تحلیل حساسیت) است.

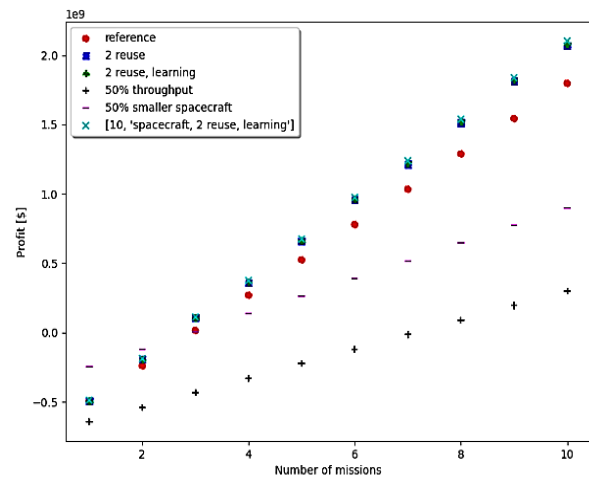
نتایج حاصل شده در جدول‌های (۷ و ۸) برای ماده منیزیم نیز روندی مشابه داشته ولی در مورد ماده هلیوم -۳ در تمام حالت‌های محافظه‌کارانه، سوددهی به وجود نمی‌آید.

با نگاه در جدول‌های (۷ و ۸) مشاهده می‌شود حالت‌های G و O جزء گزینه‌های افزایش سوددهی و کاهش زیان است. برای وضعیت سوددهی گزینه G بسیار مناسب بوده ولی در حالت کلی و در دیدگاه سیستمی برای ایجاد همزمان کاهش زیان در وضعیت‌های زیان‌ده و افزایش سود در حالت‌های سودده، گزینه O بسیار مناسب و حالت میانه بین تمامی حالت‌های بررسی شده است. در نتیجه انتخاب گزینه O، پارامترهای مأموریت به صورت جدول (۹) خواهد بود.



شکل ۳- حالت محافظه‌کارانه، جرم ۶۰۰۰ کیلوگرم، سناریو ۱۰۰ روزه، ارزش مواد ۲۰ هزار دلار.

Fig. 3. Conservative scenario, 6000 kilograms mass, 100-day scenario, material value \$20K.



شکل ۴- حالت دلخواه، جرم ۶۰۰۰ کیلوگرم، سناریو ۱۰۰ روزه، ارزش مواد ۵ هزار دلار.

Fig. 4. Arbitrary scenario, 6000 kilograms mass, 100-day scenario, material value \$5K.

نتایج تحلیل اقتصادی برای ماده اکسید سیلیسیم به صورت شکل‌های (۱ تا ۴) است. با توجه به مقادیر نمودارها در شکل (۱) مشخص است در حالت محافظه‌کارانه با جرم محموله ۱۵۰۰ کیلوگرم طرح زیان‌ده ولی در حالت محافظه‌کارانه با جرم محموله ۶۰۰۰ کیلوگرم طرح در انتهای مأموریت خود به نقطه سر به سری می‌رسد. در حالت‌های خوش‌بینانه و مقدار دلخواه طرح کاملاً سوددهی دارد.

تحلیل حساسیت سود و زیان

به منظور ارزیابی دقیق‌تر سود، تحلیل حساسیت با اعمال ۲۰ درصد تغییر افزایشنده و کاهشنده بر پارامترهای زیر انجام شد.

سیلیسیم و منیزیم رفتار کاملاً مشابه‌ای در تمامی حالت‌ها وجود دارد. این رفتار نیز برای ماده هلیوم -۳ نیز وجود داشته ولی در حالت‌هایی که نسبت مواد خالص‌سازی شده به منابع فراوری شده متفاوت است (حالت محافظه‌کارانه) تفاوت‌هایی در رفتار کلی نتایج دیده می‌شود.

با توجه به جرم محموله قابل انتقال توسط فضاپیما (۱۵۰۰ یا ۶۰۰۰ کیلوگرم)، زمان مأموریت (۳۶۵ یا ۱۰۰ روز) و همچنین نسبت مواد خالص‌سازی شده به منابع فراوری شده در حالت خوش‌بینانه (متناسب با جدول‌های ۱ و ۲)، میزان توان عملیاتی استخراج شده است.

انتخاب ماده معدن کاوی

با در نظر گرفتن عدم وجود مرجع مناسب جهت تعیین قیمت فروش مواد استخراج شده در فضا، حداقل قیمت فروش برای هر کیلوگرم ماده انتخاب شد (۲۰ هزار دلار) که برای هر سه ماده یکسان است. با توجه به این انتخاب ماده هدف با معیار میزان سوددهی غیرقابل توجه است؛ بنابراین جهت انتخاب ماده هدف از معیار میزان توان عملیاتی بهره‌برده شد. این معیار نشان‌دهنده سادگی استخراج و فراوری مواد و هزینه‌های عملیاتی معدن کاوی است. این معیار با عددی بین ۰ تا ۱ تعیین می‌شود، هر چه این عدد کوچک‌تر باشد میزان توان عملیاتی کم‌تر بوده و در نتیجه آن هزینه‌های عملیاتی و تجهیزات مورد استفاده کم‌تر خواهد بود.

در جدول (۱۰) مقدار توان عملیاتی مواد در حالت‌های مختلف مأموریت ارائه شده است. در شکل (۵) میزان توان عملیاتی هر سه ماده در جدول (۱۰) به صورت نمودار نشان داده شده است. قابل مشاهده است ماده هلیوم -۳ نسبت به دو ماده دیگر نیاز به توان عملیاتی بسیار بالایی است. در شکل (۵) با توجه به عدم قابل تفکیک بودن میزان توان عملیاتی دو ماده اکسید سیلیسیم و منیزیم نسبت میزان توان عملیاتی این دو ماده با هم در شکل (۶) ارائه شده است. در شکل (۶) مشخص است میزان توان عملیاتی موردنیاز جهت استخراج و فراوری ماده اکسید سیلیسیم بسیار کم‌تر از ماده منیزیم بوده و در نتیجه این ماده را می‌توان به‌عنوان ماده هدف جهت معدن کاوی ماه در نظر گرفت.

جدول ۱۰- توان عملیاتی معدن کاوی ماده‌های انتخابی.

Table 10. Operational capacity of mining the selected materials.

Row	Scenario	Silicon Oxide	Magnesium	Helium-3
1	365 Days, 1500 kg	6.75e-7	5.76e-6	3.17e-3
2	365 Days, 6000 kg	2.7e-6	2.3e-5	1.26e-2
3	100 Days, 1500 kg	2.46e-6	2.1e-5	1.15e-2
4	100 Days, 6000 kg	9.85e-6	8.42e-5	4.62e-2

جدول ۷- نتایج تحلیل حساسیت سناریو ۱۰۰ روز با جرم ۱۵۰۰ کیلوگرم.

Table 7. Sensitivity analysis results for the 100-day scenario with a mass of 1500 kilograms.

Scenario	Conservative	Optimistic	Custom
O	-8.34	2.1	0.6
G	-8.66	4.1	1.51
N	-6.98	0.85	0.08
O	-5.79	2.73	1.01
P	-9.47	2.42	0.69
Q	-10.13	2.38	0.65
R	-10.45	1.27	0.12
S	-6.77	1.58	0.43
T	-6.33	1.61	0.46

جدول ۸- نتایج تحلیل حساسیت سناریو ۱۰۰ روز با جرم ۶۰۰۰ کیلوگرم.

Table 8. Sensitivity analysis results for the 100-day scenario with a mass of 6000 kilograms.

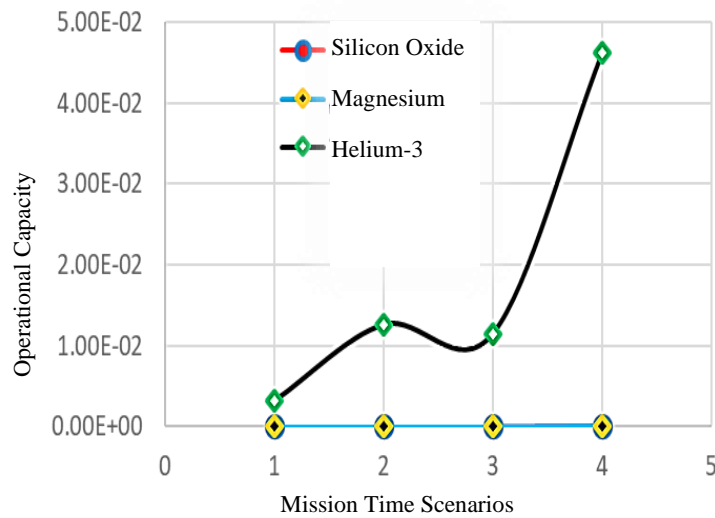
Scenario	Conservative	Optimistic	Custom
O	-0.68	11.1	2.1
G	4.58	19.66	4.11
N	-3.06	5.45	0.85
O	3.03	13.11	2.74
P	-0.64	12.79	2.42
Q	-1.3	12.75	2.38
R	-4.56	8.18	1.27
S	-0.89	8.5	1.59
T	-0.44	8.53	1.61

جدول ۹- اعمال نتایج حالت O، تحلیل حساسیت در مأموریت.

Table 9. Application of results from case O, sensitivity analysis in the mission.

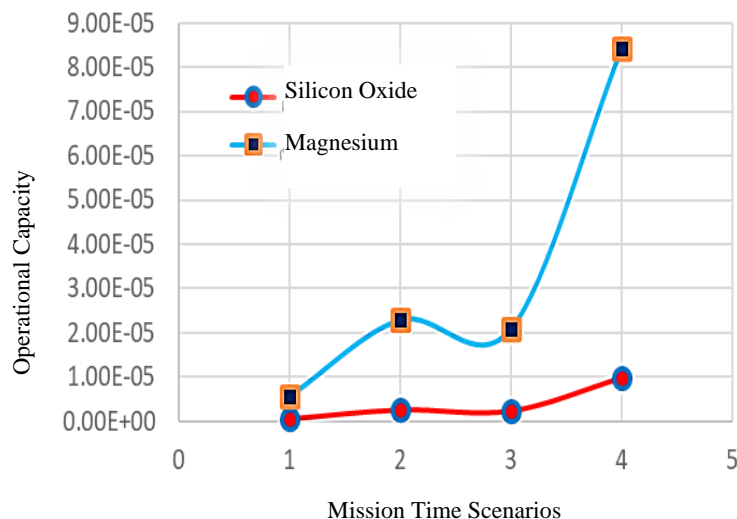
Parameter	Value	Unit
Mission Duration	120	Day
Number of Continuous Missions	12	-
Payload Mass	1200	Kg

با توجه به این که محدودیت جرم قابل انتقال برای دو حالت ۱۵۰۰ کیلوگرم و ۶۰۰۰ کیلوگرم در نظر گرفته شده است، برای ماده‌های اکسید



شکل ۵- میزان توان عملیاتی سه ماده مورد بررسی قرار گرفته در یک نگاه.

Fig. 5. Operational capacity of the three analyzed materials at a glance.



شکل ۶- میزان توان عملیاتی دو ماده اکسید سیلیسیم و منیزیم.

Fig. 6. Operational capacity of the Silicon Oxide and Magnesium.

مساوی بودن نتایج تحلیل فازی) و فراوانی نتایج تحلیل حساسیت، برای بررسی تحلیل سوددهی انتخاب شد. با تحلیل سوددهی بر اساس روش ارائه شده در مقاله، با تعیین قیمت فروش مواد به میزان حداقل ۲۰ هزار دلار در هر کیلوگرم (با توجه به هزینه جابه‌جایی هر کیلوگرم در فضا) در حالت‌های محافظه‌کارانه تنها با جرم محموله قابل حمل ۶۰۰۰ کیلوگرم دو ماده اکسید سیلیسیم و منیزیم با افزایش زمان مأموریت و تعداد مأموریت‌ها، سودده خواهد بود و در حالت‌های خوش‌بینانه نیز هر سه ماده با هر دو حالت جرمی (۱۵۰۰ و ۶۰۰۰ کیلوگرم) کاملاً سودده بوده و در حالت‌های با مقادیر دلخواه

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در مقاله حاضر ابتدا بر اساس ساختار ماه و نتایج مأموریت‌های انجام شده گذشته، مواد و درصد تشکیل‌دهنده آن تعیین و پس از آن بر اساس یک تحلیل فازی و تحلیل حساسیت با اعمال ضرایب تأثیر مختلف، مواد مناسب جهت بهره‌برداری مشخص شد. بر همین اساس مواد به سه دسته اکسیدها، فلزها و سوخت‌ها تقسیم و از هر گروه به ترتیب ماده‌های اکسید سیلیسیم، منیزیم و هلیوم-۳ با اولویت بالا به لحاظ تحلیل فازی و ارزش (قیمت در صورت

- Astronautica*, vol. 170, pp. 712-718, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.01.042>.
- [9] NASA, "Earth's Moon – NASA solar system exploration," NASA, 2021. [Online]. Available: <https://solarsystem.nasa.gov/moons/earths-moon/by-the-numbers>
- [10] S. Mighani, H. Wang, D. L. Shuster, C. S. Borlina, C. I. Nichols, and B. P. Weiss, "The end of the lunar dynamo," *Science Advances*, vol. 6, no. 1, 2020, Art. no. eaax088, <https://doi.org/10.1126/sciadv.aax0883>.
- [11] A. C. Schuerger, J. E. Moores, D. J. Smith, and G. Reitz, "A lunar microbial survival model for predicting the forward contamination of the Moon," *Astrobiology*, vol. 19, no. 6, pp. 730-756, 2019, <https://doi.org/10.1089/ast.2018.1952>.
- [12] K. Pahlevan and D. J. Stevenson, "Equilibration in the aftermath of the lunar-forming giant impact," *Earth and Planetary Science Letters*, vol. 262, no. 3–4, pp. 438–449, 2007, <https://doi.org/10.1016/j.epsl.2007.07.055>.
- [13] R. Tartèse *et al.*, "Constraining the evolutionary history of the Moon and the inner solar system: A case for new returned lunar samples," *Space Science Reviews*, vol. 215, 2019, Art. no. 54, <https://doi.org/10.1007/s11214-019-0622-x>.
- [14] S. I. Demidova, M. Nazarov, C. Lorenz, G. Kurat, F. Brandstätter, and T. Ntaflos, "Chemical composition of lunar meteorites and the lunar crust," *Petrology*, vol. 15, no. 4, pp. 386-407, 2007, <https://doi.org/10.1134/S0869591107040042>.
- [15] T. H. Prettyman *et al.*, "Elemental composition of the lunar surface: Analysis of gamma ray spectroscopy data from Lunar Prospector," *Journal of Geophysical Research*, vol. 111, no. E12, 2006, <https://doi.org/10.1029/2005JE002656>.
- [16] D. J. Loftus, E. M. Tranfield, J. C. Rask, and C. McCrossin, "The chemical reactivity of lunar dust relevant to human exploration of the moon," *NASA Ames Research Center*, 2008.
- [17] W. K. Hartmann, C. Quantin, and N. Mangold, "Possible long-term decline in impact rates: 2. Lunar impact-melt data regarding impact history," *Icarus*, vol. 186, no. 1, pp. 11-23, 2007, <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2006.09.009>.
- [18] P. Lucey *et al.*, "Understanding the lunar surface and space-moon interactions," *Reviews in Mineralogy and Geochemistry*, vol. 60, no. 1, pp. 83-219, 2006, <https://doi.org/10.2138/rmg.2006.60.2>.

کاهش قیمت فروش مواد) نیز سوددهی وجود دارد. با انجام تحلیل حساسیت بر روی سه پارامتر؛ مدت زمان مأموریت، تعداد عملیات پیوسته و جرم محموله، حالت مناسب انجام مأموریت برای این سه پارامتر شامل ۱۲۰ روز مأموریت، ۱۲ عملیات پیوسته و ۱۲۰۰ کیلوگرم جرم محموله حاصل شد؛ و در انتها بر اساس معیار توان عملیاتی، ماده اکسید سیلیسیم به عنوان ماده هدف معدن کاوی ماه انتخاب شد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.


مراجع

- [1] L. P. Keszthelyi *et al.*, "Assessment of lunar resource exploration in 2022," U.S. Geological Survey, Rep. Circular 1507, 2023, <https://doi.org/10.3133/cir1507>.
- [2] D. Hachez, A. de Lajarte, V. Vierge, and M. Udriot, "Space mining - value proposition design: Scouting capabilities for volatiles prospecting on the Moon," ResearchGate, Rep., 2020, <http://dx.doi.org/10.13140/RG.2.2.27443.04642>.
- [3] G. Jamanca-Lino, "Space resources on the Moon and space mining," in *21st LACCEI International Multi-Conference for Engineering, Education and Technology*, Buenos Aires, Argentina, 2023, <https://doi.org/10.18687/LACCEI2023.1.1.560>.
- [4] A. M. Hein, R. Matheson, and D. Fries, "A techno-economic analysis of asteroid mining," *Acta Astronautica*, vol. 168, pp. 104-115, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.05.009>.
- [5] P. Calla, D. Fries, and C. Welch, "Asteroid mining with small spacecraft and its economic feasibility," *arXiv:1808.05099*, 2018, <https://doi.org/10.48550/arXiv.1808.05099>.
- [6] T. E. Graedel, E.M. Harper, N.T. Nassar, P. Nuss, and B.K. Reck, "Criticality of metals and metalloids," *Proceedings of the National Academy of Sciences*, vol. 112, no. 14, pp. 4257–4262, 2015, <https://doi.org/10.1073/pnas.1500415112>.
- [7] D. G. Andrews *et al.*, "Defining a successful commercial asteroid mining program," *Acta Astronautica*, vol. 108, pp. 106–118, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.10.034>.
- [8] A. Sommariva, L. Gori, B. Chizzolini, and M. Pianorsi, "The economics of moon mining," *Acta*

- [25] G. J. Taylor, "Mining the Moon, Mars, and asteroids," *Featured online at Planetary Science Research Discoveries (PSRD): Hot Idea*, vol. 21, 2000.
- [26] W. C. Feldman, S. Maurice, A. B. Binder, B. L. Barraclough, R. C. Elphic, and D. J. Lawrence, "Fluxes of fast and epithermal neutrons from lunar prospector: Evidence for water ice at the lunar poles," *Science*, vol. 281, no. 5382, pp. 1496-1500, 1998, <https://doi.org/10.1126/science.281.5382.1496>.
- [27] D. Beike, "Mining of helium-3 on the moon: Resource, technology, and commerciality—a business perspective," in *Energy Resources for Human Settlement in the Solar System and Earth's Future in Space*, vol. 101, W. A. Ambrose, J. F. Reilly, II, and D. C. Peters, Eds. American Association of Petroleum Geologists, 2013, <https://doi.org/10.1306/13361575M1013542>.
- [28] S. Matar, "Energy analysis of extracting helium-3 from the moon," Ph.D. dissertation, Politecnico di Torino, Department of Environment, Land and Infrastructure Engineering, 2021.
- [19] M. A. Wieczorek *et al.*, "The constitution and structure of the lunar interior," *Reviews in Mineralogy and Geochemistry*, vol. 6, no. 1, pp. 221-364, 2006, <https://doi.org/10.2138/rmg.2006.60.3>.
- [20] G. Heiken, D. Vaniman, and B. M. French, *Lunar Sourcebook*, Cambridge University Press, 1991.
- [21] D. B. J. Bussey, P. G. Lucey, D. Steutel, M. S. Robinson, P. D. Spudis, and K. D. Edwards, "Permanent shadow in simple craters near the lunar poles," *Geophysical Research Letters*, vol. 30, no. 6, 2003, <https://doi.org/10.1029/2002GL016180>.
- [22] D. Sivoletta, *Space Mining and Manufacturing Off-World Resources and Revolutionary Engineering Techniques*, Springer Cham, 2019, <https://doi.org/10.1007/978-3-030-30881-0>.
- [23] T. Webber. "Moon resources: Challenge or opportunity?," space mining technologies, 2020. [Online]. Available: <https://space-mining.tech/moon-resources-challenge-opportunity/>
- [24] J. D. Burke, "Lunar materials and processes," NTRS-NASA Tech. Rep. Server, Document ID. 19870025838, 1986.

Original Research Paper

Spacecraft Re-Entry Control Using Cross and Radial Moving-Mass Actuators

Moslem Karim Abadeh¹ and Morteza Tayefi^{2*} 

1. Department of Flight Dynamics and Control, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran
2. Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 28 January 2024

Revised 03 March 2024

Accepted 09 March 2024

Available Online 09 April 2024

Keywords:

Space capsule

Re-entry

Suborbital

Moving mass

Stability

ABSTRACT

This study explores the control of a space capsule during the re-entry phase. Spacecraft re-entry is a critical phase of a mission because, as the spacecraft enters Earth's atmosphere, aerodynamic forces and moments can disturb the angles of attack and sideslip, potentially leading to instability. If left uncontrolled, these disturbances can cause significant damage to the spacecraft and jeopardize the safety of its passengers. To mitigate these disturbances, moving mass controllers (MMC) are employed as efficient actuators. MMCs control the spacecraft by altering its center of mass and generating internal forces. The primary advantage of MMCs over other control methods, such as aerodynamic surfaces and thrust jets, is that they do not produce turbulent aerodynamic forces, which can impair the controller's performance. A vital aspect of this research is the design and analysis of the moving mass controller mechanisms. In addition to examining the more standard cross mechanism, this study also investigates the radial mechanism. The radial mechanism offers advantages over the cross mechanism, such as increased load-carrying capacity. Under the same conditions, the radial mechanism can reduce the mass of the actuators by half. Due to the nonlinear relationships governing the radial mechanism, a nonlinear controller is necessary. This study employs a nonlinear proportional-integral-derivative (PID) controller, demonstrating high efficiency.

*Corresponding Author's E-mail: tayefi@kntu.ac.ir**How to Cite this Article:**M. Karim Abadeh and M. Tayefi, "Spacecraft re-entry control using cross and radial moving-mass actuators," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 15-27, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1473>.**COPYRIGHTS**© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

کنترل فضایی بازگشت به جو با مکانیزم جرم‌های انتقالی صلیبی و شعاعی

مسلم کریم‌آباده^۱ و مرتضی طایفی^{۲*}

۱- کارشناسی ارشد، گروه دینامیک و کنترل پرواز، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصرالدین طوسی، تهران، ایران
۲- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصرالدین طوسی، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

در این پژوهش به طراحی کنترل برای یک فضایی بازگشتی یا کپسول فضایی در فاز بازگشت به جو از یک پرواز زیرمداری بر مبنای مکانیزم جرم‌های انتقالی داخلی پرداخته می‌شود. فاز بازگشت به جو فضایی یکی از مهم‌ترین مراحل انجام ماموریت یک فضایی است، زیرا با ورود فضایی به جو زمین نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی باعث اغتشاش زوایای حمله و سرش‌جانبی خواهند شد. این زوایای اغتشاشی در صورتی که کنترل نشود ممکن است باعث صدمات جدی به فضایی و سرنشین‌های آن شود. علاوه بر این، مسیر پروازی فضایی و محل فرود نیز متأثر از این اغتشاشات خواهد بود. برای دفع این اغتشاش‌ها از جرم‌های انتقالی به‌عنوان عملگر استفاده شده است. جرم‌های انتقالی با ایجاد تغییرات جزئی در مرکز جرم وسیله پرنده این امکان را فراهم می‌کند تا نیروهای آیرودینامیکی مزاحم را به نیروهای کنترلی موثر تبدیل کرد. مزیت اصلی جرم‌های انتقالی نسبت به عملگرهای دیگر نظیر سطوح آیرودینامیکی و تراست‌جت‌ها، عدم تولید نیروی آیرودینامیکی و پیشرانشی اضافی و محافظت از عملگرها در برابر گرمایش آیرودینامیکی ورود به جو می‌باشد. نوع چیدمان جرم‌های انتقالی نیز یک فاکتور مهم محسوب می‌شود که باید مورد تحلیل و بررسی قرار گیرد. در این پژوهش علاوه بر مکانیزم صلیبی که مکانیزم مرسوم‌تری است، مکانیزم شعاعی نیز بررسی و تحلیل شده است. مکانیزم شعاعی مزیت‌های بیشتری نسبت به مکانیزم صلیبی داشته و توانایی حمل بار را افزایش می‌دهد. در شرایط یکسان می‌توانیم جرم عملگرها را در مکانیزم شعاعی به نصف برسانیم. برای استفاده از مکانیزم شعاعی به دلیل روابط غیرخطی حاکم بر آن ناگزیر به استفاده از یک کنترل‌کننده غیرخطی هستیم. در این مقاله کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی غیرخطی به‌عنوان یک کنترل‌کننده جدید استفاده شده و کارایی بالایی را از خود نشان داده است.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۸ بهمن ۱۴۰۲
بازنگری ۱۳ اسفند ۱۴۰۲
پذیرش ۱۹ اسفند ۱۴۰۲
اولین انتشار ۲۱ فروردین ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

کپسول فضایی
بازگشت به جو
زیرمداری
جرم‌های انتقالی
پایداری

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: tayefi@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Karim Abadeh and M. Tayefi, "Spacecraft re-entry control using cross and radial moving-mass actuators," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 15-27, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1473>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



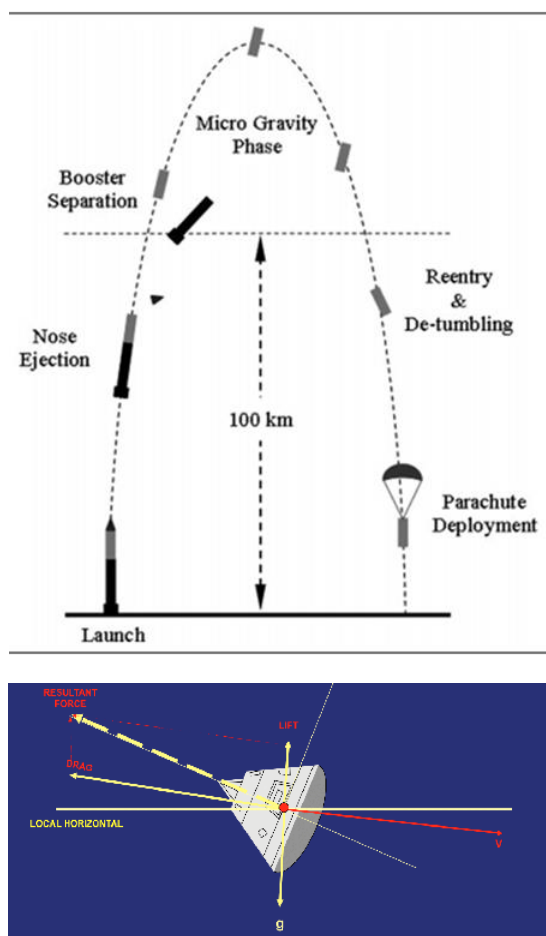
علائم و اختصارات

C_{lr}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور X نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای r
C_{m0}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Y وابسته به ظاهر کپسول
C_{mq}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Y نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای q
C_{n0}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Z وابسته به ظاهر کپسول
C_{np}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Z نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای p
C_{nr}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Z نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای r
X_{cg}, Y_{cg}, Z_{cg}	مکان مرکز جرم در راستاهای X, Y, Z
S_{ref}	مساحت مرجع
L_{ref}	طول مرجع
Q	فشار دینامیکی
m_1	جرم، جرم انتقالی اول
m_2	جرم، جرم انتقالی دوم
d_1	فاصله جرم انتقالی اول تا مرکز جرم در راستای Y
d_2	فاصله جرم انتقالی دوم تا مرکز جرم در راستای Z
θ_1	زاویه جرم انتقالی اول
θ_2	زاویه جرم انتقالی دوم

مقدمه

فضاپیمای بازگشتی نوعی پرنده بازگشت به جو هستند. وسایل هوافضایی بازگشت به جو مانند کپسول‌های فضایی، سیستم‌های بالستیک و ... ابتدا از جو زمین خارج شده و سپس با انجام ماموریت یا برای انجام ماموریت به جو زمین بر می‌گردند. در مرحله آخر وارد فاز بازگشت به جو شده و توسط چتر بازیابی می‌شوند. فاز بازگشت به جو یکی از مهم‌ترین بخش‌های ماموریت یک کپسول فضایی بازگشتی است [۱]. بعد از ورود به جو فضاپیما با غلیظ شدن اتمسفر نیروهای آیرودینامیکی شروع به وارد کردن نیرو به بدنه فضاپیما می‌کنند. بعد از وارد شدن نیروهای مزاحم به فضاپیما، جسم پرنده شروع به حرکت‌های اغتشاشی می‌کند. این اغتشاش‌ها در مورد زاویه حمله و زاویه سرش جانبی مهم‌تر هستند. ما در عمل با کنترل زاویه حمله و سرش جانبی می‌توانیم پیچش و گردش فضاپیما را کنترل کنیم. اگر این اغتشاش‌ها مهار نشود می‌تواند آسیب‌های جدی به پرنده

m	جرم کل فضاپیما
V_b	سرعت خطی
ω_b	سرعت دورانی
I	ممان اینرسی
α	زاویه حمله
β	زاویه سرش جانبی
u, v, w	سرعت خطی در راستاهای X, Y, Z
p, q, r	سرعت دورانی حول محورها X, Y, Z
φ, θ, ψ	زوایای اویلر
F	نیروهای وارد بر فضاپیما
M	ممان‌های وارد بر فضاپیما
C_x	ضریب نیروی آیرودینامیکی در راستای محور X
C_y	ضریب نیروی آیرودینامیکی در راستای محور Y
C_z	ضریب نیروی آیرودینامیکی در راستای محور Z
C_l	ضریب ممان آیرودینامیکی حول محور X بدنی
C_m	ضریب ممان آیرودینامیکی حول محور Y بدنی
C_n	ضریب ممان آیرودینامیکی حول محور Z بدنی
C_{A0}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در جهت X وابسته به ظاهر کپسول
C_{Aq}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در راستای محور X نسبت به تغییرات سرعت زاویه‌ای q
C_{y0}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در جهت Y وابسته به ظاهر کپسول
C_{yp}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در راستای محور Y نسبت به تغییرات سرعت زاویه‌ای p
C_{yr}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در راستای محور Y نسبت به تغییرات سرعت زاویه‌ای r
C_{N0}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در جهت Z وابسته به ظاهر کپسول
C_{Nq}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در راستای محور Z نسبت به تغییرات سرعت زاویه‌ای q
C_{l0}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور X وابسته به ظاهر کپسول
C_{lp}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور X نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای p



شکل ۱- مراحل پرواز زیرمداری شامل فرآیند پرتاب و بازیابی (بالا) و نمایی از کپسول فضایی در مرحله بازگشت به جو (پایین) [۲].

Fig. 1. The stages of suborbital flight including the launch and recovery process (top) and a view of the space capsule during the reentry stage (bottom) [2].

جرم‌های انتقالی نسبت به دیگر عملگرها دارای مزایا و معایبی هستند که می‌توان به موارد زیر اشاره کرد. سطوح کنترلی به دلیل ارتباط نزدیک که با جریان هوا دارد می‌تواند باعث ایجاد نیروهای اغتشاشی شود. همچنین، این سطوح در سرعت‌های بالا در خطر فرسایش و شکستگی قرار دارد [۳]. علاوه بر این راندمان کنترل سطوح آیرودینامیکی با افزایش ارتفاع به سرعت کاهش پیدا می‌کند [۹] در تراست جت‌ها نیز به دلیل نیاز به سوخت زیاد توانایی حمل بار بسیار پایین می‌آید. همچنین، اختلال جریان جت ناشی از رانش ممکن است در کار کنترل‌کننده خلل ایجاد کند. به‌طور خلاصه می‌توان نوشت: ۱- جرم‌های متحرک کاملاً در داخل جسم پرنده قرار می‌گیرند بنابراین هیچ نیروی اضافی تولید نمی‌کنند. ۲- از نیروهای آیرودینامیکی بهره کامل می‌برند که باعث صرفه‌جویی می‌شود و توانایی حمل بار را به حداکثر می‌رساند [۳].

و سرنشین‌های احتمالی داخل آن وارد کند. مراحل کلی مأموریت یک فضایی‌بازگشتی در پرواز زیرمداری در شکل ۱ قابل مشاهده است همچنین نمایی از فرم هندسی بلانت برای کپسول فضایی مورد تحقیق در این مقاله نیز نشان داده شده است. لازم به ذکر است که در مرجع [۲] طرح جرم‌های انتقالی صلیبی برای فرم هندسی استوانه‌ای کار شده است.

برای کنترل فاز بازگشت به جو از عملگرهای مرسوم مانند سطوح کنترلی و تراست جت‌ها استفاده می‌شود که هر کدام دارای مزایا و معایبی هستند. در این پژوهش از سیستم کنترل جرم‌های انتقالی (Moving Mass Control) به‌عنوان یک روش کنترلی موثر استفاده می‌شود. در این روش کنترلی، عملگرها در داخل جسم پرنده حرکت کرده به عبارتی مکان عملگرها یا همان جرم‌های متحرک با زمان تغییر می‌کند. این تغییر مکان جرم‌های متحرک باعث تغییر مکان مرکز جرم فضایی‌بازگشتی در هر لحظه می‌شود که این موضوع باعث تغییر گشتاورهای آیرودینامیکی می‌گردد. که می‌توان با این گشتاورها به کنترل جسم پرنده پرداخت [۳]. از جرم‌های انتقالی در وسایل هوافضایی مختلفی استفاده می‌شود که به برخی از آن‌ها می‌پردازیم. از این عملگر برای کنترل زاویه پیش و زاویه گردش در پهپادها استفاده می‌شود. در پهپادها برای کنترل کامل وسیله مجبور به استفاده هم‌زمان از جرم‌های انتقالی و سطوح آیرودینامیکی هستیم. این امر باعث استفاده کمتر از سطوح آیرودینامیکی می‌گردد که باعث می‌شود نیروی اغتشاشی کمتری ایجاد شود [۴]. همین‌طور از جرم‌های انتقالی در کنترل پهپادهای عمود پرواز استفاده می‌شود. استفاده از جرم‌های انتقالی در مولتی‌روتورها علاوه بر مزیت‌های گفته شده به پرنده این امکان را می‌دهد تا عدم تعادل جرم ناشی از دقت کم در طول ساخت را جبران کنیم [۵] از این عملگر کنترلی برای تریب کردن و کنترل زاویه حمله یک پرتابگر بالستیک نیز استفاده شده است. این سیستم با حرکت جرم‌های انتقالی سعی در ایجاد زاویه‌ی حمله مناسب جهت تریب کردن محموله بازگشت به جو دارد. استفاده از جرم‌های انتقالی نه تنها دقت بالاتری داشته به دلیل نیاز به مانورهای بزرگ مقام‌تر نیز هستند [۶] زاویه غلت به‌عنوان یکی از زوایای اولیه در بسیاری از موارد مستلزم وجود یک کنترل‌کننده می‌باشد. از جرم‌های انتقالی می‌توان برای کنترل زاویه رول نیز [۷]. در [۸] از جرم‌های انتقالی برای کنترل کوادکوپترهای سنگین که توانایی حمل بار زیاد را دارد استفاده شده است. در این سیستم از موتورهای فقط برای ایجاد نیروی تراست استفاده می‌شود. برای مانورهای انتقالی به‌عنوان یک عملگر دیگر استفاده می‌شود که این موضوع باعث استفاده کمتر از نیروی تراست است. همچنین امکان استفاده از موتورهای غیرالکتریکی در کوادکوپتر را به ما می‌دهد.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{yx} & -I_{zx} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$$

در این پژوهش ممان اینرسی‌ها ثابت فرض می‌شود، در واقع تغییرات ممان اینرسی ناشی از تغییرات مرکز جرم را می‌توان به‌عنوان عدم قطعیت مدل در سیستم کنترل در نظر گرفت. از رابطه شماره (۳) نتیجه می‌گیریم که:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{M}}{\mathbf{I}} - \boldsymbol{\omega} \times \frac{\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}}{\mathbf{I}} \quad (5)$$

در نتیجه، وضعیت سیستم با استفاده از معادلات انتشار به‌صورت زیر به‌دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

استخراج نیروها و ممان‌ها

در این بخش ابتدا نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی معرفی می‌شود. در ادامه نیروی وزن در دستگاه اینرسی استخراج شده و با استفاده از ماتریس انتقال به‌دستگاه بدنی انتقال داده می‌شود.

• نیرو و ممان آیرودینامیکی

برای استخراج نیروهای آیرودینامیکی ابتدا ضرایب آیرودینامیکی بررسی می‌شود.

$$\begin{aligned} c_x &= -c_{A0} - \frac{L_{ref}}{2|\mathbf{V}_b|} c_{Aq} q \\ c_y &= c_{y0} + \frac{L_{ref}}{2|\mathbf{V}_b|} (rc_{yr} + pc_{yp}) \\ c_z &= -c_{N0} - \frac{L_{ref}}{2|\mathbf{V}_b|} c_{Nq} q \end{aligned} \quad (7)$$

در روابط بالا c_{A0} نیرویی است که بدون در نظر گرفتن زاویه حمله و صرفاً از لحاظ شکل ظاهری پرنده در راستای x به پرنده اعمال می‌شود. تغییرات نیرو در جهت محور y در حالی است که کاوشگر هیچ‌گونه زاویه‌ی حمله و سرش جانبی نداشته باشد و فقط به شکل ظاهری کپسول فضایی مربوط است و از سایر فاکتورها جداست. c_{yr} ، c_{yp} تغییرات نیرو در جهت

در بخش‌های بعدی مقاله، ابتدا به معرفی سیستم و استخراج معادلات حرکت پرداخته می‌شود. بعد از آن سیستم بدون وجود کنترل‌کننده بررسی می‌شود تا نیاز به یک کنترل‌کننده کارآمد توجیه شود. سپس به معرفی بیشتر چیدمان و مکانیزم‌های جرم‌های متحرک پرداخته می‌شود. در مرحله بعد کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی غیرخطی معرفی می‌شود. در مرحله آخر به شبیه‌سازی موارد ذکر شده می‌پردازیم و یک نتیجه‌گیری کلی انجام می‌دهیم.

مدل‌سازی دینامیکی

استخراج معادلات حرکت

در این بخش به استخراج معادلات حرکت فضایی بازگشتی در دستگاه بدنی و اینرسی پرداخته می‌شود. در استخراج این روابط، فضاپیما یک جسم صلب در نظر گرفته می‌شود. همچنین، بعد از استخراج معادلات به توسعه روابط و اعمال اثر نیرو و ممان آیرودینامیکی و نیروی وزن می‌پردازیم. طبق قانون دوم نیوتن برای مجموع نیروها داریم:

$$\sum \mathbf{F} = m_T (\dot{\mathbf{V}}_b + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_b) \quad (1)$$

در رابطه بالا m جرم کاوشگر، \mathbf{V}_b سرعت خطی و ω سرعت دورانی کاوشگر است. که هر دو در دستگاه بدنی تعریف می‌شوند و مولفه‌های آن به شکل زیر است.

$$\dot{\mathbf{V}}_b = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

که در رابطه بالا u, v, w به ترتیب سرعت در راستای محوره‌های x, y, z دستگاه مختصات بدنی و همچنین p, q, r سرعت‌های دورانی حول محوره‌های x, y, z هستند. از رابطه شماره (۱) داریم:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{F}}{m} - (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_b) \quad (3)$$

همچنین، براساس قانون دوم نیوتن برای مجموع گشتاورها داریم:

$$\sum \mathbf{M} = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \quad (4)$$

که در آن

از معادله (۸) و (۱۰) دیده می‌شود که تغییرات محل مرکز جرم چگونه بر روی گشتاورهای آیرودینامیکی تاثیر گذار می‌باشد که این در نهایت بر روی گشتاور اعمالی در معادله (۵) تاثیر خواهد گذاشت.

• نیروی وزن

نیروی وزن نیز در دستگاه اینرسی با استفاده از فرمول $w = mg$ به دست می‌آید با این تفاوت که شتاب گرانش با تغییر ارتفاع تغییر می‌کند. در این پژوهش شتاب گرانش طبق مدل WGS84 به دست می‌آید.

بعد از استخراج بردار نیروی وزن در دستگاه مختصات اینرسی باید آن را به دستگاه بدنی انتقال بدهیم که این انتقال با استفاده از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\mathbf{W} = m_T \mathbf{U}g \quad (11)$$

U، همان ماتریس انتقال از دستگاه اینرسی به دستگاه بدنی است.

$$U = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\theta c\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi c\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{pmatrix}$$

بنابراین نیروی وزن در نهایت به شکل زیر به دست می‌آید:

$$\mathbf{W} = m_T \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (12)$$

لازم به ذکر است که در مورد نیروی پیشران به دلیل این که فاز بازگشت به جو قرار داریم و در این فاز موتور وجود ندارد صفر در نظر گرفته شده است.

رفتار سیستم بدون کنترل

برای اینکه بتوانیم به خوبی تاثیرات کنترل کننده بر سیستم را مورد بررسی قرار دهیم، ابتدا به بررسی عملکرد سیستم بدون وجود کنترل کننده می‌پردازیم. متغیرهای اصلی کنترلی مورد مطالعه زاویه حمله و زاویه سرش جانی هستند. این متغیرها از طریق سینتیک ذرات و با توجه به روابط زیر به دست می‌آیند.

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{W}{u} \right) \quad (13)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{V}{V} \right)$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (14)$$

محور y نسبت به تغییرات سرعت زاویه ای p و r می‌باشند. C_{N0} تغییرات نیرو در جهت Z با توجه به ظاهر کپسول است. C_{Nq} تغییرات نیرو در جهت Z نسبت به تغییرات سرعت زاویه ای q است. C_z, C_y, C_x به ترتیب ضرایب نیروی آیرودینامیکی در راستای x, y و Z است که نشان دهنده تغییرات نیرو در جهت‌های محور مختصات هستند.

ضرایبی که باعث ایجاد ممان می‌شوند عبارتند از $c_l \cdot c_m \cdot c_n$ که به ترتیب ممان ایجاد شده حول محورهای x, y و Z را نشان می‌دهد و با استفاده از روابط زیر به دست می‌آیند.

$$c_l = c_{l0} + \frac{L_{rer}}{2|\mathbf{V}_b|} (rc_{lr} + pc_{lp}) + \frac{c_y}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cgr}) - \frac{c_z}{L_{ref}} (y_{cg} - y_{cgr})$$

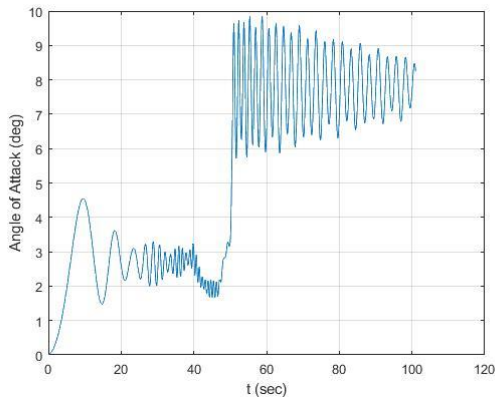
$$c_m = c_{m0} + \frac{L_{rer}}{2|\mathbf{V}_b|} qc_{mq} + \frac{c_x}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cgr}) - \frac{c_z}{L_{ref}} (x_{cg} - x_{cgr})$$

$$c_n = c_{n0} + \frac{L_{rer}}{2|\mathbf{V}_b|} (rc_{nr} + pc_{np}) + \frac{c_x}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cgr}) - \frac{cy}{L_{ref}} (y_{cg} - y_{cgr})$$

در روابط بالا $x_{cg} \cdot y_{cg} \cdot z_{cg}$ مرکز جرم در هر لحظه می‌باشد و $x_{cgr} \cdot y_{cgr} \cdot z_{cgr}$ مکان اولیه مرکز جرم است. c_{lr} و c_{lp} به ترتیب تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور x با توجه به تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای x و Z هستند. c_{nr} و c_{np} به ترتیب تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Z با توجه به تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای Z و x هستند. c_{mq} نیز تغییرات ممان حول محور y با توجه به تغییرات سرعت دورانی حول همین محور است. c_{l0}, c_{m0} و c_{n0} تغییرات ممان‌های آیرودینامیکی با توجه به ظاهر کپسول فضایی است. ضرایب نام برده شده در طول مسیر شبیه‌سازی و با تغییر فشار و چگالی تغییر کرده است که این موضوع بیانگر غیرخطی بودن سیستم ما است که کار را برای کنترل سخت‌تر می‌کند. در آخر نیروها و ممان‌ها آیرودینامیکی با استفاده از ضرایب بالا و از طریق روابط (۹) و (۱۰) به دست می‌آید:

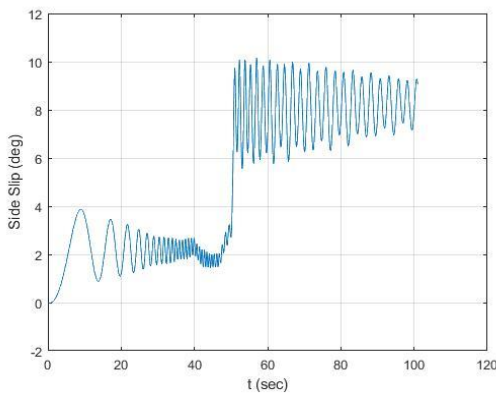
$$\mathbf{F}_b = QS_{ref} [c_x \ c_y \ c_z]^T \quad (9)$$

$$\mathbf{M}_b = QS_{ref} [c_l \ c_m \ c_n]^T \quad (10)$$



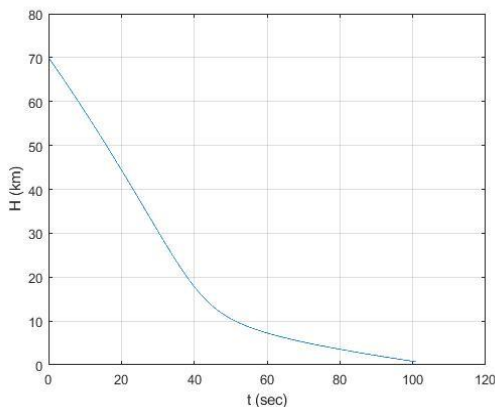
شکل ۴- زاویه حمله بدون کنترل کننده با وجود نامعینی در مرکز جرم.

Fig. 4. Angle of attack without controller and with uncertainty in center of mass.



شکل ۵- زاویه سرش جانی بدون کنترل کننده با وجود نامعینی در مرکز جرم.

Fig. 5. Side slip without controller and with uncertainty in center of mass.



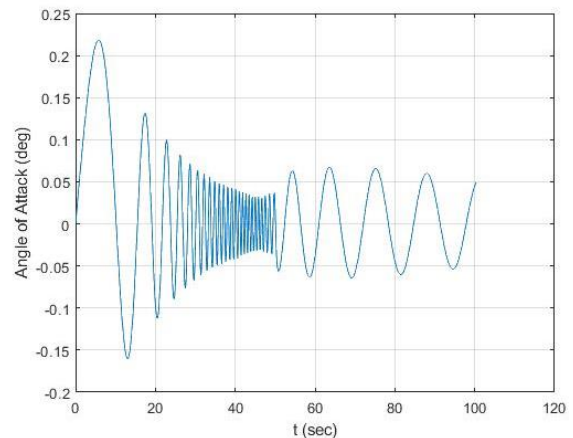
شکل ۶- نمودار تغییر ارتفاع.

Fig. 6. plot of altitude changes.

ابتدا به بررسی رفتار سیستم بدون وجود هیچ نامعینی و زاویه حمله اولیه هنگام ورود به جو می‌پردازیم یا به عبارتی کاوشگر با زاویه پیش ۹۰ درجه وارد جو زمین می‌گردد.

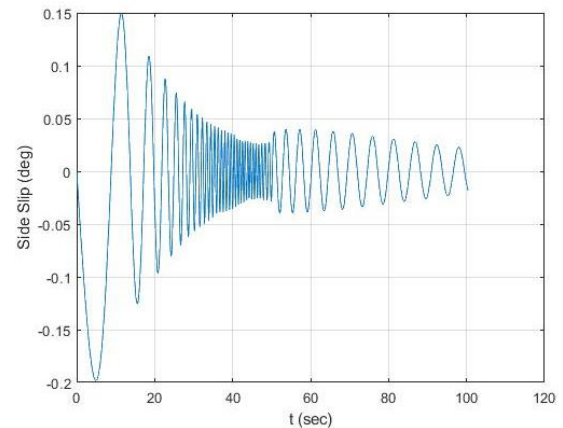
در شکل ۲ و ۳ مشاهده می‌شود که زوایای اغتشاشی نسبتاً کوچک است. در یک فضای دو نوع نامعینی در مرکز جرم وجود دارد. نامعینی اول به دلیل متقارن نبودن فضای هنگام ساخت ایجاد می‌شود. دلیل دیگر ایجاد نامعینی حرکات سرنشین‌های داخل فضای ما است. پس ایجاد نامعینی امری بدیهی است. در این پژوهش به‌طور مثال یک سانتی‌متر نامعینی در مرکز جرم در نظر می‌گیریم.

در شکل ۴ و ۵ مشاهده می‌شود که زوایای اغتشاشی هم از نظر فرکانس نوسانات و هم از نظر دامنه نوسانات بسیار بیشتر شده که می‌تواند باعث آسیب به کاوشگر و سرنشینان آن شود. همچنین مسیر پروازی را نیز تغییر خواهد داد. نمودار تغییرات ارتفاع با گذشت زمان را نیز در شکل (۶) مشاهده می‌کنید.



شکل ۲- زاویه حمله بدون کنترل کننده.

Fig. 2. Angle of attack without controller.



شکل ۳- زاویه سرش جانی بدون کنترل کننده.

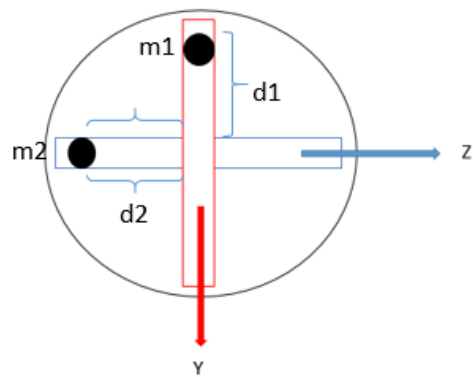
Fig. 3. Side slip angle without controller.

مکانیزم‌های چیدمان جرم‌های متحرک

در این پژوهش از دو مکانیزم صلیبی و شعاعی برای نحوه عملکرد جرم‌های انتقالی استفاده می‌کنیم که به تفصیل به‌آنها می‌پردازیم. در این تحقیق فرض بر این است که موقعیت جرم‌های انتقالی مستقیماً به‌عنوان سیگنال کنترلی استفاده می‌شود. این در حالی است که در تست آزمایشگاهی لازم است سیستم کنترل با فرض لحاظ کردن دینامیک یا به‌عبارتی سرعت و شتاب جرم‌ها، بازبینی و ارتقا یابد.

مکانیزم صلیبی

شکل ظاهری این مکانیزم مانند علامت جمع (+) بوده و جرم‌های انتقالی به‌صورت متقاطع و در شیارهای تعبیه شده حرکت می‌کنند. شماتیک گفته‌شده در شکل ۷ مشاهده می‌شود.



شکل ۷- شماتیک صلیبی جرم‌های انتقالی در کپسول فضایی.

Fig. 7. Cross mechanism of moving mass in the space capsule.

همان‌گونه که در شکل مشخص است جرم‌های متحرک در شیارهای تعبیه شده حرکت کرده و باعث تغییر مکان مرکز جرم در راستای حرکت خود می‌شوند. که این تغییر مکان مرکز جرم باعث ایجاد تغییر در زاویه حمله و سرش‌جانبی می‌شود. حرکت جرم انتقالی m_2 در راستای محور Z باعث تغییر مرکز جرم در این راستا گردیده و باعث ایجاد زاویه حمله می‌گردد، که این تغییر مکان جرم‌های انتقالی متناسب با زاویه اغتشاشی ایجاد شده است، به این صورت که با توجه به زاویه حمله نامطلوب ایجاد شده، کنترل‌کننده دستور تغییر مرکز جرم را صادر می‌کند که این تغییر مکان مرکز جرم با استفاده از حرکت جرم انتقالی ایجاد می‌گردد. حرکت جرم انتقالی m_1 در راستای محور y دستگاه مختصات به‌مانند بالا باعث کنترل زاویه سرش‌جانبی می‌شود.

مزیت این مکانیزم روابط ساده و خطی آن است که باعث می‌شود بتوانیم برای کنترل فضاپیما از کنترل‌کننده‌های خطی مانند تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PID) نیز استفاده کنیم. روابط (۱۵) و (۱۶) نشان‌دهنده تغییرات مکان مرکز جرم بر اساس تغییر مکان جرم‌های متحرک است. لازم به‌ذکر است که روابط زیر با فرض این که مرکز جرم وسیله بدون حضور جرم‌های انتقالی در مرکز

هندسی یا مبدا مختصات بدنی قرار دارد استخراج شده است.

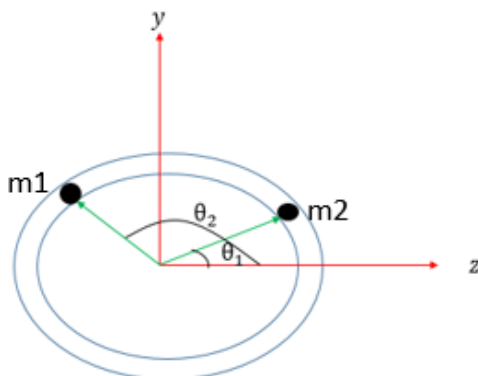
$$y_{cg} = \frac{m_1 d_1}{m_1 + m_2 + m} \quad (15)$$

$$z_{cg} = \frac{m_2 d_2}{m_1 + m_2 + m} \quad (16)$$

در روابط بالا d_1 و d_2 میزان جابه‌جایی جرم‌های انتقالی m_1 و m_2 جرم، جرم‌های متحرک m جرم کل فضاپیما بدون جرم‌های متحرک است که می‌توان بیان کرد $m_T = m_1 + m_2 + m$. Cg_y و Cg_z مکان قبلی مرکز جرم و Cg_{yn} و Cg_{zn} مکان جدید مرکز جرم در راستاهای y و z بعد از دستور کنترل و جابه‌جایی جرم انتقالی است.

مکانیزم شعاعی

در این بخش قصد داریم تا به معرفی نوع جدیدی از چیدمان عملگرها بپردازیم. در این نوع چیدمان، عملگر جرم‌های انتقالی به‌صورت شعاعی در دور کاوشگر حرکت می‌کنند. بهتر است تا برای درک بهتر این موضوع به شکل ۸ دقت شود.



شکل ۸- شماتیک شعاعی جرم‌های انتقالی در کپسول فضایی.

Fig. 8. Radial mechanism of moving mass in the space capsule.

همان‌گونه که در شکل مذکور مشخص است جرم‌های انتقالی دیگر در راستای محورهای مختصات حرکت نمی‌کنند و به دور کپسول می‌چرخند. نکته مثبت این مکانیزم این است که هر دو جسم می‌توانند بر مرکز جرم در راستاهای مختلف تاثیر بگذارند. این امر سبب می‌شود که در صورت ایجاد نامعینی بزرگ یا ورودی اغتشاشی بزرگ که یک جرم نتواند گشتاور لازم برای کنترل زاویه ایجادشده را فراهم کند، دو جرم در یک طرف از کپسول قرار گرفته و گشتاور بزرگ‌تری را ایجاد کنند. همچنین، در ماموریت‌هایی که وزن اهمیت بسیار بالایی دارد می‌توانیم از جرم‌های متحرک سبک‌تری استفاده کنیم. از پیچیدگی‌های این چیدمان می‌توان به غیرخطی بودن روابط و نیاز به یک کنترل‌کننده غیرخطی برای کنترل آن اشاره کرد.

می‌شود. بنابراین نیاز به یک کنترل‌کننده غیرخطی مشخص است. در این پژوهش به‌عنوان یک کنترل‌کننده غیرخطی از کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی غیرخطی استفاده می‌کنیم.

در این کنترل‌کننده هرکدام از ضرایب PID با یک تابع غیرخطی $f(e)$ جایگزین می‌شوند. که یک تابع غیرخطی از تابع‌های علامت و نمایی از خطای سیستم هستند. چگونگی این امر با توجه به فرمولاسیون زیر توضیح داده می‌شود.

$$U_{NLPID} = f_1(e) + f_2(e) + f_3(e) \quad (20)$$

$$f_i = k_i(\gamma) |\gamma|^e \text{sign}(\gamma) \quad (21)$$

$$k_i(\gamma) = k_{i1} + \frac{k_{i2}}{1 + e^{\mu_i \gamma^2}} \quad (22)$$

در رابطه (۲۱) β شامل بردار e, \dot{e} و $\int edt$ و $\alpha_i \in R^+$ است.

$k_i(\beta)$ یک تابع مثبت با ضرایب $k_{1i}, k_{2i}, \mu_i \in R^+$ هستند. برای بالا بردن حساسیت کنترل‌کننده از این ضریب استفاده می‌شود.

مشخص است که در این کنترل‌کننده به‌جای ۳ ضریب از ۱۲ ضریب استفاده می‌شود که کنترل‌کننده ما را انعطاف پذیرتر می‌کند. لازم به‌ذکر است که ضرایب سیستم از روش‌های مختلفی از جمله آزمون و خطا ژنتیک الگوریتم و غیره استخراج می‌شود. در این پژوهش ضرایب استفاده‌شده به‌روش آزمون و خطا به‌دست آمده است [۱۱].

در شکل (۹) نحوه کار کنترل‌کننده بیان شده است. طبق شکل مقدار خطای لحظه‌ای سیستم از مقدار مطلوب سیستم در هر لحظه کم شده و مقدار خطا را محاسبه می‌کند. خطای محاسبه شده وارد کنترل‌کننده شده و کنترلر برحسب میزان خطا دستور لازم را صادر می‌کند. دستور صادر شده از سوی کنترل‌کننده مقدار جابه‌جایی جرم‌های انتقالی هستند. خروجی کنترل‌کننده طبق فرمول‌های (۱۷) و (۱۸) یا (۲۰) تا (۲۲) بسته به اینکه از کدام کنترل‌کننده (PID خطی یا غیر خطی) استفاده کرده‌ایم به میزان جابه‌جایی مکان مرکز جرم تبدیل می‌شود. مرکز جرم لحظه‌ای جدید وارد دینامیک سیستم شده و بر روی متغیرهای کنترلی اثر می‌گذارد. مقدار جدید متغیرهای کنترلی به‌صورت فیدبک از مقدار مطلوب لحظه‌ای کم شده و بردار خطا را ایجاد می‌کند

با توجه به مکانیزم بالا، مرکز جرم‌های جدید در راستاهای y و z با توجه به روابط (۱۷) و (۱۸) زیر به‌دست می‌آیند.

$$z_{cg} = \frac{m_1 r \cos \theta_1 + m_2 r \cos \theta_2}{m_1 + m_2 + m} \quad (17)$$

$$y_{cg} = \frac{m_1 r \sin \theta_1 + m_2 r \sin \theta_2}{m_1 + m_2 + m} \quad (18)$$

در معادلات بالا θ_1 و θ_2 زوایای ایجاد شده جرم‌های انتقالی با مرکز جرم هستند که در شکل ۸ نیز مشاهده می‌شوند. شعاع مقطع کپسول است. با توجه به معادلات یاد شده مشخص است که دو جرم انتقالی در تغییر مرکز جرم در راستاهای مختلف تاثیر مستقیم خواهند داشت. به‌طور کلی در این پژوهش با محدودیت‌هایی همچون میزان جابه‌جایی جرم‌های انتقالی در مکانیزم صلیبی و میزان زاویه عملگرها در مکانیزم شعاعی مواجه هستیم. به این معنی که جرم‌های انتقالی نمی‌توانند آزادانه و به‌طور دلخواه و به هر میزان جابه‌جا شوند. بنابراین کنترل‌کننده با محدودیت اشباع مواجه است و هر سیگنال کنترلی را نمی‌تواند به سیستم اعمال کند.

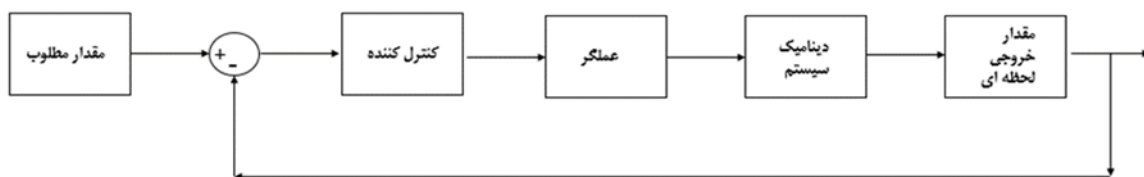
کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی خطی و غیرخطی

از [۱۰] می‌دانیم که فرمول اصلی کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی خطی در رابطه (۱۹) نمایش داده شده است.

$$U_{PID} = k_p e + k_i \int edt + k_d \dot{e} \quad (19)$$

در این رابطه U معرف تلاش کنترلی یا خروجی کنترل‌کننده، e معرف خطا k_p ضریب تناسبی، k_i ضریب انتگرالی و k_d ضریب مشتقی در نظر گرفته می‌شود. روش‌های طراحی متفاوتی به تفصیل در منابع مختلف شرح داده شده‌است.

همان‌گونه که گفته شد در این پژوهش علاوه بر مکانیزم صلیبی، مکانیزم شعاعی نیز مورد استفاده قرار می‌گیرد. با توجه به دینامیک عملگرها در مکانیزم شعاعی کنترل‌کننده خطی قادر به پاسخ‌گویی به این دینامیک نمی‌باشد که این موضوع در بخش‌های بعدی نشان داده



شکل ۹- بلوک دیاگرام سیستم کنترل.

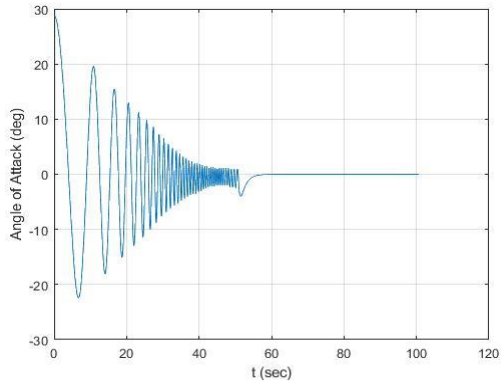
Fig. 9. Block diagram of the control system.

شبیه‌سازی

همان‌گونه که گفته شد مولفه‌های اصلی، کنترل زاویه حمله و زاویه سرش‌جانبی می‌باشد. معیار اصلی که برای طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفته شده است فراجبهش ۵ درصد است. با فرض این که هرکدام از جرم‌های انتقالی ۱۰ کیلوگرم جرم داشته باشند کنترل PID برای سیستم طراحی شده و نتایج زیر حاصل شده است.

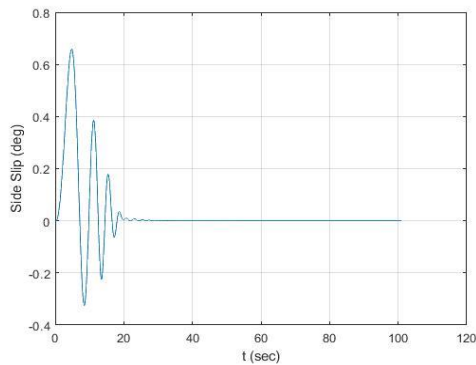
مشاهده می‌شود که متغیرهای تحت کنترل به خوبی و با سرعت قابل قبولی کنترل شده است. که این موضوع در مقایسه شکل‌های (۱۰) و (۱۱) با شکل‌های (۲) و (۳) قابل مشاهده است.

شکل‌های (۱۲) و (۱۳) مشخص است. سرعت‌های زاویه‌ای مربوطه نیز در شکل (۱۴) نشان داده شده است.



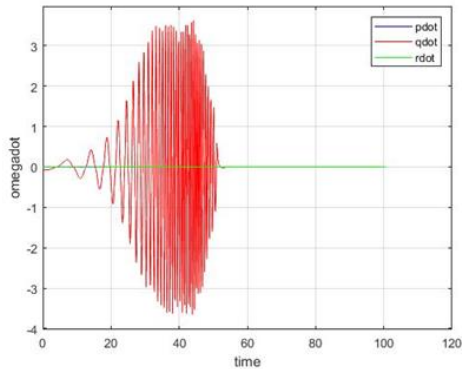
شکل ۱۲- زاویه حمله کنترل شده با وجود نامعینی.

Fig. 12. Angle of attack with uncertainty in center of mass after applying the controller.



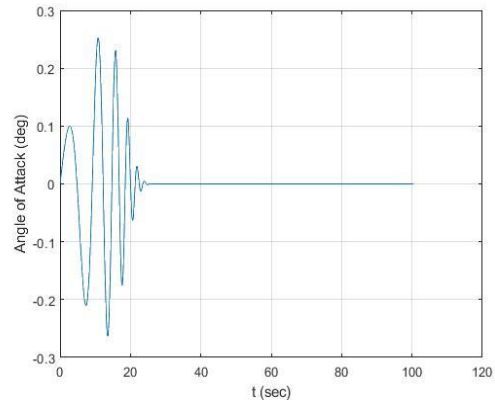
شکل ۱۳- زاویه سرش‌جانبی کنترل شده با وجود نامعینی.

Fig. 13. Side slip with uncertainty in center of mass after applying the controller.



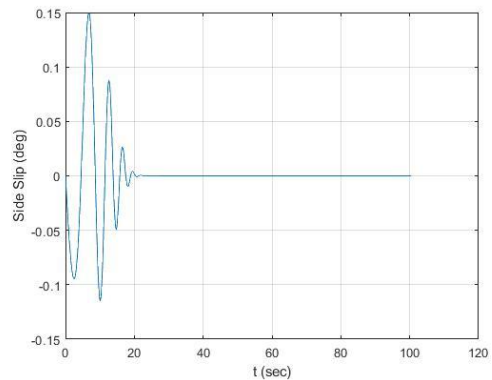
شکل ۱۴- سرعت‌های زاویه‌ای بر حسب زمان.

Fig. 14. Angular velocities.



شکل ۱۰- زاویه حمله کنترل شده.

Fig. 10. Angle of attack after applying the controller.

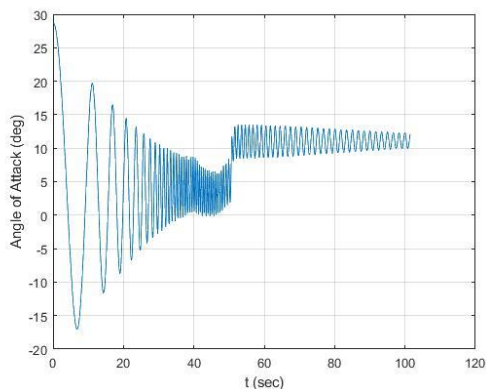


شکل ۱۱- زاویه سرش‌جانبی کنترل شده.

Fig. 11. Side slip after applying the controller.

اکنون زاویه حمله اولیه هنگام ورود به جو فضاپیما را افزایش داده تا سیستم ورودی‌های اغتشاشی بزرگ‌تری را تجربه کند. ضمن این که به‌عنوان یک نامعینی مکان مرکز جرم با یک سانتی‌متر انحراف از مقدار نامی خود در نظر گرفته شده است. نتایج حاصله در

اگر به جای مکانیزم صلیبی از مکانیزم شعاعی استفاده کنیم دیگر کنترل کننده PID توانایی کنترل سیستم را ندارد. دلیل این موضوع روابط غیرخطی حاکم بر مکانیزم شعاعی می‌باشد. که این امر در مورد زاویه‌ی حمله در شکل ۱۷ قابل مشاهده است.

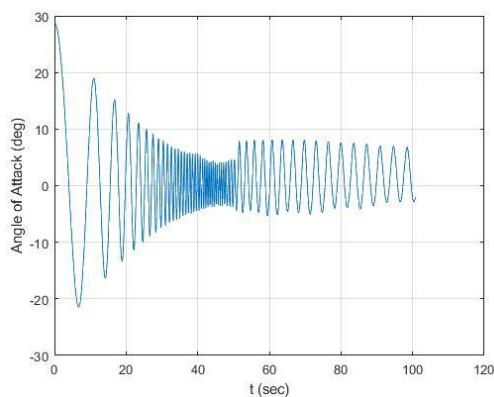


شکل ۱۷- زاویه حمله کنترل شده با مکانیزم شعاعی و کنترل PID.

Fig. 17. Controlled angle of attack using radial mechanism and PID control.

همچنین، واضح است که اگر جرم عملگرها را نصف کنیم مکانیزم صلیبی و کنترل کننده PID دیگر جوابگو نیست و احتیاج داریم تا از مکانیزم شعاعی استفاده کنیم. نمودارهای ۱۸ و ۱۹ صحت این موضوع را تایید می‌کند. اگر جرم عملگرها را به ۵ کیلوگرم کاهش داده و از چیدمان شعاعی همراه با کنترل کننده تناسبی-انترگالی-مشتقی غیرخطی استفاده کنیم نتایج به دست آمده متفاوت خواهد شد.

نمودارهای (۲۰) و (۲۱) بیانگر این است که چیدمان شعاعی این امکان را به ما می‌دهد تا جرم عملگرهای خود را به نصف برسانیم به شرط آنکه از یک کنترل کننده غیرخطی مانند کنترل کننده به کار برده شده در این پژوهش استفاده کنیم.

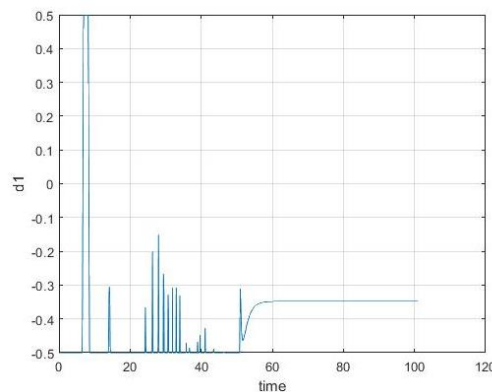


شکل ۱۸- زاویه حمله کنترل شده با مکانیزم صلیبی و جرم عملگر ۵kg.

Fig. 18. Controlled angle of attack using cross mechanism while $m=5\text{kg}$.

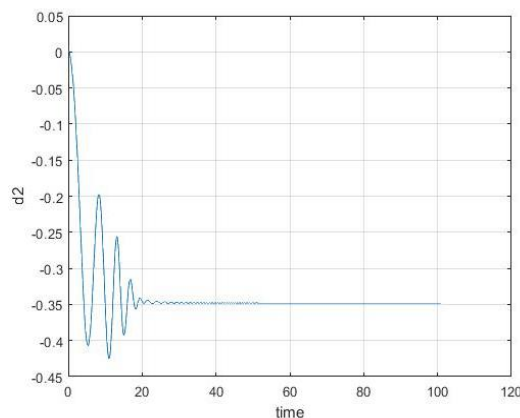
با گذشت زمان و با کاهش ارتفاع فضاپیما، میزان فشار اتمسفر و به دنبال آن ضرایب آیرودینامیکی افزایش پیدا کرده و ضرایب اغتشاشی بزرگی ایجاد می‌شود که در بخش قبل توضیح داده شد. از طرفی دیگر هر چه ارتفاع کاهش پیدا کند به دلیل افزایش غلظت اتمسفر، کنترل کننده عملکرد بهتری از خود نشان می‌دهند. پس با توجه به نمودارهای (۱۲) و (۱۳) مقایسه آن‌ها با شکل ۴ و شکل ۵ می‌توان نتیجه گرفت که کنترل کننده بعد از ورود به جو و به خصوص در هنگام غلیظ شدن جو عملکرد بسیار مطلوبی از خود نشان داده و زاویه‌های اغتشاشی ایجاد شده را به خوبی کنترل کرده است. همان طور که گفته شد میزان انحراف جرم‌های متحرک محدود بوده و وابسته به قطر فضاپیما است. در این پژوهش قطر کپسول ۱۵۰ سانتی‌متر است و این بدین معنی است که هر کدام از این جرم‌های متحرک می‌توانند از صفر تا ۷۰ سانتی‌متر حرکت کند و کنترل کننده طراحی شده با وجود این قید سیستم را کنترل کرده است.

با فرض بر اینکه که جرم‌های انتقالی با هم برخورد نمی‌کنند میزان جابه‌جایی جرم‌های متحرک در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) مشاهده می‌شود.



شکل ۱۵- میزان جابه‌جایی جرم متحرک d1.

Fig. 15. displacement of moving mass $d1$.



شکل ۱۶- میزان جابه‌جایی جرم متحرک d2.

Fig. 16. displacement of moving mass $d2$.

نتیجه‌گیری

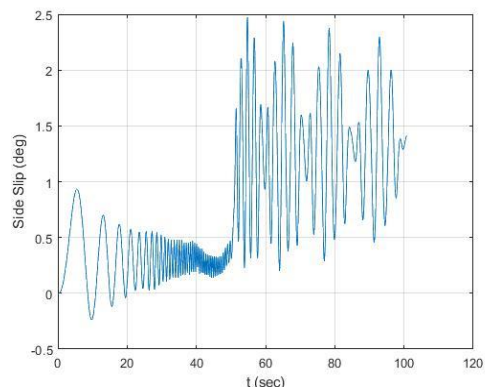
فاز بازگشت به جو در یک فضاپیما یکی از مهم‌ترین مراحل ماموریت آن می‌باشد. نیروهای وارد شده به فضاپیما در این فاز باعث ایجاد زاویه‌های اغتشاشی می‌شود. که این زاویا باعث آسیب به وسیله و سرنشینان آن و انحراف مسیر پرواز می‌شود. برای کنترل این زوایای اغتشاشی می‌توان از جرم‌های انتقالی به‌عنوان عملگر استفاده کرد. این عملگر به دلیل استفاده از نیروی داخلی مزیت‌هایی نسبت به سطوح کنترلی و تراس جت‌ها دارند. هر دو مکانیزم صلیبی و شعاعی توانایی کنترل وسیله پرنده را دارند. نتایج نشان می‌دهد که بیشترین فرکانس زوایای اغتشاشی در ارتفاع ۲۰ تا ۳ کیلومتری سطح زمین است. اغتشاشات فرکانس بالا بیشترین صدمه را به فضاپیما و سرنشین‌های آن وارد می‌کند. کنترل‌کننده طراحی شده در این محدوده زمانی عملکرد بسیار مناسبی را در هر دو مکانیزم شعاعی و صلیبی نشان می‌دهد. مکانیزم شعاعی مزیت‌های بیشتری نسبت به مکانیزم صلیبی داشته و توانایی حمل بار را افزایش می‌دهد. در شرایط یکسان می‌توانیم جرم عملگرها را در مکانیزم شعاعی به نصف برسانیم. برای استفاده از مکانیزم شعاعی به دلیل روابط غیرخطی حاکم بر آن باید از یک کنترل‌کننده غیرخطی استفاده شود. کنترل‌کننده تناسبی-انترگالی-مشتقی غیرخطی به‌عنوان یک کنترل‌کننده جدید استفاده شده و کارایی بالایی را از خود نشان داده است.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

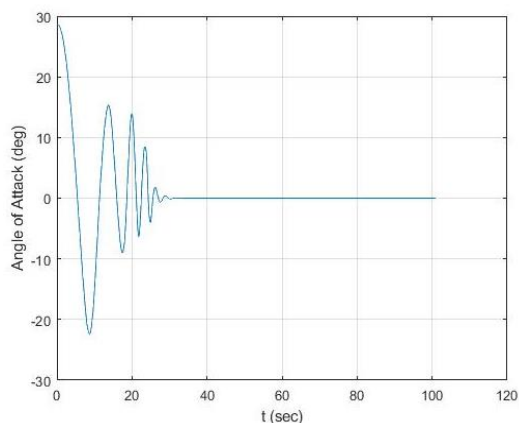
مراجع

- [1] A. Fedele, S. Carannante, M. Grassi, and R. Savino, "Aerodynamic control system for a deployable re-entry capsule," *Acta Astronautica*, vol. 181, pp. 707-716, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.049>.
- [2] A. Mohammadi and M. Tayefi, "Moving mass control system in conjunction with brain emotional learning-based intelligent control for rate regulation of suborbital reentry payloads," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 226, no. 9, pp. 1183-1192, 2012, <https://doi.org/10.1177/0959651812453391>.
- [3] J. Li, C. Gao, C. Li, and W. Jing, "A survey on moving mass control technology," *Aerospace Science and Technology*, vol. 82-83, pp. 594-606, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.09.033>.
- [4] S. A. Erturk and A. Dogan, "Trim analysis of a moving-mass actuated airplane in steady turn," in *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New*



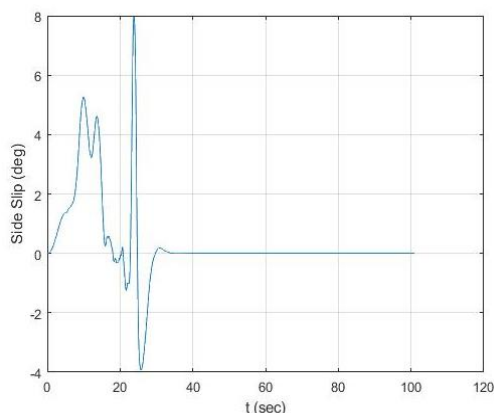
شکل ۱۹- زاویه سرش جانی کنترل‌شده با مکانیزم صلیبی و جرم عملگر ۵kg.

Fig. 19. Controlled side slip angle using cross mechanism while $m=5\text{kg}$.



شکل ۲۰- زاویه حمله کنترل‌شده با مکانیزم شعاعی و جرم عملگر ۵ kg.

Fig. 20. Controlled angle of attack using radial mechanism while $m=5\text{kg}$.



شکل ۲۱- زاویه سرش جانی کنترل‌شده با مکانیزم شعاعی و جرم عملگر ۵ kg.

Fig. 21. Controlled side slip angle using radial mechanism while $m=5\text{kg}$.

- on *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Arlington, VA, USA, 2016, pp. 1327-1334, <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2016.7502680>.
- [9] J. Wang, L. Liu, P. Wang, and G. Tang, "Guidance and control system design for hypersonic vehicles in dive phase," *Aerospace Science and Technology*, vol. 53, pp. 47-60, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.03.010>.
- [10] M. Ghanifar, M. Kamzan, and M. Tayefi, "Adjust PID controller parameters with adaptive and non-adaptive intelligent algorithms; simulation and comparison in quadrotor," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 4, pp. 23-33, 2024, <https://doi.org/10.30699/jtae.2023.7.4.3>.
- [11] A. A. Najm and I. K. Ibraheem, "Nonlinear PID controller design for a 6-DOF UAV quadrotor system," *Engineering Science and Technology, an International Journal*, vol. 22, no. 4, pp. 1087-1097, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2019.02.005>.
- Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, Art. no. 0622, <https://doi.org/10.2514/6.2013-622>.
- [5] S. Darvishpoor, J. Roshanian, and M. Tayefi, "A novel concept of VTOL bi-rotor UAV based on moving mass control," *Aerospace Science and Technology*, vol. 107, 2020, Art. no. 106238, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106238>.
- [6] R. D. Robinett III, B. R. Sturgis, and S. A. Kerr, "Moving mass trim control for aerospace vehicles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 19, no. 5, pp. 1064-1070, 1996, <https://doi.org/10.2514/3.21746>.
- [7] T. Petsopoulos, F. J. Regan, and J. Barlow, "Moving-mass roll control system for fixed-trim re-entry vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 33, no. 1, pp. 54-60, 1996, <https://doi.org/10.2514/3.55707>.
- [8] T. Haus, M. Orsag, and S. Bogdan, "Design considerations for a large quadrotor with moving mass control," in *2016 International Conference*

Original Research Paper

A Reconfigurable and Steerable Horn Antenna Using Plasma Dielectric Slabs for Controllable Gain and Beam Steering

Jafar Bazrafshan¹ , Fatemeh Sadeghikia^{2*} , Ali Karami Horestani³ , and Mohamed Himdi⁴ 

1, 2, 3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

4. University of Rennes 1, Rennes, France

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 17 July 2023

Revised 18 September 2023

Accepted 25 September 2023

Available Online 25 September 2023

Keywords:

Horn antenna

Dielectric plasma slabs

Beam direction

Gain control

Reconfigurable antenna

Beam steering antenna

ABSTRACT

This paper presents a novel approach for designing a reconfigurable and steerable antenna utilizing plasma dielectric slabs along the aperture of a pyramidal horn antenna. The antenna provides electronic control over the radiation gain and the direction of the main beam. The proposed configuration consists of four plasma slabs aligned perpendicular to the horn aperture along the horn axis, supplemented by four diagonally connected plasma slabs. Each plasma slab can be independently switched on or off, enabling dynamic adjustment of the radiation gain and steering of the main beam. Numerical investigations demonstrate that toggling the plasma slabs or controlling the plasma frequency allows precise control over the pyramidal horn antenna's radiation gain and beam steering. Selecting appropriate dimensions and angles for the plasma slabs is crucial in achieving the desired beam steering angle and radiation gain control. To validate the concept, the proposed antenna configuration is designed and numerically simulated at a frequency of 10 GHz. The results indicate that the radiation gain of the antenna can be significantly enhanced, reaching up to 6.5 dBi, and the main beam direction can be steered within a range of $\pm 12^\circ$. This research presents a promising approach for achieving reconfigurability and beam steering capabilities in antenna systems by utilizing plasma dielectric slabs. The proposed design offers enhanced performance and flexibility, making it suitable for various applications in antenna technology. The ability to control beam steering and radiation gain without mechanical devices is essential in satellite and space communications.

*Corresponding Author's E-mail: sadeghi_kia@ari.ac.ir

How to Cite this Article:

J. Bazrafshan, F. Sadeghikia, A. Karami Horestani, and M. Himdi, "A reconfigurable and steerable horn antenna using plasma dielectric slabs for controllable gain and beam steering," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 28-44, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1455>.

**COPYRIGHTS**

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



بازیکربندی و هدایت پرتو در آنتن شیپوری با استفاده از تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی باهدف کنترل مقدار بهره و جهت پرتو تشعشی

جعفر بذرافشان^۱، فاطمه صادقی کیا^{۲*}، علی کریمی هرستانی^۳، و محمد هیمدی^۴

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

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

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

۴- استاد، دانشگاه رنس، رنس، فرانسه

چکیده

در مقاله حاضر، مبتنی بر استفاده از دی‌الکتریک‌های پلاسمایی در امتداد روزنه آنتن شیپوری هرمی، آنتن جدیدی معرفی می‌شود که دارای قابلیت بازیکربندی و کنترل پذیری در مقدار بهره و جهت پرتو تشعشی است. در این آنتن، چهار تیغه پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه و در امتداد محور آنتن و چهار تیغه پلاسمایی دیگر به صورت مورب با تیغه‌های پلاسمایی قبل قرار دارند. برخورداری از قابلیت روشن و خاموش شدن مستقل هر تیغه و یا کنترل مقدار فرکانس پلاسمای در تیغه‌ها سبب می‌شود در هر حالت امکان هدایت پرتو تشعشی و نیز کنترل مقدار بهره برای آنتن وجود داشته باشد. تحلیل‌های پارامتری در خصوص گسترش طول تیغه‌های پلاسمایی و زاویه آنها نشان می‌دهد که انتخاب مقادیر اولیه مناسب برای ابعاد و زاویه تیغه‌ها نقش مهمی در بازه زاویه‌ای هدایت پرتو و مقدار بهره تشعشی آنتن دارد. این ساختار برای آنتن شیپوری هرمی در فرکانس مرکزی ۱۰ GHz طراحی شده است و امکان طراحی آن برای سایر بازه‌های فرکانسی نیز وجود دارد. در نمونه طراحی شده، مقدار کنترل پذیری بهره تشعشی با استفاده از تیغه‌های پلاسمایی ۶/۵ dB و حداکثر میزان هدایت پرتو تشعشی تا ± 12 درجه مشاهده شده است. تغییر جهت پرتو آنتن بدون استفاده از ادوات مکانیکی و کنترل بهره تشعشی آن، با هدف کاهش هزینه سیستم‌های مخابراتی و مصرف بهینه توان الکتریکی، در ارتباطات فضایی و کاربردهای راداری بسیار حائز اهمیت است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۶ تیر ۱۴۰۲

بازنگری ۲۷ شهریور ۱۴۰۲

پذیرش ۳ مهر ۱۴۰۲

اولین انتشار ۳ مهر ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

آنتن شیپوری هرمی

تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی

هدایت پرتو تشعشی

کنترل بهره

آنتن دارای قابلیت بازیکربندی

آنتن دارای قابلیت هدایت پرتو

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

How to Cite this Article:

J. Bazrafshan, F. Sadeghikia, A. Karami Horestani, and M. Himdi, "A reconfigurable and steerable horn antenna using plasma dielectric slabs for controllable gain and beam steering," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 28-44, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1455>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



علائم و اختصارات

ω_p	فرکانس زاویه‌ای پلاسما
ω	فرکانس زاویه‌ای
v	فرکانس برخورد
HPBW	عرض پرتو نیم‌توان
SLL	نسبت گلبرگ فرعی به گلبرگ اصلی
ϵ_r	ضریب گذردهی الکتریکی نسبی

مقدمه

پلاسما، به‌عنوان حالت چهارم ماده شناخته می‌شود و امروزه کاربردهای متنوعی در حوزه‌های مختلف صنعتی، تجاری، بهداشتی و نظامی دارد [۱، ۲]. یکی از جدیدترین زمینه‌های کاربرد پلاسما، استفاده از آن در ادوات مخابراتی است و آنتن‌های مبتنی بر پلاسما، یکی از نوظهورترین انواع آنتن‌های مخابراتی هستند که از مزایای قابل توجهی نسبت به سایر انواع آنتن‌ها برخوردار هستند. از مهم‌ترین مزایای این آنتن‌ها می‌توان به کوچک بودن سطح مقطع راداری [۲]، مقاوم بودن نسبت به جنگ الکترونیک [۳]، برخورداری از قابلیت بازپیکربندی از نظر فرکانس کاری و الگوی تشعشعی و نیز هدایت جهت پرتو تشعشعی [۴-۹] اشاره نمود. عموماً از پلاسما می‌توان به‌عنوان رسانای الکتریکی یا دی‌الکتریک در ساختار آنتن‌ها استفاده نمود. رایج‌ترین و ارزان‌ترین ساختار پلاسمایی، محفظه‌ی تجاری فلورسنت است که از یک پوسته دی‌الکتریک، به‌عنوان محفظه، و گاز بی‌اثر یونیزه شده داخل محفظه تشکیل می‌شود و در شکل‌ها و ابعاد مختلف در بازار قابل تهیه است.

پژوهش‌های تجربی و نظری انجام‌شده بر روی ستون پلاسما نشان می‌دهند که عوامل تحریک پلاسما، شامل توان و فرکانس تحریک، تأثیر مستقیمی بر مشخصات فیزیکی پلاسما دارند و بنابراین با کنترل الکتریکی عوامل تحریک می‌توان پلاسمایی ایجاد نمود که مشخصات فیزیکی آن به‌صورت الکترونیکی قابل کنترل است [۱۰-۱۴]. مبتنی بر این ویژگی‌ها، کاربردهای مختلفی از پلاسما در ساختار آنتن‌ها مورد تحلیل و ارزیابی قرار گرفته و در نتیجه، انواع مختلفی از آنتن‌های مبتنی بر فناوری پلاسما تاکنون معرفی شده‌اند [۱۵-۲۷]. هدایت جهت پرتو تشعشعی آنتن که رایجاً با استفاده از عناصر مکانیکی نظیر موتورها، یا استفاده از یکی از انواع سوئیچ‌ها در ساختار آنتن‌ها امکان‌پذیر بوده است، امروزه با استفاده از موادی نظیر پلاسما که دارای قابلیت بازپیکربندی هستند در ساختار آنتن‌ها امکان‌پذیر شده و پژوهش‌های متعددی نیز در این زمینه گزارش شده‌اند [۲۶-۲۲]. هدایت جهت پرتو در عمده این ساختارها مبتنی بر روشن و خاموش

کردن رساناهای پلاسمایی در ساختار آنتن ایجاد شده است [۲۵-۲۲]؛ لکن پژوهش‌های بسیار محدودی نیز مبتنی بر استفاده از خاصیت دی‌الکتریک پلاسما برای هدایت جهت پرتو آنتن در مراجع مشاهده می‌شوند [۲۶]. با این وجود و با توجه به قابلیت بازپیکربندی محیط پلاسما، می‌توان پیش‌بینی نمود که امکان ترکیب عناصر پلاسمایی، در حالت‌های رسانایی یا دی‌الکتریک، با انواع متنوع‌تری از آنتن‌ها نیز وجود داشته باشد.

با این رویکرد و به‌منظور بررسی امکان استفاده از دی‌الکتریک‌های پلاسمایی در ساختار آنتن‌ها به‌عنوان عامل هدایت پرتو تشعشعی آنتن، در این مقاله، امکان هدایت پرتو یک آنتن شیپوری هرمی بررسی می‌شود. در این راستا، از یک آنتن شیپوری هرمی در فرکانس مرکزی ۱۰ GHz به‌عنوان تشعشع کننده اصلی و از تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی در فضای پیرامونی و در امتداد روزنه آنتن، به‌عنوان ابزار هدایت پرتو، استفاده می‌شود. با توجه به ویژگی خاموش و روشن شدن تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی مجاور تشعشع کننده شیپوری و نیز امکان کنترل مقدار فرکانس پلاسما در این تیغه‌ها، برخورداری از قابلیت بازپیکربندی و نیز هدایت پرتو تشعشعی این آنتن مورد تحلیل و ارزیابی قرار می‌گیرد. لازم به‌ذکر است که این پژوهش، صرفاً امکان‌سنجی طرح پیشنهادی و مطالعه پارامتری آن است و پژوهش‌های بیشتر در زمینه پیاده‌سازی این طرح، به مطالعات آتی موكول خواهد شد. به‌طور خلاصه می‌توان ادعا نمود که نوآوری این مقاله، در استفاده از تیغه‌های پلاسمایی، به‌عنوان دی‌الکتریک، و نه به‌عنوان رسانا، در امتداد آنتن شیپوری، به دو صورت عمود بر دهانه روزنه آنتن و یا مورب با آن، برای ایجاد دو قابلیت "بازپیکربندی" و "هدایت جهت پرتو تشعشعی" به‌صورت همزمان برای آنتن است.

در این مقاله، پس از مرور مشخصات کلی محیط پلاسما در بخش دوم، ساختار پیشنهادی برای آنتن در بخش سوم معرفی می‌شود. از آنجا که این آنتن از ترکیب آنتن شیپوری هرمی با هشت تیغه پلاسمایی مستطیلی در امتداد بخش انتهایی آنتن شکل می‌گیرد و با توجه به این که هر کدام از تیغه‌های پلاسمایی مستقلاً قابلیت روشن و خاموش شدن دارند، حالت‌های مختلفی برای عملکرد آنتن وجود دارد. برخی از این حالات قابلیت کنترل مقدار بهره آنتن را دارند و در برخی دیگر، امکان هدایت پرتو تشعشعی آنتن ایجاد می‌شود. بنابراین، در بخش چهارم از این مقاله، برخی از حالت‌های عملکردی آنتن تشریح شده و مشخصات تشعشعی آنتن در آن حالت‌ها ارائه می‌شود. تیغه‌های پلاسمایی، علاوه بر برخورداری از قابلیت روشن و خاموش شدن، با استفاده از کنترل عوامل تحریک، می‌توانند دارای قابلیت کنترل مشخصات فیزیکی، نظیر تغییر فرکانس پلاسما نیز باشند. بررسی اثرات تغییر مشخصات فیزیکی

برابر صفر نباشد، صفر خواهد بود. در این حالت، ممکن است بدون وجود بارهای آزاد، میدان الکتریکی به صورت نوسانی در پلاسما وجود داشته باشد که اصطلاحاً به آن نوسانات پلاسما می‌گویند. در صورت تابش موج الکترومغناطیسی از خلأ به تیغه پلاسمایی، ضریب انعکاس و انتقال موج برابر هستند با [۲]:

$$R = \frac{1 - \sqrt{1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2}}}{1 + \sqrt{1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2}}} \quad (5)$$

$$T = \frac{2}{1 + \sqrt{1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2}}} \quad (6)$$

با توجه به روابط بالا، چنانچه فرکانس پلاسما از فرکانس کاری آنتن به میزان قابل توجهی بزرگ‌تر باشد ($\omega_p \gg \omega$)، ضریب بازتاب از سطح پلاسما برابر منفی یک و ضریب انتقال در پلاسما برابر صفر می‌شود. در این حالت، تمامی موج تابیده شده به پلاسما منعکس شده و هیچ موجی وارد پلاسما نمی‌شود و بنابراین، پلاسما در حالت عملکردی رسانایی نسبت به موج تابشی قرار دارد.

چنانچه فرکانس پلاسما به میزان قابل توجهی کوچک‌تر از فرکانس کاری آنتن باشد ($\omega_p \ll \omega$)، ضریب بازتاب از سطح پلاسما برابر صفر و ضریب انتقال برابر یک می‌شود و بنابراین، کل موج، بدون انعکاس، وارد پلاسما می‌شود. در این حالت، پلاسما نسبت به فرکانس موج تابشی، در حالت عملکردی دی‌الکتریک قرار دارد.

حالت با اهمیت دیگری وجود دارد که فرکانس پلاسما در محدوده فرکانس کاری قرار دارد و با مقدار آن قابل مقایسه است. در این حالت، سه وضعیت عملکردی مختلف، به شرح ذیل، برای پلاسما وجود خواهد داشت: (۱) چنانچه فرکانس پلاسما از فرکانس کاری بزرگ‌تر باشد ($\omega_p > \omega$)، ثابت انتشار مقدار حقیقی خالصی دارد که به معنای تضعیف بدون انتشار است. در این حالت امپدانس ذاتی منفی شده و خاصیت رسانایی پلاسما غالب است؛ لکن مقدار قابلیت رسانایی آن در مقایسه با فلزات متداول کوچک‌تر خواهد بود.

این حالت عملکردی از پلاسما در مراجع متنوعی، با هدف توسعه آنتن دارای قابلیت بازیکربندی، مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است. (۲) چنانچه فرکانس پلاسما از فرکانس کاری کوچک‌تر باشد ($\omega_p < \omega$)، ثابت انتشار موهومی خالص شده و با فرض صرف نظر از تلفات برخوردی، امواج الکترومغناطیسی بدون تضعیف در محیط پلاسما انتشار می‌یابند. در چنین حالتی، محیط پلاسما را می‌توان به‌عنوان دی‌الکتریک در نظر گرفت که قابلیت گذردهی الکتریکی

پلاسما در تیغه‌های پلاسمایی بر مشخصات تشعشعی آنتن نیز یکی دیگر از مواردی است که در بخش چهارم به آن پرداخته می‌شود. برای تحلیل‌ها، از نرم‌افزار تجاری تمام‌موج CST استفاده می‌شود. این پژوهش در بخش پنجم جمع‌بندی و نتیجه‌گیری می‌شود.

تئوری پلاسما

برای تحلیل اثر محیط پلاسما بر مشخصات تشعشعی آنتن، ابتدا برخی روابط حاکم بر محیط پلاسما در این فصل تشریح می‌شوند. قابلیت گذردهی مختلط پلاسمای همگن، ϵ_r ، در شرایط کم‌فشار با رابطه زیر بیان می‌شود [۲]:

$$\epsilon_r = \epsilon_r' - j\epsilon_r'' = 1 - \frac{\left(\frac{\omega_p}{\omega}\right)^2}{1 + \left(\frac{\nu}{\omega}\right)^2} - j \frac{\nu}{\omega} \frac{\left(\frac{\omega_p}{\omega}\right)^2}{1 + \left(\frac{\nu}{\omega}\right)^2} \quad (1)$$

که در آن، ω_p فرکانس زاویه‌ای پلاسما (rad/s)، ν فرکانس برخورد الکترون-خنثی (Hz) و ω فرکانس کاری آنتن (rad/s) است. فرکانس زاویه‌ای پلاسما تابع مقدار چگالی الکترون، N ، بار الکترون، e ، و جرم الکترون، m_e ، است و رابطه آن به صورت زیر تعریف می‌شود [۲]:

$$\omega_p = \sqrt{\frac{N e^2}{\epsilon_0 m_e}} \quad (2)$$

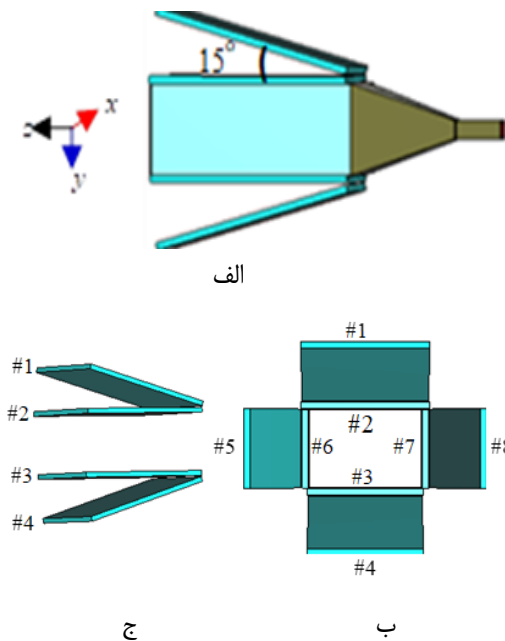
با صرف‌نظر از قسمت موهومی (در صورتی که فرکانس برخورد خیلی کوچک‌تر از فرکانس کار باشد) و به‌دست آوردن قسمت حقیقی معادله (۱)، قابلیت گذردهی محیط یونیزه شده با تقریب خوبی با معادله (۳) تخمین زده می‌شود.

$$\epsilon_r \approx 1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2 + \nu^2} \quad (3)$$

در این محیط، ثابت انتشار برابر است با:

$$\gamma = j\omega \sqrt{\mu \left(1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2 + \nu^2}\right)} \quad (4)$$

چنانچه مقدار فرکانس برخورد به میزان قابل توجهی از فرکانس پلاسما کوچک‌تر باشد، در همه روابط بالا می‌توان از فرکانس برخورد صرف‌نظر کرده و شکل ساده‌تری از معادلات را به‌دست آورد. در صورت صرف‌نظر کردن از فرکانس برخورد، زمانی که فرکانس پلاسما با فرکانس کاری برابر باشد، مقدار قابلیت گذردهی محیط پلاسما برابر صفر خواهد شد. صفر شدن قابلیت گذردهی به این مفهوم است که جابه‌جایی الکتریکی^۱ که تنها به بارهای آزاد بستگی دارد، حتی زمانی که شدت میدان الکتریکی



شکل ۱- ساختار آنتن شیپوری هرمی پیشنهادی مبتنی بر دی‌الکتریک‌های پلاسمایی: (الف) نمای جانبی، (نمای سه‌بعدی)، (ب) نمای روبرو، (ج) جزئیات مربوط به چینش تیغه‌ها.

Fig. 1. The proposed horn antenna structure based on plasma dielectric: (a) side view (3D view), (b) front view, (c) details on the slabs arrangement.

برای سهولت بررسی، در این ساختار تیغه‌های پلاسمایی با شماره‌هایی بین ۱ تا ۸ شماره‌گذاری شده‌اند و ترتیب این شماره‌ها در قسمت‌های (ب) و (ج) شکل ۱ نشان داده شده است.

هر تیغه پلاسمایی مستقلاً قابلیت روشن و خاموش شدن دارد و برای روشن شدن هر تیغه باید توان تحریک مناسب به آن اعمال شود. ضخامت تیغه‌ها حدود ۵ mm است و چگالی پلازما و فرکانس برخورد در سرتاسر تیغه‌های تحریک‌شده ثابت فرض می‌شود. این مقادیر در هر بخش از پژوهش، متناسب با نوع کاربرد، اعلام می‌شود. با وجود آن که پلاسمای مورد نظر در پژوهش‌های مخابراتی عموماً گازی شکل هستند، در عمل باید از یک محفظه دی‌الکتریک برای محصور نمودن پلازما استفاده شود. محفظه‌های تجاری فلورسنت به‌میزان قابل قبولی امکان پیاده‌سازی نمونه آزمایشگاهی بسیاری از ساختارهای آنتن‌های پلاسمایی را تاکنون داشته‌اند و ترکیبات مختلفی با این محفظه‌های تجاری به شکل‌های مختلف استوانه‌ای، صفحه‌ای و سطوح محدب یا مقعر توسعه یافته است [۲۷-۱۶]. با این وجود، با توجه به آن که هدف از این مقاله امکان‌سنجی تحقق طرح پیشنهادی است، جزئیات بیشتر مربوط به نحوه تحقق آنتن در مطالعات آتی ارائه خواهد شد.

نسبی آن عددی بین صفر و یک است. با وجود ظرفیت بسیار بالایی که برای این حالت عملکردی پلازما در حوزه مخابرات و توسعه آنتن‌های دارای قابلیت بازیگر بندی می‌توان متصور بود، پژوهش‌های بسیار محدودی در این زمینه گزارش شده‌اند [۲۷-۲۶] و می‌توان پیش‌بینی نمود که طی سال‌های آینده توجه پژوهشگران زیادی به بهره‌برداری از این حالت عملکردی پلازما معطوف شود. آنتن پیشنهاد شده در این پژوهش، از این حالت عملکردی پلازما برای هدایت جهت پرتو تشعشعی آنتن شیپوری استفاده می‌کند. (۳) زمانی که فرکانس پلازما و فرکانس کاری برابر باشد با تقریب خوبی مقدار گذردهی و در نتیجه ضریب شکست پلازما به صفر نزدیک خواهد شد. به‌طور کلی، تعامل موج الکترومغناطیسی با پلازما در حالتی که فرکانس تحریک پلازما و فرکانس موج برابر باشند، باعث ایجاد تأثیرات پیچیده و تعاملات وابسته به شرایط خاص پلازما می‌شود که می‌تواند موضوع ارزشمندی برای پژوهش‌های آینده باشد.

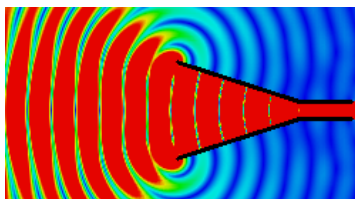
معرفی ساختار آنتن پیشنهادی

پس از آشنایی با مشخصات محیط پلازما در بخش دوم، در این بخش، مبتنی بر خاصیت دی‌الکتریک پلازما، ساختار جدیدی از ترکیب آنتن شیپوری هرمی و ساختارهای پلاسمایی ارائه می‌شود که قابلیت هدایت پرتو تشعشعی دارد. ساختار آنتن پیشنهادی در شکل ۱ نشان داده شده است. آنتن شیپوری هرمی استاندارد در باند X (۸-۱۲ GHz)، که دهانه روزنه آن در صفحه $x-y$ و محور آنتن در امتداد محور z قرار گرفته است، تشعشع کننده اصلی در این ساختار می‌باشد. بهره آنتن شیپوری در فرکانس ۱۰ GHz برابر ۱۶ dBi، نسبت گلبگ فرعی به اصلی (SLL) برابر ۱۲/۸- و مقدار عرض پرتو نیم‌توان (HPBW) برابر $۲۶/۸^\circ$ است. این آنتن به‌عنوان تغذیه تیغه‌های پلاسمایی استفاده شده است که در طراحی آن موجبر WR90 به کار رفته است. ابعاد دهانه آنتن نیز برابر با ۸۴×۶۰ mm می‌باشد. همان‌گونه که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، اضلاع آنتن شیپوری در صفحات E - و H -plane با استفاده از تیغه‌های پلاسمایی، در دو امتداد عمود بر لبه‌های روزنه و نیز زاویه بازشدگی ۱۵° درجه نسبت به صفحات عمود بر روزنه گسترش یافته‌اند. زاویه ۱۵° درجه یک انتخاب اولیه است و در بخش‌های بعدی در خصوص مقدار این زاویه بررسی‌های بیشتری انجام خواهد شد. ضخامت و طول هر تیغه پلاسمایی به ترتیب برابر ۵ mm و ۱۵۰ mm است درحالی‌که عرض هر صفحه برابر با عرض دهانه آنتن شیپوری است.

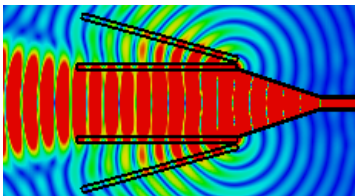
پلاسمایی روشن، سه حالت اصلی از خاموش و روشن شدن تیغه‌ها در ادامه به تفکیک معرفی شده و مشخصات تشعشی آنتن در هر حالت، شبیه‌سازی شده و نتایج آن مورد تحلیل و ارزیابی قرار می‌گیرد.

تحریک یا عدم تحریک هم‌زمان کلیه تیغه‌های پلاسمایی

توزیع میدان الکتریکی آنتن شیپوری، در حالتی که کلیه تیغه‌های پلاسمایی خاموش هستند، در شکل ۲ (الف) نشان داده شده است. این نمودار نشان می‌دهد که امواج الکترومغناطیسی به صورت کروی از روزنه این آنتن در فضا منتشر می‌شوند و وجود تیغه‌های پلاسمایی خاموش، تأثیری بر توزیع میدان الکتریکی ساطع شده از دهانه آنتن ندارد زیرا قابلیت گذردهی پلاسمای خاموش با خلأ یکسان است. با تحریک هم‌زمان همه تیغه‌های پلاسمایی، همان‌گونه که در شکل ۲ (ب) نشان داده شده است، امواج الکترومغناطیسی به صورت امواج شبه صفحه‌ای از آنتن منتشر می‌شوند. تبدیل امواج کروی به امواج شبه صفحه‌ای در حالت روشن شدن تیغه‌های پلاسمایی به دلیل جبران خطای فاز امواج کروی به واسطه حضور ماده دی‌الکتریک با ضریب دی‌الکتریک کوچکتر از ۱ می‌تواند عامل افزایش مقدار بهره در آنتن شود حال آنکه ابعاد فیزیکی روزنه تشعشی ثابت و بدون تغییر بوده است.



A



B

شکل ۲- توزیع میدان الکتریکی در آنتن پیشنهادی در دو حالت: (الف) خاموش بودن کلیه تیغه‌های پلاسمایی، (ب) روشن بودن کلیه تیغه‌های پلاسمایی.

Fig. 2. Distribution of the electric field in the proposed antenna in two modes : (a) all the plasma slabs are OFF (b) all the plasma slabs are ON.

مقایسه بهره تشعشی آنتن پیشنهادی، در دو حالت تحریک یا عدم تحریک هم‌زمان تیغه‌های پلاسمایی در شکل ۳ ارائه شده است. نتایج ارائه شده در این شکل نشان می‌دهد که در صورت تحریک هم‌زمان همه تیغه‌های پلاسمایی، مقدار بهره، SLL و نیز HPBW آنتن در فرکانس ۱۰ GHz به ترتیب برابر با $16.1/8$ dBi، $16/6$ dB و 21° است و این به معنای

مبتنی بر طرح پیشنهادی، در ادامه این پژوهش، مشخصات تشعشی آنتن در حالت‌های مختلف روشن و خاموش بودن تیغه‌های مختلف پلاسمایی، تأثیر طول و زاویه تیغه‌ها و فرکانس پلاسمای هر تیغه به تفکیک مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرند.

بررسی مشخصات تشعشی آنتن پیشنهادی

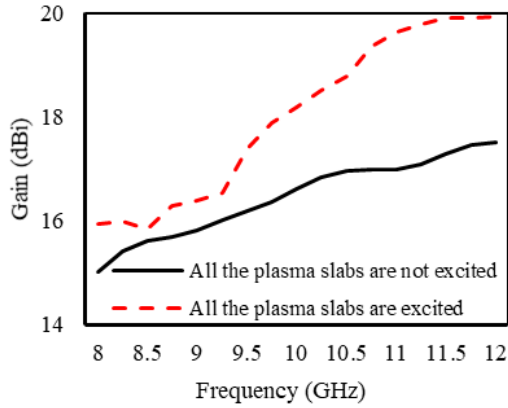
پس از معرفی ساختار کلی آنتن پیشنهادی، در این بخش مشخصات تشعشی آنتن در حالت‌های مختلف تحریک تیغه‌های پلاسمایی بررسی می‌شوند. با توجه به امکان روشن و خاموش کردن تیغه‌های پلاسمای نیز کنترل مقدار فرکانس پلاسمای در هر تیغه، در این بخش دو ساختار کلی از آنتن مورد تحلیل و ارزیابی قرار می‌گیرد. در ساختار اول که هدایت پرتو تشعشی مبتنی بر خاموش و روشن شدن برخی از تیغه‌های پلاسمایی شکل می‌گیرد، مقدار فرکانس پلاسمای در همه تیغه‌های پلاسمایی ثابت است و اثرات مربوط به خاموش و روشن شدن تیغه‌ها بر مشخصات تشعشی آنتن و نیز جهت پرتو تشعشی آنتن شیپوری بررسی می‌شود. در این ساختار، مقدار فرکانس پلاسمای در هر تیغه پلاسمایی روشن برابر با ۸ GHz و مقدار فرکانس برخورد در آن برابر با ۱/۸ GHz فرض شده است. در این حالت مقدار گذردهی نسبی پلاسمای طبق رابطه (۳) تقریباً برابر 0.36 خواهد شد. انتخاب این مقادیر به جهت انطباق هرچه بیشتر ساختار شبیه‌سازی شده با عناصر پلاسمایی موجود در بازار است تا در آینده، در صورت تحقق و پیاده‌سازی، نتایج حداقل تفاوت را با شبیه‌سازی‌ها داشته باشند.

در ساختار دوم که صرفاً از چهار تیغه پلاسمایی عمود بر روزنه آنتن استفاده می‌شود، اثرات ناشی از تغییرات مقدار فرکانس پلاسمای در هر تیغه بر کنترل جهت پرتو تشعشی بررسی می‌شود. کنترل مقدار فرکانس پلاسمای در تیغه‌ها با استفاده از کنترل مقدار جریان در مدار تحریک هر تیغه امکان‌پذیر است.

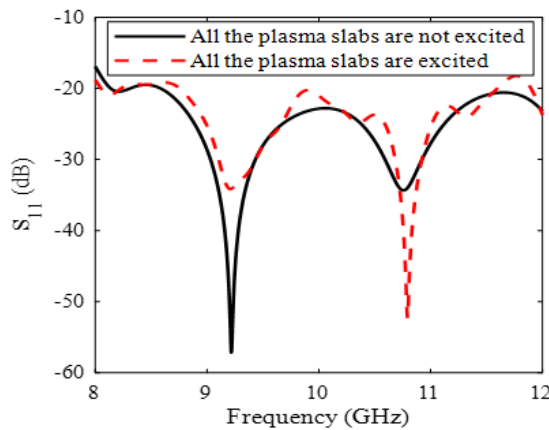
مشخصات تشعشی آنتن پیشنهادی با خاموش و روشن شدن تیغه‌های پلاسمایی

همان‌طور که در مقدمه این بخش اشاره شد، در این ساختار، مقدار فرکانس پلاسمای در تیغه‌های پلاسمایی تحریک شده برابر با ۸ GHz و مقدار فرکانس برخورد در آن‌ها برابر با ۱/۸ GHz است. در چنین حالتی، با توجه به آن که فرکانس کاری مورد نظر آنتن شیپوری برابر ۱۰ GHz است، تیغه‌های پلاسمایی به‌عنوان دی‌الکتریک در امتداد آنتن شیپوری قرار می‌گیرند. با توجه به وجود هشت تیغه در اطراف آنتن شیپوری، در این قسمت تأثیر روشن و خاموش شدن تیغه‌ها بر مشخصات تشعشی آنتن شیپوری بررسی می‌شوند. برای درک بهتر عملکرد آنتن در حالت‌های مختلف تیغه‌های

تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی برای هدایت پرتو و کنترل بهره در آنتن شیپوری، تطبیق امپدانس آسیبی نخواهد دید.



(A)



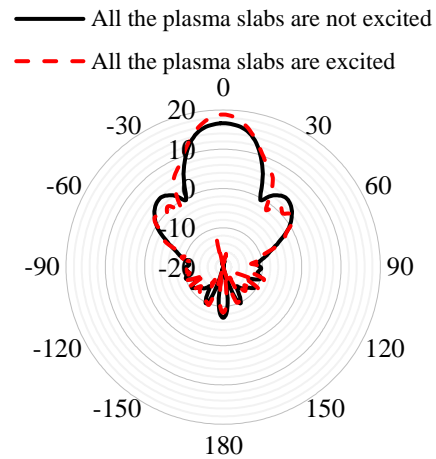
(B)

شکل ۴- مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی مشخصات آنتن پیشنهادی در دو حالت تحریک و عدم تحریک کلیه تیغه‌های پلاسمایی: (الف) نمودار بهره تشعشی، (ب) نمودار تطبیق امپدانس.

Fig. 4. Comparison of the simulated radiation characteristics of the proposed antenna in different modes of excited and unexcited plasma slabs: (a) radiation gain (b) impedance matching.

به‌طور خلاصه، تاکنون تأثیر تحریک یا عدم تحریک هم‌زمان کلیه تیغه‌های پلاسمایی بر پارامترهای تشعشی آنتن پیشنهادی بررسی شدند و نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها نشان دادند که تحریک هم‌زمان کلیه تیغه‌های پلاسمایی می‌تواند سبب بهبود بهره تشعشی آنتن شود بدون اینکه اثر نامطلوبی بر مشخصه تطبیق امپدانس آن داشته باشند. بنابراین، با توجه به امکان روشن و خاموش شدن سریع تیغه‌های پلاسمایی، آنتن حاصل بین دو حالت بهره بیشتر (عرض پرتو کمتر) و حالت بهره کمتر (عرض پرتو بیشتر) قابلیت سوئیچ شدن دارد. بررسی تأثیر تیغه‌های پلاسمایی روشن و خاموش بر بازدهی کل آنتن نشان می‌دهد، هرگاه همه تیغه‌های پلاسمایی روشن هستند بازده کل به میزان ۲۰ درصد افزایش می‌یابد.

حدود ۲/۸ dB بهبود در مقدار بهره تشعشی آنتن شیپوری با تیغه‌های پلاسمایی تحریک‌شده نسبت به بهره آنتن شیپوری بدون تیغه است.



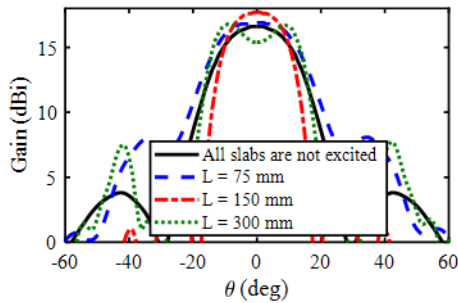
شکل ۳- مقایسه بهره تشعشی شبیه‌سازی‌شده در صفحه E از آنتن پیشنهادی در فرکانس ۱۰ GHz در دو حالت عدم تحریک (خط متند) و تحریک کلیه تیغه‌های پلاسمایی (خط چین).

Fig. 3. Comparison of the simulated radiation gain of the proposed antenna in E-plane at the frequency of 10 GHz in the cases of the unexcited (solid line) and the excited plasma slabs.

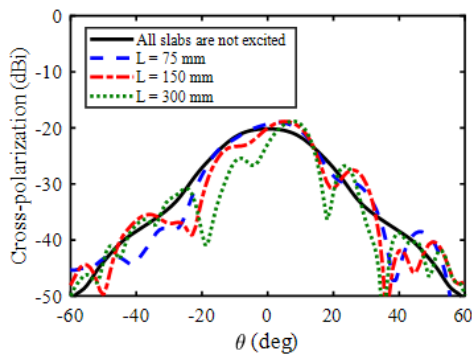
ذکر این نکته حائز اهمیت است که این میزان افزایش بهره به سادگی با افزایش طول آنتن شیپوری قابل حصول است؛ اما مزیت استفاده از پلاسمای این است که بهره آنتن پیشنهادی بین این دو مقدار بهره تشعشی، قابلیت سوئیچ شدن دارد. به‌علاوه، در چنین حالتی مقدار SLL نسبت به آنتن شیپوری حدود ۴ dB بهبود یافته است.

نمودار تغییرات بهره شبیه‌سازی‌شده برای آنتن حاصل در بازه فرکانسی ۸-۱۲ GHz در شکل ۴ (الف) ارائه شده است. در این نمودار، خط سیاه توپر، شاخص تغییرات بهره در آنتنی است که کلیه تیغه‌های پلاسمایی در آن خاموش هستند و خط چین مربوط به آنتنی است که کلیه تیغه‌های پلاسمایی تحریک شده‌اند. این نمودار نشان می‌دهد که به‌طور کلی با تحریک همه تیغه‌های پلاسمایی، مقدار بهره آنتن در بازه فرکانسی مورد بررسی افزایش داشته است. با هدف بررسی اثرات تیغه‌های پلاسمایی بر تطبیق امپدانس آنتن شیپوری، در شکل ۴ (ب) نمودار تغییرات پارامتر S_{11} آنتن پیشنهادی، در دو حالت تحریک هم‌زمان همه تیغه‌ها و عدم تحریک آن‌ها نشان داده شده است. لازم به‌ذکر است که در آنتن شیپوری تشعشع کننده اصلی، تطبیق امپدانس در بازه فرکانسی موردنظر به‌صورت کامل برقرار است. نتایج نشان می‌دهد که تحریک یا عدم تحریک تیغه‌های پلاسمایی اثر قابل‌توجهی بر مشخصه تطبیق امپدانس آنتن ندارد و این بدان معناست که در صورت استفاده از

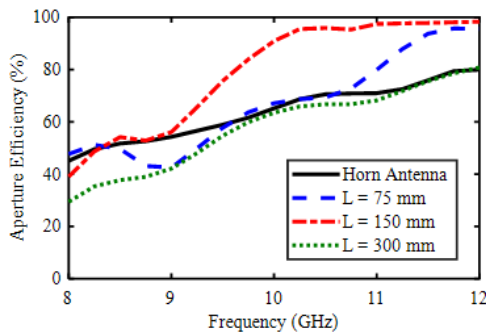
با استفاده از تیغه‌های پلاسمایی با طول‌های کوچکتر یا بزرگتر بهره آنتن از این مقدار بهینه کمتر خواهد بود.



(A)



(B)



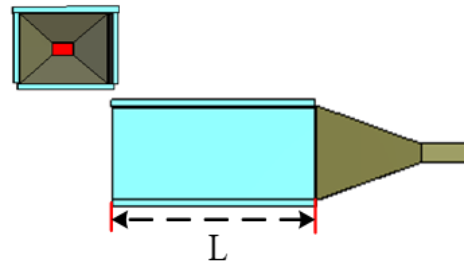
(C)

شکل ۶- (الف) مقایسه اثر طول تیغه‌های پلاسمایی بر بهره تشعشی شبیه‌سازی شده در صفحه E از آنتن پیشنهادی در فرکانس ۱۰ GHz در حالتی که کلیه تیغه‌های پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه تحریک شده و هر چهار تیغه پلاسمایی مورب خاموش می‌شوند؛ (ب) نمودار اثرات طول تیغه‌های پلاسمایی بر قطبش متقاطع؛ (ج) مقایسه تغییرات بازدهی روزنه آنتن با تغییر طول تیغه‌های پلاسمایی.

Fig. 6. (a) Comparison of the effect of the length of the plasma slabs on simulated E-plane radiation gain of the proposed antenna at 10 GHz, when all the perpendicular plasma slabs to the aperture are excited and four oblique plasma slabs are OFF, (b) the effect of the length of the plasma slabs on the cross polarization, (c) comparison of the effects of the length of plasma slabs on the aperture efficiency.

تحریک چهار تیغه پلاسمایی عمود بر روزنه

در این قسمت، با هدف بررسی اثر تیغه‌های پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه، چهار تیغه مورب، مطابق تصویر نشان داده شده در شکل ۵ خاموش می‌شوند. در این حالت، مقدار بهره تشعشی آنتن برابر با ۱۷/۷ dBi شده و پرتو اصلی آنتن در امتداد محور z، عمود بر دهانه روزنه است. به علاوه، نسبت گلبرگ فرعی به اصلی آنتن در این حالت برابر با ۱۰/۵ dB- است. این نتایج نشان می‌دهند که همان‌طور که انتظار می‌رود تقارن تیغه‌های پلاسمایی سبب افزایش بهره تشعشی آنتن شده و اثری بر جهت پرتو ندارد و میزان افزایش بهره آنتن در چنین حالتی، نسبت به آنتن شیپوری که همه تیغه‌های پلاسمایی در آن خاموش هستند برابر با ۱/۷ dB است.

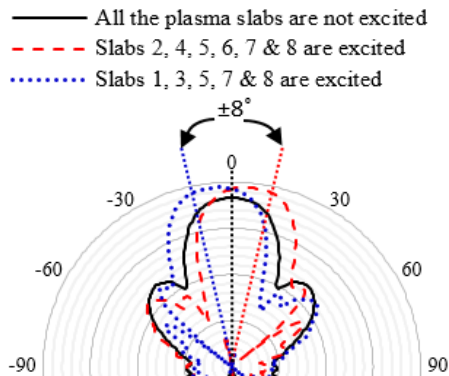


شکل ۵- ساختار آنتن پیشنهادی در حالتی که کلیه تیغه‌های پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه تحریک شده و هر چهار تیغه پلاسمایی مورب خاموش می‌شوند.

Fig. 5. Structure of the proposed antenna when all perpendicular plasma slabs to the aperture are excited, and the four oblique plasma slabs are OFF.

به منظور ارزیابی میزان اثر این تیغه‌های پلاسمایی بر مقدار بهره آنتن، در شکل ۶ (الف)، نتایج حاصل از تحلیل پارامتریک تأثیر طول تیغه‌های پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه بر مشخصات تشعشی آنتن ارائه شده است. در این تحلیل، سه طول مختلف، شامل ۷۵، ۱۵۰، و ۳۰۰ میلی‌متر برای تیغه‌ها مورد ارزیابی و مقایسه قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهند که چنانچه طول تیغه‌ها برابر ۷۵ mm باشد، مقدار بهره تشعشی برابر ۱۶/۹ dBi و چنانچه طول تیغه‌ها ۳۰۰ mm باشد، مقدار بهره برابر با ۱۵/۴ dBi می‌شود و این در حالی است که تیغه‌هایی با طول ۱۵۰ mm بهره‌ای معادل ۱۷/۷ dBi برای آنتن ایجاد می‌نموند. این تحلیل‌ها نشان می‌دهند که در هر سه مقدار طول تیغه‌ها، متناسب با افزایش طول تیغه نسبت گلبرگ فرعی به اصلی در آنتن به ترتیب از مقدار کمترین طول به بیشترین طول برابر با ۸/۸ dB-، ۱۰/۵- و ۹- می‌شود. به طور خلاصه از این تحلیل‌ها می‌توان نتیجه گرفت که مقدار بهینه‌ای برای طول تیغه‌های پلاسمایی وجود دارد و افزایش یا کاهش این طول از مقدار بهینه سبب کاهش مقدار بهره تشعشی آنتن می‌شود زیرا طول مشخصی از تیغه پلاسمایی با ضریب دی‌الکتریک کوچکتر از ۱ باعث هم فاز شدن امواج در روزنه آنتن و در نتیجه بهره بهینه می‌شود.

مقایسه این دو نمودار نشان می‌دهد که پرتو تشعشعی خروجی از آنتن در هر دو حالت زاویه‌دار شده و دیگر در امتداد محور آنتن شیپوری نیست؛ زیرا زمانی که میدان توسط تیغه‌های پلاسمایی عمود بر دهانه آنتن شیپوری با میدان وسط روزنه هم‌فاز می‌شود، میدان در سمت تیغه‌های مورب با میدان وسط روزنه اختلاف فاز دارد. بنابراین، طبق اصل هویگنس، میدان راه‌دور نهایی ناشی از میدان‌های روزنه آنتن مایل شده و پرتو آنتن نسبت به بردار عمود بر روزنه آنتن زاویه‌دار خواهد بود. واضح است که زاویه پرتو تابع طول، زاویه، و همچنین ضریب دی‌الکتریک تیغه‌های پلاسمایی است. بررسی دقیق‌تر این موضوع با مقایسه بهره تشعشعی هر دو حالت امکان‌پذیر است. در شکل ۸، بهره تشعشعی این دو حالت با بهره تشعشعی آنتنی که کلیه تیغه‌های پلاسمایی در آن خاموش هستند، مقایسه شده است.



شکل ۸- مقایسه بهره تشعشعی شبیه‌سازی شده از آنتن پیشنهادی در صفحه E در فرکانس ۱۰ GHz در سه حالت: (۱) خاموش کردن همه تیغه‌های پلاسمایی (خط مشکی ممتد) ... (۲) خاموش کردن تیغه‌های ۱ و ۳ (خط چین)، (۳) خاموش کردن تیغه‌های ۲ و ۴ (نقطه چین).

Fig. 8. Comparison of the simulated radiation gain of the proposed antenna in the E-plane at the frequency of 10 GHz and in three modes: (a) all the plasma slabs are OFF (the solid black line), (b) the slabs 1 and 3 are OFF (dashed line), (c) the slabs 2 and 4 are OFF (dotted line).

این نمودار نشان می‌دهد که در این دو حالت، مبتنی بر اینکه تیغه پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه در کدام جهت تحریک شده است، الگوی تشعشعی میدان الکتریکی آنتن به اندازه ۸ درجه به سمت مقابل متمایل شده است. به علاوه، در این دو حالت، مقدار بهره تشعشعی آنتن برابر با ۱۹/۶ dBi است که مبین ۳/۶ dB افزایش در مقدار بهره نسبت به آنتنی است که کلیه تیغه‌های پلاسمایی آن تحریک نشده هستند. با توجه به اینکه امکان ایجاد چنین حالتی برای آنتن در هر دو صفحه E و H وجود دارد، امکان تغییر جهت پرتو در هر دو صفحه به اندازه $\pm 8^\circ$ درجه وجود دارد. به طور خلاصه می‌توان گفت در صورت تحریک ۶ تیغه پلاسمایی

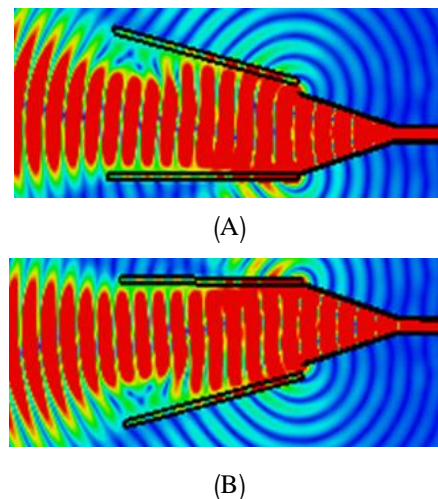
در شکل ۶ (ج)، نمودار تغییرات بازدهی روزنه آنتن (η) در بازه فرکانسی، برای مقادیر مختلف طول تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه نشان داده شده و نتایج آن با نتایج حاصل از بازدهی روزنه آنتن شیپوری بدون تیغه پلاسمایی مقایسه شده است. در محاسبه مقدار بازدهی روزنه، از رابطه (۷) استفاده می‌شود.

$$\eta = G\lambda^2/4\pi A \quad (7)$$

در این رابطه، A مساحت فیزیکی روزنه، λ طول موج در فرکانس کاری آنتن و G مقدار بهره آنتن است. مبتنی بر رابطه (۷) و نتایج حاصل از شبیه‌سازی مقدار بهره تشعشعی در فرکانس مرکزی، که در شکل ۶ (الف) نشان داده شده است، به دلیل ثابت ماندن مساحت روزنه، افزایش مقدار بهره نسبت به بهره آنتن شیپوری در فرکانس ۱۰ GHz، سبب افزایش بازدهی روزنه آنتن می‌شود و این نتیجه در نمودارهای ارائه شده در شکل ۶ (ج) قابل مشاهده است.

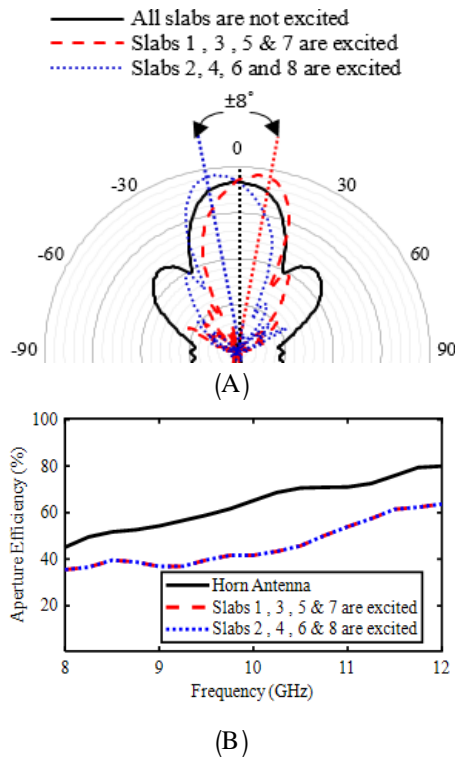
عدم تحریک دو تیغه از هشت تیغه پلاسمایی

در این بخش، اثرات عدم تحریک ۲ تیغه پلاسمایی از کل ۸ تیغه پلاسمایی به کار رفته در ساختار آنتن، بر مشخصات تشعشعی کل آنتن بررسی می‌شود. به عنوان نمونه، در ساختار آنتن، با فرض تحریک کامل همه تیغه‌های پلاسمایی، ابتدا دو تیغه شماره ۱ و ۳ را خاموش کرده و مشخصات تشعشعی و نمودار توزیع میدان آنتن استخراج می‌شوند و در مرحله دوم، دو تیغه شماره ۲ و ۴ خاموش شده و سایر تیغه‌ها تحریک شده باقی می‌مانند. نتایج حاصل از مقایسه توزیع دامنه میدان الکتریکی این دو حالت در شکل ۷ نشان داده شده است



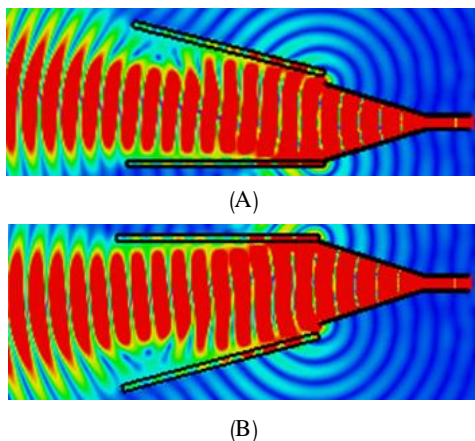
شکل ۷- دامنه توزیع میدان الکتریکی در آنتن پیشنهادی: (الف) خاموش بودن دو تیغه پلاسمایی ۲ و ۴، (ب) خاموش بودن دو تیغه پلاسمایی ۱ و ۳.

Fig. 7. Snapshots of distribution of the electric field in the proposed antenna: (a) the slabs 2 and 4 are OFF, (b) the slabs 1 and 3 are OFF.



شکل ۱۰- (الف) مقایسه بهره تشعشی شبیه‌سازی شده در صفحه E از آنتن پیشنهادی در فرکانس ۱۰ GHz در سه حالت: (۱) خاموش کردن همه تیغه‌های پلاسمایی (خط پیوسته)، (۲) تیغه‌های پلاسمایی شماره ۱، ۳، ۵، ۷ و ۹ تحریک شده و سایر تیغه‌ها خاموش هستند (خط چین)، (۳) تیغه‌های پلاسمایی شماره ۲، ۴، ۶، ۸ و ۹ تحریک شده و سایر تیغه‌های پلاسمایی خاموش هستند (نقطه‌چین). (ب) مقایسه تغییرات بازدهی روزنه آنتن با تغییر حالت‌های تحریک تیغه‌های پلاسمایی.

Fig. 10. (a) Comparison of the simulated E-plane radiation gain at the frequency of 10 GHz in three modes: 1) all plasma slabs are OFF (solid line), 2) the slabs 1, 3, 5 and 7 are excited and the others are OFF (dashed line), 3) the slabs 2, 4, 6 and 8 are excited and the others are OFF (dotted line), (b) variations of the aperture efficiency of the antenna at different operating modes of plasma slabs.



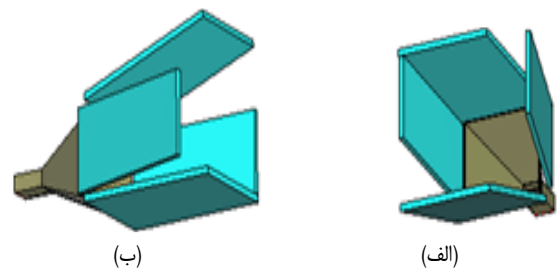
شکل ۱۱- توزیع میدان الکتریکی در آنتن پیشنهادی: (الف) تیغه‌های پلاسمایی شماره ۱، ۳، ۵ و ۷ تحریک شده و سایر تیغه‌ها خاموش هستند، (ب) تیغه‌های پلاسمایی شماره ۲، ۴، ۶ و ۸ تحریک شده و سایر تیغه‌های پلاسمایی خاموش هستند.

Fig. 11. Distribution of the electrical field in the proposed antenna: (a) the plasma slabs 1, 3, 5 and 7 are excited and the others are OFF, (b) the slabs 2, 4, 6 and 8 are excited and the others are OFF.

متناسب با شماره‌هایی که در این بخش معرفی شدند، الگوی تشعشی میدان الکتریکی آنتن جهت‌دار شده و مقدار بهره آنتن تا ۳/۶ dB بهبود می‌یابد.

تحریک دو تیغه عمود و دو تیغه مورب از هشت تیغه پلاسمایی

یکی دیگر از حالت‌های امکان‌پذیر برای آنتن پیشنهادی، حالتی است که در آن ۴ تیغه پلاسمایی، مطابق تصویر نشان داده شده در شکل ۹، تحریک شده و ۴ تیغه دیگر خاموش باشند. در شکل ۱۰ (الف)، الگوی تشعشی میدان الکتریکی آنتن در دو حالت زیر با یکدیگر و نیز با آنتنی که کلیه تیغه‌های پلاسمایی در آن خاموش هستند، مقایسه شده است: (۱) تیغه‌های پلاسمایی شماره ۱، ۳، ۵ و ۷ تحریک شده و سایر تیغه‌ها خاموش هستند. (۲) تیغه‌های پلاسمایی شماره ۲، ۴، ۶ و ۸ تحریک شده و سایر تیغه‌های پلاسمایی خاموش هستند. بررسی این نمودار نشان می‌دهد که در حالت اول، الگوی تشعشی میدان الکتریکی آنتن ۸ درجه به سمتی که تیغه‌های مورب تحریک شده‌اند و در زاویه $\varphi = [45]^\circ$ درجه تغییر جهت داده و مقدار بهره آنتن نیز برابر 5/18 dBi است که به معنای 2 dB بهبود در بهره تشعشی آنتن نسبت به حالتی است که همه تیغه‌های پلاسمایی خاموش هستند. افزایش بهره آنتن به دلیل هم‌فاز شدن موج کروی و زاویه دار شدن آن نیز با توجه به اصل هویگنس قابل توجیه است. به علاوه در حالت دوم نیز الگوی تشعشی آنتن به صورت کاملاً متقارن نسبت به حالت قبل و به مقدار ۸ درجه به سمت تیغه‌های مورب متمایل شده و در زاویه $\varphi = [45]^\circ$ درجه بهره تشعشی برابر 5/18 dBi است.

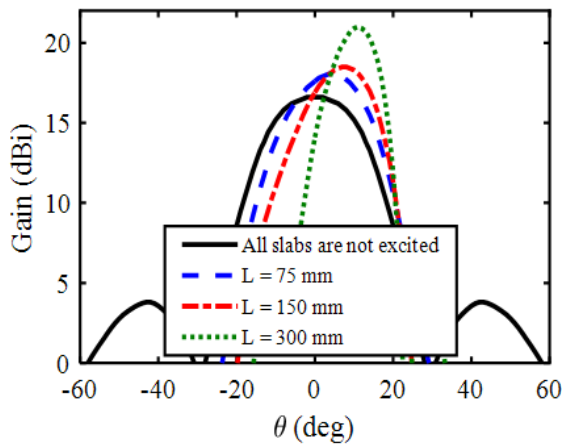


شکل ۹- ساختار آنتن پیشنهادی در دو حالت: (الف) تیغه‌های پلاسمایی شماره ۱، ۳، ۵ و ۷ تحریک شده و سایر تیغه‌ها خاموش هستند؛ (ب) تیغه‌های پلاسمایی شماره ۲، ۴، ۶ و ۸ تحریک شده و سایر تیغه‌های پلاسمایی خاموش هستند.

Fig. 9. The proposed antenna structure in two modes: (a) the slabs 1, 3, 5 and 7 are excited and the others are OFF, (b) the slabs 2, 4, 6 and 8 are excited and the others are OFF.

مقایسه تغییرات بازدهی روزنه آنتن برحسب فرکانس برای این دو حالت، همان‌گونه که در شکل ۱۰ (ب) نشان داده شده است، بیان می‌دارد که مقدار بازدهی روزنه در هر دو حالت یکسان است. عطف به رابطه (۷)، به دلیل افزایش سطح مقطع روزنه، مقدار بازدهی روزنه آنتن در این دو حالت، کمتر از مقدار بازدهی روزنه آنتن شیپوری است.

حالت، از طول تیغه‌های کوچک‌تر به طول تیغه‌های بزرگ‌تر به ترتیب برابر با $۲۴/۶$ ، $۱۸/۸$ ، $۱۳/۹$ - در واحد dB می‌باشند. به‌طور خلاصه می‌توان نتیجه گرفت که افزایش طول تیغه‌های پلاسمایی در این حالت، با ثابت ماندن زاویه تیغه‌های مورب سبب بهبود مقدار بهره تشعشی و افزایش زاویه هدایت آنتن شده‌اند.

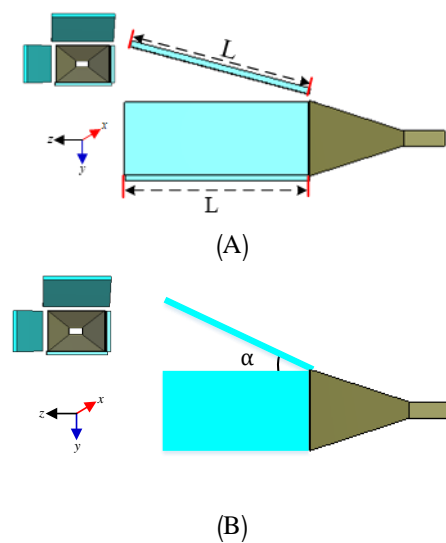


شکل ۱۳- مقایسه اثر طول تیغه‌های پلاسمایی بر بهره تشعشی شبیه‌سازی شده در صفحه E از آنتن پیشنهادی در فرکانس ۱۰ GHz در حالتی که تیغه‌های پلاسمایی شماره ۱، ۳، ۵ و ۷ تحریک شده و سایر تیغه‌ها خاموش هستند و زاویه بازشدگی ۱۵ درجه است.

Fig. 13. Comparison of the effect of the slab lengths on the simulated radiation gain in E-plane of the proposed antenna at 10 GHz, when the slabs 1, 3, 5 and 7 are excited and the others are OFF and the opening angle is 15 degrees.

افزایش مقدار زاویه بازشدگی تیغه‌های مورب تحریک‌شده، جهت پرتو آنتن را تا ۱۲ درجه حول محور اصلی تشعشی هدایت‌پذیر می‌کند و این هدایت پرتو برای دو مقدار زاویه بازشدگی $۳/۵$ و ۶۰ درجه در شکل ۱۴ نشان داده شده است. دلیل هدایت جهت پرتو در این ساختار نیز با در نظر گرفتن هر نقطه روی جبهه موج به‌عنوان منبع و محاسبه میدان نهایی از جمع میدان نقاط فرضی با اصل هویگنس توجیه می‌شود. در این شکل شماره تیغه‌های تحریک‌شده نیز مشخص است. این نمودار مبین ± ۱۲ درجه هدایت‌پذیری در امتداد محور آنتن پیشنهادی است. تغییرات جزئی‌تر اثرات زاویه بازشدگی تیغه‌های مورب در جهت پرتو اصلی آنتن در شکل ۱۵ (الف) نشان داده شده است. در این نمودار، زاویه بازشدگی تیغه‌های مورب بین ۰ تا ۸۰ درجه (محور افقی) تغییر کرده است و نمودار نشان می‌دهد که با استفاده از این مکانیسم جهت پرتو تشعشی اصلی آنتن (محور عمودی) تا ۱۲ درجه قابل هدایت است. لازم به ذکر است که افزایش زاویه بازشدگی تا ۵۰ درجه می‌تواند سبب هدایت بیشتر پرتو شود و پس از آن اثر قابل توجهی بر جهت پرتو تشعشی نخواهد داشت زیرا هر چه تیغه‌های مورب زاویه بیشتری نسبت به سطح افق داشته باشد، موج خارج شده از دهانه آنتن شیپوری به سطح مقطع کوچکتری از تیغه‌های

نمایی از توزیع دامنه میدان الکتریکی، در دو حالت معرفی شده از ساختار، در شکل ۱۱ نشان داده شده است. با توجه به قابلیت بالقوه‌ای که این حالت از آنتن در هدایت پرتو تشعشی دارد، در ادامه این بخش، دو تحلیل پارامتری مستقل روی طول تیغه‌های پلاسمایی و زاویه بازشدگی تیغه‌های مورب، مطابق شکل ۱۲، انجام شده و نتایج آن بر مشخصات تشعشی آنتن ارزیابی می‌شوند. در ادامه، به‌عنوان گام دوم، تحلیل پارامتری اثرات زاویه بازشدگی (α) تیغه‌های پلاسمایی مورب، با ثابت در نظر گرفتن طول تیغه‌ها برابر با ۱۵۰ mm، بر مشخصات تشعشی آنتن شکل ۱۲ ارائه می‌شود.



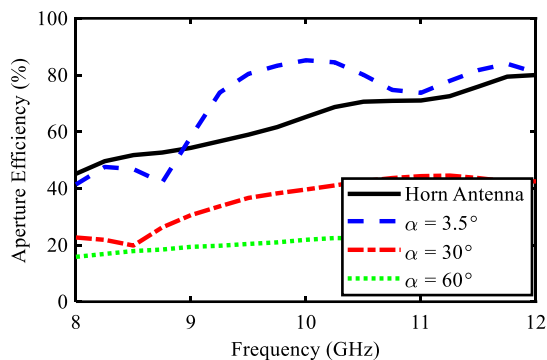
شکل ۱۲- تحلیل پارامتری بررسی ابعاد تیغه‌های پلاسمایی در آنتن پیشنهادی در حالتی که تیغه‌های پلاسمایی شماره ۱، ۳، ۵ و ۷ تحریک‌شده و سایر تیغه‌ها خاموش هستند: (الف) تغییر طول تیغه‌ها، (ب) تغییر زاویه تیغه‌های پلاسمایی مورب.

Fig. 12. Parametric analysis of the slab configuration when the slabs 1, 3, 5 and 7 are excited and the other slabs are OFF: (a) variations of the slab lengths, (b) variations of the angle of the oblique slabs.

در شکل ۱۳، اثرات افزایش یا کاهش طول هر چهار تیغه پلاسمایی، با ثابت ماندن زاویه بازشدگی تیغه‌های مورب در مقدار ۱۵ درجه، نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهند که چنانچه طول تیغه‌های پلاسمایی برابر $L = ۷۵$ mm باشد، در فرکانس ۱۰ GHz پرتو تشعشی اصلی آنتن با بهره ۱۸/۱ dBi به‌اندازه ۵ درجه در صفحه $\varphi = 45^\circ$ هدایت می‌شود؛ درحالی‌که اگر از تیغه‌های پلاسمایی با طول $L = ۱۵۰$ mm استفاده شود، پرتو اصلی با مقدار بهره ۱۸/۵ dBi به‌اندازه ۸ درجه در $\varphi = 45^\circ$ درجه هدایت می‌شود. افزایش بیشتر طول تیغه‌های پلاسمایی به مقدار $L = ۳۰۰$ mm، سبب تغییر در بهره تشعشی و حصول مقدار بهره ۲۱ dBi در زاویه ۱۱ درجه در همان صفحه خواهد شد. به‌علاوه، نسبت گلبیگ فرعی به اصلی در هر سه

هدایت شده باشد. در شکل ۱۵ (ب) نمودار تغییرات بهره پرتو هدایت شده برحسب زاویه بازشدگی نشان داده شده است. این شکل نشان می‌دهد که با افزایش مقدار زاویه بازشدگی تا زاویه $\alpha = 3.5^\circ$ ، مقدار بهره آنتن افزایش یافته و پس از آن کاهش می‌یابد و این زاویه حدی تابع مقدار عرض پرتو نیم توان آنتن شیپوری است و توجیه آن با اصل هویگنس امکان‌پذیر است.

اثرات ناشی از تغییرات زاویه بازشدگی تیغه‌های پلاسمایی بر بازدهی روزنه آنتن و مقایسه آن با بازدهی روزنه آنتن شیپوری در شکل ۱۶ نشان داده شده است. لازم به ذکر است که افزایش زاویه بازشدگی تیغه‌های پلاسمایی به منزله افزایش سطح مقطع روزنه در رابطه (۷) است. در این نمودار، بیشترین مقدار بازدهی روزنه آنتن در فرکانس ۱۰ GHz زمانی حاصل می‌شود مقدار $\alpha = 3.5^\circ$ است و در سایر مقادیر، مقدار بازدهی روزنه نیز نسبت به آنتن شیپوری کاهش یافته است.



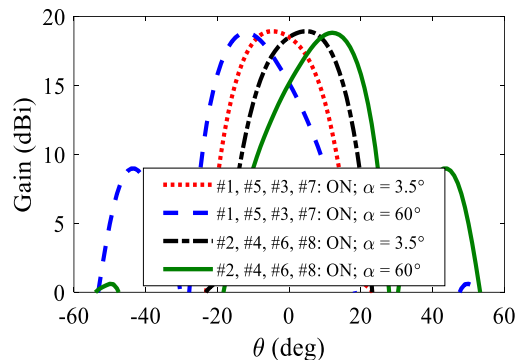
شکل ۱۶- تغییرات بازدهی روزنه نسبت به زاویه تیغه‌های پلاسمایی.

Fig. 16. Variations of the aperture efficiency versus the angle of the plasma slabs.

مشخصات تشعشعی آنتن پیشنهادی با کنترل فرکانس پلازما در تیغه‌های پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه

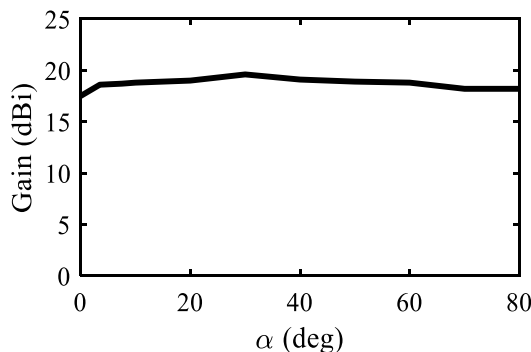
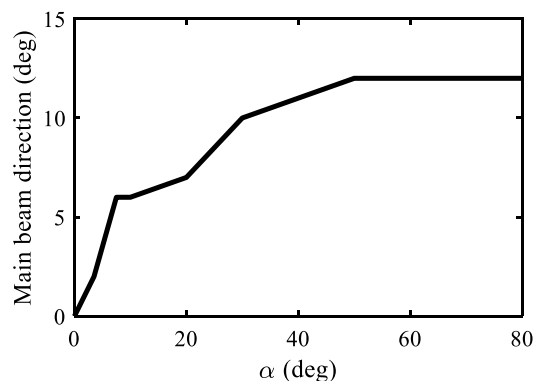
پس از بررسی‌های انجام‌شده در بخش قبل در خصوص اثرات خاموش و روشن شدن تیغه‌های پلاسمایی بر مشخصات تشعشعی آنتن، در این فصل اثرات مقدار فرکانس پلازما بر مشخصات تشعشعی آنتن بررسی و ارزیابی می‌شوند. با توجه به تنوع حالت‌های موجود در آنتن که به دلیل قابلیت روشن و خاموش شدن تیغه‌های پلاسمایی فراهم است، در این بخش، اثرات تغییر فرکانس پلازما تنها بر یک حالت از آنتن ارزیابی می‌شود؛ حال آن‌که امکان کنترل این مقدار در سایر حالت‌های بررسی شده در قسمت‌های قبل نیز وجود دارد. در این راستا، حالتی از آنتن در نظر گرفته می‌شود که مطابق شکل ۱۷ چهار تیغه پلاسمایی عمود بر دهانه روزنه تحریک شده‌اند و چهار تیغه مورب خاموش هستند. شماره تیغه‌های پلاسمایی تحریک شده عبارت‌است از: ۲، ۳، ۶ و ۷.

دی‌الکتریک پلاسمایی برخورد می‌کند. این افزایش زاویه از مقداری مشخص به بعد تأثیری بر جهت‌گیری پرتو آنتن نداشته و مقدار آن ثابت می‌ماند اما مقدار بهره تشعشعی آنتن کمتر می‌شود.



شکل ۱۴- مقایسه اثر زاویه بازشدگی تیغه‌های پلاسمایی مورب بر بهره تشعشعی در صفحه E در فرکانس ۱۰ GHz.

Fig. 14. Comparison of the effect of the opening angle of the oblique slabs on the radiation gain in E-plane at the frequency of 10 GHz.



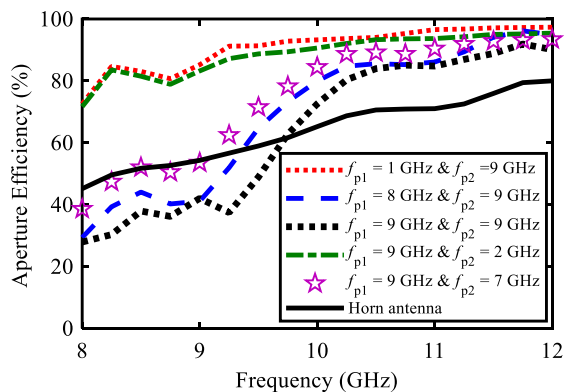
شکل ۱۵- اثرات زاویه بازشدگی تیغه‌های پلاسمایی مورب بر: (الف) جهت پرتو اصلی، (ب) مقدار بهره تشعشعی.

Fig. 15. The effects of the opening angle of the oblique slabs on: (a) main beam direction, (b) radiation gain.

استفاده از این ساختار برای هدایت پرتو، همانند سایر روش‌های هدایت پرتو می‌تواند عامل بروز تغییرات در مقدار بهره تشعشعی پرتو

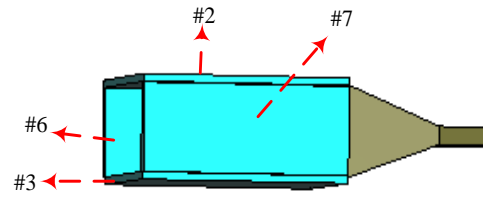
در این پژوهش، فرکانس پلاسما دو تیغه پلاسمایی در یک سوی آنتن، با شماره‌های ۲ و ۷، با یکدیگر یکسان و متفاوت از مقدار فرکانس پلاسمای دو تیغه روبرو با شماره‌های ۳ و ۶ در نظر گرفته می‌شود. کنترل فرکانس پلاسمای در این تیغه‌ها می‌تواند سبب هدایت پرتو در فضای حول محور آنتن شود و این قابلیت برای مقادیر فرکانس پلاسمای مختلف در تیغه‌ها در شکل ۱۸ (الف) نشان داده شده است. در این شکل، f_{p1} مربوط به فرکانس پلاسمای تیغه‌های ۲ و ۷ و f_{p2} معرف فرکانس پلاسمای تیغه‌های ۳ و ۶ است. کنترل مقدار فرکانس پلاسمای در تیغه‌ها بین ۱ GHz تا ۹ GHz می‌تواند امکان هدایت پرتو بین $\pm 10^\circ$ درجه حول محور آنتن را فراهم آورد؛ زیرا با استفاده از رابطه (۳)، ضریب گذردهی نسبی در تیغه پلاسمایی که مثلاً فرکانس پلاسمای در آن برابر ۱ GHz است، بسیار نزدیک به یک (برابر ۰/۹۹) و در تیغه‌های پلاسمایی که فرکانس پلاسمای برابر ۹ GHz است برابر ۰/۴۳ می‌باشد. این اختلاف در ثابت گذردهی باعث ایجاد اختلاف فازهای متفاوت در تیغه‌های پلاسمایی می‌شود. به عبارت دیگر دو تیغه‌ای که ثابت گذردهی کمتری دارند موج را با سرعت بیشتری هدایت می‌کند. این امر باعث می‌شود قسمتی از موج بعد از عبور از تیغه‌های پلاسمایی از نظر فاز، عقب‌تر از سایر قسمت‌ها قرار گرفته و در زوایای افق و ارتفاع متفاوت از محور اصلی قرار بگیرد. چنانچه مقدار فرکانس پلاسمای در همه تیغه‌ها یکسان باشد، جهت پرتو اصلی در امتداد محور آنتن خواهد بود.

بررسی اثرات ناشی از تغییر فرکانس پلاسمای در تیغه‌ها بر قطبش متقاطع، مطابق نتایج ارائه شده در شکل ۱۸ (ب)، نشان می‌دهد که تغییر فرکانس پلاسمایی تیغه‌ها می‌تواند تغییرات جزئی بر مشخصات تشعشی در این قطبش داشته باشد و عدم تقارن ناشی از تفاوت ثابت گذردهی در تیغه‌ها عامل این تغییرات است. با این وجود، به دلیل یکسان بودن ابعاد تیغه‌ها، این تغییرات جزئی و در محدوده قطبش آنتن شیپوری است. در حالت کلی، می‌توان ادعا نمود که تغییرات فرکانس پلاسمای در تیغه‌های پلاسمایی می‌تواند بر روی قطبش متقاطع به مقدار جزئی اثرگذار باشد.



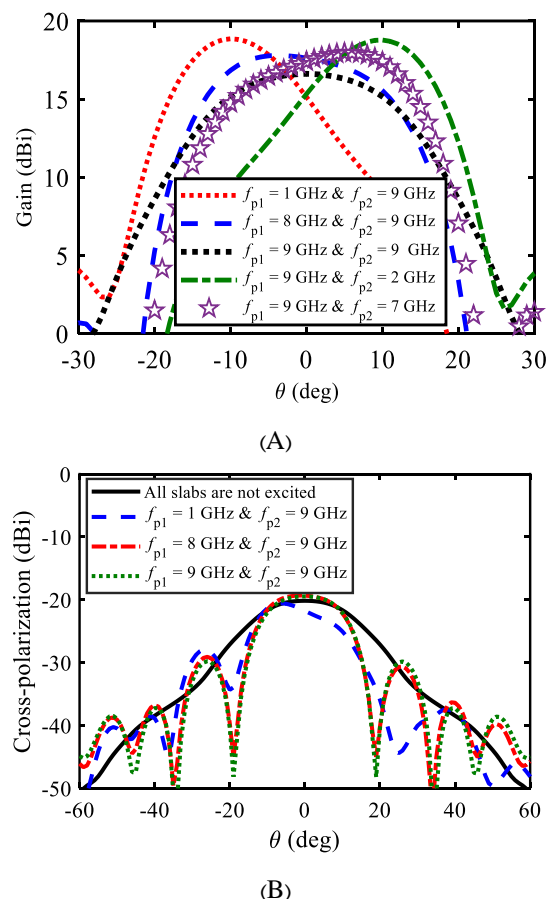
شکل ۱۹ - نمودار تغییرات بازدهی آنتن با تغییر فرکانس پلاسمای در تیغه‌ها.

Fig. 19. Variations of the antenna efficiency at different plasma frequencies in the slabs.



شکل ۱۷ - ساختار آنتن پیشنهادی و شماره تیغه‌های تحریک‌شده، در حالتی که تیغه‌های پلاسمایی عمود بر دهانه آنتن تحریک‌شده و هر چهار تیغه پلاسمایی مورب خاموش می‌شوند.

Fig. 17. The proposed antenna structure and the numbers of the slabs, when the perpendicular slabs on the aperture are all excited and all the oblique slabs are OFF.



شکل ۱۸ - (الف) نمودار تغییرات مقدار بهره و جهت پرتو تشعشی آنتن در صفحه E، با کنترل مقدار فرکانس پلاسمای تیغه‌های پلاسمایی عمود بر دهانه آنتن شیپوری؛ f_{p1} مربوط به فرکانس پلاسمای تیغه‌های ۲ و ۷ و f_{p2} مربوط به فرکانس پلاسمای تیغه‌های ۳ و ۶ است؛ (ب) نمودار اثرات ناشی از تغییر فرکانس پلاسمای بر قطبش متقاطع.

Fig. 18. (a) Variations of radiation gain and beam direction in E-plane, at different plasma frequencies in the slabs perpendicular to the horn aperture; f_{p1} is plasma frequency in the slabs 2 and 7, f_{p2} is the plasma frequency in the slabs 3 and 6; (b) the effects of the plasma frequency on the cross polarization.

مطالعات پارامتری انجام شده در زمینه عوامل مؤثر بر هدایت پرتو و کنترل مشخصات تشعشی این آنتن در فصل چهارم، در این فصل، مقایسه مختصری پیرامون تفاوت‌های این طرح با سایر آنتن‌های پلاسمایی معرفی شده در مراجع صورت گرفته و ویژگی‌های خاص آن به صورت برجسته معرفی می‌شوند. سپس، در ادامه، چالش‌های عملیاتی شدن طرح برای کاربردهای راداری و فضایی به اختصار بررسی خواهند شد.

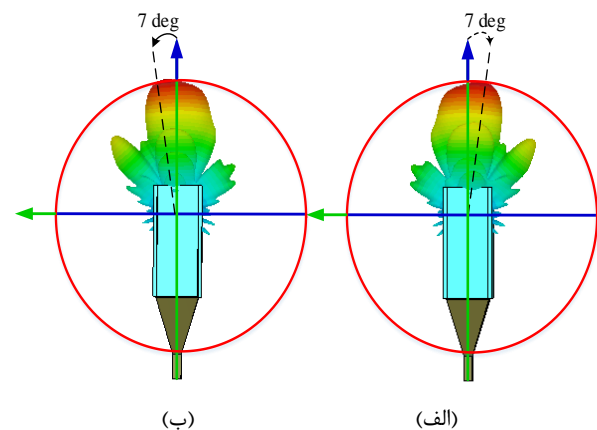
باتوجه به مقدمات بیان شده در فصل اول، عمده آنتن‌های دارای قابلیت هدایت پرتو مبتنی بر فناوری پلازما که تاکنون مورد پژوهش قرار گرفته‌اند، از خاصیت رسانایی پلازما برای هدایت پرتو استفاده نموده‌اند [۲۵-۲۲] و محدوده هدایت پرتو در آن‌ها یا تنها در صفحه پیرامونی آنتن (صفحه افقی) بوده [۲۱، ۲۲] و [۲۵]، یا بازه زاویه‌ای نسبتاً محدودی در صفحه ارتفاع را برای هدایت پرتو تشعشی پوشش می‌دهند [۲۴]. اخیراً پژوهش‌هایی در زمینه استفاده از خاصیت دی‌الکتریک پلازما در ساختار آنتن منتشر شده‌اند [۱۷] و [۲۶، ۲۷]. اما، تنها مطالعه [۲۶] مدعی هدایت پرتو آنتن به واسطه استفاده از لنز استوانه‌ای دی‌الکتریک پلازما در ساختار آنتن است و هدایت جهت پرتو تشعشی در آن تنها در صفحه افقی حاصل می‌شود. با این توضیحات، می‌توان نوآوری‌های اصلی طرح پیشنهادی در این پژوهش را به صورت زیر خلاصه‌بندی نمود:

- ۱) ارائه طرحی نوین از آنتن شیپوری که به دلیل گسترش پلاسمایی در بخش انتهایی روزنه آنتن قابلیت هدایت پرتو و کنترل بهره پیدا می‌کند؛
- ۲) استفاده از خاصیت دی‌الکتریک پلازما در ایجاد قابلیت هدایت پرتو در صفحه ارتفاع؛
- ۳) افزایش گستره هدایت پرتو تا $\pm 12^\circ$ درجه در صفحه ارتفاع نسبت به طرح ارائه شده در [۲۳] برای آنتن هلیکال.

بدون شک، برخورداری از قابلیت هدایت پرتو و کنترل مقدار بهره آنتن دو ویژگی بسیار ارزشمند برای کاهش هزینه سیستم‌های مخابراتی و مصرف بهینه توان الکتریکی در سیستم‌های ماهواره‌ای و راداری محسوب می‌شود. علیرغم قابلیت‌های منحصر به فرد، اثبات فناوری اغلب ادوات پلاسمایی به صورت آزمایشگاهی انجام شده و استفاده از آنها در کاربردهای واقعی نیازمند تحقیقات بیشتر در زمینه رفع محدودیت‌های پیاده‌سازی، استحکام مکانیکی و سبک‌سازی

بررسی نمودارهای بازدهی روزنه این آنتن در مقادیر مختلف فرکانس پلازما و مقایسه آن‌ها با نمودار بازدهی روزنه در آنتن شیپوری معمولی در شکل ۱۹ نشان می‌دهد که افزایش میانگین فرکانس پلازما در تیغه‌ها سبب کاهش بازدهی روزنه آنتن شده و هرچه میانگین فرکانس پلازما کمتر باشد، بازدهی آنتن به مقدار بازدهی آنتن شیپوری معمولی نزدیک‌تر می‌شود. نتایج نشان داده‌اند که با کنترل مقدار فرکانس پلازما در تیغه‌های پلاسمایی، علاوه بر امکان کنترل مقدار بهره تشعشی، قابلیت هدایت جهت پرتو تشعشی در آنتن نیز وجود دارد.

تصمیم‌گیری در خصوص انتخاب بین خاموش و روشن کردن تیغه‌های پلاسمایی یا کنترل مقدار فرکانس پلازما در تیغه‌ها منوط به نحوه تحقق ساختار آنتن و امکانات کنترلی آن است. در تمام موارد بالا و شبیه‌سازی‌های انجام شده می‌توان به این نکته توجه داشت که میزان بازدهی در فرکانس کاری ۱۰ GHz تقریباً با بازده آنتن تغذیه برابر است به این معنی که پلازما بازدهی آنتن تغذیه را تغییر نداده است.



شکل ۲۰- هدایت الگوی تشعشی میدان الکتریکی سه‌بعدی آنتن شیپوری با تیغه‌های پلاسمایی عمود بر روزنه آنتن در دو حالت: الف) فرکانس پلازما در تیغه‌های پلاسمایی شماره ۲ و ۷ برابر ۹ GHz و در تیغه‌های پلاسمایی شماره ۳ و ۵ برابر ۷ GHz است. ب) فرکانس پلازما در تیغه‌های پلاسمایی شماره ۲ و ۷ برابر ۷ GHz و در تیغه‌های پلاسمایی شماره ۳ و ۵ برابر ۹ GHz است و سایر تیغه‌ها خاموش هستند.

Fig. 20. Steering of the radiated E-field of the horn antenna using perpendicular plasma slabs in two following modes: (a) plasma frequency in the slabs 2 and 7 is 9 GHz, and in the slabs 3 and 5 is 7 GHz, (b) plasma frequency in the slabs 2 and 7 is 7 GHz, and in the slabs 3 and 5 is 9 GHz.

تحلیل طرح پیشنهادی و چالش‌های عملیاتی

پیرو بررسی‌های انجام شده درخصوص طرح پیشنهادی آنتن شیپوری دارای قابلیت بازیکربندی مبتنی بر فناوری پلازما و

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] A. Bali, M. R. Alizadeh Pahlavani, and H. Fayazi, "The design and fabrication of a plasma limiter to protect communication systems," *Journal of Applied Electromagnetics*, vol. 10, no. 1, pp. 99-107, 2022, (in Persian).
- [2] T. Anderson, *Plasma Antennas*, Artech house, 2nd ed., 2021.
- [3] V. Kumar, "A review of plasma antennas," in *National Conference on Higher Education: Ways Ahead*, Delhi, India, 2014.
- [4] J. P. Rayner, A. P. Whichello, and A. D. Cheetham, "Physical characteristics of plasma antennas," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 32, no. 1, pp. 269-281, 2004, <https://doi.org/10.1109/TPS.2004.826019>.
- [5] F. Sadeghikia, M. Talafi Noghani, and M. R. Simard, "Experimental study on the surface wave driven plasma antenna," *AEU-International Journal of Electronics and Communications*, vol. 70, no. 5, pp. 652-656, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.aeue.2016.01.024>.
- [6] M. R. Dorbin, J. Rashed Mohassel, F. Sadeghikia, and H. Ja'afar, "Analytical estimation of the efficiency of surface-wave-excited plasma monopole antennas," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 70, no. 4, pp. 3040-3045, 2022, <https://doi.org/10.1109/TAP.2021.3139967>.
- [7] M. R. Dorbin, A. Karami Horestani, F. Sadeghikia, M. Talafi Noghani, and H. Ja'afar, "Analytical study on the resonance frequency of tunable surface-wave-excited plasma antennas," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 70, no. 10, pp. 9073-9082, 2022, <http://doi.org/10.1109/TAP.2022.3184510>.
- [8] M. Talafi Noghani, A. Karami Horestani, F. Sadeghikia, and M. R. Dorbin, "Theoretical modeling of resonant wavelength in 3-layered plasma antennas," *Waves in Random and Complex Media*, vol. 31, no. 6, pp. 1587-1596, 2021, <https://doi.org/10.1080/17455030.2019.1687959>.
- [9] F. Sadeghikia, F. Hodjat Kashani, J. Rashed Mohassel, and J. Ghayoomeh Bozorgi,

است. این موضوع امروزه مورد توجه پژوهشگران و علاقه‌مندان این حوزه قرار دارد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، ساختار جدیدی از آنتن شیپوری هرمی ارائه شده است که در آن، با استفاده از گسترش ابعاد آنتن مبتنی بر فناوری پلاسما، قابلیت هدایت پرتو تشعشعی و کنترل مشخصات تشعشعی برای آنتن فراهم می‌شود. در این ساختار، دودسته از تیغه‌های پلاسمایی در امتداد آنتن قرار گرفته‌اند؛ دسته اول چهار تیغه پلاسمایی بر صفحه روزنه آنتن عمود بوده و در امتداد محور آنتن شیپوری گسترش یافته‌اند و دسته دوم، چهار تیغه پلاسمایی هستند که با محور عمود بر دهانه روزنه آنتن زاویه می‌سازند.

نتایج حاصل از تحلیل این ساختار نشان داد که با ثابت در نظر گرفتن فرکانس پلاسما و ابعاد تیغه‌ها، خاموش و روشن شدن تیغه‌های پلاسمایی می‌تواند علاوه بر ایجاد قابلیت کنترل مقدار بهره تشعشعی، پرتو تشعشعی آنتن را نیز به جهات مختلف هدایت کند. در این حالت، طول تیغه‌های پلاسمایی و نیز زاویه تیغه‌های مورب نقش مهمی در میزان زاویه هدایت پرتو و مقدار بهره آنتن دارند. بررسی‌ها نشان دادند که مقدار بهینه‌ای برای این مقادیر وجود دارد و افزایش یا کاهش بیش از حد این مقادیر نمی‌تواند منجر به نتایج مطلوب‌تر شود.

در ادامه این پژوهش، اثرات کنترل فرکانس پلاسما در تیغه‌های پلاسمایی، با ثابت در نظر گرفتن ابعاد، زاویه و تعداد تیغه‌های تحریک شده نشان دادند که در صورت برخورداری از امکان کنترل مقدار فرکانس پلاسما در تیغه‌ها، با تعداد کمتری از تیغه‌های پلاسمایی حول آنتن می‌توان هدایت پرتو تشعشعی آنتن را محقق نمود. وجود تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی تأثیر قابل توجهی بر تطبیق امپدانس و بازدهی آنتن ندارند و در صورت خاموش کردن آن‌ها، آنتن تبدیل به یک آنتن شیپوری هرمی معمولی می‌شود.

به‌طور خلاصه، ویژگی‌های آنتن پیشنهادی در این مقاله عبارت است از:

(الف) قابلیت باز پیکربندی و کنترل مقدار بهره تشعشعی آنتن تا dB

۶/۵

(ب) هدایت جهت پرتو تشعشعی آنتن تا محدوده $\pm 12^\circ$ درجه در فضای

سه‌بعدی بدون استفاده از ادوات مکانیکی یا الکترونیکی پیچیده.

- Letters*, vol. 16, pp. 1155–1158, 2016, <https://doi.org/10.1109/LAWP.2016.2625800>.
- [18] A. Karami Horestani, M. Talafi Noghani, F. Sadeghikia, M. R. Dorbin, M. Valipour, and F. Martín, "Reconfigurable and frequency tunable inverted F antenna based on plasma technology," in *International Conference on Electromagnetics in Advanced Applications (ICEAA)*, Granada, Spain, 2019, pp. 1175-1177, <https://doi.org/10.1109/ICEAA.2019.8879280>.
- [19] F. Sadeghikiya, F. Hojat Kashani, J. Rashed Mohasel, and J. Ghiyome Bozorgi, "Space application of a linear array of plasma antenna," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 5, no. 3, pp. 59-66, 2012, (in Persian).
- [20] F. Sadeghikia, "Plasma antenna technology in space missions," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 10, no. 1, pp. 27-34, 2017, (in Persian).
- [21] M. T. Jusoh, O. Lafond, F. Colombel, and M. Himdi, "Performance and radiation patterns of a reconfigurable plasma corner-reflector antenna," *IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters*, vol. 12, pp. 1137-1140, 2013, <https://doi.org/10.1109/LAWP.2013.2281221>.
- [22] M. T. Jusoh, O. Lafond, F. Colombel, and M. Himdi, "Performance of a reconfigurable reflector antenna with scanning capability using low-cost plasma elements," *Microwave and Optical Technology Letters*, vol. 55, no. 12, pp. 2869-2874, 2013, <https://doi.org/10.1002/mop.27958>.
- [23] F. Sadeghikia, M. Valipour, M. Talafi Noghani, H. Ja'afar, and A. Karami Horestani, "3D beam steering end-fire helical antenna with beamwidth control using plasma reflectors," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 69, no. 5, pp. 2507–2512, 2021, <https://doi.org/10.1109/TAP.2020.3031473>.
- [24] F. Sadeghikia, M. Valipour, A. Karami Horestani, M. Himdi, and T. Anderson, "Beam-steerable helical antenna using plasma reflectors," in *16th European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP)*, Madrid, Spain, 2022, pp. 1-4, <https://doi.org/10.23919/EuCAP53622.2022.9769604>.
- [25] H. Ja'afar, M. T. B. Ali, A. N. B. Dagang, H. M. Zali, and N. A. Halili, "A reconfigurable monopole antenna with fluorescent tubes using plasma windowing concepts for 4.9-GHz application," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 43, no. 3, pp. 815-820, 2015, <https://doi.org/10.1109/TPS.2015.2398878>.
- "Characterization of a surface wave driven plasma monopole antenna," *Journal of Electromagnetic Waves and Applications*, vol. 26, no. 2-3, pp. 239-250, 2012, <https://doi.org/10.1163/156939312800030857>.
- [10] F. Sadeghikia, M. R. Doorbin, H. Ja'afar, A. Karami Horestani, and M. Talafi Noghani, "An overview on the implementation of surface wave driven plasma antennas," in *IEEE Symposium on Wireless Technology & Applications (ISWTA)*, Shah Alam, Malaysia, 2021, pp. 53-57, <https://doi.org/10.1109/ISWTA52208.2021.9587357>.
- [11] F. Sadeghikia, F. Hodjat Kashani, J. Rashed Mohassel, and J. Ghayoomeh Bozorgi, "The effects of the tube characteristics on the performance of a plasma monopole antenna," *Progress In Electromagnetics Research Symposium Proceedings*, Moscow, Russia, 2012, p. 1209.
- [12] F. Sadeghikia, F. Hodjat Kashani, J. Rashed Mohassel, and J. Ghayoomeh Bozorgi, "Characteristics of plasma antennas under radial and axial density variations," *Progress In Electromagnetics Research Symposium Proceedings*, Moscow, Russia, 2012, pp. 1212–1215.
- [13] F. Sadeghikia, A. Karami Horestani, M. Talafi Noghani, M. R. Dorbin, H. Mahdikia, and H. Ja'afar, "A study on the effect of the radius of a cylindrical plasma antenna on its radiation efficiency," *International Journal of Engineering and Technology*, vol. 7, pp. 204-206, 2018.
- [14] F. Sadeghikia, M. Talafi Noghani, and M. R. Dorbin, "A study on the physical characteristics and development of plasma reflectors," *Journal of Radar*, vol. 9, no. 1, pp. 35-44, 2021, (in Persian).
- [15] F. Sadeghikia, M. R. Dorbin, A. Karami Horestani, M. Talafi Noghani, and H. Ja'afar, "Tunable inverted-F antenna using plasma technologies," *IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters*, vol. 18, no. 4, pp. 702–706, 2019, <https://doi.org/10.1109/LAWP.2019.2901354>.
- [16] F. Sadeghikia, M. R. Dorbin, A. Karami Horestani, M. Talafi Noghani, and H. Ja'afar, "Multi-beam frequency tunable antenna based on plasma-nested helix," in *13th European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP)*, Krakow, Poland, 2019, pp. 1-3.
- [17] M. O. Arend, F. C. C. De Castro, C. Müller, and M. C. F. De Castro, "Toroidal plasma lens antenna," *IEEE Antennas and Wireless Propagation*

[27] F. Sadeghikia, K. Zafari, M. R. Dorbin, M. Himdi, and A. Karami Horestani, "Reconfigurable biconcave lens antenna based on plasma technology," *Scientific Report*, vol. 13, 2023, Art. no. 9213, <https://doi.org/10.1038/s41598-023-36332-9>.

[26] T. Anderson, "Antenna beam focusing and steering with refraction through a plasma," in *13th European Conference on Antennas and Propagation (EUCAP)*, Krakow, Poland, 2019, pp. 1-5.

Original Research Paper

Numerical Investigation of Flame Holder Effects on the Performance of a Turbofan Combustion Chamber Used in a Ramjet

Sajjad Gharezi¹  and Mohammad Mehdi Doustdar^{2*} 

1. Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

2. Department of Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 30 June 2023

Revised 02 December 2023

Accepted 05 December 2023

Available Online 17 January 2024

Keywords:Ramjet engine
Combustion chamber
Design
Numerical analysis
Flameholder**ABSTRACT**

In recent years, many turbofan engines that lack flight certification have been repurposed for other applications, such as power generation or providing air mass flow. This article investigates the feasibility and characteristics of using a standard turbofan combustion chamber in a ramjet application. One can of the combustion chamber from the D30K engine, which is of a can-annular type, was selected as the basis for this study. A redesign process was undertaken to determine the geometry of the combustion chamber based on existing scientific and technical literature. The geometric ratios of the D30K engine were used for validation, demonstrating satisfactory adaptation. The Gas Turb software was employed to determine the flow entrance conditions for a combustion chamber applied in a ramjet engine. Subsequently, the Fluent software was used to perform simulations of combustion using a non-premixed liquid phase method. The results indicated that, in this configuration, the induced vortices were not strong enough to stabilize the flame, making the usage of a flame holder essential. Additionally, a parametric study was conducted to investigate the effects of the flame holder's size, number, position, and distance on parameters such as pressure loss, maximum temperature, Mach number, and flame stability. The results demonstrate that a multi-flame holder setup positively impacts performance, while more oversized flame holders are not recommended due to undesirable effects.

*Corresponding Author's E-mail: mdostdar@ihu.ac.ir**How to Cite this Article:**S. Gharezi, and M.M. Doustdar, "Numerical investigation of flame holder effects on the performance of a turbofan combustion chamber used in a ramjet," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 45-60, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1451>.**COPYRIGHTS**© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

بررسی اثر شعله‌نگهدار در عملکرد محفظه احتراق یک موتور توربوفن برای کاربرد در موتور رمجت

سجاد قارزی^۱ و محمدمهدی دوستدار^{۲*}

۱- کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین علیه‌السلام، تهران، ایران

۲- استاد، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین علیه‌السلام، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

امروزه موتورهای توربوفن فراوانی در داخل کشور وجود دارند که به‌خاطر رعایت ایمنی مجوز پرواز به آن‌ها داده نمی‌شود اما می‌توانند در سایر کاربردها از جمله در شناورها، نیروگاه‌ها، تونل‌های باد و امثال آن برای تولید قدرت و یا ایجاد جریان هوا مورد استفاده قرار گیرند. در این پژوهش امکان به‌کارگیری محفظه احتراق یک موتور توربوفن با جریان‌های ثانویه و رقیق‌سازی در یک موتور رمجت مطالعه شده است. موتور D30K دارای محفظه احتراق لوله‌ای-حلقوی است که یکی از لوله‌های آن به‌عنوان مبنا در این تحقیق مد نظر قرار گرفته است. برای ایجاد چشم‌انداز وسیع‌تر و قابلیت توسعه دستاوردهای این تحقیق در ابتدا به فرآیند طراحی و یا به تعبیری باز طراحی محفظه احتراق لوله‌ای با جریان‌های ثانویه و بر اساس دانش و پیشنهادات موجود در ادبیات علمی و صنعتی پرداخته شده تا هندسه محفظه مورد نظر برای شبیه‌سازی استخراج شود. نتایج این باز طراحی جهت صحت‌سنجی، از نظر نسبت ابعاد هندسی اجزاء با نسبت‌های مربوط به محفظه لوله‌ای موتور D30K مقایسه شده که تطبیق رضایت‌بخشی را نشان می‌دهند. برای تعیین شرایط جریان ورودی به این محفظه در موتور رمجت، از نرم‌افزار GasTurb استفاده شده است. سپس نرم‌افزار فلونتنت برای شبیه‌سازی احتراق به روش غیرپیش‌آمیخته فاز مایع به‌کار گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که وقتی از محفظه احتراق یک موتور توربوفن با مجاری جریان ثانویه که روی لاینر تعبیه شده‌اند برای شرایط موتور رمجت استفاده می‌شود، گردابه‌های ایجاد شده از قدرت کافی برای ماندگاری شعله برخوردار نیستند و به‌کارگیری شعله‌نگهدار ضرورت می‌یابد. پس از درک این ضرورت به مطالعه اثر ابعاد، تعداد، موقعیت و فاصله شعله‌نگهدار بر ماندگاری شعله، افت فشار، دمای بیشینه خروجی و سرعت جریان پرداخته شد. نتایج بیانگر آن است که استفاده از چند شعله‌نگهدار اثر مطلوبی روی عملکرد دارد اما شعله‌نگهدار با ابعاد نسبی بزرگ توصیه نمی‌گردد.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۹ تیر ۱۴۰۲

بازنگری ۱۱ آذر ۱۴۰۲

پذیرش ۱۴ آذر ۱۴۰۲

اولین انتشار ۲۷ دی ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

موتور رمجت

محفظه احتراق

طراحی

تحلیل عددی

شعله‌نگهدار

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: mdostdar@ihu.ac.ir

How to Cite this Article:

S. Gharezi, and M.M. Doustdar, "Numerical investigation of flame holder effects on the performance of a turbofan combustion chamber used in a ramjet," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 45-60, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1451>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



علائم و اختصارات

حروف لاتین

A	مساحت
C_D	ضریب تخلیه
D, d	قطر
H	ارتفاع
J	نسبت شار تکانه ^۱
K_{opt}	ضریب بهینه‌سازی مقطع محفظه (محاسبه مقطع لاینر)
L	طول
M	عدد ماخ
m_s	نسبت دبی جرمی ورودی به دهانه محفظه به دبی جرمی کل
\dot{m}	دبی جرمی
P	فشار کل
PF	ضریب الگو
q	فشار پویا
R	ثابت گاز، در مورد هوا برابر با ۲۸۶/۹ (J/kgK)
r	نسبت فشار سکون
T	دما؛ نیروی پیشران
Y	فاصله شعاعی ذرات در امتداد مسیر جت
حروف یونانی	
γ	نسبت گرمای ویژه
Δ	اختلاف
λ	ضریب افت فشار دیفیوزر
زیرنویس	
2	خروجی دیفیوزر
3	ورودی محفظه احتراق
4	خروجی محفظه احتراق
a	هوا؛ محیط
$Coll$	خنک‌کاری
c	محفظه احتراق
DZ	ناحیه رقیق‌سازی
d	دیفیوزر
h	سوراخ
j	جت
L	لاینر
PZ	ناحیه اولیه

مرجع
ناحیه ثانویه

$Pref$
 SZ

مقدمه

موتور وسیله‌ای است که انرژی ورودی را به انرژی جنبشی تبدیل می‌کند. این انرژی جنبشی معمولاً به شکل انرژی جنبشی یک محور^۲ یا انرژی گازهای خروجی اگزوز می‌باشد [۱]. موتورهای احتراقی باتوجه به شرکت یا عدم شرکت سیال عامل در فرآیند احتراق در دو گروه موتورهای احتراق داخلی و خارجی قابل طبقه‌بندی هستند. موتورهای احتراق داخلی خود به تنهایی شامل چندین زیرمجموعه نظیر موتورهای رفت و برگشتی، موتورهای دوار و موتورهای بدون قطعات متحرک می‌باشند که موتور رمجت در زمره این موتورها قرار دارد [۱].

رمجت موتوری با ساختار ساده و کارایی مناسب است که اجزای متحرک نظیر کمپرسور و توربین را در خود ندارد؛ به همین دلیل طراحی این موتورها شامل ملاحظات موتورهای توربوجت نشده و در امر طراحی با الزامات کمتری مواجه‌اند. اگرچه رمجت می‌تواند در سرعت‌های مادون صوت کار کند اما افزایش فشار فزاینده در سرعت‌های بالاتر و در نتیجه تراکم بهتر هوای ورودی، رمجت را برای پرواز مافوق صوت مناسب می‌کند و به همین دلیل امروزه به ندرت از رمجت‌های مادون صوت استفاده می‌شود [۲]. به‌طور کلی این موتورها به دو دسته رمجت سوخت مایع و سوخت جامد تقسیم می‌شوند.

ساختار ساده رمجت باعث شده تا عمده ملاحظات طراحی در این موتور به محفظه احتراق که مهم‌ترین جزء موتور است، معطوف شود؛ جایی که افزایش انرژی جنبشی جریان گاز به واسطه عمل احتراق انجام می‌شود.

تاکنون فعالیت‌های متعددی در زمینه طراحی محفظه احتراق انجام شده که در ادامه به معرفی برخی از آن‌ها پرداخته می‌شود. کنرادو و همکاران [۳] ضمن روش‌شناسی طراحی اولیه، قوانین کلی طراحی محفظه احتراق توربین گاز را تدوین کرده و روند انجام این فرآیند را شرح داده‌اند. بیات [۴] با بیان فرآیند طراحی محفظه احتراق موتور رمجت و شبیه‌سازی احتراق سوخت مایع در محفظه‌های مختلف، محفظه بهینه را باتوجه به مقادیر افت فشار و نیروی پیشران تولیدی معرفی کرده است. مارک و سلوین [۵] محفظه احتراق حلقوی یک موتور توربوفن را طراحی و شبیه‌سازی کرده‌اند. محفظه طراحی شده به‌صورت آیرودینامیکی بررسی شده و هندسه آن براساس نتایج به‌دست آمده بهینه‌سازی شده است. وثوقی و تابع جماعت [۶] ضمن تشریح فرآیند طراحی محفظه میکروتوربین، الگوریتم محاسباتی جهت طراحی محفظه

آیزنرتروپیک به دست می‌آید. حال اگر قطر خروجی نازل کوچک‌تر یا مساوی قطر محفظه احتراق شود، عملکرد هندسه به دست آمده جهت بررسی در ارتفاعات بالاتر از سطح دریا بررسی می‌شود و اگر قطر خروجی شیپوره از قطر محفظه بزرگ‌تر شود، فرض انبساط آرمانی درست نبوده و باید نیروی جلوبرنده مجدداً محاسبه شده و هندسه تصحیح شود [۴]. رابطه‌ی نهایی ارائه شده به منظور محاسبه‌ی مقطع محفظه به صورت زیر است:

$$A_2 = \frac{\dot{m}_a R T_2}{\frac{r_d P_{0a}}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2)^{\gamma/\gamma-1}} M_2 \sqrt{\gamma R T_a \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)}} \quad (1)$$

که در آن A_2 سطح مقطع محفظه، \dot{m}_a دبی جرمی هوای ورودی، T_2 دمای ورودی محفظه، M_a عدد ماخ، γ نسبت گرمای ویژه، P_{0a} فشار هوای ورودی و r_d نسبت فشار سکون دیفیوزر می‌باشد.

لقبور و بلال [۹] به دلیل اهمیت مسئله افت فشار و تأثیر آن در فرآیند احتراق، رابطه‌ی (۲) را برای محاسبه‌ی سطح مقطع مرجع محفظه احتراق پیشنهاد داده‌اند. مقادیر مرجع به منظور تسهیل تجزیه و تحلیل ویژگی‌های جریان احتراقی و امکان مقایسه‌ی آیرودینامیکی طراحی‌های مختلف محفظه احتراق تعریف شده‌اند [۹].

$$A_{ref} = \left[\frac{R}{2} \left(\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{P_3} \right)^2 \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \left(\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} \right)^{-1} \right]^{0.5} \quad (2)$$

A_{ref} سطح مقطع مرجع، \dot{m}_3 دبی جرمی ورودی محفظه، T_3 دمای ورودی محفظه، P_3 فشار ورودی محفظه، ΔP_{3-4} افت فشار محفظه و q_{ref} فشار پویای مرجع می‌باشد. مقادیر افت فشار براساس نوع محفظه در جدول (۱) ارائه شده است.

جدول ۱- افت فشار در محفظه‌های احتراق؛ ارائه شده توسط مرجع [۹].

Table 1. Pressure loss for various types of combustion chamber [9].

Type of chamber	$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$	$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$	$\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{A_{ref} P_3}$
Tubular	0.07	37	0.0036
Tubular - Annular	0.06	28	0.0039
Annular	0.06	20	0.0046

در مرجع [۳] مقادیر دیگری برای افت فشار پیشنهاد شده که قرابت زیادی به اعداد فوق دارد. جدول ۲ این مقادیر را نشان می‌دهد.

احتراق بر اساس روش طراحی تجربی را تدوین، و در یک کد متلب پیاده‌سازی کرده‌اند.

عمده تحقیقات انجام‌شده در زمینه طراحی محفظه احتراق به موتورهای توربوجت اختصاص داشته و تعداد کمی از پژوهش‌ها به طور تخصصی به موتور رم‌جت پرداخته‌اند. در این پژوهش به قابلیت به‌کارگیری محفظه احتراق یک موتور توربوفن با جریان‌های ثانویه و رقیق‌سازی، در یک موتور رم‌جت پرداخته شده است. در ابتدا بر اساس پیشنهادات و تجارب ارائه شده در مراجع و با مینا قراردادن یک لوله از محفظه احتراق لوله‌ای - حلقوی موتور D30K، هندسه محفظه احتراق و مجاری جریان‌های ثانویه آن طراحی شد. سپس به کمک نرم‌افزار GasTurb شرایط ورودی برای به‌کارگیری این محفظه در یک موتور رم‌جت تعیین شد. همچنین از نرم‌افزار فلونت برای شبیه‌سازی عددی جریان احتراقی به روش غیرپیش‌آمیخته فاز مایع استفاده گردید تا ماندگاری شعله و عملکرد موتور رم‌جت با این نوع از محفظه‌های احتراق مورد ارزیابی قرار گیرد.

طراحی محفظه احتراق

محفظه‌های احتراق از وجوه مختلفی قابل دسته‌بندی‌اند؛ مثلاً براساس سازماندهی فرآیند احتراق به دو نوع یک‌مرحله‌ای و دومرحله‌ای و نیز باتوجه به سرعت احتراق به دو نوع مافوق صوت و مادون صوت تقسیم می‌شوند [۷]. برخی از انواع رایج محفظه‌های مورد استفاده در موتورهای هوایی عبارتند از محفظه لوله‌ای، حلقوی، پله‌ای، انسدادی و غیره. باتوجه به بررسی کارایی محفظه پله‌ای در پژوهش‌های پیشین و به دلیل ساختار ساده و کاربرد گسترده محفظه لوله‌ای، این محفظه به منظور طراحی و شبیه‌سازی انتخاب شد.

یک طراحی محفظه کارآمد، صرف‌نظر از نوع طراحی و کاربرد آن، باید منطبق با معیارهای احتراقی باشد؛ معیارهایی نظیر: بازدهی احتراق بالا در شرایط مختلف عملیاتی، احتراق کامل در تمامی شرایط عملیاتی، حداقل انتشار آلودگی‌هایی نظیر دود، تأمین حداقل افت فشار، دمای خروجی یکنواخت و غیره [۸] بر همین اساس فرآیندهای مختلفی جهت طراحی در مراجع ذکر شده که در ادامه ضمن اشاره به آن‌ها، سازوکار طراحی محفظه بیان می‌شود.

از جمله روش‌های طراحی محفظه موتور رم‌جت در مرجع [۴] تشریح شده است. در این روش ابتدا متغیرهای ورودی شامل نیروی پیشران، ماخ پروازی و دبی جرمی هوای ورودی جهت یافتن هندسه محفظه مقاردهی می‌شوند. سپس با فرض انبساط آرمانی درون شیپوره، هندسه محفظه برای شرایط محیطی سطح دریا به کمک روابط

$$L_{SZ} = \frac{1}{2} D_L \quad (7)$$

L_{SZ} طول ناحیه‌ی ثانویه می‌باشد.

تعیین طول ناحیه‌ی رقیق‌سازی از دو طریق ممکن شده است. به‌طور کلی می‌توان گفت که طول این ناحیه ۱/۵ برابر قطر لاینر است [۶].

$$L_{DZ} = 1.5 D_L \quad (8)$$

که در آن L_{DZ} طول ناحیه‌ی رقیق‌سازی می‌باشد.

همچنین با تعریف متغیری به نام ضریب یا عامل الگو^۱ داریم [۶].

$$PF = \frac{T_{max} - T_4}{T_4 - T_3} \quad (9)$$

به کمک متغیر فوق، طول ناحیه‌ی رقیق‌سازی بدین صورت نیز قابل

محاسبه است:

$$L_{DZ} = D_L (3.83 - 11.83PF + 13.4PF^2) \quad (10)$$

طول ناحیه‌ی گردش مجدد^۲ در برخی مراجع محاسبه شده و در برخی دیگر در نظر گرفته نشده است. نحوه محاسبه طول این ناحیه در مرجع [۳] قابل مشاهده بوده و برای تخلص متن از ذکر این رابطه خودداری شده است.

برای محاسبه قطر سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی دو روش در مراجع یافت شده که توسط متینگلی و همکاران [۱۳] و وثوقی و تابع جماعت [۶] توسعه یافته است.

از طریق محاسبه حداکثر نفوذ جت درون محفظه، قطر مجرای هوای ثانویه از طریق رابطه (۱۱) قابل محاسبه است. نحوه محاسبه این رابطه به تفصیل در مرجع [۱۳] شرح داده شده است.

$$d_j = \frac{1}{4} H_L \left(\frac{Y_{max}}{d_j} \right)^{-1} \quad (11)$$

$$\frac{Y_{max}}{d_j} = 1.5 J^{0.5} \sin \theta = 1.15 \sqrt{\frac{q_j}{q_L} \left(1 - \frac{q_A}{q_j} \right)} \quad (12)$$

d_j قطر جت ورودی، H_L ارتفاع محفظه، Y_{max} حداکثر نفوذ جت و J نسبت شار تکانه می‌باشد.

به‌طور مشابه در مورد سوراخ‌های رقیق‌سازی داریم:

$$d_j = \frac{1}{3} H_L \left(\frac{Y_{max}}{d_j} \right)^{-1} \quad (13)$$

همچنین با استفاده از روش سعی و خطا می‌توان قطر سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی را تخمین زد. بر همین اساس برای هر سری

جدول ۲- افت فشار در محفظه‌های احتراق؛ ارائه شده توسط مرجع [۳].

Table 2. Pressure loss for various types of combustion chamber [3].

Type of chamber	$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$	$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$	$\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{A_{ref} P_3}$
Tubular	0.053	40	0.003
Tubular - Annular	0.054	30	0.0035
Annular	0.06	20	0.0045

از آن جهت که فرآیند احتراق درون لاینر انجام می‌شود، محاسبه هندسه آن اهمیت بیشتری دارد. می‌توان با افزودن ضریبی به سطح مقطع مرجع، مساحت مقطع لاینر و سپس قطر آن را محاسبه کرد. این ضریب به کمک معادلات (۳) و (۴) محاسبه می‌شود:

$$k_{opt} = 1 - \left[\frac{(1 - m_s)^2 - \lambda}{\Delta P_{2-3}/q_{ref} - \lambda r^2} \right] \quad (3)$$

$$A_L = k_{opt} A_{ref} \quad (4)$$

که در آن k_{opt} ضریب بهینه‌سازی مقطع محفظه و A_L سطح مقطع لاینر می‌باشد.

در پژوهش‌های انجام شده درباره طراحی محفظه، اعداد گوناگونی بین ۰/۶-۰/۸ برای محاسبه سطح مقطع لاینر ارائه شده است. مثلاً مرجع [۳] مقدار ۰/۷، مرجع [۵] مقدار ۰/۶۶ و مرجع [۱۰] مقدار ۰/۸ را بدین‌منظور پیشنهاد داده است. با به‌دست آمدن مقطع لاینر، قطر آن به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$D_L = \left(4A_L/\pi \right)^{0.5} \quad (5)$$

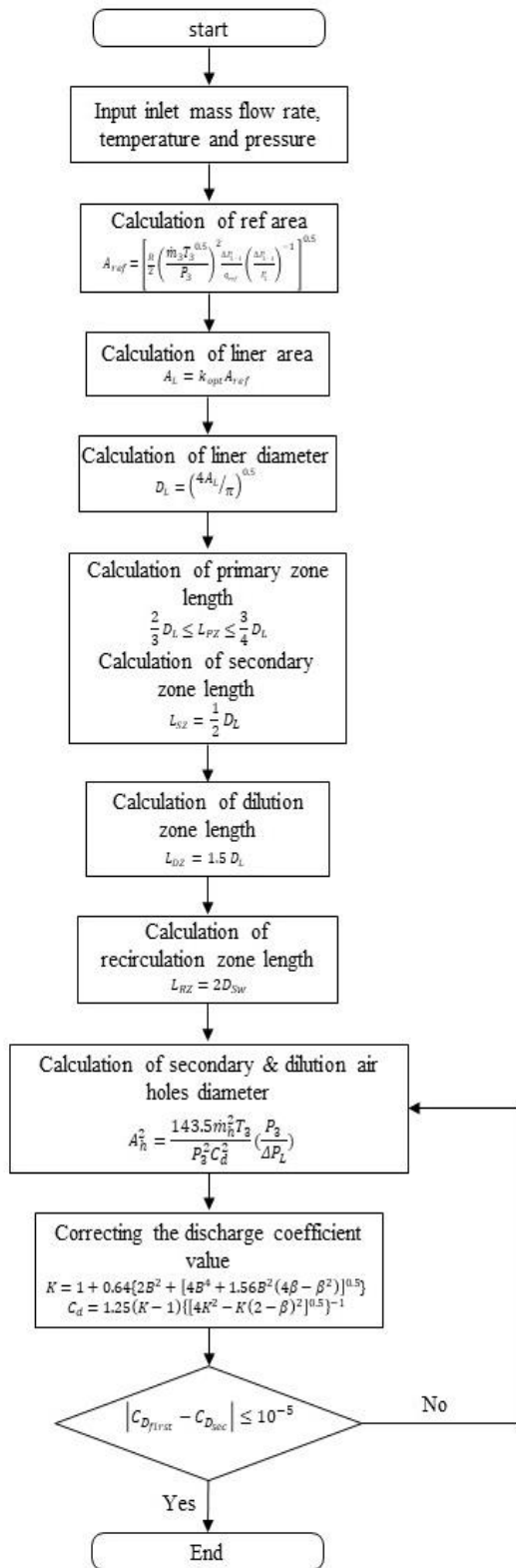
D_L قطر لاینر می‌باشد.

بعد از محاسبه قطر لاینر، نوبت به تعیین طول نواحی احتراقی می‌رسد. در مورد طول ناحیه اولیه اعداد متفاوتی در مراجع ذکر شده است (مثلاً مراجع [۵، ۱۱] مقدار $\frac{3}{4} D_L$ و پژوهش [۱۲] مقدار $\frac{2}{3} D_L$ را پیشنهاد کرده‌اند) که با جمع‌بندی آن‌ها می‌توان گفت [۶].

$$\frac{2}{3} D_L \leq L_{PZ} \leq \frac{3}{4} D_L \quad (6)$$

L_{PZ} طول ناحیه اولیه است.

طراحی ناحیه ثانویه در اولویت پایین‌تری نسبت به سایر نواحی قرار دارد. می‌توان طول این ناحیه را به کمک رابطه‌ی (۷) محاسبه کرد [۱۲-۱۰، ۶، ۵].



شکل ۱- نمودار گردش طراحی محفظه مورد استفاده در این پژوهش.

Fig. 1. The flowchart of chamber designing.

سوراخ‌های تزریق ناحیه ثانویه و ناحیه رقیق‌سازی با در نظر گرفتن یک حدس اولیه برای ضریب پسا، مقدار مساحت سوراخ‌ها محاسبه می‌شود.

$$A_h^2 = \frac{143.5 \dot{m}_h^2 T_3}{P_3^2 C_d^2} \left(\frac{P_3}{\Delta P_L} \right) \quad (14)$$

مجموع مساحت سوراخ‌ها، \dot{m}_h دبی جرمی سوراخ و C_d ضریب پسا می‌باشد.

سپس با استفاده از روابط (۱۵) تا (۱۹) مقدار ضریب پسا محاسبه و با حدس اولیه مقایسه می‌شود. این چرخه تا رسیدن به مقدار یکسان ضریب پسا، برای هر ناحیه به صورت جداگانه اجرا خواهد شد. در نهایت با توجه به قطر سوراخ‌ها و مساحت کل، تعداد سوراخ‌ها در هر ناحیه مشخص خواهد شد [۶].

$$K = 1 + 0.64\{2B^2 + [4B^4 + 1.56B^2(4\beta - \beta^2)]^{0.5}\} \quad (15)$$

$$C_d = 1.25(K - 1)\{[4K^2 - K(2 - \beta)^2]^{0.5}\}^{-1} \quad (16)$$

$$\beta = \frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_{an}} \quad (17)$$

$$\alpha = \frac{A_h}{A_{an}} \quad (18)$$

$$B = \frac{\beta}{\alpha} \quad (19)$$

نمودار گردش طراحی محفظه احتراق در شکل (۱) ارائه شده است. برای محاسبه توزیع هوای ورودی از داده‌های پژوهش‌های پیشین استفاده شده است. علت این امر تقریبی بودن روابط موجود جهت محاسبه توزیع هوا و دشواری یافتن مقادیر متغیرهای ورودی جهت استفاده در این روابط می‌باشد. به همین منظور مراجع مختلفی مورد بررسی قرار گرفت که برخی از آن‌ها در جدول (۳) قابل مشاهده است.

جدول ۳- مقایسه تقسیم‌بندی هوای ورودی در پژوهش‌های مختلف.

Table 3. Inlet flow division suggested by some references.

Mass flow rate / Reference	\dot{m}_{PZ}	\dot{m}_{SZ}	\dot{m}_{DZ}	\dot{m}_{Coll}
[5]	40	10	10	40
[6]	40	20	50	-
[10]	48.05	20.6	15.35	16
[13]	47.3	20.3	16.9	15.5
[14]	31.67	15.83	53.63	14.71

علت انتخاب میزان ۱۳/۰۹ کیلونیوتون برای نیروی جلوبرنده از آن جهت است که این مقدار نیرو بر اساس پژوهش‌های انجام شده و به طور تقریبی، برای تامین پیشرانش یک موتور راجت معمولی کافی می‌باشد. انتخاب قطر محفظه نیز بر مبنای همین پژوهش‌ها انجام شده است.

تعیین هندسه محفظه

بامشخص شدن دبی جرمی، دما و فشار ورودی به محفظه امکان محاسبه ابعاد و هندسه محفظه براساس شکل (۱) فراهم می‌باشد. بر همین اساس با نوشتن کدی به زبان ++C، فرآیند طراحی محفظه انجام گرفته که این کد براساس مقادیر جدول (۱) نوشته شده است. نکته قابل توجه در این قسمت اختلاف قطر محاسبه شده توسط کد و قطر محاسبه شده توسط گس‌ترب می‌باشد؛ بدین صورت که قطر محفظه حداقل ۲۰ و حداکثر ۲۶ درصد با میزانی که توسط گس‌ترب به‌عنوان قطر ایده‌آل پیشنهاد شده فاصله دارد. بخشی از این اختلاف از تفاوت ساختار محفظه مورد مطالعه در این پژوهش و محفظه در نظر گرفته شده در گس‌ترب نشأت می‌گیرد. مقادیر پیشنهاد شده توسط جدول (۲) اختلاف بیشتری با داده‌های گس‌ترب دارد؛ به‌نحوی که در کمترین حالت این اختلاف به ۲۷ درصد می‌رسد. محاسبات صورت گرفته در این پژوهش بر مبنای نزدیک‌ترین قطر به مقدار محاسبه شده توسط گس‌ترب انجام شده است. کد نوشته شده به کمک داده‌های مرجع [۶] اعتبارسنجی و تایید شده است.

اعداد جدول (۱) توسط دیاز و همکاران [۱۴] صحت‌سنجی و نشان داده شده که این مقادیر از دقت مناسبی جهت محاسبه هندسه برخوردار است؛ با این وجود سرعت جریان ورودی در این روش همچنان بالا بوده و به دلیل عدم اختلاط موثر سوخت و هوا، آلاینده‌گی موتور افزایش می‌یابد. بنابراین پیشنهاد می‌شود با افزایش سطح مقطع مرجع فرآیند احتراق پایدار شود.

تعیین ابعاد سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی نیز به کمک کد محاسباتی انجام گرفته است. این کد براساس روند آزمون و خطای ذکر شده در بخش سوم، عمل کرده و فرآیند محاسبه را تا رسیدن به همگرایی مطلوب که در این مسئله مقدار ۰/۰۰۰۱ می‌باشد، ادامه می‌دهد.

تقسیم‌بندی هوای ورودی براساس مقادیر مورد استفاده در سایر پژوهش‌ها و جدول (۳) انجام شده است. بر همین اساس مقدار ۶۰ درصد هوای ورودی وارد ناحیه اولیه شده و بقیه هوا وارد حلقه می‌شود.

محاسبه شرایط ورودی

تعیین شرایط ورودی به کمک نرم‌افزار گس‌ترب^۱ که دارای محیطی ساده و نتایجی قابل قبول است، انجام گرفته است. این نرم‌افزار با دریافت اطلاعات کلیدی ورودی، داده‌های مفیدی در زمینه‌ی طراحی محفظه احتراق موتور راجت در اختیار قرار می‌دهد؛ به همین علت در این پژوهش از این نرم‌افزار برای تعیین مشخصات ورودی استفاده شده است.

گس‌ترب ورودی‌های مختلفی جهت انجام محاسبات دریافت می‌کند که از میان این متغیرها بررسی ماخ پروازی، ماخ ورودی به محفظه و دمای خروجی محفظه از اهمیت بیشتری برخوردار است. ماخ پروازی که استفاده از موتور راجت نسبت به توربوجت مزیت پیدا کرده و فرآیند احتراق با بازدهی مناسبی انجام می‌شود بین ۳-۲/۵ ماخ است؛ به همین دلیل ماخ ۲/۵ برای شروع مدل‌سازی انتخاب شده است.

میزان ماخ ورودی به محفظه متغیر مهمی است که مقدار مناسب آن بین ۰/۲ - ۰/۱۴ در تغییر است. انتخاب این بازه برای سرعت جریان ورودی به این دلیل است که مقادیر کمتر از ۰/۱۴ باعث بزرگ شدن دهانه و افزایش پسای پرنده شده و در مقادیر بیشتر از ۰/۲ سرعت جریان به اندازه‌ای بالاست که پایداری شعله دچار مشکل می‌شود. در عمده پژوهش‌ها اعدادی بین ۰/۱۴ الی ۰/۱۵ به‌عنوان ماخ جریان ورودی در نظر گرفته می‌شود.

نهایتاً به روش آزمون و خطا، داده‌های جدول (۴) برای محفظه‌ای به قطر ۲۳۰ میلی‌متر که جریانی با سرعت ۰/۱۴ ماخ وارد آن شده و نیروی پیشرانی به میزان ۱۳ کیلونیوتون تولید می‌کند، حاصل می‌شود. نیرو پیشران از میزانی که معین شده کمی بیشتر در نظر گرفته می‌شود تا تاثیر خطای احتمالی در محاسبات یا ساخت قطعات نیز در نظر گرفته شود.

جدول ۴- داده‌های به‌دست آمده از گس‌ترب جهت طراحی محفظه.

Table 4. Data obtained by Gas Turb to design chamber.

Variable	Value
Inlet correlated flow	2.3 kg/s
Outlet temperature of the chamber	1880 K
Inlet mach number of the chamber	0.14
Inlet mass flow rate of the chamber	19.937 kg/s
Inlet temperature of the chamber	640.51 K
Inlet pressure of the chamber	1270.241 kPa
Net thrust force	13.09 kN
Diameter of the chamber	230 mm

می‌کند، مقایسه شده است. موتور فوق علاوه بر این هواپیما در برخی از انواع هواپیماهای توپولف^۱، سوخو^۳ و میگ^۴ نیز مورد بهره‌برداری قرار گرفته، گونه‌های مختلفی از آن توسط کشورهای نظیر روسیه و چین توسعه یافته و درگستره‌ی وسیعی از پرنده‌ها، از ترابری و مسافری گرفته تا جنگنده، عملیاتی شده است که این عوامل از دلایل انتخاب این محفظه به‌منظور اعتبارسنجی می‌باشد. از دیگر علل انتخاب این محفظه می‌توان به تولید توان قابل توجه، استفاده از این محفظه در هواپیماهای با سرعت‌های بیش از ۳ ماخ و نیز بهره‌مندی از ثمرات تلاش‌های سایر پژوهشگران فعال در این زمینه اشاره کرد.

از آنجا که قطر محفظه احتراق D-30K و محفظه طراحی شده متفاوت است، نسبت قطر محفظه به طول آن، نسبت قطر سوراخ‌های هوای ورودی به قطر محفظه، نسبت طول هر ناحیه به قطر محفظه و غیره در جدول (۶) با یکدیگر مقایسه شده و تطابق مناسبی بین مقادیر محفظه احتراق D-30K و محفظه طراحی شده حاصل شده است به گونه‌ای که تفاوت بین نسبت‌های محفظه‌ها بین ۰/۰۷-۰/۰۳ می‌باشد.

جدول ۶- مقایسه محفظه طراحی شده و محفظه موتور D-30K.

Table 6. A comparison between the designed chamber geometry and the D30K engine.

Chamber diameter	Diameter-to-length ratio of the chamber	Length-to-diameter ratio of the primary zone to the chamber	Length ratio of the secondary zone to the chamber length	Dilution air hole diameter to chamber diameter ratio	Dilution hole diameter to secondary hole diameter ratio
Designed	0.3632	0.752	0.1822	0.0163	0.923
Motor D-30K	0.2883	0.749	0.1113	0.0177	0.952

اعتبارسنجی حل مسئله به کمک داده‌های به‌دست آمده از پژوهش اینامورا و همکاران [۱۵] و پژوهش بیات [۴] انجام شده و نتایج از تطابق مناسبی برخوردار بوده است. از آنجا که هیچ‌کدام از پژوهش‌های پیشین مستقیماً به موضوع طرح شده در پژوهش حاضر (بررسی محفظه احتراق لوله در رمجت و اثر شعله‌نگهدار در آن) نپرداخته‌اند و بررسی این موضوع از نوآوری‌های این پژوهش محسوب

در ادامه ۲۰ درصد از هوای کل به عنوان هوای ثانویه و مابقی به عنوان هوای رقیق‌سازی در نظر گرفته شده و هندسه محفظه برپایه این مقادیر محاسبه می‌شود. نتایج محاسبات تعیین ابعاد محفظه در جدول (۵) آورده شده است.

به دلیل ساختار موتور رمجت (احتراق در سرعت بالا و دبی جرمی زیاد) بایستی مقدار بیشتری از هوای ورودی به ناحیه اولیه اختصاص یافته و سهم کمتری برای هوای ثانویه و رقیق‌سازی تعیین شود چراکه مقادیر زیاد دبی جرمی هوای ثانویه و رقیق‌سازی شرایط انسداد جریان را فراهم می‌کند؛ ضمن اینکه اساساً موتور رمجت نیاز چندانی به خنک‌کاری نداشته و نمونه‌هایی از شبیه‌سازی بدون توجه به هوای خنک‌کاری در مراجع (مانند مرجع [۶]) مشاهده شده است.

جدول ۵- هندسه محاسبه شده جهت طراحی محفظه به کمک کد محاسباتی.

Table 5. The designed geometry of the combustion chamber.

Variable	Value (m)
Chamber diameter	0.2880
Primary zone length	0.2168
Secondary zone length	0.1445
Dilution zone length	0.4336
Secondary air hole diameter	0.012
Dilution air hole diameter	0.013

دبی جرمی تاثیر بسزایی در بازده احتراق و پایداری شعله داشته و گس‌ترب ضمن توجه به این نکته‌ی حیاتی، قطر محفظه احتراق را پیش‌بینی می‌کند؛ به همین دلیل قرار دادن قطرهایی کوچکتر از قطر پیش‌بینی شده، سبب ناپایداری احتراق و حتی عدم تشکیل آن می‌شود. از این رو قطر ورودی و خروجی محفظه برابر با مقدار محاسبه شده (۲۳۰ میلی‌متر) در نظر گرفته شده است. همچنین به‌منظور تامین زمان سکونت^۱ مناسب پیشنهاد می‌شود که طول ابتدای محفظه بزرگتر و قسمت انتهایی محفظه برای جلوگیری از جدایش جریان با زاویه کم در نظر گرفته شود؛ به همین دلیل ابتدای محفظه با ۱۰۰ میلی‌متر طول بیشتر طراحی شده است.

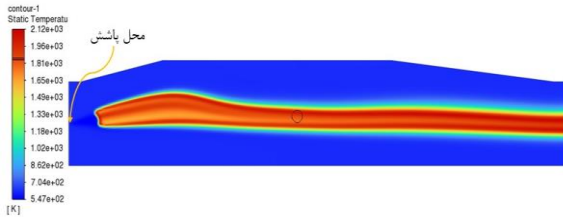
اعتبارسنجی طراحی و شبیه‌سازی

به‌منظور اعتبارسنجی طراحی، هندسه به‌دست آمده با هندسه محفظه احتراق هواپیمای Ilyushin Il-76 که از موتور توربوفن D-30K استفاده

3. Sukhoi Su-47
4. Mikoyan-Gurevich MiG-31

1. Residence Time
2. Tupolev Tu-134

به دلیل سرعت بالای هوای ورودی و افزایش سرعت آن در ابتدای محفظه، پاشش در محل محور مختصات مناسب نمی‌باشد. در این حالت قطرات سوخت توسط این جریان پر قدرت برده شده و احتراقی در محفظه صورت نمی‌گیرد؛ به همین دلیل پاشش از مرکز ورودی محفظه انجام می‌شود. در این حالت کران‌نمای^۳ دما به صورت شکل (۲) خواهد بود.



شکل ۲- کران‌نمای دمای پاشش از مرکز ورودی؛ بدون شعله‌نگهدار.

Fig. 2. The contours of temperature when injection is from entrance center without flame holder.

مشخص است که در این حالت ذرات سوخت به درستی نسوخته و شعله تا انتهای محفظه ادامه خواهد داشت. ضمناً از آنجا که ورود هوای ثانویه به محفظه باعث ایجاد نواحی کم‌سرعت و به وجود آمدن گردابه نشده است، استفاده از شعله‌نگهدار برای ایجاد ناحیه کم‌سرعت و گردابه‌ای به منظور احتراق موثر و کامل سوخت ضروری می‌نماید. همچنین تغییرات سطح مقطع که باعث افزایش سرعت ورودی و رسیدن آن به اعدادی نزدیک به ۰/۲۱ ماخ شده، نیاز به استفاده از شعله‌نگهدار را تشدید کرده است. به همین دلیل استفاده از احتراق غیرپیش‌آمیخته بدون شعله‌نگهدار در این مسئله پیشنهاد نمی‌شود. دلایل این امر را باید در ساختار موتور رم‌جت که موتوری با ورودی‌های سرعت بالاست جستجو کرد. سوخت پاشیده شده در محفظه به علت سرعت قابل توجه جریان ورودی و ناحیه گلوگاهی شکل گرفته در قسمت ورودی، در محل پاشش مشتعل نشده و در انتهای محفظه، شعله را تشکیل می‌دهد که این عامل از دیگر دلایل لزوم استفاده از شعله‌نگهدار می‌باشد.

انواع گوناگونی از شعله‌نگهدار در محفظه‌های احتراق مورد استفاده قرار می‌گیرد که در این پژوهش به منظور تسهیل فرآیند شبیه‌سازی از شعله‌نگهدار وی‌گاتر^۴ بهره‌گیری شده است. این شعله‌نگهدار دارای ویژگی‌های مثبتی نظیر افت فشار و هزینه ساخت پایین، سادگی و سبکی می‌باشد. هندسه شعله‌نگهدار و محل قرارگیری آن در محفظه براساس روابط ارائه شده در مرجع [۱۳] انجام گرفته است. شکل (۳) هندسه جدید طراحی شده را نشان می‌دهد. پاشش در این محفظه در محل قبلی (وسط دهانه ورودی محفظه) انجام می‌گیرد.

می‌شود، امکان مقایسه موردی و دقیق بین داده‌ها وجود نداشته و صرفاً به مقایسه ابعادی و منطقی بین داده‌ها و تطابق آن‌ها بسنده شده است.

ایجاد هندسه

در این پژوهش از نرم‌افزار Ansys و ماژول Fluent آن جهت شبیه‌سازی استفاده شده است. از مزایای این نرم‌افزار امکان ایجاد هندسه، شبکه‌بندی، شبیه‌سازی، انجام تحلیل و استخراج نمودارها می‌باشد که فرآیند نتیجه‌گیری و ارائه گزارش را تسهیل کرده است. به منظور صرفه‌جویی در هزینه و زمان، فرآیند شبیه‌سازی به صورت دو بعدی و با شرط تقارن محوری انجام شده است. یکی از چالش‌های این روش شبیه‌سازی، بررسی عملکرد سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی می‌باشد. برای تخمین عملکرد این سوراخ‌ها، آن‌ها به صورت یک نوار دور محفظه تقریب زده شده‌اند. اگرچه این روش مدل‌سازی از دقت محاسبات می‌کاهد ولی در این سطح از طراحی قابل قبول بوده و در برخی از پژوهش‌ها نظیر مرجع [۶] باموفقیت تقریب زده شده است. میدان حل به صورت سازمان‌یافته شبکه‌بندی شده و به دلیل تغییرات زیاد در سطح مقطع (ابتدا انبساط سپس رسیدن به سطح یکنواخت و در انتها انقباض) و مهم بودن اثرات دیواره، ساختار شبکه در نزدیکی دیواره ریزتر در نظر گرفته شده است.

انتخاب سوخت

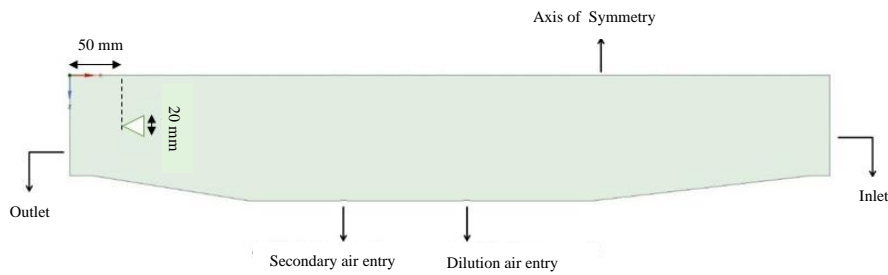
برخی سوخت‌های رایج مورد استفاده در موتورهای جت عبارتند: Jet-A، Jet-B (JP-4)، JP-5 و JP-7. از آنجا که این سوخت‌ها تفاوت قابل توجهی در ویژگی‌های احتراقی ندارند، سوخت نفت سفید^۱ که ویژگی‌هایی بسیار نزدیک به سوخت‌های جت داشته و یکی از سوخت‌های رایج هوایی شناخته می‌شود، به عنوان سوخت پیش‌فرض برگزیده شده است. لازم به ذکر است که بیشتر رم‌جت‌های سوخت مایع امروزی از نفت سفید به عنوان سوخت استفاده می‌کنند [۱۶]. ویژگی‌های احتراقی این سوخت از مراجع [۹، ۱۷] استخراج شده است.

شبیه‌سازی احتراق

برای شبیه‌سازی احتراق غیرپیش‌آمیخته سوخت مایع بایستی از روش فاز گسسته^۲ به منظور مدل کردن جریان قطرات استفاده شود. همچنین با فعال کردن اثرات متقابل فاز پیوسته، اتصال بین معادلات فاز پیوسته و گسسته نیز فراهم می‌شود [۱۸].

3. Contour
4. V-Gutter

1. Kerosine
2. Discrete Phase Model (DPM)

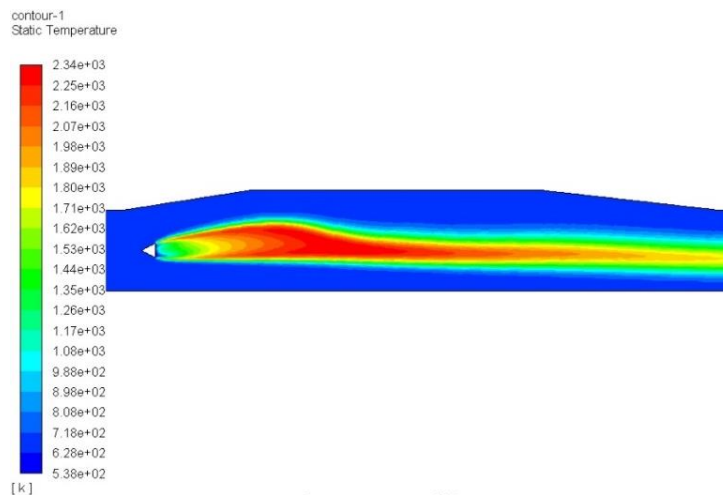


شکل ۳- ساختار هندسه جدید طراحی شده به همراه شرایط مرزی.

Fig. 3. The new designed structure and its boundary conditions.

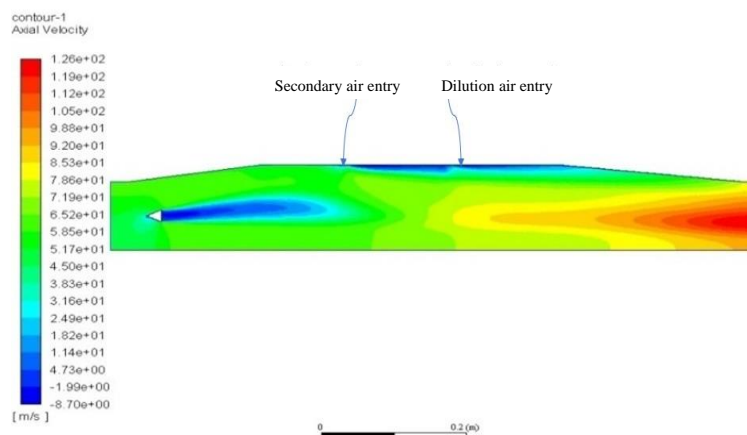
تشکیل نشده است. به همین دلیل محل پاشش سوخت از مرکز دهانه ورودی به پشت شعله‌نگهدار منتقل شد تا ضمن فراهم آوردن بهترین زمان سکونت، اختلاط سوخت و هوا به شکلی موثر صورت پذیرد. کران‌نماهای حاصل از این شبیه‌سازی در اشکال (۴) و (۵) قابل مشاهده است:

با انجام شبیه‌سازی مشخص شد که این محفظه نیز فرآیند احتراق ذرات سوخت را به انجام نمی‌رساند. از علل موثر در این مشکل می‌توان به مناسب نبودن محل پاشش سوخت اشاره کرد چراکه به‌رغم ایجاد نواحی گردابه‌ای، ورود سوخت به این نواحی به شکل موثری انجام نگرفته و در نتیجه احتراقی



شکل ۴- کران‌نمای دمای محفظه به همراه شعله‌نگهدار.

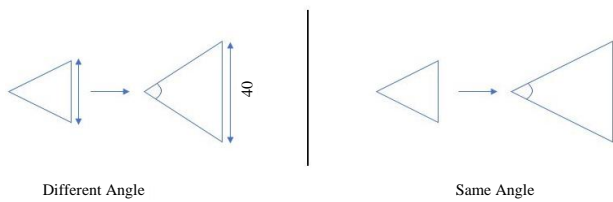
Fig. 4. Temperature contours while using flame holder.



شکل ۵- کران‌نمای سرعت محوری محفظه به همراه شعله‌نگهدار.

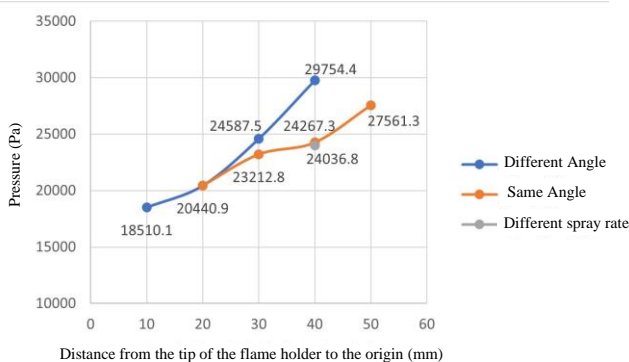
Fig. 5. The contours of axial velocity while using flame holder.

شعله‌نگهدار طراحی شده است. در وهله اول سه نوع محفظه احتراق با شعله‌نگهدارهایی با اندازه قاعده ۱۰، ۳۰ و ۴۰ میلی‌متر با زاویه رأس متفاوت از شعله‌نگهدار اولیه و نیز سه نوع محفظه با شعله‌نگهدارهایی با اندازه قاعده ۳۰، ۴۰ و ۵۰ میلی‌متر با زاویه رأس یکسان با شعله‌نگهدار اولیه طراحی، شبیه‌سازی و مقایسه شده است. اندازه قاعده پیش فرض ۲۰ میلی‌متر می‌باشد. شکل (۷) تفاوت شعله‌نگهدارها را نشان داده و نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شکل‌های (۸) تا (۱۰) قابل مشاهده است.



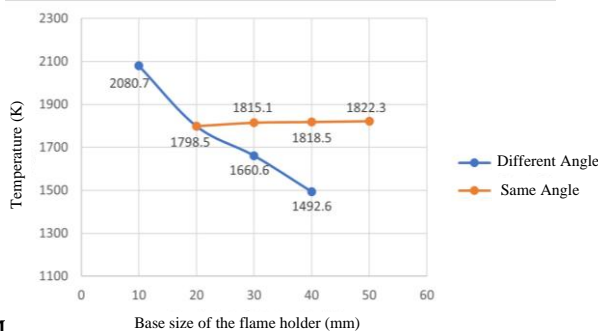
شکل ۷- تفاوت دو نوع شعله‌نگهدار طراحی شده.

Fig. 7. The difference between two types of designed flame holder.



شکل ۸- افت فشار در انواع مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 8. Pressure loss for different flame holder shapes.



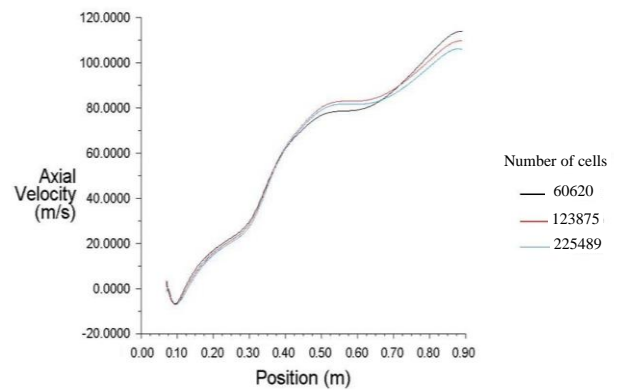
M

شکل ۹- حداکثر دمای خروجی در انواع شعله‌نگهدار.

Fig. 9. Maximum temperature for different flame holder shapes.

بررسی استقلال از شبکه

به منظور بررسی استقلال فرآیند حل از شبکه، سه نوع شبکه با تعداد ۶۰۶۲۰، ۱۲۳۸۷۵ و ۲۲۵۴۸۹ سلول ایجاد و نتایج آن‌ها با یکدیگر مقایسه شده است. به این صورت که مقدار سرعت محوری محاسبه شده در حل گرم توسط نرم‌افزار روی خطی فرضی از مرکز ناحیه ورودی و از انتهای شعله‌نگهدار تا انتهای محفظه، به صورت نمودار ترسیم شده است. علت انتخاب این خط از آن جهت است که تغییرات ناشی از احتراق و همچنین گردابه‌های شکل گرفته در پشت شعله‌نگهدار مورد بررسی قرار گیرد. چنانچه شبیه‌سازی در این نواحی که مناطقی با گردابه‌های ریز و درشت و گرداب‌های شدید است مستقل از شبکه باشد، می‌توان از صحت حل مسئله اطمینان حاصل کرد. شکل (۶) نشان‌دهنده این مسئله می‌باشد.



شکل ۶- بررسی سرعت محوری در شبکه‌بندی‌های مختلف.

Fig. 6. Axial velocity in different networks.

با نزدیک شدن به انتهای محفظه، جریان هوای ثانویه و رقیق‌سازی با گازهای حاصل از احتراق بیشتر مخلوط شده و با وجود حالت شیبوره‌ای در انتهای محفظه، سرعت و آشفته‌گی جریان بیشتر خواهد شد. دلیل اختلاف مشاهده شده بین نمودارها دقت بالاتر شبکه‌های ریزتر در بررسی تغییرات سرعت ناشی از این عوامل می‌باشد. در مجموع می‌توان گفت که حداکثر خطا در سه نوع شبکه‌ی مقایسه شده، بین ۵ تا ۹ درصد می‌باشد که خطایی قابل قبول بوده و بخشی از آن به دلیل وقوع احتراق، اجتناب‌ناپذیر می‌باشد. بنابراین به دلیل عدم وجود خطای قابل توجه و افزایش سرعت محاسبات، شبکه ۶۰۶۲۰ سلولی برای شبیه‌سازی انتخاب شده است.

بررسی اثر شعله‌نگهدار

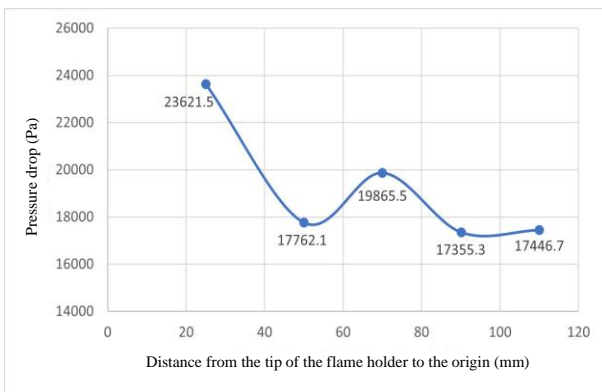
اثر اندازه شعله‌نگهدار

به منظور بررسی اثر اندازه‌ی شعله‌نگهدار، چهار نوع مختلف از

صرفاً شعله‌نگهداری که کمترین دما را فراهم می‌کند، انتخاب شود. نهایتاً با توجه به مطلوبیت بهبود هر کدام از ویژگی‌های محفظه مانند افت فشار، بیشینه دما و یا عدد ماخ می‌توان از شعله‌نگهدارهای مختلفی در این محفظه استفاده کرد اما توصیه می‌شود که از شعله‌نگهدارهای با اندازه بزرگ استفاده نشود.

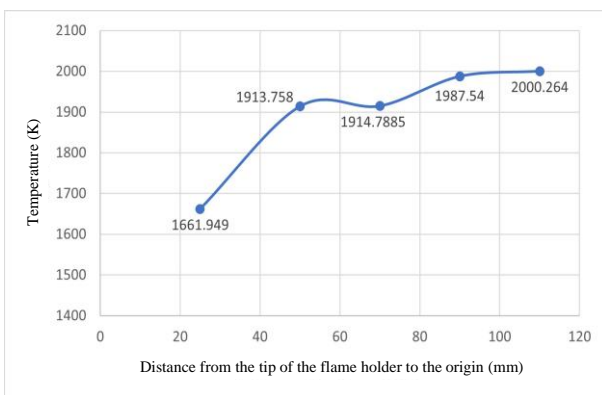
اثر جابه‌جایی شعله‌نگهدار

در گام بعدی اثر جابه‌جایی شعله‌نگهدار بر روی افت فشار، دمای خروجی و عدد ماخ مورد بررسی قرار گرفته است. بدین صورت که شعله‌نگهدار ۲۵ میلی‌متر عقب و ۲۰، ۴۰ و ۶۰ میلی‌متر به جلو برده شده و اثرات این جابه‌جایی روی ویژگی‌های محفظه مورد بررسی قرار گرفته است. فاصله راس شعله‌نگهدار اولیه از مبدأ (همان‌گونه که در شکل (۳) نشان داده شده) ۵۰ میلی‌متر می‌باشد. شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ اثرات این جابه‌جایی را نمایش می‌دهد.



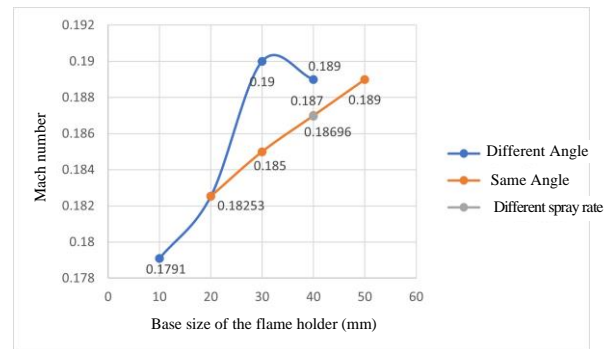
شکل ۱۱- مقایسه افت فشار در فاصله‌های مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 11. Pressure loss for various flame holder distances.



شکل ۱۲- مقایسه حداکثر دمای خروجی در فاصله‌های مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 12. Maximum exit temperature for various flame holder distances.



شکل ۱۰- عدد ماخ در انواع شعله‌نگهدار.

Fig. 10. Mach number for different flame holder shapes.

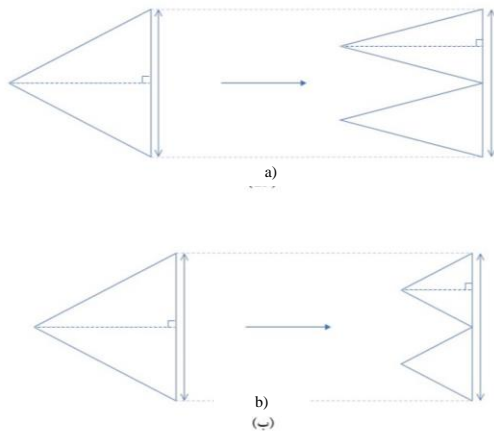
مقایسه داده‌های به دست آمده نشان می‌دهد که مطابق پیش‌بینی‌ها، افزایش سطح شعله‌نگهدار سبب افزایش افت فشار می‌شود که این افت فشار در شعله‌نگهدار با زاویه متفاوت بیشتر است؛ چراکه خطوط جریان تغییرات شدیدتری را تحمل می‌کنند. میزان پاشش سوخت متناسب با افزایش مقطع شعله‌نگهدار افزایش می‌یابد ولی در صورتی که پاشش سوخت مشابه شعله‌نگهدار پیش فرض انجام گیرد، افت فشار و عدد ماخ کاهش می‌یابد. این مسئله در شعله‌نگهدار با اندازه ۴۰ میلی‌متر با زاویه یکسان مورد ارزیابی قرار گرفته است.

میزان افت فشار در شعله‌نگهدار با اندازه ۴۰ میلی‌متر در تمامی حالت‌ها افزایش قابل ملاحظه‌ای دارد به گونه‌ای که میزان آن بین ۱/۸۹ تا ۲/۳۴ درصد تغییر می‌کند. این در حالی است که افت فشار در محفظه تغییر یافته ۱/۶ درصد است. شایان ذکر است شعله‌نگهدار با زاویه یکسان تأثیر چندانی بر میزان افت فشار ندارد که علت آن ناشی از تغییر کمتر زاویه‌ی خطوط جریان نسبت به حالت پیش فرض می‌باشد.

در محفظه دارای شعله‌نگهدار با زاویه متفاوت به رغم افت فشار زیاد، کاهش محسوسی در دمای گازهای خروجی مشاهده شده که این ویژگی در موتورهایی مانند موتور توربوجت که پایین بودن دمای خروجی از اهمیت بالایی برخوردار است، مفید واقع می‌شود. همچنین با جابه‌جایی شعله‌نگهدار و فاصله گرفتن آن از ابتدای محفظه (که میزان آن به کمک فاصله راس شعله‌نگهدار از ورودی تعیین می‌شود) مقدار افت فشار افزایش می‌یابد (شکل ۸).

به طور کلی می‌توان گفت استفاده از شعله‌نگهدار با زاویه‌ی یکسان و اندازه قاعده‌ی ۳۰ میلی‌متر به دلیل افزایش کمتر افت فشار نسبت به سایر شعله‌نگهدارها و نیز بهبود عدد ماخ نسبت به حالت پیش فرض پیشنهاد می‌شود. البته انتخاب شعله‌نگهدار بهینه بستگی به نظر طراح و متغیرهای مهم در امر طراحی دارد؛ مثلاً ممکن است در مسئله‌ای به دلیل اهمیت پایین بودن دمای خروجی از سایر موارد چشم‌پوشی شده و

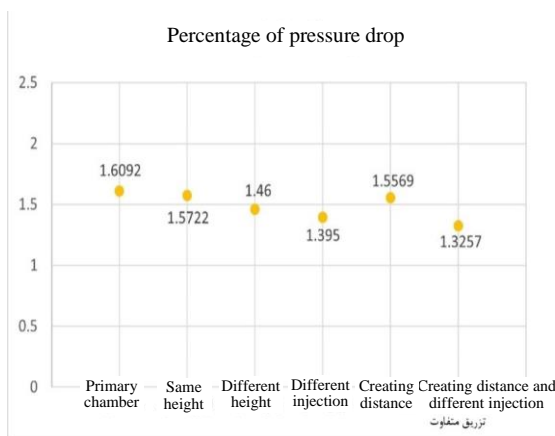
طراحی شده را نشان می‌دهد که یکی با ارتفاعی مشابه شعله‌نگهدار اولیه (الف) و دیگری با ارتفاع متفاوت از آن (ب) طراحی شده است.



شکل ۱۵- شعله‌نگهدارهای با تعداد متفاوت و تفاوت آن‌ها با شعله‌نگهدار اولیه.

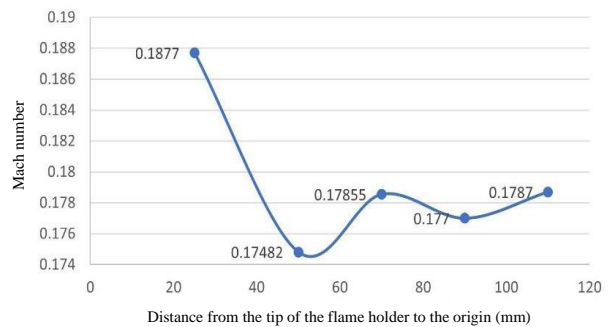
Fig. 15. Various numbers of flame holder and their difference from the original one.

علاوه بر تغییر تعداد شعله‌نگهدار، محل تزریق سوخت و فاصله بین دو شعله‌نگهدار نیز تغییر داده شده و اثر این تغییرات بر روی احتراق بررسی شده است. در حالت اول به منظور تغییر محل تزریق سوخت، پاشش از مرکز ورودی هوا انجام شده و برای حالت دوم شعله‌نگهدارها به جای اتصال به یکدیگر، با فاصله ۱۰ میلی‌متری از هم قرار گرفته‌اند. لازم به تذکر است که موارد فوق بر روی شعله‌نگهدار با ارتفاع یکسان اعمال شده است؛ چرا که بررسی اثر تفاوت هندسه شعله‌نگهدار خارج از محدوده‌ی مطالعاتی این پژوهش می‌باشد. اشکال (۱۶) تا (۱۹) برخی از نتایج شبیه‌سازی و وضعیت خطوط جریان اطراف شعله‌نگهدار را نشان می‌دهد.



شکل ۱۶- درصد افت فشار در حالات مختلف شعله‌نگهدار.

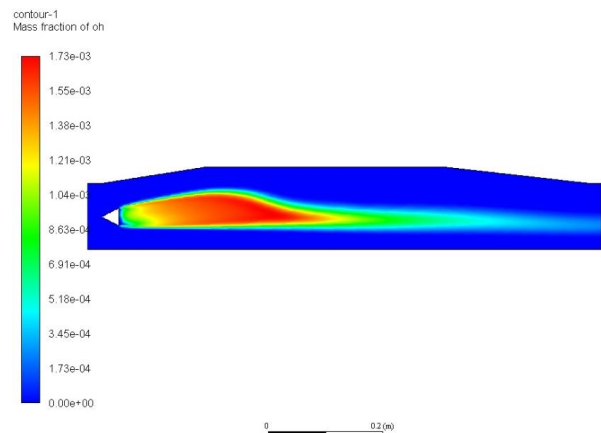
Fig. 16. Pressure loss for various flame holder positions and shapes.



شکل ۱۳- مقایسه عدد ماخ در فاصله‌های مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 13. Mach number for various flame holder distances.

نزدیک شدن شعله‌نگهدار به ورودی محفظه سبب افزایش قابل توجه عدد ماخ می‌شود؛ ضمن اینکه افت فشار نیز افزایش زیادی داشته و شعله به طور کامل درون محفظه قرار می‌گیرد (شکل ۱۴). هم‌زمان با دور شدن شعله‌نگهدار از ناحیه‌ی ورودی حداکثر دمای خروجی افزایش می‌یابد. از جمله نکات قابل توجه در این قسمت، تغییرات نامنظم افت فشار و عدد ماخ است. علت افت فشار بیشتر در شعله‌نگهدار نزدیک محفظه، ایجاد یک ناحیه‌ی انسدادی در ورودی محفظه است که فشار ناحیه ورودی را تا حد زیادی افزایش می‌دهد. از آنجا که ویژگی‌های محفظه با جابه‌جایی شعله‌نگهدار بهبود چندانی نیافته است، عدم جابه‌جایی شعله‌نگهدار و استفاده از روش ارائه شده در مرجع [۱۳] توصیه می‌گردد.

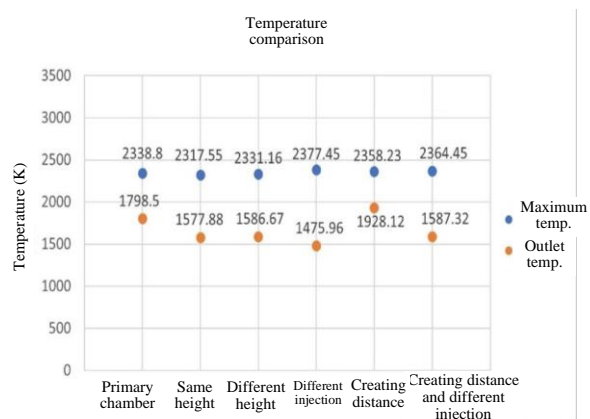


شکل ۱۴- محل قرارگیری شعله در شعله‌نگهدار با فاصله ۲۵ سانتی‌متر از مبدا مختصات.

Fig. 14. The flame position for flame holder with 25cm distance from inlet origin.

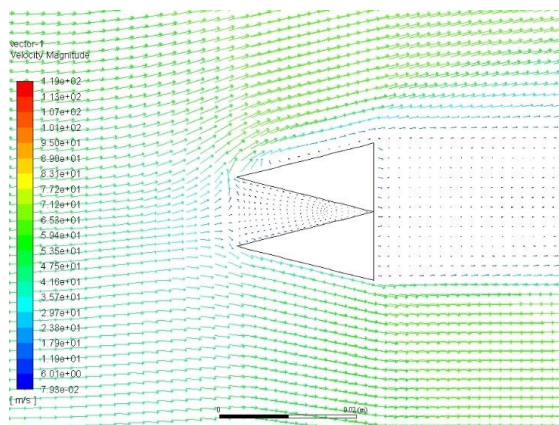
اثر تعداد شعله‌نگهدار

در این قسمت اثرات تغییر تعداد شعله‌نگهدار بررسی شده است؛ بدین صورت که به جای استفاده از یک شعله‌نگهدار، از دو شعله‌نگهدار با مجموع طول قاعده‌ی مشابه استفاده شده است. شکل (۱۵) تفاوت شعله‌نگهدارهای



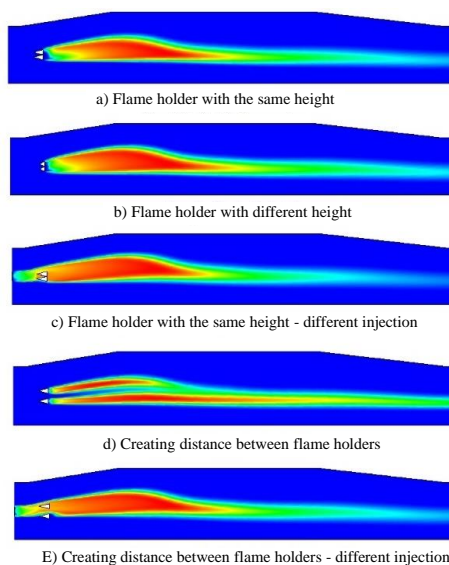
شکل ۱۷- حداکثر دما و دمای خروجی در حالات مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 17. Maximum and exit temperature for various flame holder positions and shapes.



شکل ۱۸- خطوط جریان اطراف شعله‌نگهدار.

Fig. 18. Streamlines around the flame holder.



شکل ۱۹- تفاوت شکل شعله در حالات مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 19. The flame shape for using different positions and geometries of flame holder.

استفاده از احتراق غیرپیش‌آمیخته بدون شعله‌نگهدار در این مسئله پیشنهاد نمی‌شود. ضمناً استفاده از دو شعله‌نگهدار همراه با تغییر محل تزریق سوخت اثر مطلوبی بر کاهش افت فشار و دمای خروجی دارد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. Doustdar, "Spark ignition engines; Quasi dimensional simulation," *Imam Hossein Comprehensive University Publications*, 2021, (in Persian).
- [2] A. F. El Sayed, *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*, CRC Press, 2017.
- [3] A. C. Conrado, P. T. Lacava, A. C. Pereira Filho, and M. de Souza Sanches, "Basic design principles for gas turbine combustor," in *10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering*, Brazil, 2004.
- [4] A. Bayat, "Preliminary design and numerical simulation of ramjet combustion chamber," M.Sc. thesis, Department of Mechanical Engineering, Shiraz University, Shiraz, Iran, 2015, (in Persian).
- [5] C. P. Mark and A. Selwyn, "Design and analysis of annular combustion chamber of a low bypass turbofan engine in a jet trainer aircraft," *Propulsion and Power Research*, vol. 5, no. 2, pp. 97-107, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2016.04.001>.
- [6] Z. Vosoughi and S. Tabejamaat, "Design and simulation of a 30kw microturbine combustor fed by biofuel," in *9th Fuel & Combustion Conference*, Iran, 2022, (in Persian).
- [7] M. Bondaryuk and S. Lyashenko, "Translation of ramjet engines," *Ohio: Technical Information Center, Wright-Patterson Air Force Base*, 1960.
- [8] M. T. Schobeiri, *Gas Turbine Design, Components and System Design Integration: Second Revised and Enhanced Edition*, Springer Nature, 2019.
- [9] A. H. Lefebvre and D. R. Ballal, *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, CRC Press, 2010.
- [10] M. N. Mohamed and R. Sivaprasad, "CFD simulation for the design of combustor in turbocharger test rig," in *AIP Conference Proceedings*, Tamil Nadu, India, vol. 2161, no. 1, 2019, <https://doi.org/10.1063/1.5127597>.
- [11] R. Marudhappan, C. Udayagiri, and K. H. Reddy, "Combustion chamber design and reaction modeling for aero turbo-shaft engine," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 91, no. 1, pp. 94-111,

استفاده از چند شعله‌نگهدار اثر مطلوبی بر روی افت فشار دارد؛ به گونه‌ای که در بهترین حالت کاهش ۱۷ درصدی در میزان افت فشار قابل مشاهده است. جابه‌جایی محل تزریق نیز در کاهش میزان افت فشار موثر بوده و محفظه‌های با تزریق متفاوت، افت فشار کمتری دارند. ضمن اینکه در این حالت شعله به‌طور کامل درون محفظه قرار گرفته و نسبت به سایر حالات شکل بهتری دارد.

در حالتی که تزریق سوخت از پشت شعله‌نگهدار انجام شده، ایجاد فاصله بین شعله‌نگهدارها باعث دو تکه شدن شعله می‌شود؛ درست برخلاف حالتی که تزریق سوخت از ناحیه ورودی انجام می‌شود. در این حالت افت فشار به حداقل رسیده و میزان احتراق ناقص کاهش محسوسی می‌یابد. شکل (۱۹) این موضوع را نشان می‌دهد. شایان ذکر است که ایجاد فاصله بین شعله‌نگهدارها و تزریق سوخت از ورودی محفظه باعث تسریع همگرایی مسئله می‌شود.

حداکثر دمای محفظه با استفاده از دو شعله‌نگهدار تغییر چندانی نمی‌کند؛ در حالی که دمای خروجی محفظه در بیشتر حالات کاهش می‌یابد. در ضمن به دلیل ایجاد رخنه در ناحیه شعله و ورود هوای پرسرعت به آن، حداکثر دما در حالتی که شعله‌نگهدارها با فاصله از یکدیگر قرار دارند، افزایش می‌یابد. لازم به تذکر است استفاده از دو شعله‌نگهدار تاثیر چندانی در بهبود سرعت خروجی ندارد.

به‌طور کلی در صورت به‌کار بردن دو شعله‌نگهدار، تغییر محل پاشش سوخت توصیه می‌گردد چرا که احتراق کامل بوده و سوخت ناقص خروجی حداقل مقدار خود را دارد. همچنین کمترین میزان دمای خروجی و بیشترین عدد ماخ نسبت به محفظه اولیه در این حالت رخ می‌دهد و در صورت اهمیت دو متغیر افت فشار و دمای خروجی نسبت به سایر متغیرهای احتراقی، استفاده از دو شعله‌نگهدار بسیار توصیه می‌شود.

نتیجه‌گیری

محفظه احتراق لوله‌ای با رعایت الزاماتی، می‌تواند در موتور رم‌جت مورد بهره‌برداری قرار گیرد. ضمن اینکه افزایش اندک طول محفظه به منظور پایداری بیشتر شعله پیشنهاد می‌شود.

یکی از اهداف استفاده از هوای ثانویه، ایجاد ناحیه گردش مجدد و به وجود آمدن گردابه جهت پایداری شعله و اختلاط مناسب سوخت و هوا می‌باشد. به دلیل سرعت و دبی بالای هوای ورودی، هوای ثانویه موفق به ایجاد گردابه نشده و صرفاً با کاهش دمای احتراق، از مساحت موثر محفظه می‌کاهد که نتایج حاصل از شبیه‌سازی نیز موید این مطلب می‌باشد. به همین دلیل استفاده از شعله‌نگهدار جهت ایجاد نواحی کم‌سرعت و به انجام رساندن فرآیند احتراق به شکل مطلوب در این مسئله ضروری است.

- [15] T. Inamura, M. Takahashi, and A. Kumakawa, "Combustion characteristics of a liquid-fueled ramjet combustor," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 17, no. 4, pp. 860-868, 2001, <https://doi.org/10.2514/2.5817>.
- [16] J. Jafarian, "Conceptual design of liquid-fueled ramjet engine," B.Sc. thesis, Department of Mechanical Engineering, Imam Hossein University, 2008, (in Persian).
- [17] J. F. Lee, *Theory and Design of Steam and Gas Turbines*, McGraw-Hill, 1954.
- [18] ANSYS *Fluent Tutorial Guide*, 18th Release, ANSYS Inc., 2017.
- 2019, <https://doi.org/10.1108/AEAT-10-2017-0217>.
- [12] R. S. E. Mohammed, "Design and analysis of annular combustion chamber for a micro turbojet engine," *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 13, no. 4, pp. 282-287, 2019, <https://doi.org/10.5281/zenodo.2643908>.
- [13] J. D. Mattingly, W. H. Heiser, and D. T. Pratt, *Aircraft Engine Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics(AIAA), 2002.
- [14] F. L. G. Dias, M. A. R. do Nascimento, and L. de Oliveira Rodrigues, "Reference area investigation in a gas turbine combustion chamber using CFD," *Journal of Mechanical Engineering and Automation*, vol. 4, no. 2, pp. 73-82, 2014, <https://doi.org/10.5923/j.jmea.20140402.04>.

Original Research Paper

Camera Cabling Analysis of a Remote Sensing Satellite in Terms of Electromagnetic Compatibility

Razieh Narimani^{1*}, Mohammad Karami², Leila Farhoudi³, Elham Hosseini⁴, Mohammad Sayanjali⁵, and Vali Talebzadeh⁶

1, 3-6. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

2. Pooyeshgaran Sanat Hagh, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 04 March 2024

Revised 08 May 2024

Accepted 26 May 2024

Available Online 27 May 2024

Keywords:

Electromagnetic compatibility

Remote sensing satellite

LVDS bus

Shielding

RS, RE

ABSTRACT

Ensuring the correct operation of electrical equipment in tandem is a critical engineering concern, particularly when addressing the issue of electromagnetic compatibility (EMC). In satellite systems, EMC considerations must be addressed from the initial design phases, as methods such as shielding or the addition of suitable filters are not always feasible or optimal. This article examines the necessity of shielding the LVDS (low-voltage differential signaling) bus cabling of the satellite's camera, which is located on the satellite's exterior. The study begins with the simulation of the LVDS bus cabling to assess the need for shielding, and the results are subsequently validated through electromagnetic compatibility testing. The research findings indicate that, while shielding the LVDS bus cable of the camera can improve protection by a factor of ten thousand in the worst-case scenario during radiated emission (RE) and radiated susceptibility (RS) tests, the low level of interference radiation in RE (approximately E7–8 V/m or E4/1–11 A/m) and the small amplitude of the interference signal in RS (approximately 0.001 V) suggest that shielding is not necessary. Shielding would only increase the satellite's mass and complicate the connection without significant benefits. It is evident from this study that simulating conducted emission (CE) and conducted susceptibility (CS) tests in subsequent design phases is essential to ensure comprehensive EMC assessment.

*Corresponding Author's E-mail: r.narimani@isrc.ac.ir

How to Cite this Article:

R. Narimani, M. Karami, L. Farhoudi, E. Hosseini, M. Sayanjali, and V. Talebzadeh, "Camera cabling analysis of a remote sensing satellite in terms of electromagnetic compatibility," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 61-70, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1480>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



تحلیل کابل بندی دوربین یک ماهواره سنجشی از منظر سازگاری الکترومغناطیسی

راضیه نریمانی^{۱*}، محمد کرمی^۲، لیلا فرهودی^۳، الهام حسینی^۴، محمد سینجلی^۵، و ولی طالبزاده^۶

۱ و ۶- مربی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

۲- کارشناسی ارشد، شرکت پویسگران صنعت حق، تهران، ایران

۳- کارشناسی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

۴ و ۵- استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

کارکرد صحیح تجهیزات الکتریکی در کنار یکدیگر، دغدغه جدی مهندسی به‌شمار رفته و موجب توجه ویژه به مبحث سازگاری الکترومغناطیس شده است. در ماهواره به عنوان یک سیستم پیچیده با وجود محدودیت‌های جرمی و ابعادی، از فازهای ابتدایی می‌بایست مسایل سازگاری الکترومغناطیسی مورد بررسی قرار گیرد؛ زیرا روش‌هایی مانند حفاظت‌سازی یا اضافه‌کردن فیلترهای مناسب همواره عملیاتی و بهینه نیست. در این مقاله، در گام نخست طراحی یک ماهواره سنجشی، کابل بندی باس LVDS دوربین که روی وجه بیرونی ماهواره است، با هدف بررسی ضرورت حفاظت‌کردن این کابل‌ها شبیه‌سازی و با نتایج آزمون سازگاری الکترومغناطیسی صحت‌گذاری شده است. بر اساس پژوهش انجام شده، با وجود این که در آزمون‌های تشعشع انتشاری (RE) و حساسیت‌پذیری تشعشعی (RS) حفاظ نمودن کابل باس LVDS دوربین که خارج از قفس فارادی ماهواره قرار دارد، حفاظت را در بدترین حالت ده هزار برابر بهبود می‌بخشد، اما نظر به ضعف بودن سیگنال مزاحم تشعشعی در RE (حدود 8 V/m یا 11 A/m) و همچنین کم بودن دامنه سیگنال مزاحم تزویجی در RS (حدود 0.01 V) ضرورتی نداشته و تنها هزینه جرمی ماهواره و پیچیدگی اتصال را افزایش خواهد داد. البته ضرورت شبیه‌سازی آزمون‌های CE و CS و مقایسه آن با نتایج عملی در گام‌های بعدی واضح است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۴ اسفند ۱۴۰۲

بازنگری ۱۹ اردیبهشت ۱۴۰۳

پذیرش ۶ خرداد ۱۴۰۳

اولین انتشار ۷ خرداد ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

سازگاری الکترومغناطیسی

ماهواره سنجشی

باس LVDS

حفاظت‌سازی

RS•RE

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: r.narimani@isrc.ac.ir

How to Cite this Article:

R. Narimani, M. Karami, L. Farhoudi, E. Hosseini, M. Sayanjali, and V. Talebzadeh, "Camera cabling analysis of a remote sensing satellite in terms of electromagnetic compatibility," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 61-70, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1480>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



علائم و اختصارات

CE	Conducted Emission
CS	Conducted Susceptibility
EUT	Equipment Under Test
LVDS	Low-Voltage Differential Signaling
RE	Radiated Emission
RS	Radiated Susceptibility

مقدمه

با گسترش تجهیزات الکترونیکی و فعالیت آن‌ها در کنار یکدیگر، اهمیت وجود سازگاری الکترومغناطیسی و عدم ایجاد تداخل هر یک روی دیگر المان‌ها بیش از پیش خود را نشان می‌دهد. یک ماهواره نیز دارای زیرسیستم‌های الکترونیکی بسیاری است که در یک فضای محدود در کنار یکدیگر قرار می‌گیرند و این به معنای بالابودن تعامل زیرسیستم‌ها با یکدیگر و وجود یک شبکه ارتباطی پیچیده میان آن‌ها است.

کابل‌ها به‌عنوان اساسی‌ترین بخش ارتباط بین این تجهیزات الکترونیکی برای انتقال سیگنال و اطلاعات، یکی از راه‌های نفوذ امواج مزاحم به سیستم و ایجاد تداخلات الکترومغناطیسی هستند.

علاوه بر کابل‌های داخلی ماژول‌ها، هر زیرسیستم الکترونیکی کابل‌های خارجی مختلفی مانند تغذیه، دیتا و سیگنال دارد که علاوه بر این که به لحاظ حفاظت‌سازی از کابل‌های داخلی ماژول ضعیف‌تر هستند، عموماً دارای طول بلندتری بوده و از این رو آسیب‌پذیری بیشتری در مواجهه با تداخلات الکترومغناطیسی دارند.

در سال‌های اخیر مطالعات و آزمایش‌های بسیاری در زمینه سازگاری الکترومغناطیسی تجهیزات انجام شده است [۱-۳]. از آنجا که ساخت و انجام آزمایش علاوه بر هزینه، مستلزم صرف زمان نسبتاً طولانی جهت حصول نتیجه است، به موازات آزمایشات عملی، مطالعاتی نیز در خصوص انجام شبیه‌سازی صورت گرفته که بررسی‌ها نشان می‌دهد شبیه‌سازی به‌طور قابل‌قبولی مسائل مربوط به سازگاری الکترومغناطیسی را تحلیل نموده و با ساده‌سازی مدل شبیه‌سازی در زمانی کوتاه می‌توان به تحلیل مناسبی از مساله رسید [۴-۸].

وجود سازگاری الکترومغناطیسی به خصوص در ماهواره به‌عنوان سیستمی که تجهیزات الکترونیکی در یک فاصله محدود و نزدیک به هم قرار دارند، چالش جدی در طراحی ماهواره به‌شمار رفته و حفاظت‌سازی در این سامانه به‌عنوان یک رویکر اصلی مورد توجه طراحان می‌باشد [۹-۱۳].

یک ماهواره سنجشی علاوه بر دوربین‌های تصویربرداری، شامل

آنتن‌های مختلفی به‌منظور ارسال و دریافت دیتاهای تصویر، تله‌متری/تله‌کامند و غیره است. از آنجا که دوربین ماهواره به جهت تصویربرداری بیرون از بدنه ماهواره قرار دارد، عموماً کابل‌های ارتباطی دوربین در معرض تشعشعات آنتن نیز قرار دارد و عدم توجه به کابل دوربین، می‌تواند اطلاعات دریافتی از دوربین را دچار اختلال نماید.

یکی از راه‌های کاهش تأثیرپذیری کابل‌ها، استفاده از حفاظ‌سازی مناسب است. از سوی دیگر محدودیت‌های جرمی ماهواره، اجازه استفاده آزادانه از حفاظ‌سازی را به طراح نمی‌دهد. بنابراین بررسی ضرورت استفاده از حفاظ و حذف آن در مواردی که تأثیرگذاری چندانی ندارد، بسیار حائز اهمیت است.

در این مقاله کابل‌بندی باس LVDS دوربین یک ماهواره سنجشی که روی وجه بیرونی ماهواره در معرض تشعشع آنتن‌های آن در فرکانس‌های مختلف بوده، با هدف بررسی ضرورت حفاظ‌سازی کابل‌های مربوطه مورد بررسی و شبیه‌سازی قرار گرفته است.

تعریف مدل

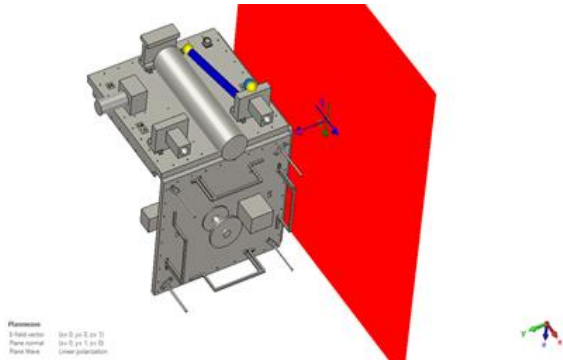
محیط‌های نرم‌افزاری گوناگونی جهت شبیه‌سازی امواج الکترومغناطیسی در اختیار طراحان قرار دارد که نرم‌افزار CST یکی از قدرتمندترین آن‌هاست که CST Cable Studio بسته نرم‌افزاری کاملی برای تحلیل خطوط انتقال سیمی، تداخلات الکترومغناطیسی و حساسیت‌پذیری الکترومغناطیسی روی ساختارهای کابلی را در اختیار ما قرار داده و یک رابط کاربری جهت تسهیل تعریف یک ساختار کابلی پیچیده ارائه می‌نماید [۱۴].

جهت شبیه‌سازی رفتارهای الکترومغناطیسی کابل‌های مربوط به دوربین ماهواره، ابتدا خود کابل‌های دیتا متصل به فرستنده محموله ماهواره مدل شده و سپس مسیر این کابل کشی شبیه‌سازی می‌گردد.

دو سری کابل دیتا دوربین که دیتا را از طریق پروتکل LVDS به فرستنده مخابرات محموله منتقل می‌نمایند. کابل LVDS مطابق [۱۵] شامل دو رشته سیم دیفرانسیلی برای ارتباط است. در ماهواره ساخته شده مورد مطالعه، سه دوربین اصلی و سه دوربین افزونه وجود دارد که هر کدام جهت ارتباط با مخابرات محموله از یک زوج سیم دیفرانسیلی استفاده می‌کنند. بنابراین در کابل ارتباطی شش زوج سیم LVDS وجود دارد. این کابل به‌همراه یک کابل درین از دوربین خارج شده و به کانکتوری بیرون از ماهواره متصل می‌شوند که از آن طریق دیتا وارد ماهواره می‌گردد.

شکل (۱) نمایی از سطح مقطع کابل LVDS دوربین ماهواره را در محیط شبیه‌سازی نرم‌افزار CST نشان می‌دهد که در آن هادی، حفاظ و عایق کابل مشخص است. یک تک سیم درین هم در هر غلاف برای زمین کردن کابل وجود دارد.

مختلف کاری ماهواره انجام شده است. شکل (۳) نحوه تابش موج صفحه‌ای به بدنه ماهواره و کابل‌های خارجی آن را نشان می‌دهد.



شکل ۳- نحوه تابش موج صفحه‌ای به ماهواره.

Fig. 3. Plane wave radiation to the satellite.

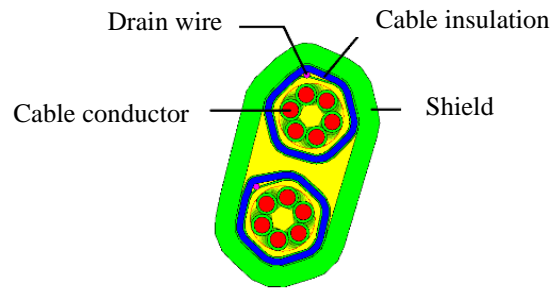
امواج تشعشی تابیده شده، منجر به ایجاد جریان القایی درون کابل‌ها می‌شود که میزان انرژی دریافتی در کابل‌ها به محیط پیرامونی کابل‌ها و حفاظسازی کابل‌ها ارتباط دارد. با فرض عدم تغییر محیط پیرامونی کابل‌ها، شبیه‌سازی ابتدا در شرایطی که کابل‌ها بدون حفاظ هستند، انجام شده و سپس با قراردادن حفاظ بر روی کابل‌ها به مقایسه نتایج حاصله می‌پردازیم.

شبیه‌سازی

در این مقاله، به جهت امکان صحت‌سنجی نتایج شبیه‌سازی در عمل یک ماهواره سنجنشی عملیاتی بررسی و باندهای فرکانسی واقعی آن ماهواره در نظر گرفته شده است. در این ماهواره چند فرستنده مخابراتی مختلف در باندهای فرکانسی VHF، S و X به منظور ارسال و دریافت دیتاهای تله‌متری/تله‌کامند و تصویر وجود دارد و هرکدام از این باندهای فرکانسی آنتن‌های متناظر خود را روی صفحه آنتن ماهواره دارند.

دوربین این ماهواره که وظیفه اخذ تصویر را بر عهده دارد، به کمک شش رشته کابل LVDS مطابق شکل (۲) داده‌ی اخذ شده را به فرستنده مخابرات محموله ارسال می‌کند. با توجه به یکسان بودن شرایط شش رشته‌ی کابل‌های LVDS نسبت به یکدیگر و تسهیل شبیه‌سازی، یکی از این رشته‌ها را به عنوان نمونه در نظر گرفته و سطح سیگنال دریافتی را روی آن، بر اساس فرکانس‌های تابشی متفاوت، بررسی می‌کنیم.

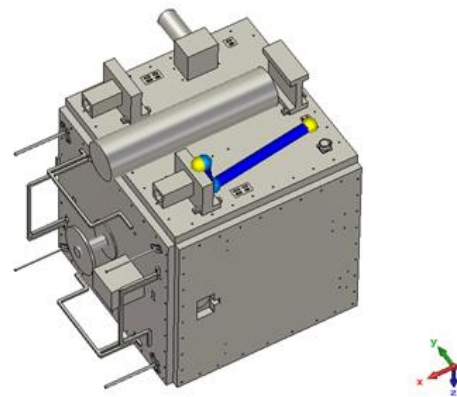
مقایسه شکل‌های (۴) و (۵) نشان دهنده این موضوع است که حفاظ کردن کابل، میزان تاثیرپذیری را کاهش داده و همچنین اثر خود حفاظ نیز با بالا رفتن فرکانس اعمالی بیشتر شده است. افزودن حفاظ در فرکانس ۱۳۷MHz، در حدود ۱۰۴ برابر ولتاژ القا شده را کاهش داده است. این کاهش ولتاژ القا شده در فرکانس ۲GHz در حدود ۱۰۶ برابر و در فرکانس ۸GHz در حدود ۱۰۱۰ برابر است.



شکل ۱- نمایی از سطح مقطع کابل LVDS.

Fig. 1. Cross-section of the LVDS cable.

پس از تعریف نوع کابل، مسیر کابل ارتباطی روی بدنه ماهواره مدل شده است. شکل (۲) مسیر کابل مدل شده را روی بدنه از خروجی یکی از دوربین‌ها تا کانکتور روی بدنه نشان می‌دهد.



شکل ۲- مسیر کابل دوربین روی بدنه ماهواره.

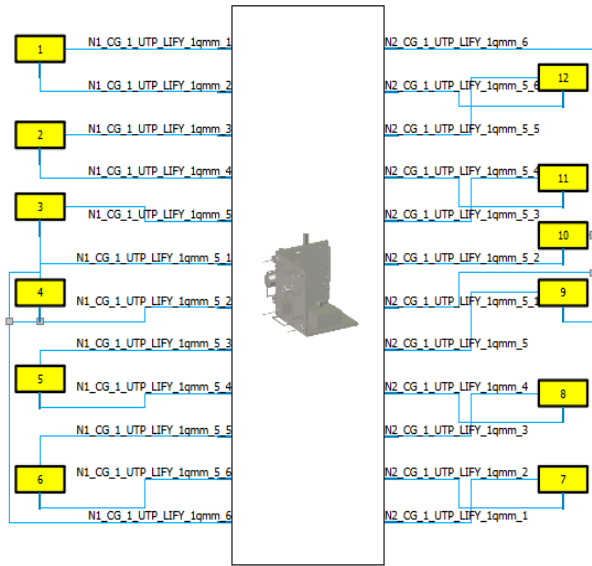
Fig. 2. The route of the camera cable on the satellite body.

حساسیت‌پذیری تشعشی (RS) کابل یا به‌طور کلی تجهیزات تحت آزمون، یکی از رفتارهایی است که در مباحث سازگاری الکترومغناطیسی اهمیت دارد و در ادامه به بررسی آن پرداخته‌ایم. دلیل این تاثیرپذیری، بلندی طول کابل‌ها نسبت به فرکانس‌های موجود در محیط است. در چنین محیطی کابل مانند یک آنتن عمل کرده و نویز بیرونی را گرفته و به ادوات حساس متصل به خود منتقل می‌کند. بررسی اثرات تشعشعات انتشاری با کمک آزمون‌های RS انجام می‌شود که در ادامه این آزمون‌ها شبیه‌سازی شده‌اند.

مهم‌ترین منبع تشعشی خارج از ماهواره مربوط به آنتن‌های خود ماهواره است که روی بدنه نصب شده‌اند و سیگنال تشعشی آن‌ها روی تجهیزات خارجی ماهواره از جمله کابل‌های بیرونی تاثیر می‌گذارد.

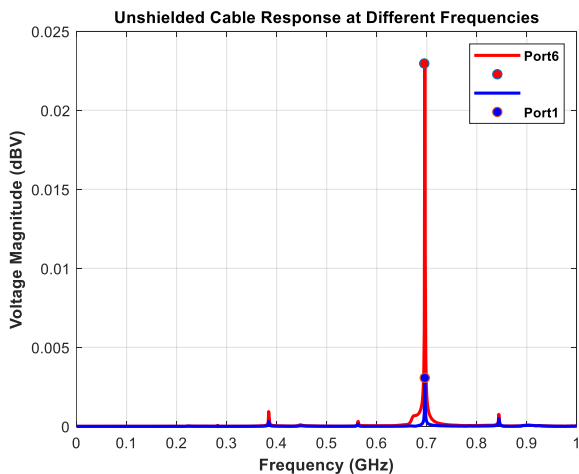
به‌منظور سهولت شبیه‌سازی و افزایش سرعت تحلیل، شبیه‌سازی سیگنال تشعشی آنتن‌ها به کمک یک سیگنال تک تون در فرکانس‌های

در شکل (۶) مدل مداری سیم‌های دسته کابل شبیه‌سازی شده در محیط شماتیک نرم‌افزار CST آمده است و در ادامه جهت بررسی کامل تر رفتار فرکانسی، یک سیگنال شبه ضربه را که دارای طیف فرکانسی گسترده‌ای است، به عنوان منبع تشعشع در نظر گرفته و رفتار کابل را در این حالت شبیه‌سازی می‌کنیم. در این جا هر پورت نمایانگر یکی از ۱۲ رشته سیم شکل (۱) است.



شکل ۶- مدل مداری کابل شبیه‌سازی شده در بخش شماتیک CST.

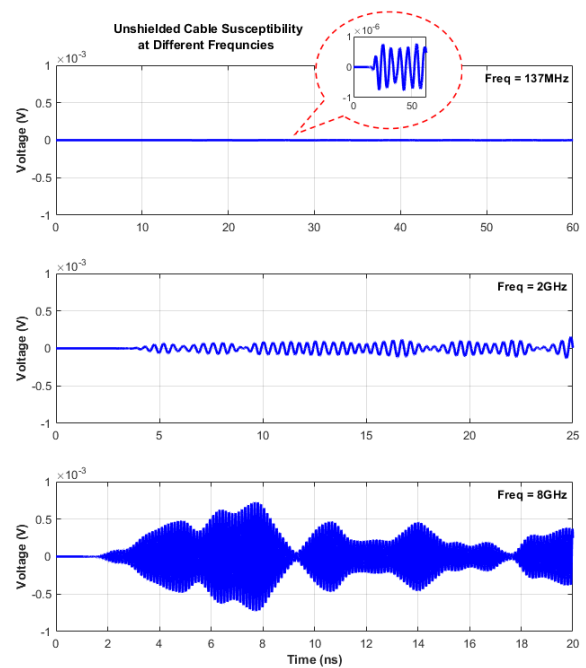
Fig. 6. Simulated cable circuit model in CST schematic section.



شکل ۷- پاسخ فرکانسی کابل بدون حفاظ با تحریک سیگنال شبه ضربه.

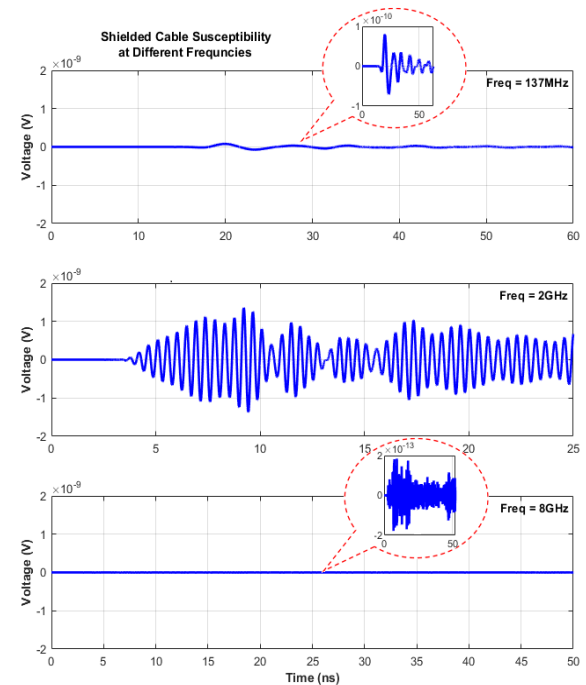
Fig.7. Frequency response of unshielded cable with excitation of the pseudo pulse signal.

مطالعه رفتار فرکانسی سیگنال القا شده روی کابل‌ها در شکل (۷) نشان‌دهنده بیشتر بودن میزان جذب انرژی در محدوده‌های



شکل ۴- ولتاژ القا شده در کابل حفاظ نشده در حوزه زمان در فرکانس‌های 137MHz، 2GHz و 8GHz.

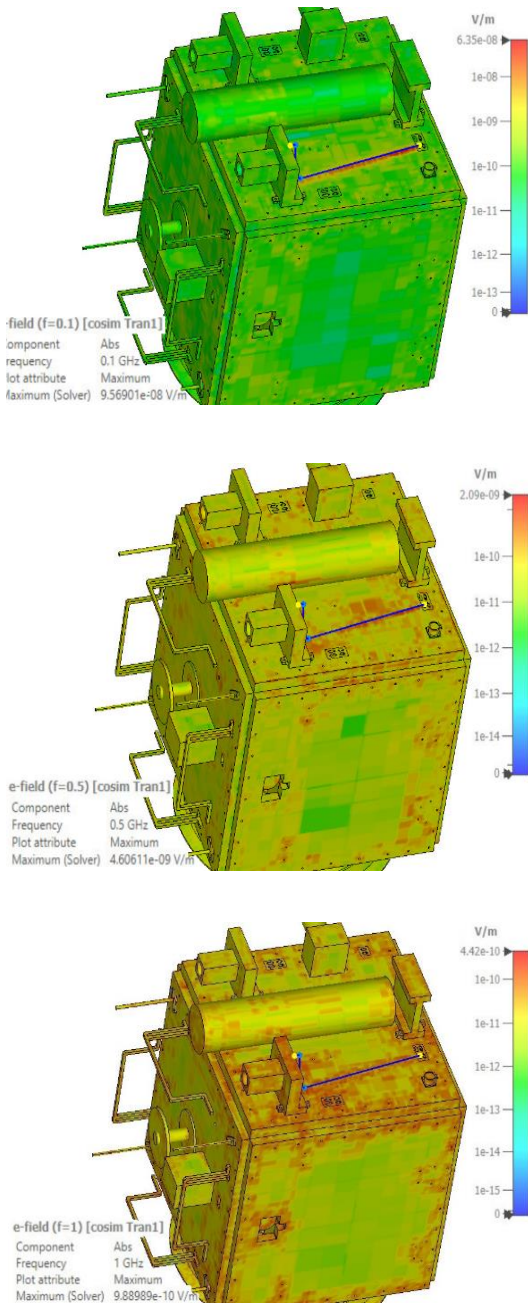
Fig. 4. Induced voltage in the unshielded cable in the time domain at the frequencies of 137 MHz, 2 GHz and 8 GHz.



شکل ۵- ولتاژ القا شده در کابل حفاظ شده در حوزه زمان در فرکانس‌های 137MHz، 2GHz و 8GHz.

Fig. 5. Induced voltage in the shielded cable in the time domain at frequencies of 137 MHz, 2 GHz and 8 GHz.

شبیه‌سازی آزمون‌های RE در شبیه‌سازی یک رشته پالس مشابه با دامنه و فرکانسی که در واقعیت در کابل وجود خواهد داشت به یکی از کابل‌ها اعمال شد. پس از آن میدان الکتریکی، مغناطیسی و جریان سطحی ناشی از جریان کابل روی بدنه ماهواره بررسی شده است. در این حالت کابل‌ها بدون حفاظ فرض شده‌اند.



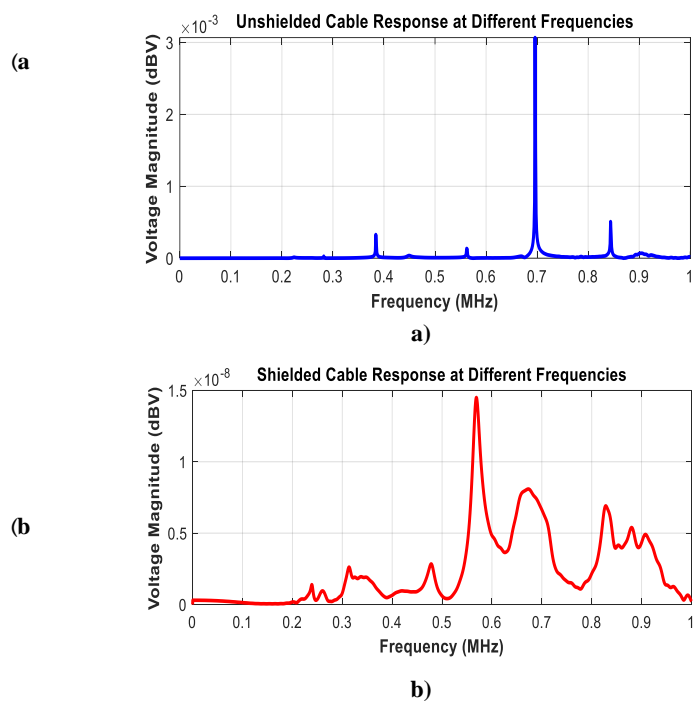
شکل ۹- میدان الکتریکی ناشی از تحریک خط انتقال حاوی قطار پالس در فرکانس (الف) 100MHz، (ب) 500MHz و (ج) 1000MHz.

Fig. 9. Electric field radiated from cable while transferring pulses at frequency a) 100MHz, b) 500MHz and c) 1000MHz.

فرکانسی خاصی است. این شکل، پاسخ فرکانسی دو سیم شماره یک و شماره شش را در دسته کابل بدون حفاظ نشان می‌دهد که فرکانس رزونانس 700MHz داشته‌اند.

اعمال تغییرات در پارامترهای کابل مانند حفاظ، نحوه‌ی قرارگیری کابل و دسته‌بندی می‌تواند در بهینه شدن این رفتار تاثیرگذار باشد.

شکل (۸) تفاوت اثرپذیری کابل را در شرایط وجود و عدم وجود حفاظ نشان می‌دهد، بر این اساس، دامنه ولتاژ القا شده در فرکانس رزونانس 700MHz حدود صد هزار برابر کاهش یافته است.



شکل ۸- رفتار فرکانسی سیم شماره یک در دسته کابل (الف) بدون حفاظ، (ب) با حفاظ.

Fig. 8. Frequency response of wire number one a) without shield, b) with shield.

بررسی نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که با وجود کاهش تاثیرپذیری کابل‌ها در اثر حفاظ‌سازی، از آن‌جا که سطح تاثیر گرفته شده حتی در شرایط بدون حفاظ نیز پایین است، می‌توان به دلیل محدودیت بودجه جرمی از حفاظ نمودن کابل‌های LVDS صرف نظر نمود. سطوح انرژی در این شبیه‌سازی‌ها اگرچه تطابق کاملی با سطوح واقعی ندارند، پیش‌بینی بسیار خوبی از شرایط واقعی در اختیار طراح قرار می‌دهد.

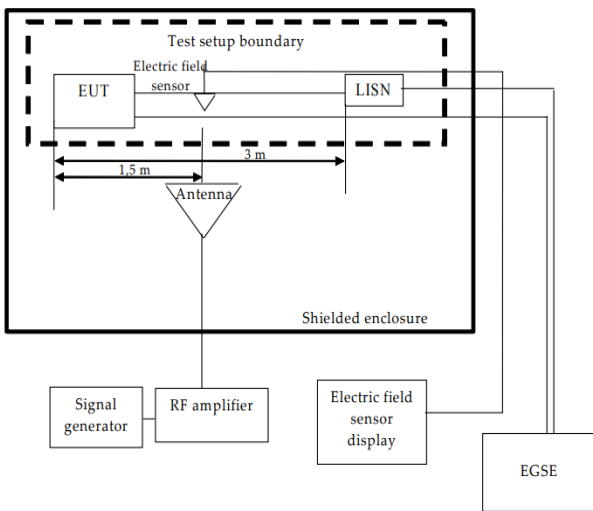
در گام بعدی شبیه‌سازی، به تاثیرگذاری تشعشعات ناشی از کابل روی محیط پیرامون پرداخته‌ایم. مطابق با استاندارد [۱۶]، در آزمون‌های سازگاری الکترومغناطیسی، تشعشعات انتشاری ناشی از دستگاه‌های تحت آزمون با عنوان سری آزمون‌های RE انجام می‌شود. با هدف

آزمون و پیاده‌سازی

با توجه به نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده روی کابل‌های ارتباطی دوربین با فرستنده مخابرات محموله که دارای پروتکل LVDS است، هرچند حفاظ‌سازی کابل میزان تاثیرپذیری آن را کاهش می‌دهد ولی از آن‌جا که میزان تاثیر امواج روی کابل‌ها پایین است، به لحاظ فنی حفاظ نمودن کابل‌ها ضرورت ندارد.

به‌منظور صحت‌گذاری نتایج شبیه‌سازی، ضمن برقراری لینک ارتباطی دوربین و فرستنده، آزمون‌های سازگاری الکترومغناطیسی مطابق استاندارد ECSS-E-ST-20-07C انجام شده است. همان‌طور که در شکل (۱۱) مشاهده می‌شود، بر اساس این استاندارد در آزمون RS، تجهیز تحت آزمون (EUT) و دو متر از کابل متصل به آن روی میزی که ۹۰ سانتی‌متر از سطح زمین آزمایشگاه فاصله دارد، گسترده می‌شود. آنتن ارسال سیگنال‌های آزمون، در فاصله یک متری از چیدمان قرار می‌گیرد. سیگنال‌های آزمون در بازه فرکانسی معین و با دامنه مشخص شده در استاندارد، به EUT تابانده می‌شود. در حین اعمال سیگنال آزمون نباید هیچ‌گونه اختلالی در عملکرد تجهیزات مشاهده شود [۱۶].

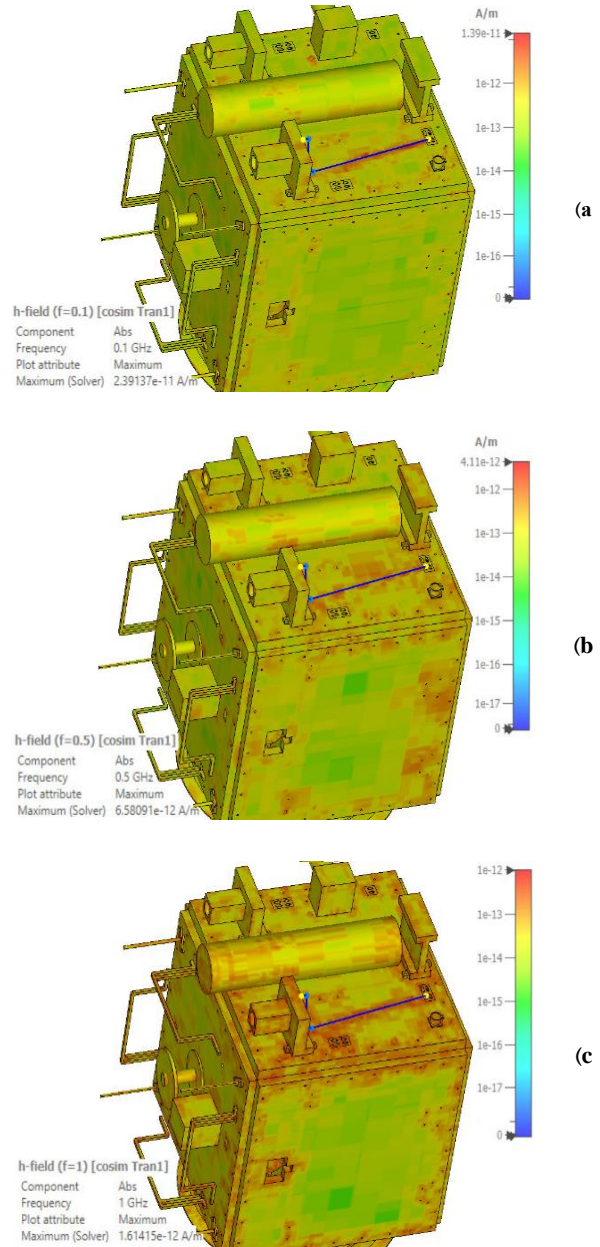
شایان ذکر است که در شبیه‌سازی و آزمون RS فرکانس‌ها مطابق استاندارد ۱۰۱ اعمال شده‌اند، اما در جدول (۱) به‌صورت نمونه تنها فرکانس‌های فرستندگی خود ماهواره که از ابتدا به آن اشاره شد، آورده شده است.



شکل ۱۱- چیدمان آزمون RS [۱۶].

Fig. 11. Test setup of the RS test [16].

بررسی شکل‌های (۹) و (۱۰) نشان می‌دهد که میزان تشعشع ناشی از کابل‌ها کم بوده و بیشینه تشعشع در فرکانس 100MHz رخ می‌دهد. در این شرایط، شدت میدان مغناطیسی تقریباً $1.39e-11$ آمپر بر متر است که جریان سطحی ناچیزی روی بدنه‌ی ماهواره القا می‌نماید. به همین سبب نیازی به اضافه‌کردن حفاظ روی این کابل از منظر جلوگیری از تشعشعات مزاحم آن، نیست.



شکل ۱۰- میدان مغناطیسی ناشی از تحریک خط انتقال حاوی قطار پالس در فرکانس الف (100MHz، ب) 500MHz و ج) 1000MHz.

Fig. 10. Magnetic field radiated from cable while transferring pulses at frequency a) 100MHz, b) 500MHz and c) 1000MHz.

نتیجه آزمون انجام شده مطابق نتایج شبیه سازی بوده و آن را تایید می کند (شکل ۱۳).

تاریخ: شماره پرونده		لاگ آزمون سازگاری الکترومغناطیسی فرستنده مخابرات		محموله		پرونده فاس ایران	
کد وسیله	محمول: تعداد	کد سند شناسنامه آزمون مرتبط:		عنوان آزمون مرتبط: آزمون سازگاری الکترومغناطیسی فرستنده مخابرات محموله			
تاریخ انجام آزمون: ۰۷۱۶		معتبر: آزمایشگاه EMC پژوهشگاه		طراح آزمون: بخش محموله مخابراتی			
ردیف	بارشگر کنترلی	زمان کنترل			نتیجه مورد انتظار	وضعیت پذیرش	
		شروع	ختم انجام آزمون	پایان آزمون			
۱۲	RS, magnetic field, 30 Hz to 100 KHz	✓			✓		
۱۴	RS, electric field, 30 MHz to 18 GHz	✓			✓		
۱۵	Susceptibility to electrostatic discharge	✓			✓		

شکل ۱۳ - لاگ آزمون سازگاری الکترومغناطیسی انجام شده.

Fig. 13. Log of electromagnetic compatibility test.

آزمون تشعشع انتشاری (RE) نیز روی همان چیدمان دوربین و فرستنده انجام شد. در این آزمون داده واقعی روی باس LVDS وجود داشته و تشعشعات مزاحم ناشی از آن در بازه های فرکانسی ۳۰MHz تا ۱۸GHz اندازه گیری شده است. در نتایج آزمون نیز مطابق نتایج شبیه سازی هیچ گونه تشعشعی خارج از حدود استاندارد [۱۶] مشاهده نشد.

باید یادآوری کرد که دو سری آزمون مهم هدایتی نیز در استانداردهای سازگاری الکترومغناطیسی با عناوین انتشار هدایتی (CE) و حساسیت پذیری هدایتی (CS) وجود دارد که در این مقاله به شبیه سازی آن ها پرداخته نشده است. در مطالعات آتی می توان شبیه سازی این آزمون ها را نیز مدنظر قرار داد.

بر اساس نتایج به دست آمده در شبیه سازی و آزمون های عملی RE و RS، در ماهواره مورد نظر، اتصال دوربین و محموله مخابراتی را می توان با کابل بدون حفاظ برقرار کرد. البته نتیجه گیری نهایی منوط به نتایج آزمون های هدایتی نیز خواهد بود.

اگر بتوان از قبل با شبیه سازی به این نتیجه رسید که لزومی به استفاده از حفاظ وجود ندارد علاوه بر صرفه جویی جرمی در ماهواره و نیز کاهش پیچیدگی های اتصال، در سفارش گذاری نوع کانکتورها و کابل ها نیز از ابتدای پروژه هوشمندانه تر عمل خواهد شد.



شکل ۱۲ - چیدمان آزمون RS در آزمایشگاه.

Fig. 12. Setup of RS test in the laboratory.

جدول ۱ - نتایج بررسی اختلال عملکرد محموله ماهواره با کابل بدون حفاظ در شبیه سازی و آزمون RS.

Table 1. Monitoring of satellite payload malfunctions, unshielded cable in simulation and RS test.

	Frequency MHz	Domain V/m	Malfunctions	
			Seen	Unseen
Simulation	137	10	-	✓
	2000	10	-	✓
	8000	10	-	✓
Test	137	10	-	✓
	2000	10	-	✓
	8000	10	-	✓

آزمون حساسیت پذیری تشعشعی (RS)، از فرکانس ۳۰MHz تا ۱۸GHz روی کابل LVDS متصل به دوربین و فرستنده مخابراتی محموله انجام شد. در این آزمون سیگنالی با دامنه ۱۰V/m در تمام بازه های فرکانسی به کمک آنتن هایی در باندهای مختلف روی کابل متصل به دوربین و فرستنده مخابراتی القا گشت. در حین القای سیگنال مزاحم، عملکرد دوربین و فرستنده به طور دائم مورد بررسی قرار گرفت. نتایج این آزمون نشان داد که عدم وجود حفاظ در عملکرد این چیدمان خللی ایجاد نمی نماید. بدین ترتیب،

نتیجه‌گیری

نتایج شبیه‌سازی و آزمون‌های انجام شده در این مقاله نشان می‌دهد که با انجام شبیه‌سازی‌های سازگاری الکترومغناطیسی در فاز طراحی، می‌توان پیش از ورود به آزمون‌های زیرسیستمی و سیستمی در مورد حفاظ‌سازی و مسیر مناسب کابل‌بندی به نتایج مطلوبی رسید.

صرف‌نظر از این‌که شبیه‌سازی در مراحل اولیه باعث صرفه‌جویی قابل ملاحظه‌ای در زمان می‌گردد، این کار از اعمال راه‌کارهای مهندسی بیش از حد نیز مانند حفاظ‌سازی تمامی کابل‌های بیرونی در سیستم جلوگیری می‌کند. این نوع راه‌کارها که در طراحی سیستمی ماهواره‌ها به اشتباه مرسوم است، غیر از جرم خود حفاظ روی کابل، به دلیل لزوم استفاده از بدنه‌ی حفاظ برای تمام کانکتورهای متصل به کابل حفاظ‌دار، غیر از پیچیدگی اتصال، جرم نهایی را به مقدار قابل ملاحظه‌ای افزایش خواهد داد. افزایش جرم در سیستمی مانند ماهواره که می‌بایست مقید به الزامات جرمی سختگیرانه پرتابگرها باشد، به هیچ‌عنوان قابل قبول نیست.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- EUROPE, Barcelona, Spain, 2018, pp. 1100-1105, <https://doi.org/10.1109/EMCEurope.2019.8872099>.
- [5] J. Hein, J. Hippeli, and T. F. Eibert, "Efficient EMC parameter analysis for the verification of complex automotive simulation models by the utilization of design of experiments," *IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility*, vol. 60, no. 6, pp. 1965-1973, 2018, <https://doi.org/10.1109/TEMC.2017.2784879>.
- [6] H. Yafei, Z. Yu, and Z. Hui, "A non-terminal points grounding method of shielded cable for electromagnetic pulse protection," in *5th International Symposium on Electromagnetic Compatibility (EMC-Beijing)*, Beijing, China, 2017, pp. 1-5, <https://doi.org/10.1109/EMC-B.2017.8260416>.
- [7] G. Li *et al.*, "Prediction of radiated emissions from cables over a metal plane using a SPICE model," *IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility*, vol. 57, no. 1, pp. 61-68, 2015, <https://doi.org/10.1109/TEMC.2014.2364405>.
- [8] L. Yongliang *et al.*, "EMC analysis for multi-point grounding cable of aircraft," in *3rd Asia-Pacific Conference on Antennas and Propagation*, Harbin, China, 2014, pp. 1423-1426, <https://doi.org/10.1109/APCAP.2014.6992795>.
- [9] G. Bhooma *et al.*, "Effectiveness of various shield termination methods of cables," in *International Conference on ElectroMagnetic Interference & Compatibility (INCEMIC)*, Bengaluru, India, 2016, pp. 1-4, <https://doi.org/10.1109/INCEMIC.2016.7921473>.
- [10] I. Turer and K. Aydin, "Electromagnetic shielding properties of satellites," in *7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2015, pp. 401-404, <https://doi.org/10.1109/RAST.2015.7208377>.
- [11] R. Uzel and A. Özyildirim, "A study on the local shielding protection of electronic components in space radiation environment," in *8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2017, pp. 295-299, <https://doi.org/10.1109/RAST.2017.8003007>.
- [12] J. R. Solin, "Shielding effectiveness of satellite faraday cages with EMI taped seams and closeouts," *IEEE Electromagnetic Compatibility Magazine*, vol. 7, no. 2, pp. 40-46, 2018, <https://doi.org/10.1109/MEMC.2018.8410660>.
- [13] Y. -J. Zhang and L. -L. Cheng, "Application of system-level EMC design technology in microwave remote sensing satellite," in *6th International Symposium on Electromagnetic Compatibility (ISEMC)*, Nanjing, China, 2019, pp. 1-3, <https://doi.org/10.1109/ISEMC48616.2019.8986086>.
- [14] "CST studio suite, cable simulation," (Version 2020), [Workflow & Solver Overview]. DASSAULT
- [1] Y. Guo *et al.*, "Simulation and analysis of the influence of external cables on the electromagnetic radiation of the electronic equipment," in *MIT-S International Conference on Numerical Electromagnetic and Multiphysics Modeling and Optimization (NEMO)*, Hangzhou, China, 2020, pp. 1-4, <https://doi.org/10.1109/NEMO49486.2020.9343478>.
- [2] Z. Vrankovic, G. L. Skibinski, and C. Winterhalter, "Novel double clamp methodology to reduce shielded cable radiated emissions initiated by electronic device switching," in *Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE)*, Montreal, QC, Canada, 2015, pp. 4351-4360, <https://doi.org/10.1109/ECCE.2015.7310275>.
- [3] Y. Zhou and J. Xie, "Analysis of wiring in the radiated disturbance measurement of electronic equipment," in *5th International Symposium on Electromagnetic Compatibility (EMC-Beijing)*, Beijing, China, 2017, pp. 1-6, <https://doi.org/10.1109/EMC-B.2017.8260477>.
- [4] S. Mortazavi *et al.*, "Investigation of possible EMC interferences between multi-Gig communication link and RF applications in vehicle," in *International Symposium on Electromagnetic Compatibility - EMC*

- Technology*, Harbin, China, 2011, pp. 2024-2026,
<https://doi.org/10.1109/ICCSNT.2011.6182368>.
- [16] *ECSS-E-ST-20-07C Rev.1- Electromagnetic Compatibility*, European Cooperation for Space Standardization, The Netherlands, 2012. [Online]. Available: <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-20-07c-rev-1-electromagnetic-compatibility/>
- SYSTEMES, The 3DExperience Company, Paris, France, 2019. [Online]. Available: <https://space.mit.edu/RADIO/Documentation/CST%20Studio%20Suite%20-%20Cable%20Simulation.pdf>
- [15] H. Ning, G. Zhen, and Y. Ren, "An optimal design of LVDS interface," in *International Conference on Computer Science and Network*

Original Research Paper

A Simulation Study of Single Event Burnout (SEB) in a High-Voltage PiN Diode

Masume Soleimaninia* 

Nuclear Science and Technology Research Institute, Atomic Energy Organization of Iran, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 03 April 2024

Revised 08 June 2024

Accepted 10 June 2024

Available Online 23 June 2024

Keywords:

Pin diode

Linear Energy Transfer (LET)

Single Event Burnout (SEB)

Silvaco TCAD

SRIM

ABSTRACT

Exposure to ionizing radiation in space can potentially destroy electronic devices due to single-event effects (SEEs). Developing modern space technology requires high-voltage devices to supply demand for the increased electric power. A widely recognized problem for power electronic devices in space is single event burnout (SEB), which is a destructive form of SEE. SEB is a catastrophic failure in a high-voltage device initiated by the passage of high-energy particles during the device's OFF state (reverse bias). Consequently, these devices may lose their performance in space applications. This research investigates the occurrence of SEB in a high-voltage PiN diode through simulation using the Silvaco TCAD tool. The necessity of this investigation stems from the increased use of high-voltage components in spacecraft. To achieve this, a PiN diode with a breakdown voltage of 3.3 kV was simulated in the Silvaco TCAD tool, considering the appropriate physical models. Subsequently, the diode's characteristic curve was obtained. In the next step, an incident beam with varying values of linear energy transfer (LET) related to carbon ions was irradiated onto the diode. The variations in carrier concentration, current, and electric field were studied. The results indicate that when ions strike the diode, the electric field increases up to five times, and the concentration of carriers rises significantly, leading to a sharp increase in device current and a temperature rise to 1800 K, beyond the melting point of silicon. This condition suggests failure due to burnout from local heating caused by the multiplication of ion-generated carriers in the simulated PiN diode, which is consistent with earlier research experiments. Based on these results, the capability of the Silvaco tool to simulate SEB has been confirmed.

*Corresponding Author's E-mail: msoleimaninia@aeoi.org.ir**How to Cite this Article:**M. Soleimaninia, "A simulation study of single event burnout (SEB) in a high-voltage pin diode," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 71-82, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1482>.**COPYRIGHTS**© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

مقاله پژوهشی

بررسی رخداد سوختن تک‌حادثه‌ای (SEB) در یک دیود پین ولتاژ - بالا به کمک شبیه‌سازی

معصومه سلیمانی‌نیا* 

دکتری، پژوهشگاه علوم و فنون هسته‌ای، سازمان انرژی اتمی ایران، تهران، ایران

چکیده

به‌کارگیری قطعات الکترونیک در فضا، پتانسیل تخریب آن‌ها را به دلیل وقوع رخدادهای تک‌حادثه‌ای (SEE) به دنبال خواهد داشت که دسته‌بندی‌های متعددی برای آن وجود دارد. یکی از این دسته‌بندی‌ها که به‌طور گسترده بر عملکرد قطعات ولتاژ-بالا در کاربردهای فضایی تأثیر می‌گذارد، رخداد سوختن تک‌حادثه‌ای (SEB) است که با عبور ذرات پرانرژی از این قطعات در وضعیت بایاس معکوس روی می‌دهد و سبب از بین رفتن عملکرد صحیح و در نهایت، سوختن آن‌ها می‌شود. در این پژوهش، وقوع رخداد SEB در یک دیود PiN ولتاژ - بالا به کمک شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار Silvaco TCAD مورد بررسی قرار گرفته است. ضرورت این بررسی، به واسطه استفاده روزافزون قطعات ولتاژ-بالا در سامانه‌های فضایی ایجاد شده است. برای این منظور در ابتدا، ساختار یک دیود پین با ولتاژ شکست ۳/۳ کیلوولت به کمک مدل‌های فیزیکی مناسب در نرم‌افزار، شبیه‌سازی و منحنی مشخصه آن به‌دست آورده شد. در این پژوهش، یون‌های کربن به عنوان یکی از یون‌های موجود در فضا انتخاب شدند. در گام بعد، یون‌های فرودی کربن با مقادیر مختلف LET به آن تابانیده و تغییرات ایجاد شده در غلظت حامل‌ها، همچنین جریان و میدان الکتریکی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان دادند پس از برخورد یون‌ها، میدان الکتریکی به شکل موضعی تا ۵ برابر افزایش یافته و غلظت حامل‌ها زیاد می‌شود که منجر به افزایش شدید جریان و نیز افزایش دما تا ۱۸۰۰ درجه کلون (فراتر از نقطه ذوب سیلیکون) می‌گردد. این شرایط نشان‌دهنده از کارافتادگی و سوختن دائمی دیود در نتیجه ایجاد گرمایش موضعی است که به واسطه تکثیر بسیار زیاد حامل‌ها در میدان الکتریکی بالای درون قطعه به وجود آمده است. نتیجه حاصل، با آزمون‌های تجربی که پیشتر توسط محققان انجام شده بود، مطابقت دارد. بدین ترتیب، توانمندی نرم‌افزار Silvaco برای شبیه‌سازی رخداد SEB مورد تأیید قرار می‌گیرد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۵ فروردین ۱۴۰۳

بازنگری ۱۹ خرداد ۱۴۰۳

پذیرش ۲۱ خرداد ۱۴۰۳

اولین انتشار ۳ تیر ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

دیود پین

انتقال خطی انرژی

رخداد سوختن تک‌حادثه‌ای (SEB)

Silvaco TCAD

SRIM

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: msoleimaninia@aeoi.org.ir

How to Cite this Article:

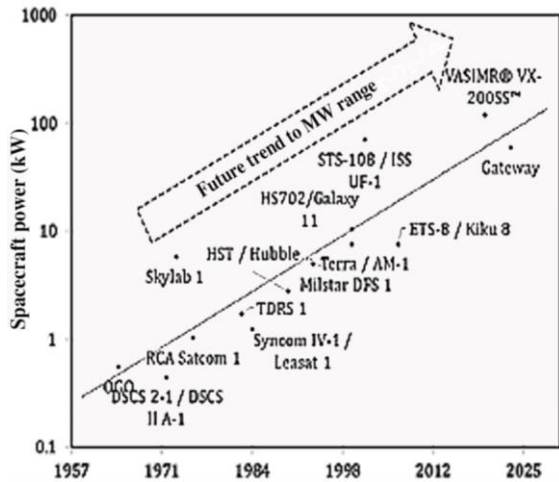
M. Soleimaninia, "A simulation study of single event burnout (SEB) in a high-voltage pin diode," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 71-82, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1482>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





شکل ۱- افزایش میزان توان مصرفی در فضاپیماها در گذر زمان [۲].

Fig. 1. The increase of power in spacecrafts in time [2].

تغییر در عملکرد یا از کارافتادن قطعات ولتاژ- بالا در فضاپیماها و ماهواره‌ها از پرتوهای کیهانی موجود در فضا نتیجه می‌شود. سه منبع اصلی پرتوهای یونساز در فضا، پرتوهای کیهانی، ذرات تولید شده ناشی از طوفان‌های خورشیدی و ذرات به دام افتاده در کمربند مغناطیسی زمین (کمربند ون‌آلن) می‌باشند. پرتوهای کیهانی که منشأ آن‌ها خارج از منظومه شمسی می‌باشد، متشکل از پروتون‌ها و یون‌های سنگین هستند. در رویدادهایی نادر، انرژی یون‌های سنگین تا حد 10^{20} eV گزارش شده است [۴]. از دهه ۱۹۶۰، زمانی که اولین ماهواره‌ها در مدار قرار گرفتند، اثرات نامطلوب تشعشعات بر روی قطعات الکترونیک، بسیار مورد توجه قرار گرفتند. به‌طور کلی، قرارگیری قطعات الکترونیک در معرض انواع مختلف پرتو در کاربردهای فضایی می‌تواند موجب آسیب و بروز اختلال در عملکرد آن‌ها شود. پرتوگیری این قطعات ممکن است منجر به از دست رفتن موقتی داده‌ها تا از کار افتادن دائمی آن‌ها گردد. اثرات پرتو بر قطعات الکترونیک به دو گروه کلی اثرات انباشته و اثرات تک‌حادثه‌ای (SEE) تقسیم می‌شوند [۵]. اثرات انباشته، تغییرات تدریجی در پارامترهای عملکردی قطعه به وجود می‌آورند، در حالی که اثرات تک‌حادثه‌ای موجب بروز تغییرات ناگهانی دائم و یا رفتارهای گذرا در مدار می‌شوند. این اثرات، دسته‌بندی‌های متعددی دارند که هر یک قطعات مشخصی را تحت تأثیر قرار می‌دهند. به عنوان مثال، به‌هم‌ریختگی‌های تک‌حادثه‌ای (SEU) عمدتاً حافظه‌ها را متأثر می‌سازند [۶]. دسته‌ای دیگر از رخدادها SEE است که قطعات ولتاژ بالا همچون دیودها و ماسفت‌های توان را تحت تأثیر قرار می‌دهند، رخداد SEB است که پس از برخورد ذرات با انرژی بالا، تغییر آنی در پاسخ قطعه به وجود آورده و منجر به خرابی کامل قطعه خواهد گردید [۷].

علائم و اختصارات

Breakdown Voltage (VBD)	ولتاژ شکست
Bipolar Junction Transistor (BJT)	ترانزیستور دوقطبی پیوندی
Displacement Damage	آسیب جابه‌جایی
Linear Energy Transfer (LET)	انتقال خطی انرژی
Single Event Effect (SEE)	اثرات تک‌حادثه‌ای
Single Event Burnout	سوختن تک‌حادثه‌ای
Total Ionizing Dose	دز یونیزان کل
Technology Computer Aided Design (TCAD)	طراحی فناوری به کمک رایانه

مقدمه

صنعت هوافضا طی دهه‌های اخیر، رشد چشم‌گیری را تجربه کرده و این‌گونه به نظر می‌رسد که این روند، همچنان تداوم داشته باشد. در راستای اجرای پلتفرم‌های فضایی در مقیاس بزرگ مانند ایستگاه‌های فضایی و ماهواره‌های بزرگ، تولید برق به‌زودی به سطح مگاوات خواهد رسید [۱]. چنانچه در شکل ۱ نشان داده شده است، افزایش توان مصرفی در فضاپیماها ظرف سال‌های اخیر، رشد چشم‌گیری داشته و تقاضا برای قطعات نیمه‌هادی ولتاژ- بالا را افزایش داده است. با توجه به این نمودار انتظار می‌رود، روند ثابت افزایش تقاضای انرژی در آینده رشد کند [۲]. فناوری‌های آینده ذخیره توان و انرژی برای پلتفرم‌های تحقیقات فضایی باید بتواند با قابلیت اطمینان بالایی بدون تعمیر و نگهداری به مدت بیش از ۳۰ سال در فضا دوام بیاورد. در سال ۲۰۱۶، سازمان ملی هوانوردی و فضایی (ناسا)¹، اولویت نخست فناوری‌های فضایی آینده در فضاپیماها را توسعه پیشران‌های الکتریکی معرفی نمود که در آن‌ها قطعات نیمه‌هادی توان- بالا به‌کار گرفته می‌شوند و باید ظرف چندین دهه در محیط‌های با مقادیر بالای پرتو فعالیت کنند. از این‌رو، استفاده از قطعات ولتاژ بالا در فضاپیماها و سیستم‌های پیشران مدرن کنونی، امری ضروری و اجتناب‌ناپذیر است [۳].

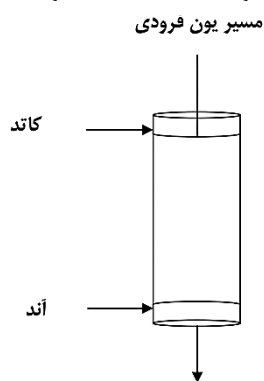
1. National Aeronautics and Space Administration (NASA)

استفاده از نرم افزار Silvaco TCAD انجام شده و توانمندی این نرم افزار در پیش بینی وقوع این رخداد مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

روش انجام کار

مدل سازی قطعات نیمه رسانا با استفاده از شبیه سازی های عددی، حاوی اطلاعات سودمندی پیرامون چگونگی عملکرد آنهاست. نرم افزار Silvaco TCAD که برای این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته است، یک برنامه کامپیوتری است که توانایی شبیه سازی قطعات الکتریکی به صورت دو بعدی و سه بعدی را داراست. به کمک این شبیه ساز، خواص الکتریکی انواع مختلف قطعات با معادلات برگرفته از قوانین ماکسول پیش بینی می شود [۱۸].

به منظور بررسی رخداد SEB، یک دیود پین با ساختار نشان داده شده در شکل ۲، متشکل از لایه های P و N در نقش آند و کاتد با مقادیر دوپینگ نشان داده شده در جدول ۱ در نظر گرفته شد. چنانچه در شکل ۲ نشان داده شده است، یون های فرودی، به ساختار دیود پین با ولتاژ شکست ۳۳۰۰ ولت تابانیده شدند.



شکل ۲- ساختار مورد استفاده در شبیه سازی دیود پین.

Fig. 2. The simulated structure of PiN diode.

پارامترهای مختلف مربوط به ساختار شبیه سازی شده، در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱- پارامترهای به کار گرفته شده در شبیه سازی ساختار دیود.

Table 1. The used parameters in simulation of the diode structure.

Region	Length (μm)	Doping (cm^{-3})
n^+	20	1×10^{18}
n^-	300	3×10^{13}
P^+	20	1×10^{18}

هنگامی که پرتو به ماده نیمه هادی برخورد می کند، بخشی از انرژی خود را ضمن مکانیزم های یونش و یا برانگیزش اتم ها از دست

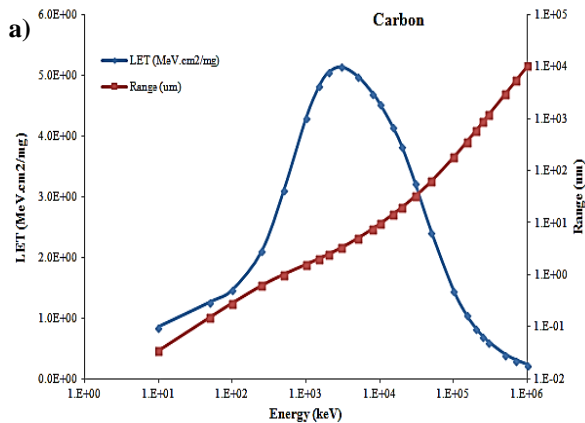
ایده اصلی این پژوهش، بر مبنای نیاز روزافزون به استفاده از قطعات ولتاژ بالا در کاربردهای فضایی است که با افزایش ولتاژ اعمال شده، احتمال از کارافتادگی و سوختن آنها در نتیجه رخداد SEB در نتیجه اندرکنش پرتوهای کیهانی افزایش خواهد یافت [۸].

رخداد SEB نخستین بار در سال ۱۹۸۶ در ماسفت های توان گزارش شد و سبب از کارافتادن آنها گردید [۹]. پس از آن، Titus و همکارانش وقوع این پدیده را در ترانزیستورهای دوقطبی BJT گزارش دادند [۱۰]. برای نخستین بار در سال ۱۹۹۴، حساسیت دیودهای توان نیز نسبت به SEB توسط Kabza و همکاران، مشاهده گردید [۱۱]. Zeller و همکارانش، مدلی توسعه دادند که میزان از کارافتادگی را بر پایه وابستگی به بایاس اعمال شده توصیف می کرد که انطباق قابل قبولی با داده های تجربی داشت [۱۲].

با توسعه فناوری در سال های اخیر، پژوهش های متعددی پیرامون این رخداد بر روی انواع ترانزیستورها با ساختارها و مواد سازنده مختلف، همچنین احتمال وقوع آنها انجام گرفت [۱۷-۱۳]. انجام تجربی آزمون های پرتویی از این دست برای قطعات و فناوری های مختلف، به دلیل ماهیت مخرب آنها، امری پرهزینه، زمان بر و چالش برانگیز است. از طرف دیگر، با توجه به این که قابلیت اطمینان عملکرد سیستم های توان-بالا برای مأموریت های فضایی بسیار حائز اهمیت است، درک کامل مکانیزم از کار افتادن این دسته از سیستم ها می تواند زمینه ساز ارائه راه کارهایی جهت بهبود عملکرد آنها باشد. یکی از راهکارهای متداول مورد استفاده برای رسیدن به این مهم، مدل سازی و شبیه سازی است.

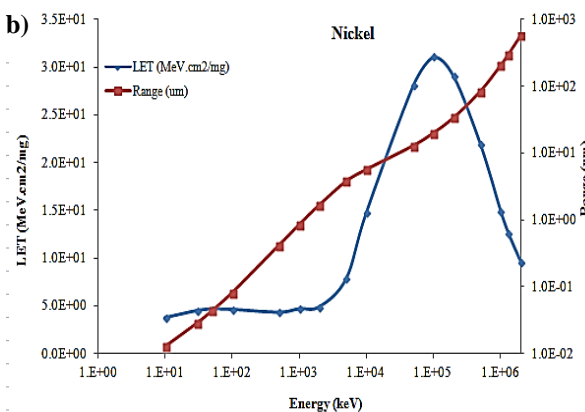
دیودها، ساده ترین ساختار را در بین قطعات نیمه هادی دارا هستند که کاربردهای فراوانی در ماهواره ها و فضاییماها دارند. یکی از انواع دیودها، دیود پین است که در سوئیچینگ RF و فوتودیودها بسیار پر کاربرد می باشد. این دیود، شامل سه لایه P، N، و i است که لایه i با دوپینگ ذاتی بین دو لایه P و N قرار دارد. لایه های P و N با دوپینگ بالا، پایانه های مثبت و منفی قطعه یعنی آند و کاتد را تشکیل می دهند. لایه i به عنوان عایق عمل کرده و یک میدان الکتریکی بالا به وجود می آورد که سبب ایجاد حرکت حامل های بار می گردد. از آنجا که ساختار P-i-N در بیشتر قطعات ولتاژ بالا وجود دارد، بررسی رخداد مخرب SEB، در ساختار ساده دیود پین می تواند بینش عمیقی پیرامون علل وقوع آن فراهم آورد.

با توضیحات فوق، در این پژوهش، مکانیزم وقوع از کارافتادگی و سوختن یک دیود پین با ولتاژ شکست ۳۳۰۰ ولت (V_{BD}) به کمک شبیه سازی مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور، یون های کربن، نیکل و کریبتون با مقادیر مختلف LET انتخاب شده اند. شبیه سازی ها با



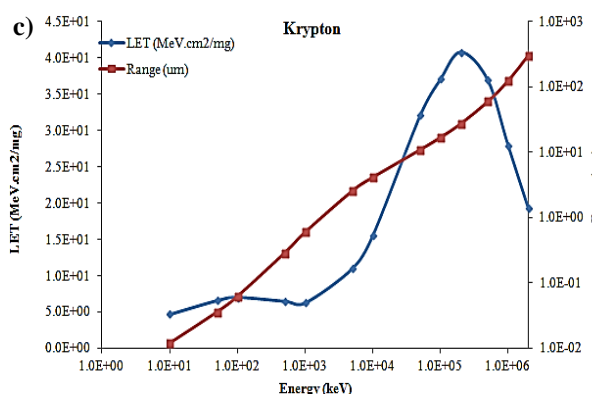
شکل ۳- الف) نمودار برد و توان ایستاندگی یون‌های کربن درون سیلیکون.

Fig. 3. a) Range and LET of Carbon ions in the silicon.



شکل ۳- ب) نمودار برد و توان ایستاندگی یون‌های نیکل درون سیلیکون.

Fig. 3. b) Range and LET of Nickel ions in the silicon.



شکل ۳- ج) نمودار برد و توان ایستاندگی یون‌های کریپتون درون سیلیکون.

Fig. 3. c) Range and LET of Krypton ions in the silicon.

داده و تعداد زیادی الکترون- حفره در امتداد طول مسیر خود ایجاد می‌نماید. مقدار میانگین انرژی از دست داده ذره بر واحد طول مسیر با مفهوم انتقال خطی انرژی بیان شده و از آن تحت عنوان LET یاد می‌شود. این کمیت، معمولاً به چگالی ماده هدف بهنجار شده و بر حسب $\text{MeV.cm}^2/\text{mg}$ بیان می‌شود. کمیت مذکور در نرم‌افزار Silvaco با عبارت دستوری LET بیان می‌شود. در سیلیکون که ماده غالب مورد استفاده در ادوات نیمه‌هادی است، تقریباً $3/6 \text{ eV}$ انرژی صرف ایجاد یک جفت الکترون- حفره می‌شود [۱۹]. ماهیت برخورد یون به قطعه الکترونیک، ذاتاً سه‌بعدی است که برای ساختارهای متقارن، می‌توان آن را با شبیه‌سازی‌های دو بعدی جایگزین نمود.

در این پژوهش، برای شبیه‌سازی از مدل دریافت- دیفیوژن استفاده گردید. علاوه بر آن، مدل یونش برخوردی^۱ نیز به کار گرفته شد، چون با گرادپان بزرگی از میدان الکتریکی به هنگام برخورد ذره فرودی مواجه هستیم [۲۰]. اطلاعات مربوط به شبیه‌سازی یون فرودی در جدول ۲، نشان داده شده است. شایان ذکر است که شبیه‌سازی‌ها به ازای یون‌های فرودی کربن، نیکل و کریپتون انجام شد که از جمله یون‌های فراوان موجود در فضا بوده و با توجه به آزمایشات تجربی انجام شده در مرجع [۲۱]. سبب ایجاد از کارافتادگی و بروز آسیب به قطعات ولتاژ- بالا شده‌اند. بدین منظور، عمق‌های مختلفی از بار برجا گذاشته شده با توجه به انرژی یون فرودی، در نظر گرفته و جریان گذرای ناشی از آن‌ها درون قطعه مورد بررسی قرار گرفت.

جدول ۲- پارامترهای مورد استفاده در شبیه‌سازی به هنگام برخورد یون فرودی.

Table 2. The used parameters in the simulations.

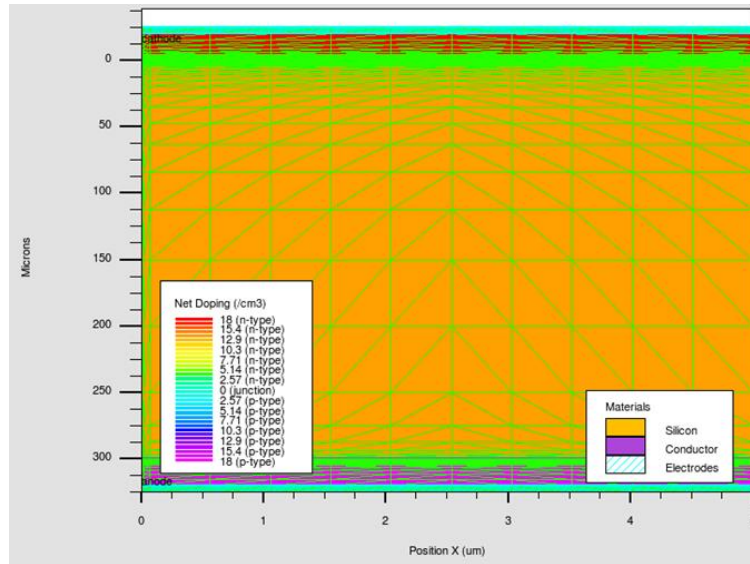
Parameter	Value
Linear Energy Transfer (LET)	0.025-2 $\text{MeV.cm}^2/\text{mg}$
Track Radius	0.05 μm
Track Length	Due to the ion range in the device
Temperature	300 K

برای انجام شبیه‌سازی‌ها در گام نخست، با استفاده از SRIM نمودار برد و توان ایستاندگی یون‌های کربن، نیکل و کریپتون به ازای انرژی‌های مختلف، مطابق با منحنی‌های شکل ۳ (الف، ب، پ)، به دست آمد [۲۲].

نتایج و بحث

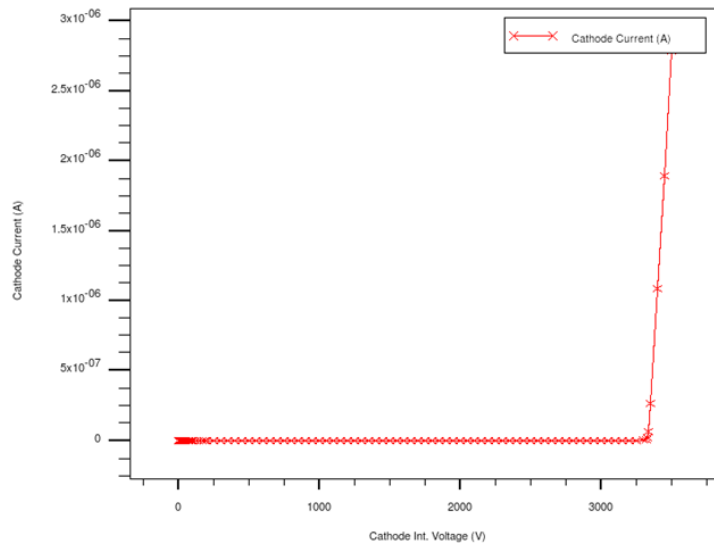
و همچنین منحنی مشخصه بایاس معکوس آن در نرم افزار Silvaco و همچنین منحنی مشخصه بایاس معکوس آن در نرم افزار Silvaco و همچنین منحنی مشخصه بایاس معکوس آن در نرم افزار Silvaco و همچنین منحنی مشخصه بایاس معکوس آن در نرم افزار Silvaco را نشان می دهند.

شکل های ۴ و ۵، ساختار شبیه سازی شده دیود به همراه مش بندی



شکل ۴- ساختار مش بندی به کار گرفته شده در شبیه سازی دیود پین.

Fig. 4. The used meshing structure in the simulation of PiN diode.



شکل ۵- منحنی مشخصه بایاس معکوس دیود پین در نرم افزار Silvaco.

Fig. 5. The characteristic curve of the PiN diode in the reverse bias mode in Silvaco tool.

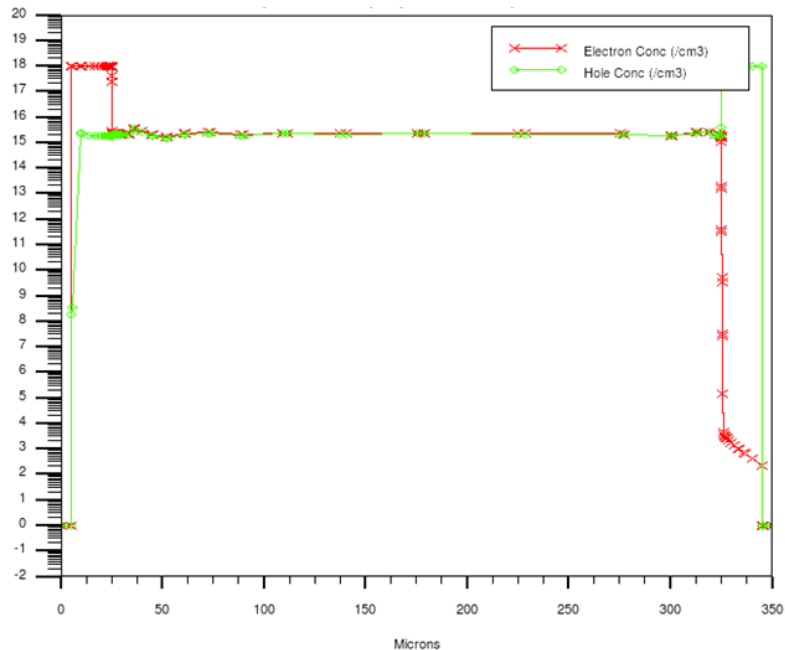
می شوند. حامل های برجا گذاشته شده، در نتیجه میدان الکتریکی به سمت الکترودها سوق یافته و به دلیل وجود گرادیان غلظت در نواحی مختلف در راستای شعاعی، پخش ۲ می شوند. افزایش شدید حامل ها و تجمع آنها

نتایجی که در ادامه آورده شده است، مربوط به یون های فرودی کربن می باشند. پس از برخورد این یون ها، جفت الکترون- حفره های ایجاد شده، به واسطه وجود میدان الکتریکی درون دیود از هم جدا

1. Drift
2. Diffuse

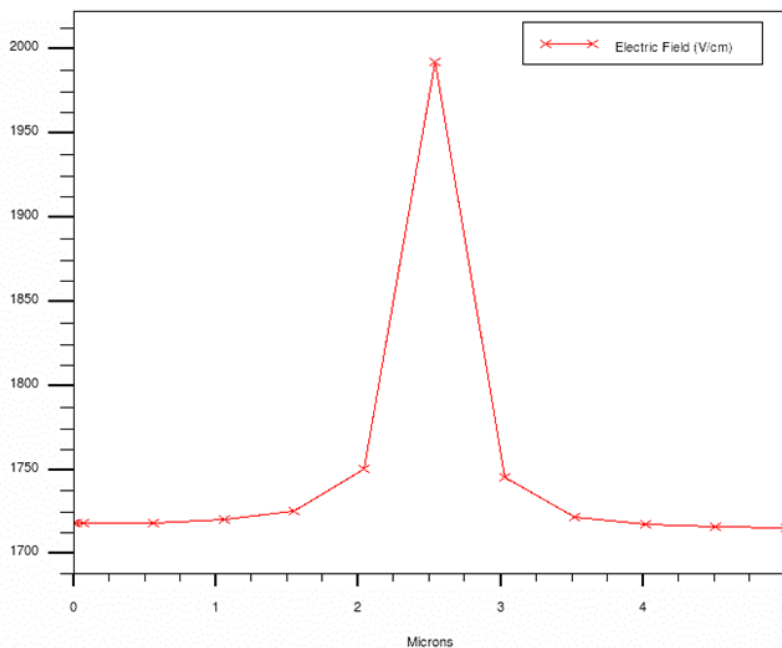
به مقدار اولیه باز می‌گردد. بارهای برجا گذاشته شده ناشی از برخورد یون فرودی، غلظت حامل‌های اولیه را تغییر داده و میدان الکتریکی به موجب آن افزایش می‌یابد. افزایش میدان الکتریکی در نقطه برخورد یون فرودی، در دو راستای x و y، در شکل ۷ (الف و ب) نشان داده شده است.

در اطراف الکترودهای آند و کاتد در شکل ۶ قابل مشاهده می‌باشد. چنانچه در این شکل نشان داده شده است، حفره‌ها به سمت آند و الکترون‌ها به سمت کاتد جریان می‌یابند. این پدیده گذرا بوده و در انتهای مسیر یون، دانسیته حامل‌ها به دلیل بازترکیب آنها کاهش یافته و جریان



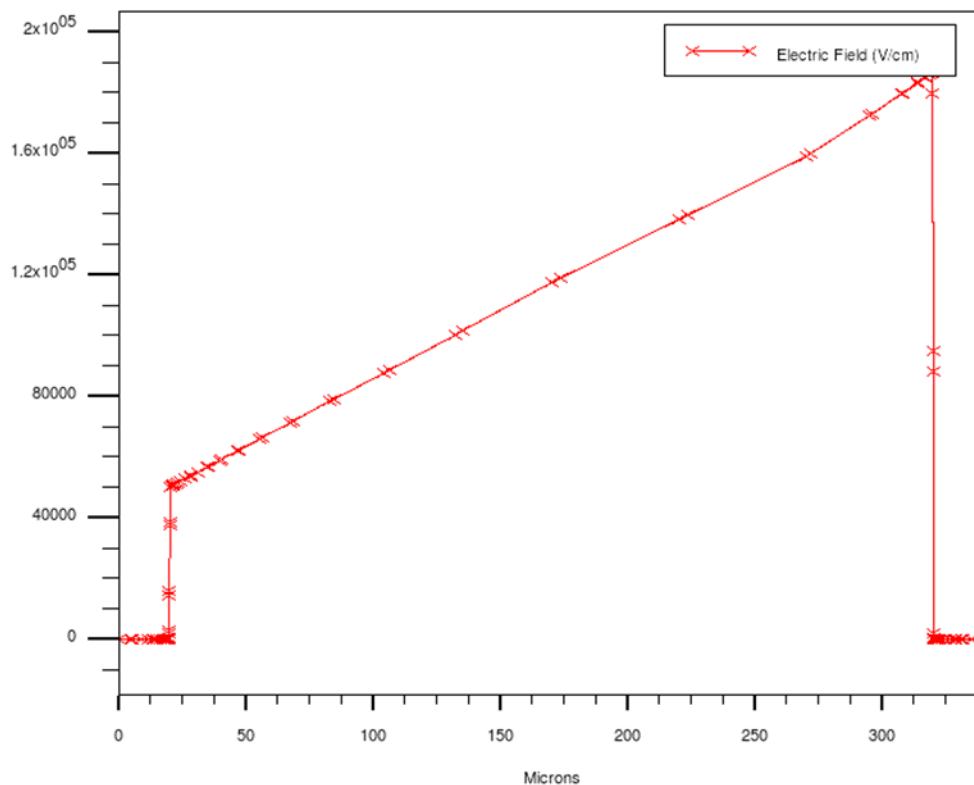
شکل ۶- تجمع الکترون‌ها و حفره‌ها در اطراف کاتد و آند در نخستین لحظات پس از برخورد یون فرودی.

Fig. 6. Electron- hole concentration around the anode and cathode electrodes in the initial time after ion strike.



شکل ۷- (الف)- تغییرات میدان الکتریکی در امتداد محور x درون دیود پس از برخورد یون فرودی.

Fig. 7. a) The variation of the electric field in the device along x axis after the ion strike.



شکل ۷-ب) - تغییرات میدان الکتریکی در امتداد محور y درون دیود پس از برخورد یون فرودی.

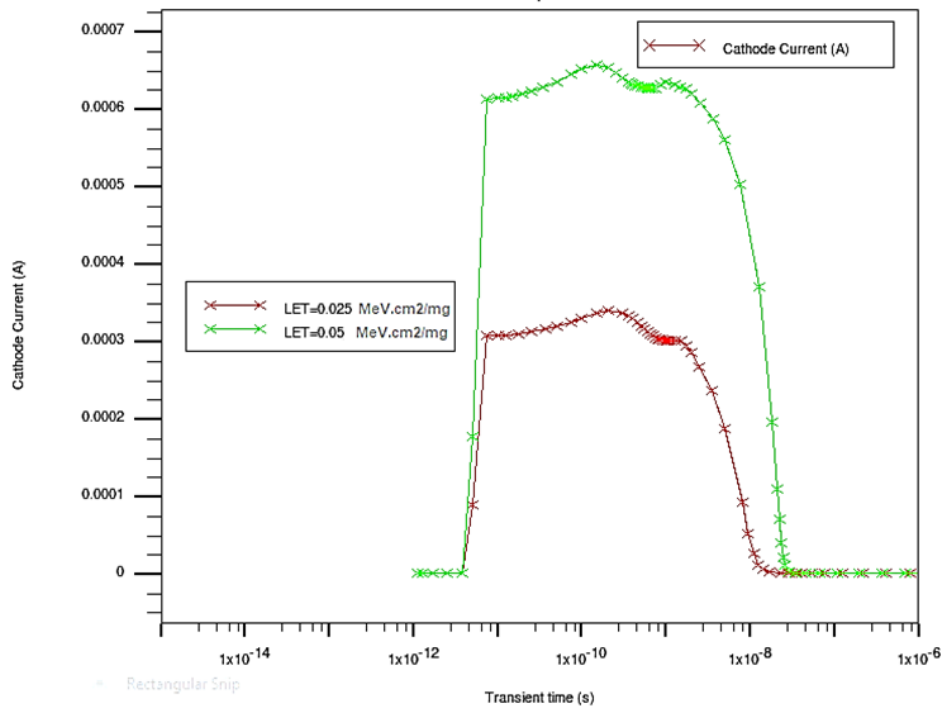
Fig. 7. b) The variation of the electric field in the device along y axis after the ion strike.

در شکل ۷ (الف و ب)، مختصات فرضی برخورد یون فرودی، وسط دیود در نظر گرفته شده است. پس از برخورد یون فرودی چنانچه مشاهده می‌شود، مقدار میدان الکتریکی در این نقطه با ایجاد یک پیک تیز نسبت به سایر نقاط افزایش می‌یابد. در راستای y نیز انرژی برجا گذاشته شده توسط یون فرودی که تولید بسیار زیاد حامل‌ها را در پی داشته، سبب افزایش شدید میدان الکتریکی درون قطعه شده است. انتظار می‌رود، هر اندازه تعداد حامل‌های ایجاد شده در نتیجه یون فرودی بیشتر باشد، افزایش میدان و به تبع آن افزایش جریان نیز بیشتر خواهد بود. شکل ۸، جریان گذرای ایجاد شده در الکتروود کاتد را به ازای دو مقدار LET=0.025 MeV.cm²/mg و LET=0.05 MeV.cm²/mg از یون فرودی را نشان می‌دهد.

بیش تری زیاد شده و جریان کاتد به شکل برگشت‌ناپذیری، افزایش می‌یابد که بیانگر حالتی است که SEB روی داده است. شکل ۹، نمونه‌ای از شبیه‌سازی‌های انجام شده به کمک نرم‌افزار به هنگام وقوع رخداد SEB را نشان می‌دهد. شبیه‌سازی‌ها برای کربن به ازای مقادیر LET=0.025, 0.05, 0.1, 0.2 MeV.cm²/mg انجام شده است. در این بررسی، چنانچه از شکل ۹ برمی‌آید، به‌ازای مقدار LET=0.1 MeV.cm²/mg پدیده SEB روی داده است.

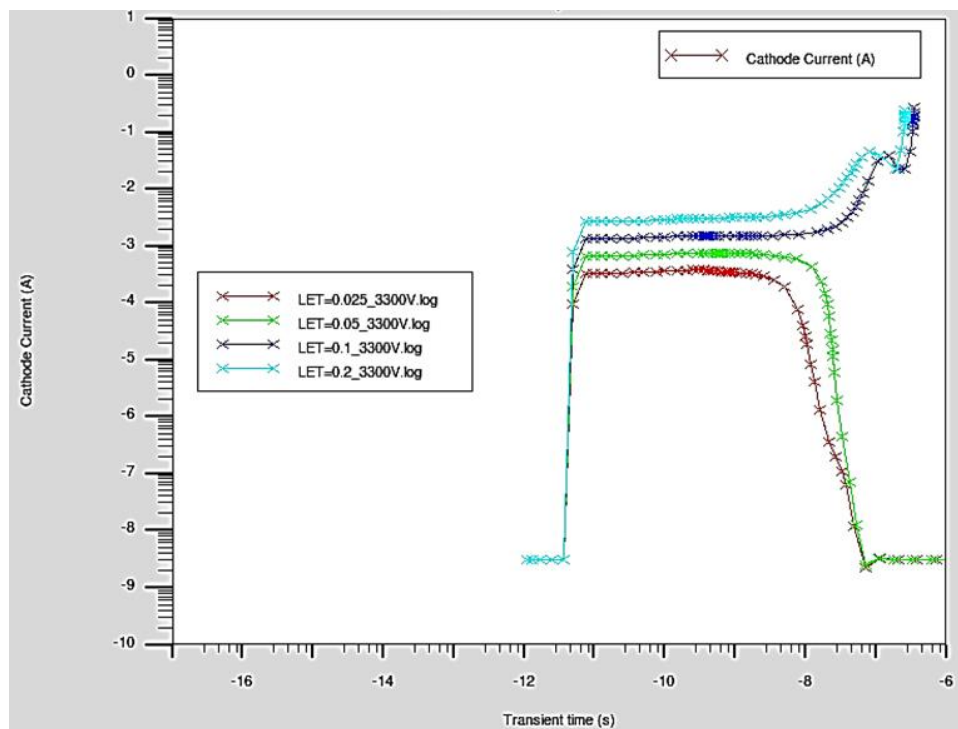
علاوه بر تولید بسیار زیاد حامل‌ها و افزایش جریان، در برخی منابع به افزایش دمای قطعه در نتیجه برخورد یون‌های فرودی نیز اشاره شده است [۲۳]. به جهت مطالعه این کمیت نیز، در راستای بررسی‌های انجام گرفته، تغییرات دما در نتیجه برخورد یون‌های فرودی با مقادیر متفاوت LET مورد بررسی قرار گرفت که نتایج آن در شکل ۱۰ (الف و ب) نشان داده شده است. نتایج به‌دست آمده در بخش (الف) نشان می‌دهند که افزایش حامل‌ها به هنگام برخورد یون‌های فرودی موجب گردیده تا دما به صورت لحظه‌ای درون دیود افزایش یابد. هر اندازه، تعداد حامل‌های ایجاد شده بیشتر باشند، افزایش دما و به تبع آن، زمان مورد نیاز برای رسیدن به حالت پایدار اولیه نیز بیشتر خواهد بود.

با توجه به نتایج شکل ۸، پس از برخورد یون فرودی، افزایشی در جریان کاتد ایجاد می‌شود که بعد از مدت زمان بسیار کوتاهی به مقدار اولیه باز می‌گردد. نکته جالب آن است که هر چه LET یون فرودی و تعداد حامل‌های ایجاد شده بیشتر باشد، مقدار افزایش جریان نیز بیشتر بوده و مدت زمان بازگشت به حالت اولیه نیز طولانی‌تر است. با افزایش بیشتر مقدار LET، تعداد حامل‌ها با شدت



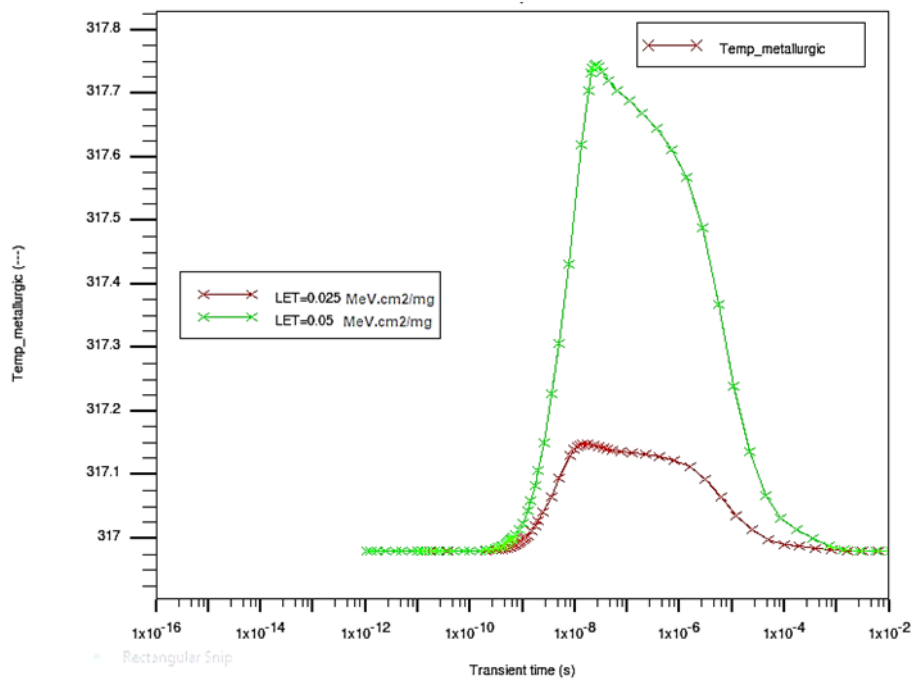
شکل ۸- جریان گذرای ایجاد شده در کاتد در نتیجه برخورد یون فرودی کربن با مقادیر LET=0.025 MeV.cm²/mg و LET=0.05 MeV.cm²/mg.

Fig. 8. Transient current induced in cathode after carbon ion strike due to LET=0.025 MeV.cm²/mg & LET=0.05 MeV.cm²/mg.

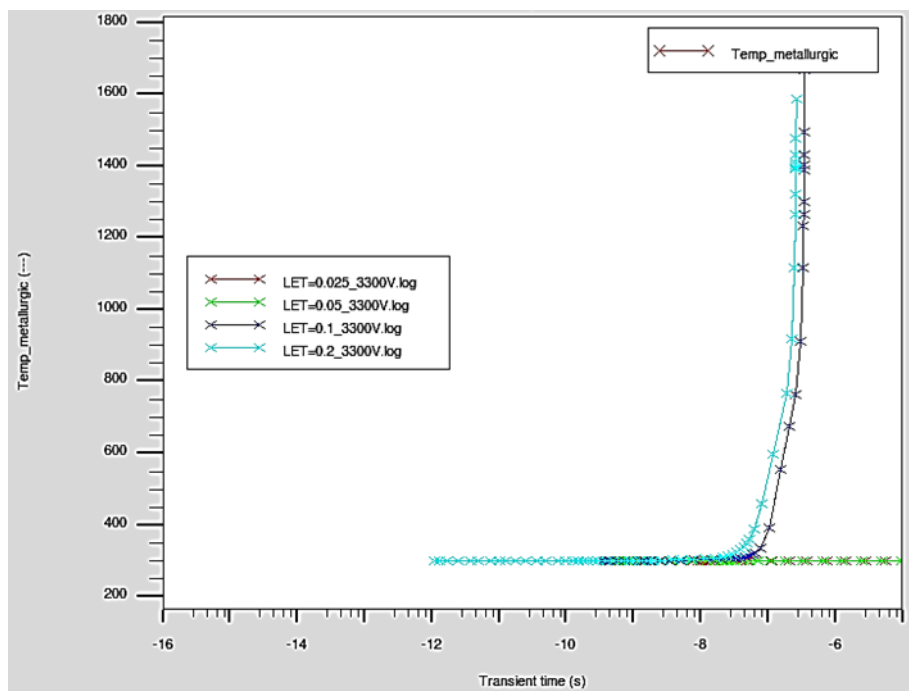


شکل ۹- مقایسه‌ای از تغییرات جریان کاتد به ازای مقادیر مختلفی از LET یون کربن فرودی به هنگام وقوع SEB و عدم وقوع آن.

Fig. 9. A comparison among the change of the cathode current due to different values of LET when SEB occurred.



(a)



(b)

شکل ۱۰- الف) افزایش برگشت پذیر دما در نتیجه افزایش حامل‌ها درون دیود در نتیجه برخورد یون کربن فرودی با مقادیر LET=0.025 MeV.cm²/mg و LET=0.05 MeV.cm²/mg. ب) افزایش برگشت ناپذیر دما در نتیجه برخورد یون‌های فرودی با LET=0.1 MeV.cm²/mg و LET=0.2 MeV.cm²/mg.

Fig 10. a)The reversible increase of temperature in the device due to the ion strike with LET=0.025 MeV.cm²/mg & LET=0.05 MeV.cm²/mg. b) irreversible increase of temperature due to the ion strike due to LET=0.1 MeV.cm²/mg & LET=0.2 MeV.cm²/mg.

نقطه ذوب سیلیکون را در پی خواهد داشت. این حالت، شرایط برگشت‌ناپذیری را نشان می‌دهد که نشان‌دهنده وقوع رخداد SEB درون دیود است که پیش‌تر در آزمون‌های تجربی محققان نیز مشاهده شده بود. با توجه به نتایج به‌دست آمده، هر اندازه جریان بیشتری از حامل‌ها وجود داشته باشد، گرمایش بیشتری درون قطعه پدیدار خواهد شد. بدین ترتیب، با توجه به نتایج قابل قبول به‌دست آمده با مراجع، می‌توان گفت که نرم‌افزار Silvaco TCAD، ابزاری کارا جهت انجام محاسبات مربوط به رخداد SEB در قطعات ولتاژ- بالا می‌باشد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] V. Madonna, P. Giangrande, and M. Galea, "Electrical power generation in aircraft: review, challenges, and opportunities," *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, vol. 4, no. 3, pp. 646-659, 2018, <https://doi.org/10.1109/TTE.2018.2834142>.
- [2] S. Gollapudi and I. Omura, "Altitude dependent failure rate calculation for high power semiconductor devices in aviation electronics," *Japanese Journal of Applied Physics*, vol. 60, 2021, Art. no. SBBD19, <https://doi.org/10.35848/1347-4065/abebc0>.
- [3] L. Khurelbaatar *et al.*, "Space radiation induced failure rate calculation method using energy deposition probability function for high-voltage semiconductor device," *Materials Today Communications*, vol. 35, 2023, Art. no. 105499, <https://doi.org/10.1016/j.mtcomm.2023.105499>.
- [4] G. Soelkner, W. Kaindlb, H. Schulzea, and G. Wachutkab, "Reliability of power electronic devices against cosmic radiation-induced failure," *Microelectronics Reliability*, vol. 44, no. 9-11, pp. 1399-1406, 2004, <https://doi.org/10.1016/j.microrel.2004.07.024>.
- [5] P. E. Dodd and L. W. Massengill, "Basic mechanisms and modeling of single-event upset in digital microelectronics," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 50, no. 3, pp. 583-602, 2003, <https://doi.org/10.1109/TNS.2003.813129>.
- [6] G. Raisali, M. Soleimaninia, and A. Moslehi, "Determination of the sensitive volume and critical charge for induction of seu in nanometer srams," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, no. 2, pp. 43-54, 2023, <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1423>.
- [7] W. Bendel and E. Petersen, "Proton upsets in orbit," *IEEE Transactions on Nuclear Science*,

با افزایش بیشتر LET یون فرودی تا $LET=0.1 \text{ MeV.cm}^2/\text{mg}$ مشابه با آنچه که در تغییرات جریان کاتد مشاهده شده بود، دما درون قطعه به شکل برگشت‌ناپذیری افزایش یافته است. این پدیده، حاکی از آن است که وجود میدان‌های الکتریکی بزرگ و غلظت بالای حامل‌ها در دیود ولتاژ بالا منجر به ایجاد پدیده خود-گرمایش^۱ شده است. این نتیجه پیشتر، در خلال انجام آزمون‌های تجربی نیز گزارش شده بود [۲۱]. بنابراین، دیودهای ولتاژ- بالا پس از برخورد یون‌های فرودی، در معرض افزایش دما قرار دارند. انرژی برجا گذاشته شده توسط یون‌ها، ممکن است استحکام پیوندهای بلور سیلیکون را کاهش داده و منجر به ذوب شدن آن گردد. نتایج شبیه‌سازی شکل ۱۰ (ب) نشان می‌دهند که در حالتی که SEB رخ داده است، دمای درون قطعه تا حدود ۱۸۰۰ درجه کلوین افزایش یافته است. این در حالی است که ذوب سیلیکون در دمای ۱۶۸۷ درجه کلوین روی می‌دهد.

شایان ذکر است که شبیه‌سازی‌های فوق به ازای مقادیر برد و LET مختلف برای یون‌های نیکل و کریبتون نیز انجام شدند و تغییرات مشابهی در روند افزایش جریان و دما در آن‌ها مشاهده گردید. در مورد این یون‌ها نیز گزارشاتی مبنی بر ایجاد از کار افتادگی در آزمایشات تجربی گزارش شده است که حاکی از افزایش دمای درون قطعه تا بالاتر از نقطه ذوب آن اشاره دارد [۲۴].

نتیجه‌گیری

در این پژوهش، به کمک شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار Silvaco TCAD به بررسی سازوکار وقوع رخداد SEB در یک دیود بین با ولتاژ شکست ۳۳۰۰ ولت پرداخته شد. بدین منظور در گام نخست، هندسه دیود با به کارگیری مدل‌های فیزیکی مناسب، شبیه‌سازی گردید. سپس، به منظور بررسی مکانیزم وقوع SEB، با در نظر گرفتن محتمل‌ترین حالت برای وقوع این پدیده (شرایط بیاس معکوس)، پرتو فرودی با مقادیر مختلف LET به نواحی مختلف دیود تابانیده شد و تغییرات ایجاد شده در غلظت حامل‌ها، تغییرات جریان و میدان الکتریکی پس از برخورد یون فرودی مشاهده گردید. شایان ذکر است که شبیه‌سازی‌های مذکور برای مقادیر مختلف برد و LET از یون‌های کربن انجام شد که اطلاعات آن‌ها به کمک SRIM به‌دست آمد. این یون‌ها، یکی از یون‌های فراوان در محیط فضا هستند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی بیانگر آن است که با برخورد یون‌های فرودی به ساختار دیود بین، میدان الکتریکی به صورت موضعی افزایش یافته و غلظت حامل‌ها به شدت زیاد می‌شود که به نوبه خود، افزایش شدید جریان همراه با افزایش دما تا رسیدن به

1. Self-heating

- in *31st International Conference on Microelectronics (MIEL)*, Nis, Serbia, 2019, pp. 71-74, <https://doi.org/10.1109/MIEL.2019.8889645>.
- [17] M. T. Littlefair, S. Simdyankin, S. Turvey, C. Groves, and A. B. Horsfall, "Single event burnout sensitivity of SiC and Si," *Semiconductor Science and Technology*, vol. 37, no. 6, 2022, Art. no. 065013, 2022, <https://doi.org/10.1088/1361-6641/ac668c>.
- [18] A. Luu *et al.*, "Sensitive volume and triggering criteria of SEB in classic planar VDMOS," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 57, no. 4, pp. 1900-1907, 2010, <https://doi.org/10.1109/TNS.2010.2044808>.
- [19] A. K. Srivastava, N. Saini, P. Chatterjee, T. Michael, and S. Patyal, "TCAD simulation of the mixed irradiated n-MCz Si detector: Impact on space charges, electric field distribution," *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, vol. 1049, 2023, Art. no. 168031, <https://doi.org/10.1016/j.nima.2023.168031>.
- [20] X. Liao, Y. Liu, C. Xu, J. Li, and Y. Yang, "Single event burnout hardening technique for high-voltage p-i-n diodes with field limiting rings termination structure," *IEEE Transactions on Electron Devices*, vol. 69, no. 2, pp. 675-681, 2022, <https://doi.org/10.1109/TED.2021.3137135>.
- [21] A. M. Albadri, R. Schrimpf, D. Walker, and S. Mahajan, "Coupled electro-thermal simulations of single event burnout in power diodes," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 52, no. 6, pp. 2194-2199, 2005, <https://doi.org/10.1109/TNS.2005.60691>.
- [22] J. F. Ziegler, J. P. Biersack, and M. D. Ziegler, *SRIM, the Stopping and Range of Ions in Matter*, SRIM Company, 2008.
- [23] D. Walker, T. Fisher, A. Albadri, and R. Schrimpf, "Simulation of single-event failure in power diodes," in *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Heat Transfer*, vol. 7, New Orleans, Louisiana, USA, 2002, pp. 39-45, <https://doi.org/10.1115/IMECE2002-32116>.
- [24] A. Albadri, R. D. Schrimpf, K. F. Galloway, and D. G. Walker, "Single event burnout in power diodes: Mechanisms and models," *Microelectronics Reliability*, vol. 46, no. 2-4, pp. 317-325, 2006, <https://doi.org/10.1016/j.microrel.2005.06.015>.
- vol. 30, no. 6, pp. 4481-4485, 1983, <https://doi.org/10.1109/TNS.1983.4333158>.
- [8] M. Ciappa and M. Pocaterra, "Characterization of the onset of carrier multiplication in power devices by a collimated radioactive alpha source," *Microelectronics Reliability*, vol. 100-101, 2019, Art. no. 113343, <https://doi.org/10.1016/j.microrel.2019.06.035>.
- [9] A. Waskiewicz, J. Groninger, V. Strahan, and D. Long, "Burnout of power MOS transistors with heavy ions of californium-252," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 33, no. 6, pp. 1710-1713, 1986, <https://doi.org/10.1109/TNS.1986.4334670>.
- [10] J. L. Titus, G. H. Johnson, R. D. Schrimpf, and K. F. Galloway, "Single-event burnout of power bipolar junction transistors," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 38, no. 6, pp. 1315-1322, 1991, <https://doi.org/10.1109/23.124111>.
- [11] H. Kabza *et al.*, "Cosmic radiation as a cause for power device failure and possible countermeasures," in *6th International Symposium on Power Semiconductor Devices and Ics*, Davos, Switzerland, 1994, pp. 9-12, <https://doi.org/10.1109/ISPSD.1994.583620>.
- [12] H.-R. Zeller, "Cosmic ray induced breakdown in high voltage semiconductor devices, microscopic model and phenomenological lifetime prediction," in *6th International Symposium on Power Semiconductor Devices and Ics*, Davos, Switzerland, 1994, pp. 339-340, <https://doi.org/10.1109/ISPSD.1994.583762>.
- [13] X.-X. Fei, Y. Wang, X. Luo, M.-T. Bao, C.-H. Yu, and X.-J. Li, "Research of single-event burnout and hardened GaN MISFET with embedded PN junction," *Microelectronics Reliability*, vol. 110, 2020, Art. no. 113699, <https://doi.org/10.1016/j.microrel.2020.113699>.
- [14] J. Lu *et al.*, "Impact of varied buffer layer designs on single-event response of 1.2-kV SiC power MOSFETs," *IEEE Transactions on Electron Devices*, vol. 67, no. 9, pp. 3698-3704, 2020, <https://doi.org/10.1109/TED.2020.3008398>.
- [15] M. Pocaterra and M. Ciappa, "Single event burnout failures caused in silicon carbide power devices by alpha particles emitted from radionuclides," *e-Prime-Advances in Electrical Engineering, Electronics and Energy*, vol. 5, 2023, Art. no. 100203, <https://doi.org/10.1016/j.prime.2023.100203>.
- [16] P. Gromova *et al.*, "Heavy-ion-induced single event burnout in SiC schottky diodes: safe operating area,"

Original Research Paper

E-cadherin Gene Expression Changes in MCF-7 Breast Cancer Cell Line Under Simulated Microgravity Condition

Zahra Hajebrahimi* 

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

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 08 November 2023

Revised 16 December 2023

Accepted 20 December 2023

Available Online 20 January 2024

Keywords:

Simulated microgravity

Clinostat

Breast cancer

MCF-7 cell line

E-cadherin gene

ABSTRACT

Breast cancer is the most common type of malignancy in women. Metastasis and invasion of breast tumor cells are responsible for many deaths from breast cancer. Simulated microgravity can alter tumor cell adhesion, proliferation, invasion, and metastasis. The degradation and regeneration of the extracellular matrix play essential roles in the migration and metastasis of tumor cells. *E-cadherin* is a cell adhesion molecule whose primary function is to mediate cell-matrix and cell-cell contacts, maintaining the integrity of the extracellular matrix. Loss of *E-cadherin* is one of the initial events in metastasis and tumor invasion. In the present study, the expression of the *E-cadherin* gene in the MCF-7 breast cancer cell line was examined under simulated microgravity conditions using a clinostat for one and three days, utilizing real-time PCR with *GAPDH* as a reference gene. The effects of weightlessness on cell proliferation and metabolic activity were evaluated using the MTT assay. MTT data indicated that microgravity for one and three days had no significant effects on cell proliferation and metabolic activity. However, exposure to microgravity for one day led to a doubling of *E-cadherin* gene expression. Continued exposure to microgravity for three days resulted in a further increase. These findings suggest that microgravity conditions may reduce the invasive phenotype of breast cancer, potentially decreasing breast cancer invasion and metastasis. Studying cancer cells in a microgravity environment can enhance our understanding of the mechanisms underlying cancer progression and may lead to the development of new treatment methods.

*Corresponding Author's E-mail: hajebrahimi@ari.ac.ir**How to Cite this Article:**Z. Hajebrahimi, "E-cadherin gene expression changes in MCF-7 breast cancer cell line under simulated microgravity condition," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 83-90, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1468>.**COPYRIGHTS**© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

تغییرات بیان ژن E-cadherin در رده سلولی MCF-7 سرطان پستان در شرایط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده

زهرا حاج ابراهیمی*

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

چکیده

اطلاعات مقاله

سرطان پستان شایع‌ترین نوع بدخیمی در زنان می‌باشد. متاستاز و تهاجم سلول‌های تومور پستان مسئول بسیاری از مرگ‌های ناشی از سرطان پستان هستند. بی‌وزنی شبیه‌سازی شده می‌تواند چسبندگی سلول‌های توموری، تکثیر، تهاجم و متاستاز آنها را تغییر دهد. تخریب و بازسازی ماتریکس خارج سلولی نقش مهمی در مهاجرت و متاستاز سلول‌های تومور ایفا می‌کند. پروتئین E-cadherin یک مولکول چسبندگی سلولی است که وظیفه اصلی آن واسطه‌گری ماتریکس سلولی و تماس‌های سلولی است و منجر به نگهداری و یکپارچگی ماتریکس خارج سلولی می‌شود. از دست دادن E-cadherin یکی از اولین اتفاقات در شروع متاستاز و تهاجم تومور است. در مطالعه حاضر بیان ژن E-cadherin در رده سلولی MCF-7 سرطان پستان در شرایط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده با دستگاه کلینواست برای یک و سه روز توسط تکنیک real-time PCR و با ژن مرجع GAPDH مطالعه شد. همچنین تاثیر بی‌وزنی بر تکثیر و فعالیت متابولیسی سلول با تست MTT ارزیابی شد. داده‌های MTT نشان داد که بی‌وزنی برای یک و سه روز تاثیر معناداری بر تکثیر و فعالیت متابولیسی سلول‌ها ندارد. همچنین بی‌وزنی برای یک روز منجر به افزایش دو برابری بیان ژن E-cadherin گردید. ادامه یافتن بی‌وزنی برای سه روز، منجر به افزایش بیشتر آن گردید. در نتیجه استفاده از شرایط بی‌وزنی ممکن است از این طریق منجر به کاهش فنوتیپ سرطانی پستان و کاهش تهاجم و متاستاز سرطان پستان گردد. بنابراین مطالعه سلول‌های سرطانی در محیط بی‌وزنی می‌تواند به ما در فهم مکانیسم‌های که منجر به ایجاد سرطان و پیشرفت آن می‌شود کمک کند. همچنین این مطالعات می‌تواند موجب توسعه روش‌های درمانی جدید برای درمان سرطان گردد.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۷ آبان ۱۴۰۲
بازنگری ۲۵ آذر ۱۴۰۲
پذیرش ۲۹ آذر ۱۴۰۲
اولین انتشار ۳۰ دی ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

بی‌وزنی شبیه‌سازی شده
کلینواست
سرطان پستان
رده سلولی MCF-7
ژن E-cadherin

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

How to Cite this Article:

Z. Hajebrahimi, "E-cadherin gene expression changes in MCF-7 breast cancer cell line under simulated microgravity condition," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 83-90, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1468>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



علائم و اختصارات

DMEM	Dulbecco's Modified Eagle Medium
GAPDH	Glyceraldehyde 3-Phosphate Dehydrogenase
PCR	Polymerase Chain Reaction
RPM	Random Positioning Machine

مقدمه

سرطان پستان شایع‌ترین نوع بدخیمی در زنان است و شیوع آن در زنان رو به افزایش بوده و حدود ۲/۳ میلیون مورد جدید زن مبتلا به سرطان پستان در سال ۲۰۲۰ در جهان شناسایی شد که از این تعداد حدود ۶۸۵۰۰۰ نفر فوت شدند [۱]. کشورهای در حال توسعه از محدودیت‌های اقتصادی و زیرساختی رنج می‌برند که دستیابی به هدف افزایش بقای بیماران سرطان پستان از طریق تشخیص و درمان سریع را دشوار می‌کند [۲]. متاستاز و تهاجم سلول‌های تومور پستان مسئول بسیاری از مرگ‌های ناشی از سرطان پستان هستند متاستاز شامل مهاجرت سلول‌های سرطانی از بافت تومور اولیه به بافت دیگری از بدن است این فرآیند یک عامل اساسی در پیش‌آگهی بالینی ضعیف در بیماران مبتلا به سرطان پستان است [۳]. نرخ بقای پنج‌ساله برای سرطان پستان از نزدیک به ۱۰۰٪ زمانی که سرطان موضعی باشد به کمتر از ۲۵٪ زمانی که سرطان به نقاط دوردست نفوذ کرده باشد کاهش می‌یابد. این امر اهمیت شناسایی و واسطه‌های هدف در فرآیند متاستاز را نشان می‌دهد. تقریباً یک‌سوم از بیماران با سرطان پستان به هنگام تشخیص اولیه از نظر متاستاز مثبت هستند [۴].

تبدیل از فنوتیپ غیر بدخیم به فنوتیپ متاستاتیک یک فرآیند تکاملی است که در آن سلول‌های سرطانی به تدریج ویژگی‌هایی به دست می‌آورند که از یک زیرجمعیت سلولی ناشی می‌شوند و در نهایت قادر به تکمیل تمام مراحل آبشار متاستاتیک هستند [۴]. تخریب و بازسازی ماتریکس خارج سلولی نقش مهمی در مهاجرت و متاستاز سلول‌های تومور ایفا می‌کند. پروتئین E-cadherin یک مولکول چسبندگی سلولی است که وظیفه اصلی آن واسطه‌گری ماتریکس سلولی و تماس‌های سلولی است و منجر به نگهداری و یکپارچگی ماتریکس خارج سلولی می‌شود. از دست دادن E-cadherin یکی از اولین اتفاقات در شروع متاستاز و تهاجم تومور است [۵]. مولکول E-cadherin یک مولکول تنظیم‌کننده چسبندگی سلول به سلول با کمک کلسیم می‌باشد و در اکثر بافت‌های اپیتلیال طبیعی بیان می‌شود، اما بیان آن در اکثر انواع سلول‌های سرطانی کاهش می‌یابد. عدم وجود E-cadherin باعث تمایز زدایی و تهاجمی شدن سرطان‌های انسانی

می‌شود که نشان می‌دهد E-cadherin یک مولکول سرکوب‌کننده تومور است [۶]؛ بنابراین، افزایش بیان E-cadherin عملکردی یک استراتژی جدید درمانی سرطان است.

روش‌های مختلفی برای درمان در افراد مبتلا به سرطان استفاده می‌شود که از آن جمله می‌توان به شیمی‌درمانی، درمان هدفمند، جراحی، هورمون‌درمانی و پرتودرمانی اشاره کرد. بروز سرطان، مقاومت دارویی و اثرات سمی روی اندام‌های غیرهدف، همگی از معایب مهم شیمی‌درمانی و سایر تکنیک‌های درمانی هستند که ممکن است استفاده از داروهای ضد سرطان را محدود کرده و در نتیجه کیفیت زندگی بیمار را کاهش دهد [۷]. پیگیری داروهای ضد سرطان بالقوه جدید با عملکرد بهبود یافته و روش‌ها و استراتژی‌های جدید با عوارض جانبی کمتر برای حل مشکلات درمان‌های فعلی از اهمیت بالایی برخوردار است. در سال‌های اخیر مشخص شده است که محیط بی‌وزنی شبیه‌سازی‌شده موجب تغییرات سلولی از جمله تغییر در اسکلت سلولی و مولکول‌های ماتریکس خارج سلولی می‌شود [۸]. بی‌وزنی شبیه‌سازی‌شده می‌تواند چسبندگی سلول‌های توموری، تکثیر، تهاجم و متاستاز آن‌ها را نیز تغییر دهد [۸-۱۰]. با این وجود، مکانیسم‌های مولکولی که منجر به این تغییرات می‌گردد هنوز به درستی شناسایی نشده‌اند. همچنین مطالعه‌ای در محیط بی‌وزنی شبیه‌سازی‌شده با دستگاه کلینواست نشان داد که بی‌وزنی منجر به کاهش تکثیر و چسبندگی و تهاجم سلول‌های سرطانی ملانوما در محیط *in vitro* و کاهش متاستاز آن‌ها به ریه در شرایط *in vivo* می‌گردد [۱۱].

بنابراین، مطالعه سلول‌های سرطانی در محیط بی‌وزنی می‌تواند به ما در شناخت و درک مکانیسم‌هایی که منجر به ایجاد سرطان و پیشرفت آن می‌شود، کمک کند. همچنین این مطالعات می‌تواند موجب توسعه روش‌های درمانی جدید برای درمان سرطان شود. از آنجا که قرارگیری در شرایط بی‌وزنی واقعی پرهزینه و مشکل است، در اکثر مطالعات از دستگاه‌های شبیه‌ساز بی‌وزنی استفاده می‌کنند؛ بنابراین، هدف از مطالعه حاضر بررسی تغییرات بیانی ژن E-cadherin در محیط بی‌وزنی شبیه‌سازی‌شده با دستگاه کلینواست در رده سلولی MCF-7 سرطان پستان می‌باشد.

مواد و روش‌ها

مطالعه حاضر در آزمایشگاه زیست-پزشکی فضایی در پژوهشگاه هوافضا در سال ۱۴۰۱ به انجام رسیده است. رده سلولی MCF-7 از مرکز ملی ذخایر ژنتیکی و زیستی ایران، کرج، خریداری شد و در شرایط استاندارد به آزمایشگاه منتقل شد.

کشت و تکثیر سلول‌های MCF-7

سلول‌های MCF-7 در فلاسک T25 (TPP, Switzerland) در انکوباتور ۳۷ درجه سانتی‌گراد و در حضور ۵٪ گاز دی‌اکسیدکربن و محیط کشت DMEM با گلوکز بالا (Dulbecco's Modified Eagle Medium; Biowest, France) به همراه ۱۰٪ سرم گاوی (FBS; Biowest, France) و ۱٪ آنتی‌بیوتیک‌های پنی‌سیلین/استرپتومایسین کشت و تکثیر شدند. پاستا سلول‌ها با آنزیم تریپسین – EDTA (Biowest, France) ۰/۰۵٪ و به هنگام پوشیده شدن ۸۰٪ کف فلاسک توسط سلول‌ها، انجام شد.

تیمار بی‌وزنی

تیمار بی‌وزنی در پاستا چهارم انجام شد. برای این منظور، ۲×۱۰^۶ سلول به لوله‌های کشت سلول (tissue culture tube) منتقل شدند. نمونه‌های مورد مطالعه شامل گروه سلول‌های کنترل (۱G یا بدون بی‌وزنی) و گروه سلول‌های بی‌وزنی (۱ روز و ۳ روز بی‌وزنی) بودند. به منظور جلوگیری از ایجاد حباب و نیروهای برشی، لوله‌های کشت کاملاً با محیط کشت پر شدند. جهت حفظ pH محیط کشت، از غلظت ۱۵ میلی‌مولار HEPES استفاده شد. بی‌وزنی (۰/۰۰۱G) توسط دستگاه کلینواست تک‌محوره (اهدایی از سازمان ملل) فراهم گردید. بدین‌صورت که پس از استریل کردن دستگاه توسط نور ماوراءبنفش و الکل ۷۰٪ و قرار دادن آن در داخل انکوباتور، نمونه‌ها در مرکز کلینواست تثبیت و دور دستگاه کلینواست بر روی ۳۰rpm قرار داده شد. در زمان‌های ۱ و ۳ روز، دستگاه خاموش و نمونه‌ها جهت استخراج RNA از روی دستگاه برداشته شدند. لازم به ذکر است گروه‌های کنترل همزمان با نمونه‌های تست بی‌وزنی در داخل انکوباتور و خارج از دستگاه کلینواست قرار گرفتند. کلیه تست‌ها ۳ بار انجام شد.

بررسی بیان ژن E-cadherin به روش Real-time PCR

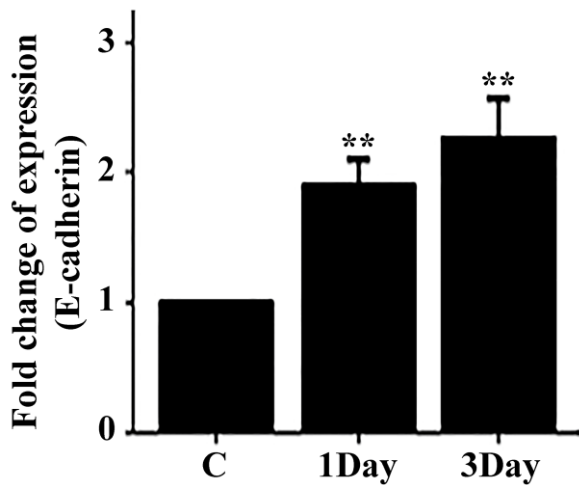
میزان بیان ژن E-cadherin توسط تکنیک Real-time PCR مطالعه شد. RNA تام با استفاده از کیت استخراج RNA (-RNX Plus; Sinaclon, Iran) و مطابق با پروتکل شرکت استخراج گردید و در دمای ۸۰- درجه سانتی‌گراد تا زمان استفاده ذخیره شد. صحت و تمامیت RNA با استفاده از الکتروفورز ژل آگارز، اسپکتروفوتومتری در طول موج ۲۶۰ و ۲۸۰ نانومتر و همچنین PCR برای ژن کنترل داخلی بررسی شد.

یک میکروگرم از RNA تام برای سنتز cDNA و با استفاده از کیت تجاری (Takara, Japan) Prime Script TM RT reagent در حجم واکنش ۲۰ میکرولیتر و مطابق پروتکل شرکت سازنده استفاده شد. محصول cDNA سنتز شده تا زمان استفاده در دمای ۲۰- درجه سانتی‌گراد ذخیره

گردید شد. جهت تکثیر ژن‌های E-cadherin و ژن کنترل داخلی، ۲ میکرولیتر از cDNA سنتز شده به همراه پرایمرهای مخصوص هر ژن در واکنش Real time PCR با استفاده از کیت SYBR Green Real Time Master Mix (Takara, Japan) و دستگاه StepOnePlus Real-time PCR (Applied Biosystems, USA) شد. شرایط دمایی واکنش PCR به صورت یک مرحله دناتوراسیون اولیه (دمای ۹۵ درجه سانتی‌گراد، ۳۰ ثانیه) و در ادامه ۴۰ سیکل به صورت یک مرحله دناتوراسیون (دمای ۹۵ درجه سانتی‌گراد، ۳۰ ثانیه)، و یک مرحله گسترش هم‌زمان (دمای ۶۰ درجه سانتی‌گراد، ۳۴ ثانیه) بود. منحنی ذوب ژن‌ها بعد از اتمام واکنش Real time PCR رسم گردید و محصولات PCR توسط الکتروفورز ژل آگارز بررسی شد. میزان بیان ژن با روش کمی نسبی و فرمول $2^{-\Delta\Delta CT}$ GraphPad Prism نمودار بیان ژن با استفاده از نرم‌افزار PCR رسم شد. ژن کنترل داخلی GAPDH بود. شرایط دمایی واکنش PCR برای ژن مرجع مشابه با ژن E-cadherin و در دمای اتصال ۶۰ درجه سانتی‌گراد بود. پرایمرهای اختصاصی با نرم‌افزار OLIGO7 طراحی و شرکت MacroGen (South Korea) ساخته شد. توالی پرایمر برای ژن E-cadherin به صورت forward: 5'-GCACCGTCAAGG و reverse: 3'-CTGAGAAC-5' و برای ژن GAPDH به صورت forward: 5'-GGA-3' و reverse: 3'-ACGACCACTTTGTCAAGCTCAT-5' و TCCACCACCCTGTTGCTGTA-3' بود.

بررسی میزان فعالیت متابولیکی و تکثیر سلولی با تست MTT

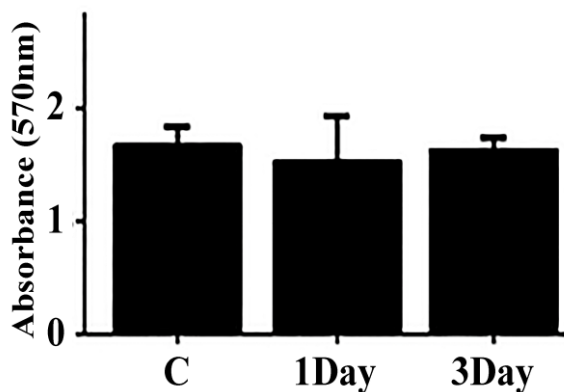
تست MTT برای بررسی میزان فعالیت متابولیکی سلول طراحی شده است که این میزان می‌تواند نشان‌دهنده تعداد سلول‌های زنده باشد. اساس این آزمایش به این ترتیب است که سیستم سوکسینات دهیدروژناز موجود در سلول باعث تبدیل رنگ MTT (۲،۴،۵) دی متیل تiazول ۲ و ۵ دی فنیل تترازولیم برمید)، به فرمازان بنفش‌رنگ می‌شود. سپس کریستال‌های فرمازان توسط DMSO حل شده و میزان رنگ ایجاد شده با دستگاه اسپکتروفوتومتری (معمولاً در طول موج ۵۰۰ تا ۶۰۰ نانومتر) خوانده می‌شود. هرچه جذب در این طول موج بیشتر باشد نشان‌دهنده تعداد بیشتر سلول‌ها در محیط مورد آزمایش است. جهت انجام تست MTT از کیت MTT شرکت ATOCEL استفاده شد. برای این منظور پس از کشت سلول‌ها در پلیت ۹۶ خانه و قرار گرفتن در شرایط بی‌وزنی، ۲۰ میکرو لیتر محلول MTT به هر چاهک اضافه شد و نمونه‌ها برای مدت ۳ تا ۴ ساعت در انکوباتور و تا ظاهر شدن رسوب بنفش قرار داده شد. سپس محلول رویی به آرامی خارج شد و ۲۰۰ میکرو لیتر DMSO به هر چاهک اضافه و جهت حل شدن کریستال‌های فرمازان پیپتاژ شد. جذب نوری در طول موج ۵۷۰ نانومتر توسط دستگاه الیزا ریدر خوانده شد.



شکل ۲- تغییرات بیانی ژن E-cadherin در رده سلولی MCF-7 سرطان پستان پس از یک و سه روز قرارگیری در محیط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده توسط دستگاه کلینواست و گروه کنترل (C) در شرایط جاذبه نرمال یک g.

Fig. 2. Expression changes of E-cadherin gene in MCF-7 breast cancer cell line after one and three days of being placed in a simulated microgravity environment using a Clinostat device and control group (C) under normal gravity conditions of 1G.

نتایج آنالیز MTT در شکل (۳) نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود شرایط شبیه‌سازی بی‌وزنی برای یک و سه روز تأثیر معناداری بر تکثیر و فعالیت متابولیکی سلول‌ها نداشته است، درج شوند.



شکل ۳- نتایج تست MTT در رده سلولی MCF-7 سرطان پستان پس از یک و سه روز قرارگیری در محیط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده توسط دستگاه کلینواست و گروه کنترل (C) در شرایط جاذبه نرمال یک g.

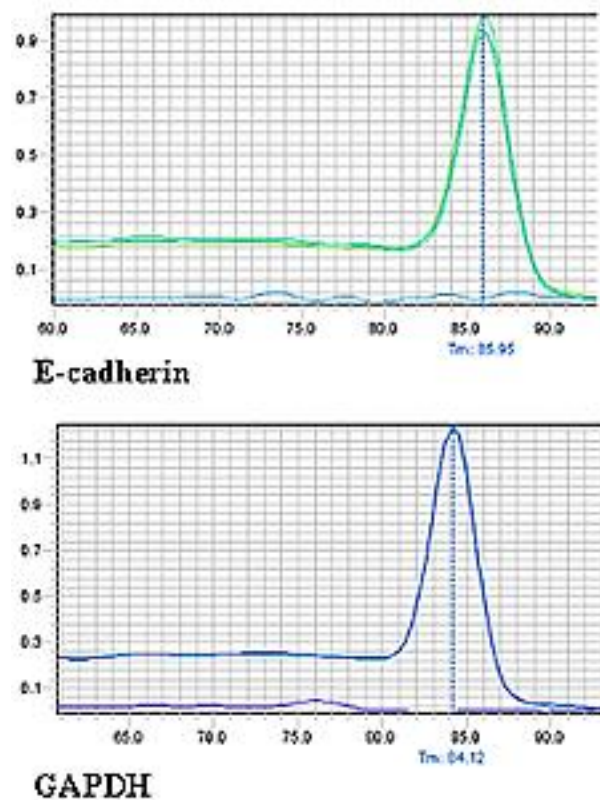
Fig. 3. Data of MTT test in MCF-7 breast cancer cell line after one and three days of being placed in a simulated microgravity environment using a Clinostat device and control group (C) under normal gravity conditions of 1G.

آنالیز آماری

داده‌ها به صورت میانگین \pm انحراف معیار گزارش شده است و داده‌ها با تست Unpaired t test آنالیز شد. از نظر آماری $P \leq 0.05$ معنی‌دار در نظر گرفته شد.

نتایج

منحنی ذوب (شکل ۱) حاکی از اتصال صحیح پرایمرها و تکثیر قطعات اختصاصی و عدم وجود قطعات غیراختصاصی برای ژن‌های موردنظر بود. در الکتروفورز ژل آگارز تنها یک باند مشاهده شد که تأییدی بر نتایج منحنی ذوب و عدم تکثیر محصول غیراختصاصی بود (داده‌ها نشان داده نشده است). نتایج واکنش real-time PCR (شکل ۲) حاکی از این بود که بیان ژن E-cadherin در رده سلولی MCF-7 سرطان پستان پس از یک روز قرارگیری در محیط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده با دستگاه کلینواست، به میزان تقریباً دو برابر در مقایسه با نمونه‌های کنترل (جاذبه نرمال؛ ۱ g) افزایش می‌یابد ($P < 0.01$). ادامه یافتن بی‌وزنی برای سه روز منجر به افزایش کمی بیشتر بیان ژن E-cadherin در این رده سلولی شد.



شکل ۱- نمودار منحنی ذوب ژن‌های E-cadherin و GAPDH.

Fig. 1. Melting curve diagram of GAPDH and E-cadherin gene.

بحث

E-cadherin انجام می‌دهد [۱۴]. آن‌ها نشان دادند که کاهش ویژگی‌های مهاجرتی و تهاجمی رده سلولی MCF-7 به دنبال تیمار با بتا-المن و افزایش بیان E-cadherin، به خاطر کنترل مسیر سیگنالینگ ERα/MTA3/Snail می‌باشد [۱۴]؛ بنابراین تنها افزایش بیان ژن E-cadherin برای کاهش تهاجم و متاستاز سلول‌های MCF-7 رده سلولی پستان کافی نمی‌باشد و مسیرهای پیام‌رسان مختلفی در کنترل سلول‌های سرطانی و متاستاز و مهاجرت آنها دخیل می‌باشد که ممکن است توسط افزایش بیان E-cadherin القا شود. همچنین زارع و همکاران نیز در سال ۲۰۲۰ نشان دادند که پپیرین (piperine) منجر به کاهش ویژگی‌های مهاجرتی و تهاجمی رده سلولی MCF-7 از طریق افزایش بیان پروتئین E-cadherin می‌شود [۱۵]. پپیرین همچنین منجر به مهار بیان ژن MMP-9 و VEGF و رگرایی نیز در این رده سلولی گردید [۱۵] که باز بیانگر این است که علاوه بر E-cadherin تنظیم ژن‌های دیگری نیز در مهار متاستاز و تهاجم سلول‌های سرطانی لازم می‌باشد؛ بنابراین برای بررسی تأثیر بی‌وزنی بر متاستاز و مهار ویژگی‌های تهاجمی سلول‌های سرطانی باید مسیرهای سیگنالینگ مختلف و ژن‌های دیگر نیز مطالعه شود.

همچنین مطالعات دیگری نیز در شرایط بی‌وزنی بیانگر تأثیر مثبت بی‌وزنی در کاهش فنوتیپ سلول‌های سرطانی می‌باشد. تحقیقات نشان داده است که بی‌وزنی شبیه‌سازی شده می‌تواند چسبندگی سلول‌های توموری، تکثیر، تهاجم و متاستاز آنها را تغییر دهد [۱۰-۸]. همچنین مطالعه‌ای در محیط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده با دستگاه کلینواست نشان داده است که بی‌وزنی منجر به کاهش تکثیر و چسبندگی و تهاجم سلول‌های سرطانی ملانوما در محیط *in vitro* و کاهش متاستاز آنها به ریه در شرایط *in vivo* می‌شود [۱۱]. در مطالعه‌ای که توسط ساهانا و همکاران در سال ۲۰۲۳ صورت گرفت مشاهده شد که بی‌وزنی طولانی‌مدت برای مدت ۱۳ روز و توسط دستگاه ماشین وضعیت اتفاقی (Random Positioning Machine=RPM) منجر به تغییر بیان ژن‌های اسکلت سلولی، ماتریکس خارج سلولی و ژن‌های درگیر در مسیرهای سیگنالینگ شامل AKT1، ERK1، MTOR، VCL، RAF1، VEGF، MAPK14، سلول‌های رده MCF-7 و MDA-MB-231 سرطانی پستان می‌شود [۱۶]. همچنین در سال ۲۰۱۹ در مطالعه‌ای که توسط استراب و همکاران بر روی رده سلولی سرطانی پستان و توسط دستگاه شبیه‌ساز بی‌وزنی RPM صورت گرفت مشخص شد که بی‌وزنی برای مدت ۲۴ ساعت موجب افزایش بیان ژن‌های BRCA1 و VCAM1 و کاهش بیان ژن‌های KRAS و VIM می‌شود و تأثیری بر بیان ژن‌های MAPK1، MMP13، PTEN و TP53 ندارد [۱۷]. مطالعه سلول‌های سرطانی ریه در شرایط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده توسط بغوم و همکاران در سال ۲۰۲۳ به مدت ۲۴، ۴۸ و ۷۲ ساعت حاکی از تغییر در بیان ژن‌ها و بیومارکرهای مؤثر در ایمنی‌زایی تومور همچون

در بین سرطانات، سرطانات پستان بیشترین میزان شیوع را در بین زنان دارد و میزان ابتلا به این سرطانات در اکثر کشورهای جهان و از جمله کشور ایران به دلایل مختلفی چون افزایش آلودگی هوا به‌ویژه در شهرهای صنعتی، افزایش استرس، رژیم غذایی و افزایش استفاده از غذاهای فناوری شده و آماده در حال افزایش است [۲، ۱]. همچنین با وجود توسعه روش‌های درمانی جدید و استفاده از روش‌های مختلف به‌طور همزمان مانند جراحی، شیمی‌درمانی و پرتودرمانی، میزان مرگ بیماران مبتلا به سرطانات همچنان زیاد می‌باشد و این امر بیانگر ناکارآمد بودن روش‌های درمانی سرطانات و کافی نبودن دانش ما در مورد این بیماری می‌باشد. در مطالعه حاضر به مطالعه رده سلولی آدنوکارسینوم پستان انسان MCF-7 در شرایط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده توسط دستگاه کلینواست و بیان ژن E-cadherin در این شرایط پرداختیم. مطالعه ما نشان داد که بی‌وزنی شبیه‌سازی شده به مدت یک روز منجر به افزایش بیان این ژن در این رده سلولی به میزان دو برابر در مقایسه با سلول‌های کنترل که در شرایط جاذبه نرمال یک g قرار داشتند گردید. ادامه قرارگیری سلول‌ها در شرایط شبیه‌سازی بی‌وزنی برای مدت ۳ روز منجر به افزایش کمی بیشتر این ژن گردید.

سلول‌های آدنوکارسینوم پستان انسان MCF-7 یک رده سلولی کلاسیک است که از بیمار مبتلا به سرطانات پستان به‌دست می‌آید و در انواع مختلف مطالعات سرطانات پستان از این رده سلولی استفاده می‌شود. رده سلولی MCF-7 دارای ویژگی‌های سلول‌های اپیتلیال پستان تمایز یافته است که گیرنده‌های استروژن و پروژسترون را بیان می‌کند [۱۲] به همین دلیل مناسب برای مطالعه سرطانات پستان به‌ویژه مطالعه اثر داروها در درمان سرطانات پستان می‌باشد.

مولکول E-cadherin یک مولکول چسبنده سلولی است که در بافت طبیعی پستان بیان می‌شود و کاهش بیان E-cadherin با پیش‌آگهی بالینی ضعیف سرطانات پستان مرتبط است. از دست دادن بیان E-cadherin منجر به افزایش تحرک سلولی، افزایش تهاجم سلولی و مقاومت در برابر آپوپتوز می‌شود و در نهایت منجر به تبدیل سلول‌های اپیتلیالی به مزانشیمی در سرطانات می‌شود [۱۳، ۶، ۵]؛ بنابراین، بازگرداندن سطوح پروتئین عملکردی E-cadherin یک استراتژی جایگزین برای درمان سرطانات است. مطالعه حاضر نشان داد که بی‌وزنی تأثیر مثبت بر بیان این ژن دارد و منجر به افزایش بیان آن در رده سلولی سرطانات پستان MCF-7 پس از یک روز می‌شود. نتایج حاصل از این مطالعه در راستای داده‌های به‌دست آمده توسط ژانگ و همکاران در سال ۲۰۱۳ می‌باشد. آن‌ها نشان دادند که داروی بتا-المن (β -elemene) با خواص ضد سرطانی منجر به کاهش ویژگی‌های مهاجرتی و تهاجمی رده سلولی MCF-7 می‌شود و این کار را از طریق افزایش بیان پروتئین

- [2] M. Akram, M. Iqbal, M. Daniyal, and A.U. Khan, "Awareness and current knowledge of breast cancer," *Biological Research*, vol. 50, 2017, Art. no. 33, <https://doi.org/10.1186/s40659-017-0140-9>.
- [3] O. J. Scully, B. H. Bay, G. Yip, and Y. Yu, "Breast cancer metastasis," *Cancer Genomics & Proteomics*, vol. 9, no. 5, pp. 311-320, 2012.
- [4] L. M. Merlo, J. W. Pepper, B. J. Reid, and C. C. Maley, "Cancer as an evolutionary and ecological process," *Nature Reviews Cancer*, vol. 6, no. 12, pp. 924-935, 2006, <https://doi.org/10.1038/nrc2013>.
- [5] M. Canel, A. Serrels, M. C. Frame, and V. G. Brunton, "E-cadherin-integrin crosstalk in cancer invasion and metastasis," *Journal of Cell Science*, vol. 126, no. 2, pp. 393-401, 2013, <https://doi.org/10.1242/jcs.100115>.
- [6] R. Yoshida, N. Kimura, Y. Harada, and N. Ohuchi, "The loss of E-cadherin, α - and β -catenin expression is associated with metastasis and poor prognosis in invasive breast cancer," *International Journal of Oncology*, vol. 18, no. 3, pp. 513-520, 2001, <https://doi.org/10.3892/ijco.18.3.513>.
- [7] T. A. Moo, R. Sanford, C. Dang, and M. Morrow, "Overview of breast cancer therapy," *PET Clinics*, vol. 13, no. 3, pp. 339-54, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.cpet.2018.02.006>.
- [8] M. Infanger *et al.*, "Simulated weightlessness changes the cytoskeleton and extracellular matrix proteins in papillary thyroid carcinoma cells," *Cell and Tissue Research*, vol. 324, no. 2, pp. 267-277, 2006, <https://doi.org/10.1007/s00441-005-0142-8>.
- [9] J. Vassy *et al.*, "Weightlessness acts on human breast cancer cell line MCF-7," *Advances in Space Research*, vol. 32, no. 8, pp. 1595-1603, 2003, [https://doi.org/10.1016/S0273-1177\(03\)90400-5](https://doi.org/10.1016/S0273-1177(03)90400-5).
- [10] D. Chang *et al.*, "Simulated microgravity alters the metastatic potential of a human lung adenocarcinoma cell line," *In Vitro Cellular & Developmental Biology-Animal*, vol. 49, no. 3, pp. 170-177, 2013, <https://doi.org/10.1007/s11626-013-9581-9>.
- [11] X. Tan *et al.*, "Simulated microgravity inhibits cell focal adhesions leading to reduced melanoma cell proliferation and metastasis via FAK/RhoA-regulated mTORC1 and AMPK pathways," *Scientific Reports*, vol. 8, 2018, Art. no. 3769, <https://doi.org/10.1038/s41598-018-20459-1>.
- [12] J. Ye *et al.*, "Molecular characterization of breast cancer cell line MCF-7," *The Practical Journal of Cancer*, vol. 27, no. 2, pp. 116-119, 2012.
- [13] C. Foroni, M. Brogini, D. Generali, and G. Damia, "Epithelial-mesenchymal transition and breast cancer: Role, molecular mechanisms and clinical impact," *Cancer Treatment Reviews*, vol. 38, no. 6, pp. 689-697, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.ctrv.2011.11.001>.

افزایش E-cadherin، F5، BPIFB، FCGBP، CST1 و CFB بود [۱۸]. آنها همچنین نشان دادند که بی‌وزنی منجر به کاهش رشد سلول‌های سرطانی و کاهش متاستاز و برگشت تغییر از حالت اپیتلیال به مزانشیم از طریق افزایش بیان E-cadherin می‌گردد [۱۸]. در مطالعه حاضر ما تنها به بررسی بیان ژن E-cadherin پرداختیم. در مطالعه قبلی ما نشان دادیم که بی‌وزنی برای مدت یک روز منجر به کاهش بیان ژن CD44 در رده سلولی MCF-7 و افزایش آن پس از ۳ روز می‌گردد همچنین مطالعه ما نشان داد که میزان آپوپتوز در این رده سلولی پس از یک روز قرارگیری در شرایط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده به میزان ۴۰ درصد افزایش می‌یابد [۱۹]. مولکول CD44 در چسبندگی سلول، هدایت رشد و مسیرهای سیگنالی سلول نقش دارد و بیان آن در تومورهای تهاجمی سرطان سینه افزایش می‌یابد؛ بنابراین کاهش آن توسط بی‌وزنی ممکن است در کاهش فنوتیپ سرطان سینه مؤثر باشد. همچنین افزایش بیان آن پس از ۳ روز می‌تواند بیانگر این نکته باشد که تغییرات بیانی رده سرطانی در شرایط بی‌وزنی ممکن است وابسته به زمان باشد.

نتیجه‌گیری

به‌طور کلی، مطالعه حاضر نشان داد که شرایط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده برای کوتاه‌مدت (یک روز و سه روز) می‌تواند منجر به افزایش بیان ژن E-cadherin در رده سلولی سرطانی پستان MCF-7 گردد و در نتیجه استفاده از شرایط بی‌وزنی ممکن است از این طریق منجر به کاهش فنوتیپ سرطانی پستان و کاهش تهاجم و متاستاز سرطان پستان شود؛ بنابراین پیشنهاد می‌شود که در مطالعات بعدی، مسیرهای سیگنالی درگیر در سرطان و ژن‌های بالادست و پایین دست E-cadherin در شرایط بی‌وزنی در رده سلولی MCF-7 و سایر رده‌های سلولی مطالعه گردد. به‌طور کلی، مطالعه سلول‌های سرطانی در محیط بی‌وزنی می‌تواند به ما در درک و شناخت مکانیسم‌های که منجر به ایجاد سرطان و پیشرفت آن می‌شود کمک کند. همچنین این مطالعات می‌تواند موجب توسعه روش‌های درمانی جدید برای درمان سرطان گردد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] F. Bray, J. Ferlay, I. Soerjomataram, R. L. Siegel, L. A. Torre, and A. Jemal, "Global cancer statistics 2018: GLOBOCAN estimates of incidence and mortality worldwide for 36 cancers in 185 countries," *CA: A Cancer Journal for Clinicians*, vol. 68, no. 6, pp. 394-424, 2018, <https://doi.org/10.3322/caac.21492>.

- microgravity on morphology and gene expression in human breast cancer cells," *Physiology International*, vol. 106, no. 4, pp. 311-322, 2019, <https://doi.org/10.1556/2060.106.2019.29>.
- [18] H. Baghoum, H. Alahmed, M. Hachim, A. Senok, N. Jalaleddine, and S. Al Heialy, "Simulated microgravity influences immunity-related biomarkers in lung cancer," *International Journal of Molecular Sciences*, vol. 24, no. 1, 2022, Art. no. 155, <https://doi.org/10.3390/ijms24010155>.
- [19] Z. Hajebrahimi and M. Salavatifar, "CD44 expression changes and increased apoptosis in MCF-7 cell line of breast cancer in simulated microgravity condition," *Pars Journal of Medical Sciences*, vol. 17, no. 3, pp. 26-34, 2019, (in Persian), <https://doi.org/10.52547/jmj.17.3.26>.
- [14] X. Zhang, Y. Zhang, and Y. Li, " β -elemene decreases cell invasion by upregulating E-cadherin expression in MCF-7 human breast cancer cells," *Oncology Reports*, vol. 30, no. 2, pp. 745-750, 2013, <https://doi.org/10.3892/or.2013.2519>.
- [15] Z. Zare *et al.*, "The effect of piperine on MMP-9, VEGF, and E-cadherin expression in breast cancer MCF-7 cell line," *Basic & Clinical Cancer Research*, vol. 12, no. 3, pp. 112-119, 2020, <https://doi.org/10.18502/bccr.v12i3.5767>.
- [16] J. Sahana *et al.*, "Long-term simulation of microgravity induces changes in gene expression in breast cancer cells," *International Journal of Molecular Sciences*, vol. 24, no. 2, 2023, Art. no. 1181, <https://doi.org/10.3390/ijms24021181>.
- [17] F. Strube, M. Infanger, C. Dietz, A. Romswinkel, and A. Kraus, "Short-term effects of simulated

فهرست

- ۱..... تحلیل اقتصادی بهره‌برداری از منابع ماه
ابراهیم امیری، معصومه خانی‌چمنی، مهدی جعفری‌ندوشن، سجاد غضنفری‌نیا، و مسعود خوش‌سیما
- ۱۵..... کنترل فضاپیماهای بازگشت به جو با مکانیزم جرم‌های انتقالی صلیبی و شعاعی
مسلم کریم‌آباده و مرتضی طایفی
- بازپیکربندی و هدایت پرتو در آنتن شیبوری با استفاده از تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی باهدف کنترل مقدار بهره و جهت پرتو
تشعشی..... ۲۸
جعفر بذرافشان، فاطمه صادقی‌کیا، علی کرمی‌هرستانی، و محمد هیمدی
- ۴۵..... بررسی اثر شعله‌نگهدار در عملکرد محفظه احتراق یک موتور توربوفن برای کاربرد در موتور رمدجت
سجاد قارزی و محمد مهدی دوستدار
- ۶۱..... تحلیل کابل‌بندی دوربین یک ماهواره سنجشی از منظر سازگاری الکترومغناطیسی
راضیه نریمانی، محمد کرمی، لیلا فرهودی، الهام حسینی، محمد سینجلی، و ولی طالب‌زاده
- ۷۱..... بررسی رخداد سوختن تک‌حادثه‌ای (SEB) در یک دیود پین ولتاژ- بالا به کمک شبیه‌سازی
معصومه سلیمانی‌نیا
- ۸۳..... تغییرات بیانی ژن E-cadherin در رده سلولی MCF-7 سرطان پستان در شرایط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده
زهرا حاج‌ابراهیمی

JSST

فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضای

فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضای

سال ۱۴۰۳، دوره ۱۷، شماره ۳

نمایه نامه ها:

DOAJ, ISC, EBSCO, ...

صاحب امتیاز: IAS

مدیر مسئول: دکتر محمد نوابی

سر دبیر: دکتر رضا ابراهیمی

جانشین سردبیر: دکتر میلاد عظیمی

کارشناس اجرایی: هاجر دسترنجی نژادفر

ویرایش و صفحه آرایی: اکرم ورمزیار

مینا عبداللهی

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

تلفن: ۰۲۱ ۸۸۳۶۶۰۳۰

نشانی اینترنتی: <https://jsstpub.com>

پست الکترونیکی: jsst@jsstpub.com

پست الکترونیکی بین المللی: info1@jsstpub.com

دبیرخانه فصلنامه در ویرایش ادبی مطالب آزاد است.

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

هیئت تحریریه بین المللی

دکتر نیکولا لوئیجی برگزی، استاد، دانشگاه پارما، ایتالیا

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

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

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

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

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

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

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

هیئت تحریریه

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

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

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

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

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

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

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

دکتر محمدطاهای ابدی، دانشیار، پژوهشگاه هوافضا، ایران

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

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

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

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

مشاوران هیئت تحریریه

مهندس محمدحسن انتظاری، مربی، سازمان پژوهش های علمی و صنعتی ایران

دکتر سعید شاخصی، دانشیار، پژوهشگاه فضایی ایران

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

دکتر حمید فاضلی، دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

علی اکبر گلرو، مربی، پژوهشگاه هوافضا

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

علوم و فناوری فضایی

سال ۱۴۰۳، دوره ۱۷، شماره ۳

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

- ۱ تحلیل اقتصادی بهره‌برداری از منابع ماه
ابراهیم امیری، معصومه خانی‌چمنی، مهدی جعفری‌ندوشن، سجاد غضنفری‌نیا و مسعود خوش‌سیما
- ۱۵ کنترل فضایی‌های بازگشت به جو با مکانیزم جرم‌های انتقالی صلیبی و شعاعی
مسلم کریم‌آباده و مرتضی طایفی
- ۲۸ بازپیکربندی و هدایت پرتو در آنتن شیپوری با استفاده از تیغه‌های دی‌الکتریک پلاسمایی با هدف
کنترل مقدار بهره و جهت پرتو تشعشی
جعفر بذرافشان، فاطمه صادقی‌کیا، علی کریمی‌هرستانی و محمد هیمدی
- ۴۵ بررسی اثر شعله‌نگهدار در عملکرد محفظه احتراق یک موتور توربوفن برای کاربرد در موتور رمدجت
سجاد قارزی و محمد مهدی دوستدار
- ۶۱ تحلیل کابل‌بندی دوربین یک ماهواره سنجشی از منظر سازگاری الکترومغناطیسی
راضیه نریمانی، محمد کریمی، لیلا فرهودی، الهام حسینی، محمد سینجلی و ولی طالب‌زاده
- ۷۱ بررسی رخداد سوختن تک‌حادثه‌ای (SEB) در یک دیود پین ولتاژ-بالا به کمک شبیه‌سازی
معصومه سلیمانی‌نیا
- ۸۳ تغییرات بیان ژن E-cadherin در رده سلولی MCF-7 سرطان پستان در شرایط بی‌وزنی شبیه‌سازی شده
زهرا حاج‌ابراهیمی