



وزارت ارتباطات فناوری اطلاعات



پژوهشگاه فضایی ایران

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

نشریه علمی

سال سوم، شماره اول

بهار و تابستان ۱۴۰۲

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

کد پستی: ۱۴۵۹۷۷۷۵۱۱

تلفن: ۶۳۱۹۲۸۶۶

<http://journal.isrc.ac.ir/>
Email: Journal@isrc.ac.ir

صاحب امتیاز: پژوهشگاه فضایی ایران- انجمن هواشناسی ایران

مدیر مسئول: دکتر حسن سالاریه

سردبیر: دکتر مهدی فکور

مدیر اجرایی: دکتر هادی رضائی

هیأت تحریریه به ترتیب الفبا

| | |
|--|------------------------|
| دانشیار دانشگاه علم و صنعت ایران | دکتر ادیب ابریشمی فر |
| دانشیار پژوهشکده مواد و انرژی | دکتر سعید اصغری |
| دانشیار پژوهشکده حمل و نقل فضایی | دکتر محمد رضا جهان نما |
| مدرس ارشد دانشگاه هر تفوردشاير | دکتر محمود چیذری |
| استاد دانشگاه صنعتی شریف | دکتر حسن حدادپور |
| استاد دانشگاه صنعتی شریف | دکتر حسن سالاریه |
| استاد دانشگاه صنعتی شریف | دکتر محمود سعادت فومنی |
| دانشیار پژوهشکده حمل و نقل فضایی | دکتر سعید شاخصی |
| دانشیار پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات | دکتر حسین صمیمی |
| دانشیار دانشگاه شهید بهشتی | دکتر علیرضا طلوعی |
| استاد دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی | دکتر مجید قاسمی |
| استاد دانشگاه تهران | دکتر مهدی فکور |
| دانشیار دانشگاه تهران | دکتر امیر رضا کوثری |
| دانشیار دانشگاه شهید بهشتی | دکتر محمد رضا نوابی |

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

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

دیبران تخصصی این شماره

دکتر محمد سلیمانی

دکتر سعید شاخصی

دکتر مجید قاسمی

دکتر امیررضا کوثری

دکتر محمد نوابی

داوران این شماره به ترتیب الفبا

محمدعلی فارسی

مهندس عباس الکائی بهجتی

دکتر حمیدرضا فرشی فصیح

دکتر زهرا امیرسراداری

دکتر بهمن قربانی واقعی

دکتر وحید بهلوری

سید محمد نوید قربشی

دکتر مهدی جعفری ندوشن

دکتر سید محمد نوید قربشی

دکتر زهرا حاج ابراهیمی

دکتر امیررضا کوثری

دکتر مجید حقگو

مجید محمدی

دکتر اسماعیل خانمیرزا

حسین مهدوی مقدم

دکتر کیانوش خسروی دارانی

روح الله مهدی نواز اقدم

زهرا دانشجو

دکتر مهران میرشمیس

مهناز ذاکری

محمد نجفی

دکتر الهام شریفی مقدم

مهندس راضیه نریمانی

امید شکوفا

دکتر امیرسامان نورامین

حامد صالحی

دکتر شیدوس وکیلی پور

مجید صفرآبادی فرآهانی

مهندس ولی طالب زاده

همکاران

مسئول امور اجرایی: فاطمه تصویری قمری

ویراستار ادبی: دکتر فاطمه نویدی

تیراز: الکترونیک



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 1-12
2023

DOI:

10.22034/jstaa.2022.328999.1078

Article Info

Received: 2022-02-09
Accepted: 2022-10-10

Keywords

**High throughput satellite,
Interleaved sub-arrays,
Multiple beam antenna,
Phased array antenna, Sub-
beam**

How to Cite this article

Elham Sharifi moghaddam,
Arash Ahmadi , Mohammad
Fazaelifar,” Approaches to
Overcome Challenges and
Technology Bottlenecks of
Geostationary Orbit high
Throughput Satellite
Payload Antenna”, *Journal
of Space Science,
Technology and
Applications*, vol 3 (1), p.: 1-
12, 2023.

Approaches to Overcome Challenges and Technology Bottlenecks of Geostationary Orbit high Throughput Satellite Payload Antenna

Elham Sharifi moghaddam ^{*1}, Arash Ahmadi ², Mohammad Fazaelifar ³

1.*. Satellite Research Institute, Tehran, Iran, Corresponding author
e.sharifmoghadam@isrc.ac.ir

2. Faculty of electrical engineering, KN Toosi university of technology, Tehran, Iran
aahmadi@eetd.kntu.ac.ir

3. Satellite Research Institute, Tehran, Iran,
m.fazaelifar@isrc.ac.ir

Abstract

Abstract The antenna of a high throughput satellite payload should generate multiple spot beams simultaneously to provide frequency reuse by creating cellular coverage for the satellite. The phased array antenna is a proper option for this application. In geostationary orbit, the satellite field of view is limited, and dividing it to several tight beams poses many challenges to the antenna design. The large dimensions of the radiating aperture, high number of radiant elements, the need for dividing the array into several sub-arrays, which lead to appearance of grating lobes, and the orthogonality of the beams with tiny angular distance from each other, are the challenges of the antenna design. In this article, a multiple beam phased array antenna in Ka-band with microwave beam forming network has been synthesized and designed to meet aforementioned challenges. The sub-beam technique has been used for decreasing the array dimensions. For eliminating the grating lobes, the array has been divided into interleaved sub-arrays in two dimensions. A new beam forming network has been designed in this paper which can generate several simultaneous orthogonal beams for interleaved sub-arrays.

راهکارهایی برای رفع چالش‌ها و عبور از گلوگاه‌های فناوری آنتن محموله HTS در مدار زمین‌آهنگ

الهام شریفی مقدم^{۱*}, آرش احمدی^۲, محمد فضائیلی‌فر^۳

۱. عضو هیأت علمی پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران، (نویسنده مسئول)
e.sharifimoghadam@isrc.ac.ir

۲. عضو هیأت علمی دانشکده مهندسی برق، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران
ahmadi@eetd.kntu.ac.ir

۳. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران
m.fazaelifar@isrc.ac.ir

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

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۱-۱۲
بهار و تابستان ۱۴۰۲

چکیده

آنتن یک محموله^۱ HTS باید توانایی ایجاد چندین پرتو تشعشعی را به صورت همزمان داشته باشد تا با ایجاد پوشش سلولی برای ماهواره، امکان استفاده مجدد از فرکانس را فراهم آورد. آنتن آرایه فازی یک گزینه مناسب برای این کاربرد است. در مدار زمین‌آهنگ، زاویه دید ماهواره بسیار محدود است و تقسیم این زاویه دید محدود به تعداد زیادی پرتو باریک؛ طراحی آنتن آرایه فازی را با چالش‌های رفراوانی روبه‌رو می‌کند. ابعاد بزرگ پنجره تشعشعی، تعداد بالای المان‌های تشعشعی و نیاز به تقسیم آرایه به زیرآرایه‌ها و ظهور گریتینگ لوب‌ها^۲، و تعامل پرتوهایی که فاصله زاویه‌ای بسیار اندکی با یکدیگر دارند، از جمله این چالش‌ها هستند. در این مقاله، یک آنتن آرایه فازی چندپرتویی در باند Ka با شبکه شکل‌دهی پرتو مایکروویوی به نحوی سنتز و طراحی شده است که چالش‌های مذکور را مرتفع سازد. برای کاهش ابعاد پنجره تشعشعی از تکنیک تقسیم هر پرتو به تعدادی زیرپرتو، و برای حذف گریتینگ لوب‌ها از زیرآرایه‌های در میان هم فرورفته در دو بعد استفاده شده است. شبکه شکل‌دهی پرتو جدیدی در این مقاله طراحی شده است که قابلیت ایجاد چندین زیرپرتو تشعشعی همزمان را به صورت متعامد برای زیرآرایه‌های در میان هم فرو رفته فراهم می‌آورد.

DOI:

10.22034/jsssta.2022.328999.1078

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۲۰

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۷/۱۸

واژه‌های کلیدی

آنتن آرایه فازی، آنتن چند پرتو،
ماهواره ظرفیت بالا، زیرآرایه‌های در
میان هم فرورفته، زیرپرتو

نحوه استناد به این مقاله

الهام شریفی مقدم، آرش احمدی، محمد فضائیلی‌فر. " راهکارهایی برای رفع چالش‌ها و عبور از گلوگاه‌های فناوری آنتن محموله HTS در مدار زمین‌آهنگ"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۱-۱۲، ۱۴۰۲.

1 High throughput satellite

2 Grating lobe



۱- مقدمه

اصلی استفاده از این مدار، تاخیر کمتر است. با این حال، امروزه بزرگ‌ترین اپراتورهای ماهواره‌ای پهنه‌باند از مدار GEO برای فراهم آوردن بیشتر سرویس‌ها استفاده می‌کنند. مهم‌ترین فایده این کار، سادگی آنتن ترمینال‌ها و ماهواره است که نیازی به ایجاد پرتو تشبعی دنبال‌گر در آنها وجود ندارد.

عنصر کلیدی محموله برای ایجاد پوشش سلوی، آنتنی است که توانایی ایجاد چند پرتو تشبعی به صورت هم‌زمان را داشته باشد. انواع مختلفی از آنتن‌های چند پرتوه برای ماهواره‌های GEO استفاده می‌شوند. ساده‌ترین و قدیمی‌ترین نوع این آنتن، رفلکتور با یک تغذیه به ازای هر پرتو¹⁰ (SFBA) است. در این نوع آنتن، برای اینکه نواحی تاریک بین پرتوهای نقطه‌ای مجاور ایجاد نشود، پرتوهای نقطه‌ای مجاور باید با یکدیگر هم‌پوشانی کوچکی داشته باشند. برای این کار می‌توان از رفلکتور شکل داده شده استفاده نمود که ابتداء بزرگ‌تری نسبت به رفلکتور معمولی دارد. روش دیگر استفاده از چندین رفلکتور به جای یک رفلکتور است که فضای بیشتری را اشغال خواهد نمود. تعداد رفلکتورها به تعداد سلول‌ها در یک خوشه بستگی دارد. این نوع آنتن فضای زیادی را اشغال می‌کند، هم‌چنین، نسبت به جابه‌جایی‌های رفلکتورها در جهت مخالف یکدیگر بسیار حساس است. تکنیک دیگر، استفاده از رفلکتوری با چندین تغذیه به ازای هر پرتو (MFBA)¹¹ است. به نحوی که هر پرتو خوشه‌ای توسط مجموعه‌ای از تغذیه‌ها ایجاد می‌شود. پرتوهای نقطه‌ای مجاور از برخی تغذیه‌ها به صورت مشترک استفاده می‌کنند و بدین ترتیب هم‌پوشانی مورد نظر بین پرتوهای نقطه‌ای مجاور ایجاد می‌شود. این نوع آنتن شبکه تغذیه پیچیده‌تری نسبت به آنتنی با یک تغذیه به ازای هر پرتو دارد [4]. روش دیگر برای ایجاد چندین پرتو هم‌زمان، استفاده از آنتن آرایه فازی چند پرتوه (MBPAA)¹² است. این نوع آنتن هم می‌تواند به عنوان تغذیه یک بازتابنده آفست¹³ ایجاد شود و هم به صورت تشبع مبتقی مورد استفاده است. ساخت آنتنی که متشکل از یک رفلکتور و یک آرایه فازی باشد، نسبت به یک آرایه

نسل جدید ماهواره‌های مخابراتی که به ماهواره‌های ظرفیت بالا (HTS) معروفند، برای افزایش ظرفیت کanal مخابراتی از پوشش سلوی و تکنیک استفاده مجدد از فرکانس¹ و استفاده از پلاریزاسیون‌های متعامد بهره می‌گیرند. بدین ترتیب که سلوی‌های مجاور از لحاظ باند فرکانسی یا پلاریزاسیون با یکدیگر تداخل ندارند. این سلوی‌های مجاور تشکیل یک خوشه² را می‌دهند که در ناحیه پوشش ماهواره بارها و بارها تکرار می‌شوند، و بدین ترتیب، امکان استفاده مجدد از فرکانس را فراهم می‌آورند [1].

در سال ۲۰۱۰ اولین ماهواره‌های مخابراتی با پوشش سلوی با نام‌های Hylas-1 و Ka-sat³ در مدار GEO قرار گرفتند و عملیاتی شدند. مأموریت این ماهواره‌ها، سرویس‌دهی به شبکه اینترنت با نرخ بیت بالا و سرویس‌دهی مخابراتی به کاربران متحرك بود. ماهواره Ka-sat برای تمام قاره اروپا پوششی با ۱۰۰ سلوی فراهم آورده و فرکانس‌های لینک‌پایانی رو و بالارو این ماهواره به ترتیب ۳۰ GHz و ۲۰ GHz بوده و با استفاده از تکنیک استفاده مجدد از فرکانس، ظرفیت کanal به ۱۰ برابر یک ماهواره با محموله کلاسیک و با همان توان مصرفی و قطر آنتن افزایش یافت [3]. ماهواره‌هایی چون جی ست ۴۲۹، اس ای اس ۱۲^۵ و یاست ۳^۶، از دیگر ماهواره‌های ظرفیت بالا با پوشش سلوی در مدار GEO هستند که هم اکنون عملیاتی بوده و سرویس‌هایی چون اینترنت با نرخ بیت بالا را ارائه می‌دهند.

اخیراً منظومه‌ای از ماهواره‌ها در مدار LEO چون استارلینک⁷، وان وب⁸ و کوپیر⁹ نیز با ایجاد پوشش سلوی، می‌توانند ظرفیت‌های بالایی را فراهم آورند. اگرچه بودجه لینک در این ماهواره‌ها از نظر تلفات فضای آزاد وضعیت بهتری دارد و هزینه پرتاب هریک از این ماهواره‌ها از پرتاب ماهواره به مدار GEO کمتر است، با این حال هزینه کلی بهره‌برداری و قراردادی منظومه آنها در مدار بیشتر است. در مجموع می‌توان گفت، دلیل

8 OneWeb

9 Kuiper

10 Single feed per beam antenna

11 Multi feed per beam antenna

12 Multiple beam phased array antenna

13 Offset reflector

1 Frequency reuse

2 Cluster

3 Geostationary orbit

4 GSAT 29

5 SES 12

6 Yahsat 3

7 Starlink

۲- نیازمندی‌های طراحی آنتن محموله مخابراتی یک Mtdaول در باند HTS Ka

در این بخش، نیازمندی‌های اصلی یک آنتن چند پرتوه متدال در باند Ka برای یک ماهواره HTS در مدار GEO مطرح شده‌اند. در این ماهواره HTS فرض شده است که پهنه‌ای پوشش ماهواره در دو راستای x و y ($\Delta\theta_x, \Delta\theta_y$) به ترتیب برابر 10° و 9° است. تعداد پرتوها در هر یک از راستاهای x و y برابر 10 و سایز خوش 4 در نظر گرفته شده است. بنابراین، 25 خوش در ناحیه پوشش وجود خواهد داشت و فاکتور استفاده مجدد از فرکانس 25 خواهد بود.

برای داشتن پوششی پیوسته و جلوگیری از ایجاد نواحی تاریک، پرتوهای نقطه‌ای^۵ باید با یکدیگر هم‌پوشانی کوچکی داشته باشند. به همین خاطر، ناحیه پوشش به تعدادی 6 ضلعی منتظم تقسیم می‌شود و کانتور هر پرتو نقطه‌ای یک شش ضلعی منتظم را مطابق شکل ۱ احاطه می‌کند. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، پهنه‌ای پوشش ماهواره در دو راستای x و y ($\Delta\theta_x, \Delta\theta_y$) بر حسب پهنه‌ای هر بیم نقطه‌ای را با محاسبات هندسی و از روابط (۱) و (۲) می‌توان محاسبه نمود:

$$\Delta\theta_x = \theta_{0x} \left(\frac{\sqrt{3}}{2} (P_x - 1) + 1 \right) \quad (1)$$

$$\Delta\theta_y = \theta_{0y} (3P_y + 1)/4 \quad (2)$$

که θ_{0x} و θ_{0y} پهنه‌ای بیم آنتن به ترتیب در صفحات x-z و y-z هستند. P_x و P_y تعداد پرتوها در دو راستای x و y هستند. برای اینکه پرتو نقطه‌ای سطح مقطع دایروی داشته باشد، $\theta_{0x} = \theta_{0y}$ باید باشد. بنابراین، پهنه‌ای پوشش ماهواره در دو راستای طول و عرض جغرافیایی (x و y) از رابطه زیر تعیت می‌کند:

$$\theta_0 = \frac{\Delta\theta_x}{\frac{\sqrt{3}}{2}(P_x-1)+1} = \frac{4\Delta\theta_y}{3P_y+1} \quad (3)$$

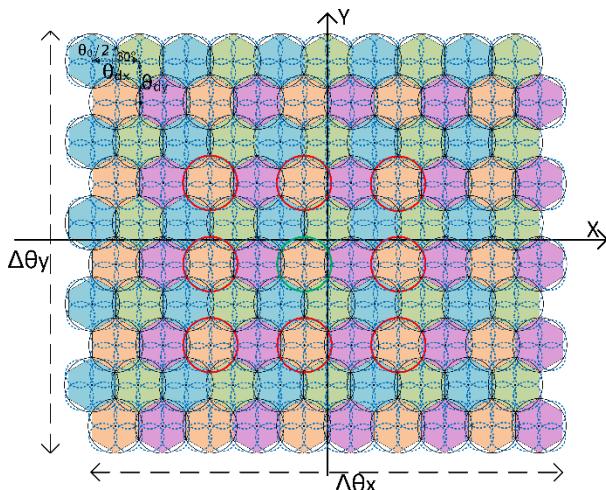
فازی تشعشع مستقیم گران‌تر است و حجم بیشتری را نیز اشغال می‌کند. آنتن آرایه فازی چندپرتوه تشعشع مستقیم، نسبت به آنتن‌های MFBA و SFBA طراحی پیچیده‌تری دارد ولی از نظر وزن و حجم اشغالی و هم‌چنین هزینه ساخت وضعیت بهتری دارد، از این‌رو، گزینه مطلوبی به حساب می‌آید و گزینه انتخاب شده در این مقاله است.

شبکه شکل‌دهی پرتو (BFN)^۱ یک MBPAA، یکی از مهم‌ترین اجزای سیستم است که قابلیت ایجاد چندین پرتو تشعشعی همزمان را برای سیستم آنتن فراهم می‌کند. در BFN که تغییر جهت و اندازه پرتوها مدنظر نباشد، مایکروویوی گزینه کم هزینه‌تر و مطمئن‌تری نسبت به شبکه BFN دیجیتال برای سیستم آنتن چند پرتوه محسوب می‌شود. یک BFN مسطح چند لایه با استفاده از فناوری موج‌بر تجمعی شده با زیر لایه (SIW²) توسط آقای لیان^۳ و همکارانش طراحی و ساخته شده است [۵]. این BFN قابلیت تحریک یک آنتن آرایه-ای 4×4 ، متشکل از المان‌های شیاری نردبانی را دارا بوده و ۱۶ پرتو به صورت همزمان ایجاد کرده است. همچنین آقای لیان و همکارانش یک 16×16 BFN مسطح تک لایه با استفاده از فناوری موج‌بر تجمعی شده با زیر لایه (SIW⁴) برای آنتن آرایه فازی چند پرتوه در باند Ku پیشنهاد داده و ساخته اند [۶].

آرایه فازی مورد نظر در مقاله حاضر باید بتواند چندین پرتو تشعشعی ثابت را در یک زاویه دید محدود (مناسب برای ماهواره GEO) ایجاد نماید. در این مقاله، ابتدا چالش‌های طراحی و پیاده‌سازی آنتن آرایه فازی چند پرتوه استخراج شده و سپس راهکارهایی برای رفع این چالش‌ها و گلوگاه‌ها ارائه شده است. بدین ترتیب که شبکه شکل‌دهی پرتو جدیدی با توجه به نیازمندی‌های یک ماهواره HTS باند Ka متدال طراحی شده و شبیه‌سازی‌های لازم برای استخراج پرتو تشعشعی صورت پذیرفته است.

4 Substrate integrated waveguide
5 Spot beams

1 Beam forming network
2 Substrate integrated waveguide
3 Lian



شکل ۱. پارامترهای هندسی پرتوهای نقطه‌ای

طبق محاسبات انجام شده برای بودجه لینک پایین‌روی رفت در این ماهواره، حداقل بهره در لبه ناحیه پوشش برای فرستنده‌ی در لینک رفت، 42 dBi در نظر گرفته شده است. قطر آنتن کاربران $m = 0.07$ با بازدهی $/0.65$ فرض شده است. دمای نویز سیستم گیرنده زمینی کاربران $K = 306$ فرض شده و در نتیجه $G/T = 16.46\text{ dB/K}$ به دست آمده است. $EIRP^4$ و S/N به دست آمده از تحلیل بودجه لینک به ترتیب برابر 63.56 dBw و 13.73 dB است. S/N مورد نیاز برای مدولاسیون 32 APSK و پهنه‌ی باند $\text{MHz} = 250$ برابر 5.62 dB است.

توان اختصاص داده شده به چنین محموله‌ای که قابلیت ایجاد 100 پرتو نقطه‌ای با بهره 42 dBi و توان خروجی $w = 150$ را دارد در حدود 57 kw است. حدود $w = 1300$ از این توان مربوط به فرستنده لینک پایین‌روی برگشت و حدود $w = 5900$ مربوط به تکرار کننده است.

که θ_0 پهنه‌ی هر بیم نقطه‌ای آنتن بوده و $\theta_{0x} = \theta_{0y}$ است. اگر چه پهنه‌ی پوشش ماهواره جزو نیازمندی‌های سیستمی ماهواره است، ولی با توجه به رابطه بالا بعد از طراحی مفهومی محموله برای اینکه سطح مقطع پرتوهای نقطه‌ای دایروی باشد، پهنه‌ی پوشش ماهواره ممکن است نیاز به تصحیحات جزئی داشته باشد. با توجه به پهنه‌ی پوشش ماهواره و تعداد پرتوها، پهنه‌ی هر پرتو $\theta_0 = 1/13^\circ$ به دست آمد. هم‌چنین، برای برقراری رابطه (۳)، عدد $\Delta\theta_y$ باید به $8/81^\circ$ تغییر پیدا کند. فواصل بین شش ضلعی‌های مجاور در دو راستای x و y (θ_{dx} و θ_{dy}) را از روابط هندسی زیر می‌توان محاسبه نمود:

$$\theta_{dx} = \frac{\sqrt{3}}{2}\theta_0 = \frac{\Delta\theta_x}{P_x + 0.15} \quad (4)$$

$$\theta_{dy} = \frac{3}{4}\theta_0 = \frac{3\Delta\theta_y}{3P_y + 1} \quad (5)$$

با استفاده از این روابط، فاصله بین پرتوهای مجاور در راستای x و y به ترتیب برابر 98° و 85° است.

برای یک ماهواره ظرفیت بالا دو لینک رفت^۱ و برگشت^۲ تعریف می‌شود. در لینک رفت، ارتباط از ایستگاه مرکزی^۳ به ماهواره و سپس از ماهواره به کاربران برقرار می‌شود. در لینک برگشت ارتباط از کاربران به ماهواره و سپس از ماهواره به ایستگاه مرکزی است. با توجه به محدودیت در تأمین توان الکتریکی برای ماهواره و هم‌چنین محدودیت سایز و دقت نشانه‌روی آنتن کاربران، تحلیل بودجه لینک پایین‌روی رفت (ماهواره به کاربران) از اهمیت بالاتری برخوردار است.

3 Gateway

4 Effective isotropic radiated power

1 Forward link

2 Return link

نسبت سطح توان ماکزیمم به سطح توان در لبه ناحیه پوشش است.

برای مثال، برای پرتوی متشكل از چهار زیرپرتو، در صورتی که کاهش ماکزیمم بهره تشبعشی به اندازه 3 dB در زیرپرتوها مدنظر باشد، سطح کانتوری در زیرپرتوها به همان نسبت باید کاهش پیدا کند. مثلاً اگر سطح کانتوری پرتو اصلی 4 dB است، سطح کانتوری زیرپرتو باید 1 dB باشد.

استفاده از تکنیک زیرپرتو الرامات طراحی آتن چندپرتوه، از جمله ماکزیمم بهره تشبعشی، فاصله بین پرتوهای مجاور و تعداد پرتوهای را تغییر می دهد. در صورت استفاده از چهار زیرپرتو، فاصله بین زیرپرتوهای مجاور به نصف فاصله بین پرتوهای مجاور کاهش می یابد. به عبارت دیگر $\theta_{dys} = 0.49^\circ$, $\theta_{dys} = 0.43^\circ$. بهره تشبعشی در لبه پوشش هر زیرپرتو طبق بخش ۲ برابر $G_{EOC} = 42 \text{ dBi}$ و ماکزیمم بهره هر زیرپرتو برابر $G_{max} = 43 \text{ dBi}$ است. در شکل ۱، زیرپرتوها با دایره های نقطه چین آبی مشخص شده اند و هر پرتو متشكل از ۴ زیرپرتو است.

۳-۱- حذف گریتینگ لوبها

برای حذف گریتینگ لوبها در آرایه های متشكل از تعدادی زیرآرایه، راهکارهای مختلفی وجود دارد. با استفاده از زیرآرایه های با هم پوشانی^۱، گریتینگ لوبها با کمک فاکتور زیر آرایه^۲ مستطیلی، فیلتر شده و حذف می شوند. فاکتور زیرآرایه مستطیلی با تحریک المان های زیرآرایه متناسب باتابع سینک^۳ ایجاد می شود. هر چه تابع سینک گسترش یافته تر باشد، فاکتور زیرآرایه به یک تابع مستطیلی ایده آل نزدیک تر می شود. برای گسترش دادن این تابع سینک، علاوه بر زیرآرایه اصلی، المان های مجاور آن نیز باید تحریک شوند. روش زیرآرایه های هم پوشانی شده در حذف گریتینگ لوبها مؤثر است ولی شبکه شکل دهی پرتو (BFN⁴) آن بسیار پیچیده است. [8], [9], [10]

روش مؤثر دیگری که برای حذف گریتینگ لوبها وجود دارد و شبکه شکل دهی پرتو آن نسبتاً ساده تر است، استفاده از زیرآرایه های در میان هم فرورفتہ^۵ است. عباسپور در [9] یک آرایه

۳- چالش های طراحی و پیاده سازی یک آرایه فازی چند پرتوه

برای داشتن بهره تشبعشی بالا با توجه به الرامات بخش قبل، آرایه ای با تعداد المان های بالا و ابعاد بزرگ مورد نیاز است. به همین دلیل، کاهش ابعاد پنجره تشبعشی یکی از چالش های مهم در طراحی آتن محسوب می شود.

تغذیه یک آتن آرایه ای با تعداد المان بالا بدون تقسیم آرایه به تعدادی زیرآرایه امکان پذیر نخواهد بود. در صورتی که آرایه به صورت موزاییکی به تعدادی زیرآرایه تقسیم بندی شود، افزایش فاصله بین المان های تشبعشی (که هم اکنون زیرآرایه ها هستند)، باعث ظهور گریتینگ لوبها در ناحیه رویت آتن خواهد شد. حذف گریتینگ لوبها چالش دیگری است که باید در صدد تقابل با آن برآمد.

در یک شبکه شکل دهی پرتو مایکروویوی که قابلیت ایجاد چندین پرتو تشبعشی را به صورت همزمان برای آرایه ایجاد می کند، بحث تعامل پرتوها مسئله با اهمیتی است که مانع از تزویج پرتوها شده و آنها را از یکدیگر ایزوله می کند. در ادامه توضیح داده خواهد شد که فاصله زاویه ای بسیار کم بین پرتوهای مجاور، شرایط سختی برای تعامل شبکه شکل دهی پرتو ایجاد خواهد کرد و باید راهکارهایی برای طراحی آن پیدا نمود.

۳-۲- کاهش ابعاد پنجره تشبعشی آتن

ابعاد پنجره تشبعشی آرایه به بازدهی پنجره هر المان، توزیع دامنه المان ها، و هم چنین بهره تشبعشی آرایه بستگی دارد. کاهش بهره تشبعشی با استفاده از تکنیک تقسیم پرتوهای نقطه ای به زیرپرتوها امکان پذیر است [7]. در این روش، هر پرتو به تعدادی زیرپرتو (مثلاً چهار زیرپرتو) مطابق شکل (۱) تقسیم می شود. فرکانس کاری این زیرپرتوها با فرکانس کاری پرتو اصلی یکسان است. بهره تشبعشی در لبه ناحیه پوشش برای این زیرپرتوها با پرتو اصلی برابر است. فقط ماکزیمم بهره تشبعشی زیرپرتوها از پرتو اصلی کمتر است. به عبارت دیگر، زیرپرتوها هموار تر و پهن تر بوده و سطح کانتوری آنها پایین تر است. منظور از سطح کانتوری،

4 Beam forming network
5 Interleaved sub-arrays

1 Overlapped sub-arrays
2 Sub-array factor
3 Sinc function

فاصله بین المان‌ها در جهات x و y، و $v = u = \sin\theta \cos\varphi$ و $\sin\theta \sin\varphi$ هستند. پارامترهای $\psi(\alpha_{xi}, a)$ و $\psi(\alpha_{yi}, b)$ نشان دهنده اختلاف فازهایی هستند که باید به ورودی SABFN‌ها در دو راستای x و y اعمال شوند و از رابطه (7) و (8) محاسبه می‌شوند [12]:

$$\psi(\alpha_{xi}, a) = -\frac{2\pi(a-1)d_x \sin(\theta_{ax})}{\lambda} \quad (7)$$

$$\psi(\alpha_{yi}, a) = -\frac{2\pi(a-1)d_y \sin(\theta_{ay})}{\lambda} \quad (8)$$

فاکتور زیرآرایه در جهت x، بر اساس رابطه کلی AF [15] و از رابطه (9) محاسبه می‌شود:

$$AF_{sub_x}(a) = \sum_{q_x=1}^{N_x} B_x(q_x) e^{-\frac{2\pi i \alpha_x(q_x-1)}{P_x} + 2\pi i (q_x-1) N_{sx} d_x u / \lambda} \quad (9)$$

در این رابطه، q_x اندیس المان در هر زیرآرایه در جهت x است، و از 1 تا N_x تغییر می‌کند. N_x تعداد المان‌ها در هر زیرآرایه به ترتیب در جهات x و y است. $B_x(q_x)$ دامنه تحریک المان q_x ام از زیرآرایه a در هر سطر است، و $B_y(q_y)$ دامنه تحریک المان q_y ام از زیرآرایه b در هر ستون است. $AF_{sub_y}(b)$ می‌تواند به روشهای مشابه، با تعویض q_x ، N_x ، N_{sy} ، d_x ، a_x و $B_x(q_x)$ در معادله (9) با q_y ، N_y ، N_{sy} ، d_y و a_y به دست آید.

پارامتر α_x که متناسب با اندیس پرتو (α_{xi}) است، از رابطه (10) محاسبه می‌شود [12]:

$$\alpha_x = \alpha_{xi} - (P_x + 1)/2 \quad (10)$$

فازی صفحه‌ای متشکل از پچ‌های مایکرواستریپی که زیرآرایه‌های آن فقط در یک راستا در میان هم فرو رفته‌اند، را طراحی نموده و تست کرده است. این طراحی برای یک آنتن با پرتو سوییج شونده سه‌حالته با پهنه‌ای اسکن $10^\circ \pm 1^\circ$ قابل استفاده است. دکتر چو¹ [12] یک آرایه صفحه‌ای که زیرآرایه‌های آن در یک راستا در میان هم فرورفتهد را طراحی کرده است. در این مرجع، هر زیرآرایه با یک ماتریس باتلر² [13] جداگانه و فاز مشخص تحریک می‌شود.

شکل (2)، یک آرایه خطی با زیرآرایه‌های در میان هم فرو-رفته را نشان می‌دهد. هر زیرآرایه با یک شبکه شکل دهی پرتو زیرآرایه (SABFN³) تغذیه می‌شود. این آرایه از یک هسته مرکزی متشکل از زیرآرایه‌های در میان هم فرورفتنه و تعدادی المان حاشیه‌ای در دو سمت هسته تشکیل شده است. این المان‌های حاشیه‌ای از المان‌های اصلی تغذیه می‌کنند و سطح دامنه آن‌ها و هم‌چنین المان‌های تغذیه کننده آنها پایین‌تر از المان‌های مستقل هسته است. این توزیع غیریکنواخت دامنه در آرایه باعث کاهش سطح پرتوهای کناری (SLL⁴) می‌شود. به این ترتیب، نسبت توان سیگنال اصلی به سیگنال تداخل (S/I) افزایش می‌یابد. در این مقاله، رویکرد مورد نظر برای حذف گریتینگ لوب‌ها استفاده از تکنیک زیرآرایه‌های در میان هم فرورفتنه است.

برای حذف گریتینگ لوب‌ها در دو راستای x و y، در یک آرایه صفحه‌ای، زیرآرایه‌ها باید در هر دو راستای x و y چینش در میان هم فرورفتگی داشته باشند. فاکتور آرایه (AF) صفحه‌ای متشکل از زیرآرایه‌های در میان هم فرورفتنه در دو راستای x و y بر اساس رابطه کلی AF مندرج در [14] و [15]، از رابطه (6) محاسبه می‌شود:

$$AF = \sum_{a=1}^{N_{sx}} AF_{sub_x}(a) e^{i\psi(\alpha_{xi}, a) + 2\pi i (a-1) d_x u / \lambda} \times \sum_{b=1}^{N_{sy}} AF_{sub_y}(b) e^{i\psi(\alpha_{yi}, b) + 2\pi i (b-1) d_y v / \lambda} \quad (6)$$

در این رابطه، $AF_{sub_x}(a)$ و $AF_{sub_y}(b)$ فاکتور زیرآرایه در جهات x و y هستند. پارامترهای a و b اندیس زیرآرایه در جهات d_y و d_x و N_{sy} و N_{sx} تعداد زیرآرایه‌ها در جهات x و y، و N_{sy} و N_{sx}

4 Side lobe level

5 Carrier to interference ratio

1 Chou

2 Butler matrix

3 Sub-array beam forming network

۳-۳- تعامد پرتوها

در یک آرایه فازی چند پرتوه، برای جلوگیری از کوپلینگ پرتوها روی یکدیگر، شبکه شکل دهی پرتو باید بتواند پرتوهایی معتماد ایجاد نماید. یعنی ضرب نقطه ای هر زوج از بردارهای تحریک المان های آرایه که مربوط به پرتوهای مختلف هستند، باید برابر صفر باشد. برای برقراری شرط تعامد و صفر شدن ضرب نقطه ای هر زوج از بردارهای تحریک، رابطه (۱۳) برای فاصله زاویه ای بین پرتوهای مجاور ($\Delta \sin \theta_{peak_x}$) باید برقرار باشد [۱۵]

مشابه این رابطه در جهت y نیز برقرار است.

$$\Delta \sin \theta_{peak_x} = \lambda / (P_x d_{sx}) = \lambda / (P_x N_{sx} d_x) \quad (13)$$

در این رابطه، d_{sx} فاصله بین بخش های تشعشعی آرایه است، که در آرایه ای با زیرآرایه های در میان هم فرورفته، مطابق شکل (۲)، این فاصله برابر $N_{sx} d_x$ است. برای آنتنی که قرار است زاویه دید محدود داشته باشد، فاصله زاویه ای بین پرتوهای مجاور کوچک است. در صورت استفاده از تکنیک زیرپرتو، این فاصله زاویه ای بسیار کوچک تر می شود و شرایط سختی را برای تعامد پرتوها ایجاد می کند. در این صورت با توجه به ثابت بودن تعداد پرتوها، تعداد زیرآرایه ها باید بالا باشد. در نتیجه برای ثابت ماندن بهره تشعشعی، تعداد المان های هر زیرآرایه کوچک می شود و ممکن است با تعداد پرتوها برابر نباشد. در این شرایط از ماتریس باتلر به عنوان SABFN نمی توان استفاده نمود. افزون بر اینکه المان های حاشیه ای نیز با فازهای مخصوصی (بسته به پرتو) باید توسط این SABFN تغذیه شوند. در ادامه کار و در بخش بعدی، طراحی یک SABFN جدید برای تغذیه آرایه ای با زیرآرایه های در میان هم فرورفته که تعداد المان های هر زیرآرایه به ناچار با تعداد پرتوها باید نابرابر باشد، ارائه می شود.

۴- طراحی و سنتز آرایه فازی

پیرو راهکارهایی که برای غلبه بر چالش های یک آرایه فازی چند پرتوه برای ماهواره GEO در بخش قبل مطرح شد، نیازمندی های طراحی آنتن از آن چه در بخش ۲ مورد اشاره قرار گرفت، به مقادیر مندرج در جدول (۱) تغییر پیدا کرد.

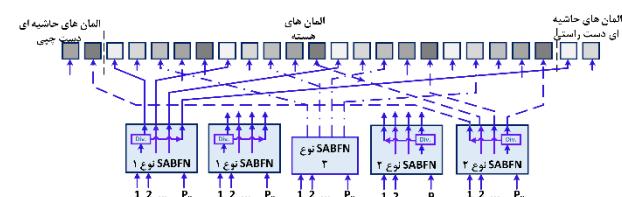
تغذیه المان های حاشیه ای بدین صورت است که المان های حاشیه ای دست راستی از المان های اول زیرآرایه ها (به ترتیب از چپ به راست)، و المان های حاشیه ای دست چپی از المان های آخر زیرآرایه ها (به ترتیب از راست به چپ) توسط تقسیم کننده های توان، تغذیه می کنند. فاز المان های حاشیه ای بر اساس ثابت نگاه داشتن جهت پرتوها استخراج شده و مطابق روابط (۱۱) و (۱۲) است:

$$\Delta \varphi_{x_right} = \begin{cases} (-2\alpha_{xi} + 1) \frac{\pi}{M_x}; & N_x: even \\ (-2\alpha_{xi} + 1 + M_x) \frac{\pi}{M_x}; & N_x: odd \end{cases} \quad (11)$$

$$\Delta \varphi_{x_left} = \begin{cases} (2\alpha_{xi} - 1) \frac{\pi}{M_x}; & N_x: even \\ (2\alpha_{xi} - 1 - M_x) \frac{\pi}{M_x}; & N_x: odd \end{cases} \quad (12)$$

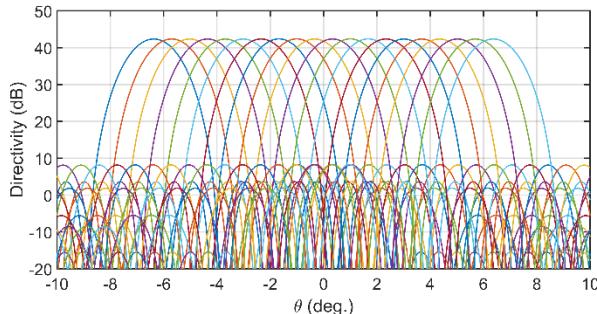
در این روابط، $M_x = \frac{P_x}{N_x}$ است. مشخص است که اختلاف فازهای المان های حاشیه ای به اندیس پرتو وابسته اند. از روابط (۱۱) و (۱۲) می توان نتیجه گرفت که M_x اختلاف فاز متفاوت بسته به اندیس پرتو، باید ایجاد شده و برای تغذیه المان های حاشیه ای استفاده شوند.

از روابطی که در این بخش ذکر شد برای شبیه سازی، تحلیل و طراحی یک آرایه فازی صفحه ای با زیرآرایه های در میان هم فرورفته استفاده شده است.



شکل ۲. آرایه های مت Shank از زیرآرایه های در میان هم فرورفته، با تعداد ۵ زیرآرایه، ۳ المان در هر زیرآرایه و ۴ المان جانبی

تحلیل، مبدأ مختصات در محل تقاطع قطرهای صفحه مستطیلی آرایه در نظر گرفته شده است. مشاهده می‌شود که نیازمندی‌های بهره مورد نیاز در لبه زیرپرتوها و همچنین فاصله بین زیرپرتوها برآورده شده است.



شکل ۳. دایرکتیویته زیرپرتوهای تشعشعی آرایه طراحی شده در $\varphi = 43^\circ$ صفحه

۵- محاسبه نسبت سطح سیگنال به تداخل و ظرفیت کanal

نسبت توان سیگنال اصلی به توان سیگنال‌های تداخل (S/I) یک عدد شایستگی برای آرایه چندپرتوه است و میزان تداخل سلول‌های هم کانال را در هر سلول مشخص می‌کند. برای محاسبه S/I، مکان سلول مورد نظر باید مشخص شود. پس از تعیین مکان سلول، برای هر صفحه φ ثابت، به ازای تغییرات زاویه (θ) در آن سلول، محاسبه می‌شود. بنابراین، با تعیین مختصات (φ, θ) نقاطی که داخل سلول قرار دارند، سطح سیگنال اصلی و تداخل در هر یک از این نقاط، قابل محاسبه است.

نسبت توان سیگنال اصلی به توان سیگنال‌های تداخل، در یکی از سلول‌های مرکزی که در شکل (۱) با دایره سیز رنگ مشخص شده است، در صفحات φ ثابت مختلف بر حسب زاویه θ محاسبه شده است. سلول‌های هم کانال این سلول در شکل (۱) با دایره‌های قرمز رنگ نشان داده شده‌اند. نتایج محاسبه S/I بر حسب زاویه θ در صفحات φ ثابت مختلف در شکل (۴) رسم شده است. نتایج نشان می‌دهند که S/I در بدترین حالت یعنی لبه‌های سلول از ۸ dB بیشتر است.

با استفاده از روابط فاکتور آرایه و با در نظر گرفتن آنتن پچ مایکرواستریپی به عنوان المان تشبعشی، آرایه‌ای صفحه‌ای مت Shank از زیرآرایه‌های در میان هم فرورفته در دو بعد، توسط نرم‌افزار مطلب^۱ شبیه‌سازی و تحلیل شد. با در نظر گرفتن شرط تعامل در رابطه (۱۳) و همچنین با توجه به نیازمندی‌های جدول (۱)، مقادیر بهینه برای پارامترهای آرایه مطابق جدول (۲) محاسبه شده است.

جدول ۱: نیازمندی‌های طراحی آنتن چند زیرپرتو

| پارامتر | مقدار در راستای طول جغرافیایی | مقدار در راستای عرض جغرافیایی |
|---------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| پهنه‌ای پوشش | $\Delta\theta_x = 10^\circ$ | $\Delta\theta_y = 8.81^\circ$ |
| تعداد زیرپرتوها | $P_x = 20$ | $P_y = 20$ |
| فاصله بین زیرپرتوها | $\theta_{dys} = 0.43^\circ$ | $\theta_{dxs} = 0.49^\circ$ |
| بهره تشعشعی در لبه ناحیه پوشش هر پرتو | $G_{EOC} = 42\text{dBi}$ | |
| سطح کانتوری | 1dB | |
| ماکریم بهره تشعشعی هر پرتو | $G_{max} = 43\text{dBi}$ | |
| نسبت توان سیگنال اصلی به توان تداخل | $C/I = 8\text{dB}$ | |
| فرکانسی مرکزی | 19.7 GHz | |

جدول ۲. پارامترهای آرایه طراحی شده

| پارامتر | مقدار | پارامتر | مقدار | پارامتر | مقدار |
|--------------|--|---------------|---------------------------------------|---------|-------|
| $N_{sy}=8$ | تعداد زیرآرایه‌ها در هر ستون | $N_{sx}=8$ | تعداد زیرآرایه‌ها در هر سطر | | |
| $N_{y}=4$ | تعداد المان‌های هر زیرآرایه در هر ستون | $N_{x}=4$ | تعداد المان‌های هر زیرآرایه در هر سطر | | |
| $N_{sky}=16$ | تعداد المان‌های حاشیه‌ای در هر ستون | $N_{skx}=16$ | تعداد المان‌های حاشیه‌ای در هر سطر | | |
| 0.8λ | فاصله بین المان‌های تشعشعی در هر ستون | 0.72λ | فاصله بین المان‌های تشعشعی در هر سطر | | |

نتایج تحلیل پرتو تشعشعی آرایه طراحی شده، در شکل (۳) نشان داده شده است. این شکل، دایرکتیویته پرتوهای نقطه‌ای در صفحه قطربی آرایه یعنی $\varphi = 43^\circ$ را نشان می‌دهد. در این صفحه، SLL بسیار پایین و برابر $44/2$ dB است. مقدار SLL در بدترین حالت و در صفحه $\varphi = 0^\circ$ ، به $17/1$ dB می‌رسد که الگوی تشعشعی پرتوها در این صفحه رسم نشده است. در این

۶- شبکه شکل دهی پرتو

در این بخش، شبکه شکل دهی پرتو جدیدی با هدف رفع چالش های بحث شده در بخش قبل و همچنین متناسب با آرایه تحلیل شده در این بخش، طراحی شده است. تفاوت BFN طراحی شده در این مقاله با ماتریس باتلر در دو مورد است: (۱) نابرابر بودن تعداد درگاه های پرتو و تعداد درگاه های آرایه به دلیل دو شرط فاصله کوچک بین زیرپرتوها و تعداد زیرپرتوها همان طور که در بخش ۲-۳ شرح داده شد، و (۲) امکان تحریک المان های حاشیه ای آرایه توسط این BFN به نحوی که سلسله کاهش پیدا کند.

این BFN قابلیت تغذیه یک سطر یا یک ستون آرایه را دارد و خود از تعدادی SABFN تشکیل شده است. SABFN ها خود سه دسته هستند: دسته اول وظیفه تغذیه المان های یک زیرآرایه و المان های حاشیه ای دست راستی، دسته دوم وظیفه تغذیه المان های یک زیرآرایه و المان های حاشیه ای دست چپی، و دسته سوم وظیفه تغذیه سایر المان های زیرآرایه را بر عهده دارند.

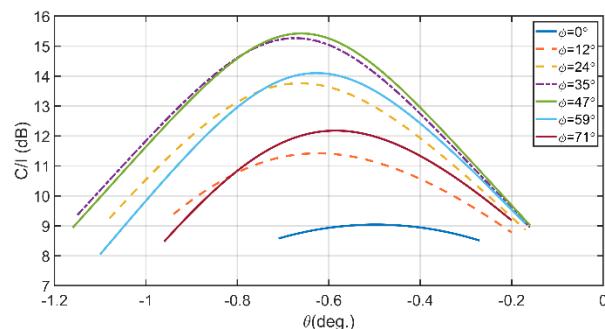
فاز المان های هسته آرایه و المان های حاشیه ای از روابط مندرج در بخش ۲ به دست می آید و متناسب با آنها SABFN طراحی می شود. شکل (۵)، بلوک دیاگرم طراحی شده برای SABFN نوع ۱ که قابلیت ایجاد ۲۰ زیرپرتو تشعشعی به صورت همزمان داشته باشد را برای آرایه سنتز شده در بخش قبل نشان می دهد.

همان طور که در روابط (۱۱) و (۱۲) ذکر شد، المان های حاشیه ای بسته به اندیس پرتو با M_x اختلاف فاز متفاوت باید تغذیه شوند. بنابراین، پورت های پرتو^۱ باید به M_x دسته پرتو در راستای x و M_y دسته پرتو در راستای y تقسیم شوند. طبق نتایج به دست آمده از سنتز آرایه که در جدول ۲ درج شده، مشخص شده اند. مطابق این بلوک، اجزای اصلی SABFN، هایبرید ۱۸۰ درجه، شیفت دهنده فاز، مدار تقاطع^۲ و تقسیم کننده توان هستند.

برای بررسی کیفیت سیگنال، نسبت سطح سیگنال به نویز و تداخل را می توان توسط رابطه (۱۴) محاسبه نمود [۲]:

$$\frac{S}{N+I} = -10 \log \left(10^{-\frac{0.1S}{N}} + 10^{-\frac{0.1S}{I}} \right) \quad (14)$$

بدین ترتیب با جایگذاری S/I از بودجه لینک و $S/N+I$ محاسبه شده در نمودارهای شکل (۴)، در بدترین شرایط برابر ۷ dB به دست می آید، و با حاشیه $1/3$ dB، لینک پایین روی ماهواره به کاربران بسته می شود.



شکل ۴.۱۵ محاسبه شده در یک سلول مرکزی بر حسب زاویه θ برای صفحات φ ثابت مختلف

ظرفیت لینک HTS با در نظر گرفتن رابطه شانون [۱۶] از رابطه (۱۵) محاسبه می شود:

$$C = N_s \cdot BW \cdot \log_2 \left(1 + \frac{S}{N+I} \right) \quad (15)$$

در این رابطه، N_s و BW به ترتیب تعداد سلول های ناحیه پوشش و پهنای باند هر سلول هستند. مطابق این رابطه، ظرفیت لینک برابر $64/7$ Gbps به دست می آید.

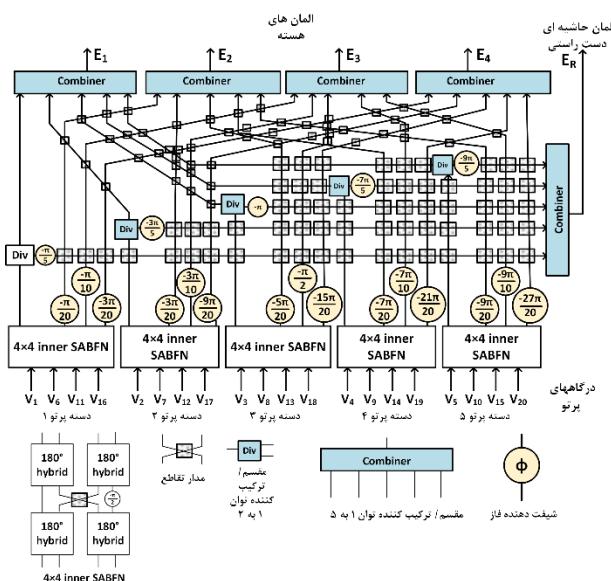
۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، یک آنتن آرایه فازی چند پرتوه در باند Ka برای کاربرد در محموله یک HTS در مدار زمین‌آهنگ طراحی شد. برای کاهش ابعاد پنجره تشبعی آرایه از تکیک زیرپرتو استفاده شد به نحوی که بهره تشبعی در لبه ناحیه پوشش زیرپرتو ثابت مانده و بهره تشبعی ماکریم هر زیرپرتو نسبت به پرتو اصلی کاهش یافته است. بدین ترتیب، آرایه برای ایجاد 20×20 زیرپرتو تشبعی در ناحیه پوشش و دستیابی به بهره 42 dB در لبه ناحیه پوشش طراحی شده است. سطح تقاطع زیرپرتوها برابر 1 dB در نظر گرفته شد.

برای حذف گریتینگ لوب‌ها، آرایه به زیرآرایه‌های در میان هم فرورفتہ تقسیم شد. شبکه شکل‌دهی پرتو جدیدی در این مقاله طراحی شد که با وجود فاصله زاویه‌ای بسیار کم بین زیرپرتوها که $0/49^\circ$ در راستای x و $0/43^\circ$ در راستای y است، توانست شرط تعامد زیرپرتوها را برآورده سازد. با در نظر گرفتن شرط تعامد، شبکه شکل‌دهی پرتو مشکل از ۸ مدار SABFN برای تحریک زیرآرایه‌های است.

در SABFN طراحی شده، تعداد پورت‌های پرتو (که برابر 20 است) با تعداد المان‌های هر زیرآرایه (که برابر 4 است) یکسان Urbanec المان‌های هسته آرایه تغذیه می‌کند و بدین ترتیب با 16 المان حاشیه‌ای در هر سطر و ستون، SLL در بدترین حالت به $-17/1$ dB رسید. S/I برای یکی از سلول‌های میانی محاسبه شد و در لبه‌های سلول به حداقل مقدار خود یعنی 8 dB رسید.

بلوک دیاگرام طراحی شده برای SABFN مشکل از هایبریدهای 180° ، مدارهای تقاطع، شیفت دهنده‌های فاز و تقسیم کننده‌های توان است. پیشنهاد می‌شود برای تحقق این SABFN در باند Ka از فناوری SIW¹ استفاده شود [17]. مدار هایبرید نیم مود طراحی شده در پژوهش انجام شده توسعه LIO² [18]، هم‌چنین مدار تقاطع و شیفت دهنده فاز پیشنهاد شده در [19] و [20] توسط جرافی³ و اوربانک⁴ گزینه‌های مناسب برای طراحی و ساخت SABFN هستند.



شکل ۵. بلوک دیاگرام SABFN نوع ۱ برای ایجاد 20×20 پرتو تشبعی هم‌زمان و تغذیه زیرآرایه 4 المانه و یک المان حاشیه‌ای دست راستی

مراجع

- [1] R. Gaudenzi, P. Angeletti, D. Petrolati, etc. al., "Future technologies for very high throughput satellite systems", International journal of satellite communications and networking. pp. 1-21, July, 2019.
- [2] H. Fenech, S. Amos, A. Tomatis, V. Soumrophakdy, "High throughput satellite systems: an analytical approach," *IEEE transactions on aerospace and electronic systems*, vol. 51, No. 1, Jan. 2015.
- [3] M. Schneider, C. Hartwanger, H. Wolf, "Antennas for multiple spot beam satellites," *CEAS space J.* Springer, 2011.
- [4] S. Rao, L. Shafai, S. Sharma, *Handbook of reflector antennas and feed systems, applications of reflectors*, Vol. III. Artech house, 2013
- [5] J. Lian, Y. Ban, Q. Yang, B. Fu, Z. Yu, and L. Sun, "Planar millimeter-wave 2-D beam-scanning multibeam array antenna fed by compact SIW beam-forming

3 Djerafi
4 Urbanec

1 Substrate integrated waveguide
2 Liu

[18] B. Liu, W. Hang, "Half mode SIW (HMSIW) 3-dB coupler," *IEEE Microwave and wireless components letter*, vol. 17, No. 1, pp. 22-24, 2007.

[19] T. Djerafi, K. Wu, "60 GHz substrate integrated waveguide crossover structure," *proceeding of the 39th European microwave conference*, EuMA, 2009.

[20] T. Urbanec, J. Lacik, "Compact size substrate integrated wave guide phase shifter," *26th Conference radioelektronika*, 2016.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

network," *IEEE transactions on microwave theory and techniques*, pp. 1299-1310, vol. 66, issue 3, 2018.

[6] J. Lian, Y. Ban, H., YJ. Guo, "Uniplanar beam-forming network employing eight-port hybrid couplers and crossovers for 2-D multibeam array Antennas," *IEEE transactions on microwave theory and techniques*, pp. 4706-4718, vol. 68, issue 11, 2020.

[7] O. Kilic, A. Zaghloul, "Antenna aperture size reduction using subbeam concept in multiple spot beam cellular satellite systems", *Radio science*, 44, 2009.

[8] R. Mailloux, "Phased array theory and technology", *Proceedings IEEE*, vol. 70, No. 3, 1982.

[9] R. Mailloux, "An overlapped Subarrays for limited scan applications", *IEEE transactions on antennas and propagation*, may 1974.

[10] Petrolati, Angelett, "A lossless beam-forming network for linear arrays based on overlapped sub-arrays," *IEEE transactions on antennas and propagation*, vol. 62, No. 4, 2014.

[11] A. Abbaspour_Tamijani, K. Sarabandi, "An Affordable Millimeter-Wave Beam-Steerable Antenna Using Interleaved Planar Subarrays," *IEEE transactions on antennas and propagation*, vol. 51, No. 9, 2003.

[12] HT. Chou, "An effective design procedure of multibeam phased array antennas for the applications of multisatellite/coverage communications", *IEEE transactions on antennas and propagation*, vol. 64, No. 10, 2016.

[13] JL. Butler, R. Lowe, "Beam Forming Matrix Simplifies Design of Electronically Scanned Antennas," *Electron Design*, vol. 9, pp.170–173, 1961.

[14] CA. Balanis, *Antenna Theory: Analysis Design*, Third Edition, John Wiley & Sons, Inc., 2005.

[15] AK. Bhattacharyya, *Phased array antennas, floquet analysis, synthesis, BFN, and active receive systems*, Wiley interscience, 2006.

[16] JG. Proakis, *Digital Communications*, 4th ed. Boston, Mc Graw Hill, 2001.

[17] X H. Wu, AA. Kishk, *Analysis and design of SIW using efficient 2D hybrid method*, Morgan & Claypool publishers, 2010.



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 13-26
2023

DOI:

10.22034/jssat.2022.332484.1085

Article Info

Received: 2022-03-04
Accepted: 2022-11-30

Keywords

Satellite constellation,
Distributed missions,
Satellite configuration,
Statistical analysis

How to Cite this article

Ehsan Mousivand, Sajjad Ghazanfarinia, Yaser Saffar, Masoud Khoshima, "Statistical Study of Satellite Constellations and the Cubesat Role", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.:13-26, 2023.

Statistical Study of Satellite Constellations and the Cubesat Role

Ehsan Mousivand¹, Sajjad Ghazanfarinia², Yaser Saffar³, Masoud Khoshima^{4*}

1. Satellite Research Institute, Tehran, Iran, ehsan.mousivand@gmail.com

2. Satellite Research Institute, Tehran, Iran, s.ghazanfarinia@isrc.ac.ir

3. Satellite Research Institute, Tehran, Iran, y.saffar@yahoo.com

4. Satellite Research Institute, Tehran, Iran, m.khoshima@isrc.ac.ir, Corresponding author

Abstract

Satellite Constellations are the new approach to achieve the capabilities that were previously expected from large and complex satellites. This paper reviews activities and related satellite constellation of about 130 companies and research institutes in the world, with the aim of reviewing the approach of missions carried out under the name of satellite constellation. Based on the investigations, the main missions performed by these constellations have been with the aim of providing communication services and include 27% of all missions ((Including internet of Things with a 16% and Machine to Machine Services with a 6%) Another important mission is Earth Observation (with 19%), which is carried out with the aim of continuous monitoring and better management of the earth planet. The most favorite configuration in constellations is based on microsatellites with 42% of all configurations. In this article, by presenting the analysis and results of this studied sample, the tendency towards satellite constellations and the role of Cubesats in this category of space missions have been investigated. The aim of this research is to highlight the impact of these space systems in the space industry and economy by providing Solutions based on constellations. Results discuss the Future of Constellations and Cubesats and their common effect on New Space both in Space Industry Level and Space Economy. This review may help researchers to work on similar studies with business approaches, too.



مقاله مروری

بررسی آماری منظومه‌های ماهواره‌ای و جایگاه ماهواره‌های مکعبی در آنها

احسان موسیوند^۱، سجاد غضنفری‌نیا^{۲*}، یاسر صفار^۳، مسعود خوش‌سیما^۴

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

۱. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران، ehsan.mousivand@gmail.com
۲. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران، s.ghazanfarinia@isrc.ac.ir
۳. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران، y.saffar@yahoo.com
- ۴*. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران (نویسنده مسئول)، m.khoshsima@isrc.ac.ir

دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۱۳-۲۶
بهار و تابستان ۱۴۰۲

چکیده

منظومه‌های ماهواره‌ای رویکرد جدید دستیابی به قابلیت‌هایی است که پیش از این به کمک ماهواره‌های بزرگ و پیچیده به انجام می‌رسید. این مقاله، با هدف مرور رویکرد ماموریت‌های انجام گرفته با عنوان منظومه‌های ماهواره‌ای، فعالیت‌ها و خروجی‌های بیش از ۱۳۰ شرکت و مرکز تحقیقات فضایی در جهان را تحلیل کرده است. طبق بررسی‌های صورت گرفته، عمدۀ ماموریت‌های انجام شده توسط این منظومه‌های، با هدف ارائه خدمات مخابراتی و به میزان ۲۷٪ از کل ماموریت‌ها (شامل خدمات ماشین به ماشین با سهم ۱۶٪ و اینترنت اشیا با سهم ۹٪) بوده است. ماموریت مورد توجه دیگر، مشاهدات زمینی با سهم ۱۹٪ است که با هدف نظرارت مستمر و مدیریت بهتر سیاره زمین صورت می‌گیرد. بیشترین پیکربندی در منظومه‌های ماهواره‌ای، مربوط به میکروماهواره‌ها است که ۴۲٪ از کل پیکربندی‌ها را به خود اختصاص داده است. در این مقاله، با ارائه تحلیل‌ها و نتایجی از نمونه‌های مورد مطالعه، روند گرایش به سمت منظومه‌های ماهواره‌ای و جایگاه ماهواره‌های مکعبی را در این دسته از ماموریت‌های فضایی بررسی شده است. به طور کلی، هدف از این پژوهش بازرسازی تاثیر این سیستم‌های فضایی در صنعت و اقتصاد فضایی با ارائه راهکارهایی بر پایه منظومه‌ها است. نتایج نشان می‌دهد، هم‌افزایی اثر منظومه‌ها و ماهواره‌های مکعبی در فضای نو باعث ارتقای صنعت و اقتصاد فضایی خواهد شد. این پژوهش، رهیافتی نوین و جدید برای علاقه‌مندان و محققان برای انجام کارهای مطالعاتی مشابه با رویکرد اقتصادمحور در حوزه فضا است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۱۳
پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۰۹

واژه‌های کلیدی

منظومه‌های ماهواره‌ای، ماموریت‌های توزیع شده، پیکربندی ماهواره، بررسی آماری

نحوه استناد به این مقاله

احسان موسیوند، سجاد غضنفری‌نیا، یاسر صفار، مسعود خوش‌سیما، "بررسی آماری منظومه‌های ماهواره‌ای و جایگاه ماهواره‌های مکعبی در آنها"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۱۳-۲۶، ۱۴۰۲.

۱- مقدمه

ماموریت‌های فضایی مورد توجه قرار گرفته و بر خلاف گذشته، دیگر انجام این ماموریت‌ها نیازمند صرف هزینه‌های هنگفت و دانش گسترده‌ای که در دسترس نبوده، نیست. به عنوان نمونه، میکل^۱، محققی صاحب سبک در این زمینه، یک روش کلی را به منظور نمایش طرح‌های مختلف نقشه‌برداری از سطح زمین و بهینه‌سازی آنها به کار می‌برد تا بتولند ماموریت‌های فضایی جدیدی را که پیش از این هرگز امکان‌پذیر نبود، فراهم کند [۳].

به منظور بررسی دقیق و درک بهتر روند توسعه منظومه‌های ماهواره‌ای منابع مختلفی مورد بررسی قرار گرفت که در این میان، فیلیپازو و دیانند^۲ [۵] عملکرد ۱۵ نمونه منظومه ماهواره‌ای مورد ارزیابی شده است. نتایج اولیه حاصل از این پژوهش نشان می‌دهد که منظومه‌های ماهواره‌ای کوچک در بسیاری از موارد راه حل‌های ارزشمندی را در مقایسه با سیستم سنتی فضایی ارائه می‌دهند. در تحقیقات کولو^۳ [۶] فهرستی از منظومه‌های ماهواره‌ای را ارائه شده که نشان از رویکرد مورد توجه سازمان‌ها و مراکز تحقیقاتی در استفاده از نانو و میکروماهواره‌ها دارد. در یک پژوهش که توسط باندیوپادیا و اتر^۴ [۷] انجام شده است تعداد ۲۵ منظومه ماهواره‌ای با ماموریت‌های زمین‌شناسی، علوم سیاره‌ای، فیزیک نجومی، فیزیک خورشید و اثبات فناوری مورد ارزیابی واقع شده که به صراحت می‌توان گفت، تمام این منظومه‌ها در دسته مینی ماهواره^۵ و کوچکتر از آن قرار دارند. و بیشترین پیکربندی در این تعداد منظومه، مربوط به نانو ماهواره‌ها^۶ (دارای وزن بین ۱ کیلوتا ۱۰ کیلوگرم) با سهم ۴۸٪ است و ۴۸٪ از ۲۵ منظومه مورد بحث در این منبع، دارای ماموریت زمین‌شناسی است.

۲- ماموریت‌های توزیع شده

یک سیستم فضایی از مجموعه‌ای از المان‌های فضایی که برای رسیدن به یک هدف مشترک در تعامل هستند، تشکیل شده است. در ماموریت‌های توزیع شده، هر یک از ماهواره‌ها می‌تواند به عنوان یک المان در نظر گرفته شوند.

کاربردهای سیستم‌های ماهواره‌ای در بسیاری از فعالیت‌های زندگی روزمره کشورهای پیشرفته نقش ایفا می‌کند و به نوعی به عنوان بخش جداناًشدنی زندگی آنهاست. در کشورهایی که قابلیت‌ها و کاربردهای فناوری فضایی به خوبی شناسایی و معروف شده، استفاده عموم مردم از این فناوری و خدمات فضایی به صورت یک امر طبیعی درآمده است. به همین دلیل، در بسیاری از کشورهای پیشرفته، علاوه بر آن که برای بسیاری از مسائل، راه حل‌هایی بر مبنای خدمات فضایی ارائه می‌شوند، در برخی موارد نیز تلاش می‌شود تا مساله به کمک یک راهکار فضایی مرتفع شود. به همین منظور، ممکن است در برخی موارد، سیستم‌های فضایی که دیگر بر پایه یک ماهواره طراحی نشده و بر مبنای ماموریت توزیع شده چندین ماهواره است، در نظر باشد. این رویکرد، در سال‌های اخیر مورد توجه بسیاری از کشورها قرار گرفته و برای اهداف مختلفی از جمله پوشش بیشتر یا دسترسی سریع‌تر به نتایج، تا انجام ماموریت‌های خاص با عنوان منظومه‌های ماهواره‌ای دنبال می‌شود. در سال‌های ۱۹۷۰ تا ۱۹۹۰، روش‌های مختلف طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای ارائه شد. با توسعه این منظومه‌ها و در سال‌های ۱۹۹۷ و ۱۹۹۸، محققان روش‌های جدیدی را برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای در مدارهای دایره‌ای نزدیک قطب زمین ارائه دادند که این روش‌ها توانایی پوشش یکپارچه و دو بعدی از جهان را فراهم می‌ساخت [۱].

در مقایسه با یک ماهواره تنها، یک منظومه ماهواره‌ای ممکن است پوشش بهتر و قابلیت اطمینان بالاتری را در برابر شکست برخی از ماهواره‌ها فراهم کند، به این ترتیب می‌توان بیان کرد که نرخ بقا در این گونه ماهواره‌ها بالاتر و هم‌چنین میزان موفقیت در ماموریت افزایش می‌یابد [۲]. لازم به ذکر است که امروزه، منظومه‌ای از ماهواره‌های کوچک بیش از گذشته برای انجام

^۵ miniaturized satellite

^۶ Nanosatellite

1 Miguel A. Nunes

2 Filippazzo and Dinand

3 Kulu

4 Bandyopadhyay and etr

۳- منظومه‌های ماهواره‌ای

یکی از گام‌های مربوط به توسعه ماهواره، کاهش وزن و هزینه‌های مربوط به پرتاب آن (به ویژه هزینه) است. این اقدام منجر به توسعه زودهنگام منظومه‌های ماهواره‌ای با تعداد زیادی از ماهواره‌ها شده است^[۸]. منظومه ماهواره‌ای اغلب با هدف ارتقای عملکرد یک ماهواره در مدار است و به صورت چند ماهواره مشابه در نظر گرفته می‌شود. فرایند طراحی منظومه ماهواره‌ای تا حدودی به عنوان یک سلول در نظر گرفته می‌شود^[۹]. آن، هر ماهواره به عنوان یک مدار یا مدارهای مشابه یا مکمل، توزیع ماهواره‌های مشابه در یک مدار یا مدارهای مشابه یا مکمل، به منظور انجام یک ماموریت خاص انجام می‌پذیرد که نیازمند کنترل مشترک و ابرسیستمی است.

انجام ماموریت با استفاده از چند ماهواره کوچک، در مقایسه با ماهواره‌های بزرگ، دارای قابلیت‌های ویژه‌ای است اما این کار دارای پیچیدگی است و باید انعطاف‌پذیری قابل ملاحظه‌ای ایجاد کرد. این موارد شامل همانهنجی، مقیاس‌پذیری، قابلیت تکامل و نگهداری است که همگی از ویژگی‌های یک منظومه ماهواره‌ای هستند. این در حالی است که بسیاری از قطعات و تجهیزات تجاری، از لحاظ کیفیت، برای استفاده‌های نه چندان طولانی مدت در فضا مناسب بوده و هزینه آنها نسبت به نمونه‌های فضایی بسیار پایین است.^[۱۱]

تاریخچه تفکر استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای برای ارائه خدمات بی‌سیم به سال ۱۹۴۵ می‌رسد. کلارک - دانشمند بریتانیایی - اولین طرح منظومه‌ای را با سه ماهواره که در مدار ژئو قرار می‌گیرند، به منظور پوشش مداوم مناطق استوایی و طی انتشار مقاله‌ای ارائه داد^[۱۰]. اولین شبکه منظومه ماهواره‌ای در سال ۱۹۶۰ طراحی شد. ساده‌ترین نوع مدار برای منظومه‌های ماهواره‌ای، مدار دایره‌ای با تعداد ماهواره برابر در هر صفحه است که برای ماموریت مسیرهای پوششی استفاده می‌شود. پیشرفت قابل توجه در طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای مربوط به "منظومه‌های ماهواره‌ای منظم سینماتیکی"^۱ است که توسط موژواه^۲ پیشنهاد شد. هم‌چنین، طرح‌های منظومه‌ای به طور

بن ماموریت‌ها را در بررسی اولیه می‌توان به دو دسته آرایش پروازی و ماموریت‌های منظومه‌ای تقسیم کرد. در سیستم‌هایی که در دسته آرایش پروازی قرار می‌گیرند، المان‌ها از طریق یک قانون کنترل مشترک و نسبی، به انجام ماموریت پرداخته و ضمن انجام عملیات، با هم ارتباط برقرار می‌کنند. به عبارت دیگر، در این ماموریت‌ها، طبق قانون حاکم بر آرایش، حداقل یک ماهواره باید حالت دلخواه را نسبت به یک ماهواره دیگر تعیین و کنترل کند. ماموریت‌های آرایش پروازی خود نیز در دو حالت قابل بررسی هستند. دسته اول ماموریت‌های ملاقات و اتصال با یکدیگر و دسته دوم مربوط به ماموریت‌های بدون اتصال ماهواره‌ای است. به صورت مشابه، ماموریت‌هایی که توسط المان‌های مختلف به انجام می‌رسند، اما در آن کنترل المان‌ها به صورت مستقل انجام می‌شود، در دسته منظومه‌ها قرار می‌گیرند^[۷].

یک منظومه ماهواره‌ای سه ویژگی زیر را دارد:

- همزمانی کارکرد المان‌ها
- مقاومت در برابر شکست سیستم‌های منفرد (یعنی با از بین رفتن یک المان، کل ماموریت دچار مشکل نشود)
- مقیاس‌پذیری و انعطاف در طراحی و توسعه سیستم (یعنی قابلیت افزایش یا کاهش المان‌ها در لندازهای ماموریت‌های مختلف را داشته باشد).

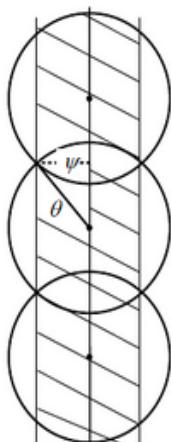
وقتی مروری بر روی تحقیقات انجام گرفته در زمینه ماموریت‌های توزیع شده انجام می‌شود، تعادلی نسبی بین این دو دسته دیده می‌شود. هرچند در حالت عملیاتی و بررسی تحقیقاتی که به سیستم‌های کارکرده منتج شده‌اند، نتیجه متفاوت و تعداد منظومه‌ها نه تنها بیشتر است، بلکه به صورتی چشم‌گیر در حال افزایش است و به نوعی به عنوان یک راهکار شناخته شده برای پاسخ به بسیاری از نیازهای رایج در نظر گرفته شده است. در این مقاله، فعالیت‌هایی که بر روی این نوع از سیستم‌های فضایی انجام گرفته مرور شده و ماموریت‌هایی که به کمک این رویکرد به انجام رسیده و نیازهایی که بر مبنای کاربردهای آنها پوشش داده شده، معرفی و از نظر آماری مطالعه می‌شوند.

اغلب ماموریت‌های منظومه‌ای مربوط به پوشش کل جهان و حتی گاهی پوشش جهان به صورت مداوم و با تصاویر در زمان واقعی است [۱۱]. بر این اساس، به طور خلاصه مشخصات اصلی طراحی منظومه ماهواره‌ای به صورتی که در جدول (۱) ارائه شده، قابل بررسی است. این مشخصات در طراحی منظومه با توجه به هدفی که برای آن و بر اساس ماموریت در نظر گرفته شده، نقش‌آفرینی کرده و به نوعی ارزیابی عملکرد منظومه را ممکن می‌سازند. بر این اساس، به طور عمده دو روش برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرند که با توجه به اهداف ماموریتی قابل انتخاب هستند:

۱. مسیرهای پوششی
۲. دلتا واکر

۴-۱-۴- مسیرهای پوششی

یک روش در طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای، روش مربوط به مسیرهای پوششی^۳ است. این روش، مساله پوشش پیوسته برای یک ناحیه یا منطقه یا کل جهان را با استفاده از مناطق تحت پوشش و همپوشانی ماهواره‌های مجاور حل می‌کند، یا به عبارت دیگر، با استفاده از این روش، مناطق به طور مداوم مشاهده می‌شوند. در این روش سه شرط باید رعایت شود:



- تمام مدارها باید در ارتفاع یکسان و در یک زاویه شبی مداری باشند.
- منظومه ماهواره‌ای متتشکل از n_1 صفحه مداری و هر کدام شامل n_2 ماهواره است.
- ماهواره‌ها در هر مدار باید به صورت مساوی توزیع شوند.

با توجه به شکل (۲)، وقتی که زاویه پوشش $\theta > \pi/n_2$ شرط توسعه از مدارهای مشاهده شده به طور مداوم توسعه را برآورده کند، نوارهای مشاهده شده به طور مداوم توسعه

مستقل توسط واکر^۱ توسعه داده شده است. تفاوت بین این روش‌ها را به این صورت می‌توان بیان نمود که روش‌های موژواه بر مبنای نظریه گروهی استوار است در حالی که روش‌های واکر به نوعی رویکرد تجربی دارند [۱].

روش‌های سنتی منظومه‌های ماهواره‌ای مبتنی بر دو رویکرد یکی انتظار کاربران و دیگری سطح فعالیت آنهاست که بسیار نامطلوب است. با توجه به این رویکرد، اگر تقاضای واقعی کمتر از مقدار پیش‌بینی‌ها باشد، می‌تواند منجر به شکست اقتصادی شود. در روش وک^۲ و همکاران، از ماهواره‌های کوچک‌تر و مقرن به صرفه‌تر در تعداد پایین استفاده شده و منظومه در ادامه با پرتاب‌های دیگر، به مرور تکمیل می‌شود تا نیازهای کامل‌تری از مشتریان برطرف شود. در این روش، چگونگی دستیابی به بهترین چیدمان منظومه ماهواره‌ای در فضای طراحی مشخص شده و مطالعه موردي مزایای اقتصادی مدارهای ارتفاع پایین زمین^۳ مورد بررسی قرار گرفته است [۱۱]. به منظور درک بهتر منظومه‌های ماهواره‌ای، در این پژوهش، چند روش طراحی منظومه‌ای از این دست، معرفی می‌شود.

۴- مشخصات طراحی منظومه‌ها

طراحی منظومه‌ها مشخصات مختلفی را دربرمی‌گیرد و این مشخصات به صورت خاص به ماموریت آن منظومه وابسته است و ممکن است مشخصات مطلوب را تغییر دهد، اما آن‌چه مهم است، در طراحی منظومه باید به گونه‌ای عمل کرد که هزینه‌ها تا حد ممکن کاهش یابد، در حالی که برای ماموریت مشکلی ایجاد نشود. همچنین، به منظور دستیابی به اهداف ماموریت، باید حداقل تعداد ماهواره مورد استفاده قرار گیرد. یکی دیگر از عوامل موثر بر هزینه، تعداد و نوع مدار مورد استفاده است. قرار دادن ماهواره‌ها در مدارهای مختلف، نیازمند پرتاب چندین پرتابگر است و این یعنی پیچیدگی طرح و در نهایت افزایش هزینه‌های طراحی و ساخت را در پی خواهد داشت. کلیدی‌ترین نکته در طراحی منظومه‌ها، مناطق جغرافیایی تحت پوشش است و اینکه چگونه باید آنها را پوشش دهیم. باید خاطر نشان ساخت که

³ LEO

⁴ Streets- of- Coverage method

1 Walker

2 Weack

است. روش واکر، از تطابق متقارن مدارهای دایره‌های شبیه به هم در یک ارتفاع مشترک استفاده می‌کند [۱].

شش پارامتر کلیدی در طراحی این منظومه تاثیرگذار است و انتخاب تعداد نامحدودی از این شش پارامتر مداری کپلری^۱، منجر به ایجاد یک طراحی متناسب خواهد شد. به طور کلی، تمام ماهواره‌های یک منظومه دارای نمودار ارتفاع، گریز از مرکز و زاویه شبیب مداری یکسان هستند. بنابراین، تاثیرات انحراف ماهواره در همان روش و هندسه، بدون ایستگاه‌های نگهداری زیادی قابل حفظ است.

پس از تعریف تعداد ماهواره، تعداد صفحات مداری، نیم محور اصلی و زاویه شبیب مداری، ماموریت ویژه، مقدار آنومالی حقیقی و گره صعودی را می‌توان تعیین کرد. در این روش، با توجه به اینکه اکثر مدارهای منظومه‌ای واکر دایره‌ای هستند، تعیین گریز از مرکز و حضیض مدار قابل صرف نظر بوده و گام‌های مربوط به طراحی را می‌توان به صورت زیر بیان نمود:

- تعیین تعداد ماهواره برای اجزای ماموریت
- تعیین صفحات مداری به منظور فراهم‌سازی حداکثر پوشش و کمترین هزینه
- توزیع یکسان گره صعودی صفحات مداری در اطراف استوا
- تعیین تعداد ماهواره در هر صفحه
- توزیع ماهواره‌ها با فاصله یکسان [۱۰].

۵- بررسی آماری منظومه‌های ماهواره‌ای

بررسی‌های انجام شده روی منظومه‌های ماهواره‌ای موجود در جهان، با توجه به پژوهش‌های انجام شده توسط فیلیپازو و دیانند [۱۵]، کولو [۴، ۶]، بلندیوپادیا و اتر [۷] و اطلاعاتی که از ۱۳۲ شرکت هوافضایی و مراکز علمی و تحقیقاتی که در زمینه منظومه‌های ماهواره‌ای فعالیت می‌کنند، به این منظور گردآوری شده است، می‌باشد. البته باید خاطر نشان ساخت که برخی از شرکت‌ها با هم در پروژه مشترکی فعالیت می‌کنند و

مناطق همپوشانی ماهواره‌های داخل مدار تشکیل می‌شود. با استفاده از مثلثات کروی، عرض نوار برابر است با:

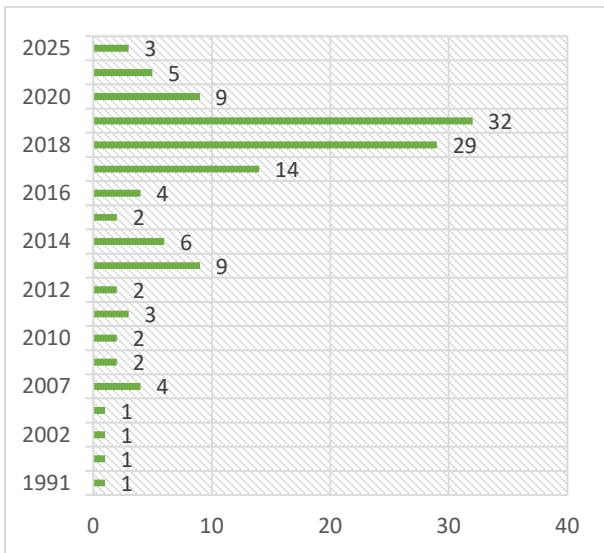
$$\cos \theta = \cos \varphi \cos \left(\frac{\pi}{n_2} \right)$$

در این روش، تنها نوارهایی که پوشش داده می‌شوند در نظر گرفته شده، در حالی که پوشش‌های غیر از نوارهای مورد نظر، نادیده گرفته می‌شود. در نتیجه، تفاوت بین فازهای ماهواره‌ای مجاور، قابل صرف نظر کدن است و مناطق پوشش دایره‌ای به عنوان نوار مربوط به هر صفحه، ساده‌سازی می‌شوند. هدف از این روش طراحی، محاسبه عرض نوار مورد نیاز متناسب با هر نوع پیکربندی منظومه‌ای است و در نتیجه مناطق مشخص شده می‌تواند به طور کامل تحت پوشش قرار گیرد [۸].

۴- روش دلتا- واکر

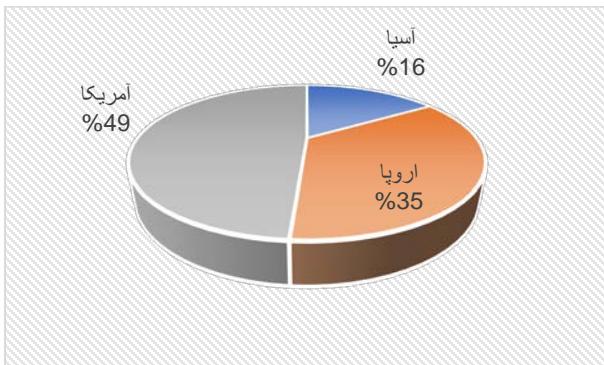
به طور کلی، مساله طراحی یک منظومه چند ماهواره‌ای، پارامترهای بسیاری را با تعدادی از مسائل ترکیبی دربر می‌گیرد. این پارامترها عبارتند از تعداد کل ماهواره‌ها، پارامترهای مداری هر ماهواره، تعداد صفحات مداری، تعداد ماهواره در هر صفحه، فاصله بین صفحات مداری و مقادیر نسبی بین صفحات مداری پشت سر هم. باید توجه داشت که مشکل پوشش دائمی از کل سطح زمین توسط ماهواره‌های منفرد و ماهواره‌های چندگانه، به طور کامل از دیدگاه هندسه‌ی حل شده است. تمامی این راه حل‌ها دارای خواص تقارن قوی هستند [۱۱].

واضح است که فاصله زمانی چند دور مداری، یک مسیر ماهواره‌ای در فضای دو بعدی، به صورت یک خط مستقیم موازی با محور z نمایش داده می‌شود. در فضای هر منظومه با تعدادی از صفحات مداری و تعدادی ماهواره با فاصله یکسان از هم در هر صفحه، به عنوان یک شبکه در نظر گرفته می‌شود. در این شبکه‌ها، ماهواره‌ها به عنوان رؤوس در نظر گرفته می‌شوند. بیشتر بهینه‌سازیها مربوط به منظومه‌های متقارن مانند واکر



شکل ۱. تعداد پرتاب منظومه ماهواره‌ای بر حسب سال پرتاب

با توجه به شکل (۲)، بررسی‌ها نشان می‌دهد که تمرکز جغرافیایی منظومه‌ها بیشتر مربوط به قاره آمریکا با سهم ۴۹٪ و پس از آن اروپا با ۳۵٪ و سپس قاره آسیا با ۱۶٪ است. همچنین، بر اساس این مطالعات، کشور ایالت متحده آمریکا با سهم ۴۳٪ از کل منظومه‌ها، رتبه نخست را به خود اختصاص داده و پس از آن کشور انگلستان با سهم ۱۰٪ و سپس چین با سهم ۷٪ دارای بیشترین تعداد ماهواره مدنظر برای عملیات در منظومه است که در شکل (۳) آرائه شده است.



شکل ۲. پراکندگی جغرافیایی منظومه‌های ماهواره‌ای

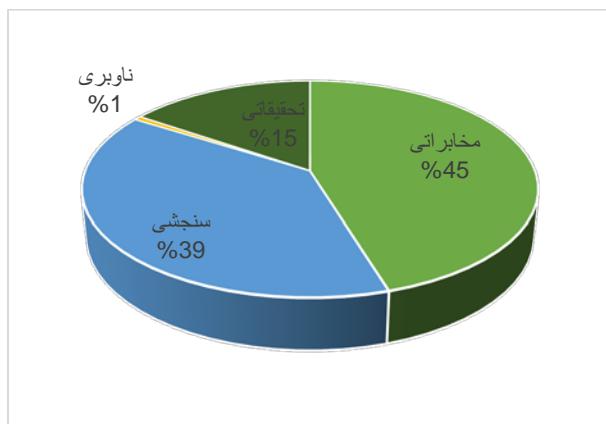
تعداد لندکی از منظومه‌ها نیز قبل از پرتاب و قرارگیری در مدار به دلایل مختلف که مهم‌ترین آنها عدم جذب سرمایه مناسب است، متوقف شده‌اند. همچنین، از تعداد محدودی از پروژه‌ها اطلاعات کافی در اختیار نیست. داده‌کاوی انجام گرفته، سال ۳۴ فعالیت منظومه‌های ماهواره‌ای، مربوط به فعالیت‌های انجام شده از سال ۱۹۹۱ و فعالیت‌هایی است که تا سال ۲۰۲۵ در جهان انجام خواهد شد، را دربرمی‌گیرد.

هدف از این بررسی و پژوهش به صورت زیر قابل بیان است:

- شناسایی ماموریت
- بررسی ساختار فنی و تجاری منظومه‌ها
- استخراج مشخصات عملیاتی با استفاده از بانک اطلاعاتی ایجاد شده
- استخراج ورودی‌های تصمیمات مدیریتی با استفاده از تحلیل آماری خواص فنی منظومه‌ها
- مطالعات بر روی منظومه‌هایی که در منابع مذکور معرفی شدند، با هدف دستیابی به اطلاعات فوق، انجام گرفته و نتایج با توجه به این منابع و اطلاعاتی که از منابع دیگر به دست آمده، در قالب جداول و نمودارهای مختلف ارائه شده است.

لازم به ذکر است که این بررسی نشان می‌دهد که گستره‌فعالیت‌های مرتبط با منظومه‌ها تا سال ۲۰۱۶ روند کندی داشته و از سال ۲۰۱۶ تا ۲۰۱۹ به صورت چشم‌گیری افزایش یافته و پس از آن مجددا روند کاهش را دنبال کرده است. در قرن جدید، منظومه‌ها به عنوان اصلی‌ترین سیستم فضایی شناخته شده و تعدد پرتاب آن به شدت افزایش خواهد یافت. در شکل (۱)، تعداد پرتاب منظومه‌ها در سال نمایش داده شده است.

با توجه به نتایج بررسی‌های آماری متناسب با نوع ماموریت منظومه‌ها که در شکل (۴) ارائه شده است، مشاهده می‌شود که در میان ماموریت‌هایی که در منظومه‌ها پوشش داده شده، از دیدگاه ماموریت‌های کلان، ماموریت مخابراتی با سهم ۴۵٪ از استقبال بیشتری برخوردار بوده‌اند.



شکل ۴. بررسی ماموریت‌ها در سطح کلان

برای دستیابی به اطلاعات جزئی‌تر، محموله منظومه‌ها مورد مطالعه قرار گرفته و نتایج در این بررسی، توزیعی مشابه با شکل (۵) را نشان می‌دهد که بر اساس آن، منظومه‌هایی که برای ارائه خدمات پهن‌باند مدنظر هستند، پرطرف‌دارترین آنها هستند. شاید به نوعی بتوان این مساله را به جذابیت بالاتر اقتصادی این ماموریت در مقایسه با دیگر ماموریت‌ها نسبت داد. همچنین، طبق بررسی‌های انجام شده پس از ماموریت مخابراتی، به ترتیب ماموریت سنجشی با سهم ۳۹٪، تحقیقاتی با سهم ۱۵٪ و تعیین موقعیت جغرافیایی با سهم ۱٪ ماموریت مربوط به منظومه‌های ماهواره‌ای را شامل می‌شوند.



شکل ۳. سهم کشورها از منظومه‌های ماهواره‌ای

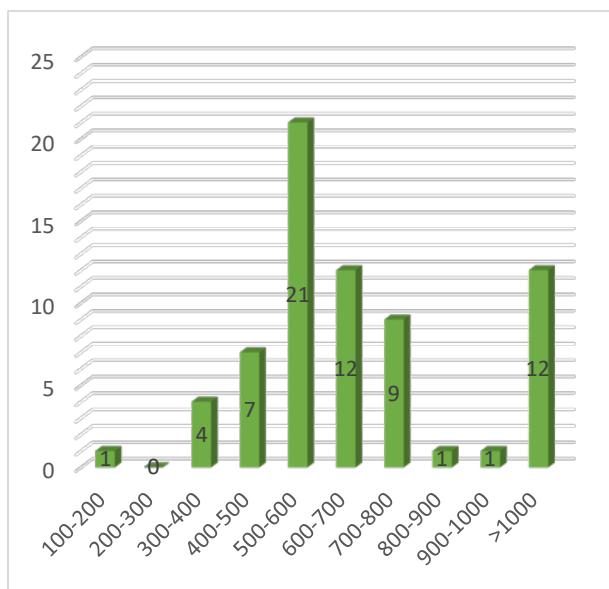
۱-۵- استخراج ماموریت‌ها و کاربردهای مورد توجه

یکی از مهم‌ترین اهداف این پژوهش، شناسایی کاربردهایی است که بیش از بقیه در جذب رویکرد جهانی بر استفاده از این قابلیت منعطف، مدنظر بوده است. مطابق با بررسی‌های صورت گرفته، گستردگی آنها به مراتب بالا بوده و در برخی موارد، یک منظومه برای اهداف و ماموریت‌های چندگانه در نظر گرفته شده است. به منظور بررسی دقیق‌تر این ماموریت‌ها لازم است ابتدا ماموریت‌ها در دو سطح کلان و خرد طبق جدول (۱) مورد بررسی قرار گیرند:

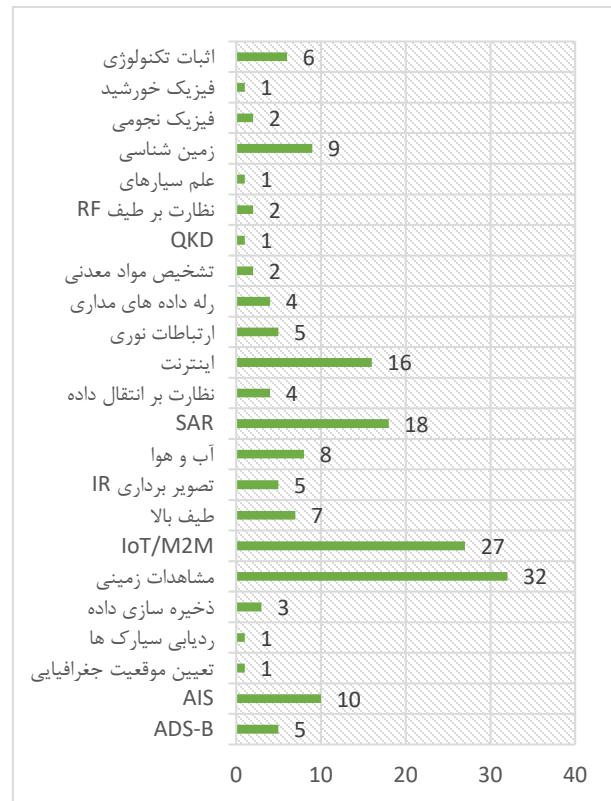
جدول ۱. تقسیم‌بندی ماموریت‌ها به سطح کلان و خرد

| ماموریت کلان | ماموریت خرد |
|--------------|--|
| مخابراتی | پهنای باند، اینترنت، AIS، ADS-B، IoT/M2M، رله داده مداری، ذخیره‌سازی داده، نظارت بر انتقال داده |
| سنجشی | تصویربرداری IR، مشاهدات زمینی، آب و هوا، تشخیص مواد معدنی، SAR |
| ناوبری | تعیین موقعیت جغرافیایی |
| تحقیقاتی | زمین‌شناسی، اعماق فضایی، اثبات فناوری، فیزیک خورشید، فیزیک نجومی، علم سیاره‌ای، ردیابی سیارک‌ها، ارتباطات نوری، توزیع رمزهای کوانتمی |

پیشین به انجام رسید، به صورت حداقلی، صفحات مداری مدنظر، تعداد ماهواره در منظومه و تعداد فازهای قرارگیری در مدار (که به نوعی با تعداد نسل‌های منظومه هم خوانی دارد) را شامل می‌شود. بر اساس بررسی انجام گرفته در این پژوهش، اغلب منظومه‌ها به صورت تک صفحه‌ای طراحی شده و مدار نزدیک زمین با ارتفاع ۵۰۰ تا ۶۰۰ کیلومتری بیش از باقی مدارها مطلوب بوده است. اطلاعات در مورد زاویه شیب مداری، نوع مدار و عمر مداری به ترتیب در شکل‌های (۶) تا (۹) قابل بررسی است.



شکل ۶. بررسی ارتفاع مداری ۵۷ منظومه ماهواره‌ای

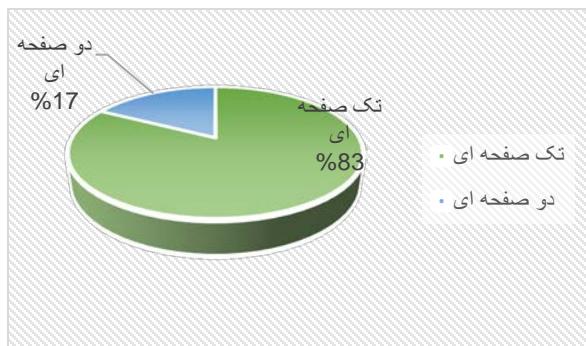


شکل ۵. بررسی جزئی ماموریت منظومه‌ها

سرویس‌هایی که در این منظومه‌ها ارائه می‌شوند بیشتر به منظور ایجاد کسب و کارهایی مانند پیامرسانی دیجیتالی و سفارش آنلاین است که از خدمات اینترنتی بهره می‌برند. پس از این ماموریت و بررسی در سطح خرد، ماموریت مشاهدات زمینی با توجه به جذابیت ذاتی محصولات این منظومه‌ها، بیشترین درصد ماموریت منظومه‌های ماهواره‌ای با سهم ۱۹٪ را به خود اختصاص داده است.

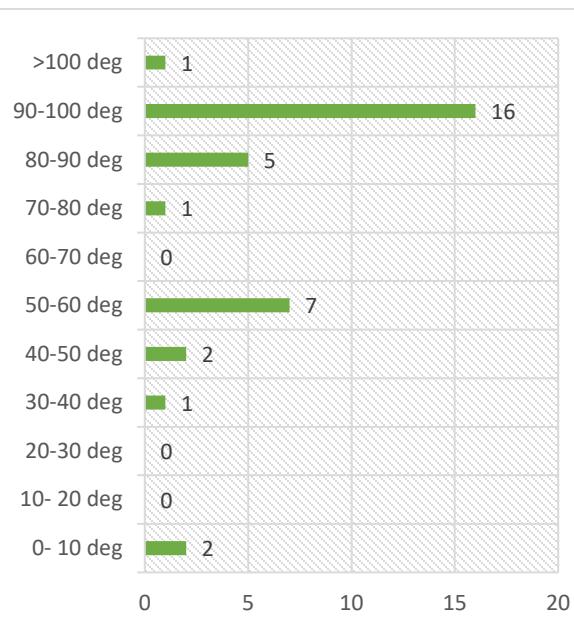
آن‌چه از تلفیق داده‌های بررسی ماموریت‌های منظومه‌ها و زمان مطلوب بهره‌برداری از آنها قابل استخراج است، آن است که آینده منظومه‌ها به نوعی به سمت این دو ماموریت (مشاهدات زمینی، مخابرات اینترنتی) خواهد رفت و می‌توان گفت که تمرکز سرمایه‌گذاران در حال حاضر بر روی این دو ماموریت بوده و ممکن است به زودی بازار مرتبط به این کاربردها در اختیار سرمایه‌گذاران فعلی در این منظومه‌ها قرار بگیرد.

نکته دیگر مشخصات منظومه‌ای است که در آن این ماموریت‌ها انجام می‌شود، که با توجه به معرفی اولیه‌ای که در بخش‌های

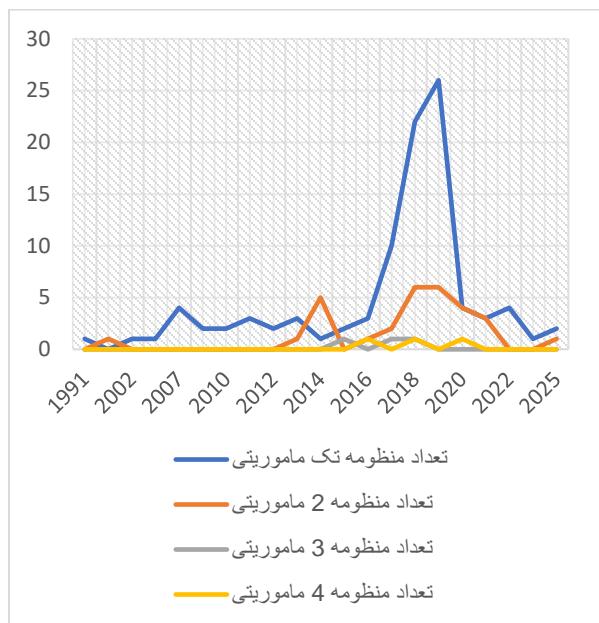


شکل ۹. بررسی سهم صفحات مداری ۲۹ منظومه ماهواره‌ای

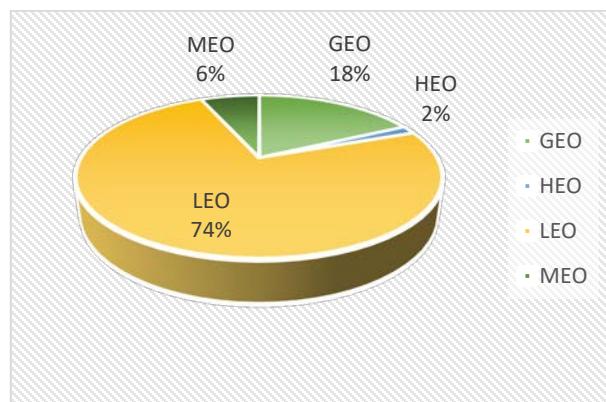
در مورد تعداد ماهواره‌ها با توجه به ظهور مگامنظمه‌ها، پرکندگی داده‌ها به مرتب بیشتر است. این مساله در مورد تعدد پرتاب نیز مطرح است که در این مورد می‌توان مسائل اقتصادی را عامل اصلی دانست، چراکه غالب سرمایه‌گذاران در منظومه‌ها به دنبال آن هستند که از درآمدهای حاصله برای تکمیل یا ایجاد نسل‌های جدید بهره ببرند. اطلاعات تکمیلی برای این دو مشخصه در شکل (۱۰) ارائه شده است.



شکل ۷. بررسی زاویه شیب مداری ۲۹ منظومه ماهواره‌ای



شکل ۱۰. تعداد ماموریت‌های منظومه‌های ماهواره‌ای بر حسب سال

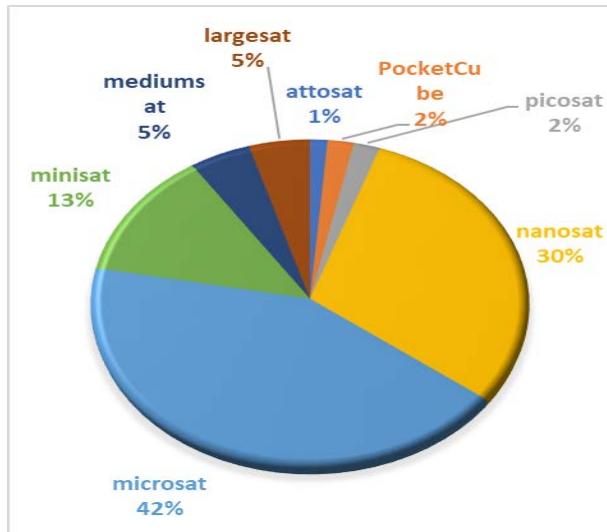


شکل ۸. بررسی سهم نوع مدار ۶۲ منظومه ماهواره‌ای

1 Mega-constellation

طبق مطالعات آماری صورت گرفته، پیکربندی مطلوب را باید در میکروماهواره‌ها و پس از آن نانوماهواره‌ها جستجو کرد.

البته با توجه به پیشرفت فناوری در کوچکسازی ماهواره‌ها و همچنین هزینه پایین این ماهواره در ساخت و پرتاب، این مساله دور از انتظار هم نیست. شکل (۱۱)، در میان تعداد ماهواره‌های مکعبی چشم‌گیر است که این مساله در ادامه به صورت جزیی بررسی خواهد شد.



شکل ۱۱. بررسی سهم پیکربندی منظومه‌های ماهواره‌ای

در مورد پلتفرم این ماهواره‌ها، شاید بیشترین پارامتری که به صورت آماری قابل بررسی است، باند مخابراتی مدنظر برای کنترل ماهواره است، چراکه در بسیاری از ماموریتها امکان استفاده از تجهیزات زمینی موجود مطلوب بوده است. جزئیات بیشتر در شکل (۱۲) قابل مشاهده و بررسی است.

۵-۲- تحلیل ساختار مطلوب ماهواره در منظومه‌ها

آن‌چه در بخش پیش مورد بررسی قرار گرفت، به سطح ابرسیستم منظومه باز می‌گشت، در جایی که ماموریت منظومه (و مشخصات طراحی آن) و محموله ماهواره‌ها به عنوان المان اصلی منظومه مورد بررسی قرار گرفت.

در این بخش، ضمن بررسی ساختار کلی ماهواره‌هایی که در منظومه‌ها مطلوبند، مشخصات کلی پلتفرم نیز بررسی می‌شود تا بتوان اطلاعات آماری مناسبی را در تناظر با ماموریتها و کاربردهای این سیستم‌ها، در اختیار گذاشت.

به منظور ارزیابی دقیق‌تر این منظومه‌های ماهواره‌ای، ابتدا ضروری است که ماهواره‌ها از لحاظ وزنی مورد بررسی قرار گیرند. این بررسی بر اساس دسته‌های مختلفی که در جدول (۲) توسط ترانگ [۱۶] معرفی شده، صورت گرفته است.

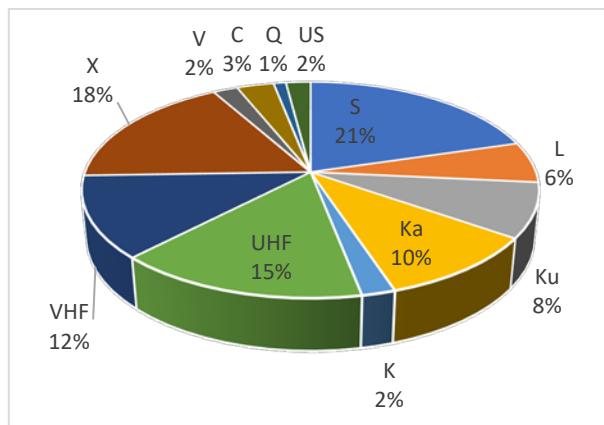
جدول ۲. بررسی کلاس‌بندی ماهواره [۱۶]

| وزن | نوع ماهواره | |
|-------------------------------------|-------------------|--------------------------------|
| $> 1000 \text{ kg}$ | ماهواره‌های بزرگ | |
| $500 - 1000 \text{ kg}$ | ماهواره‌های متوسط | |
| $< 500 \text{ kg}$ | ماهواره‌های کوچک | |
| $100 - 500 \text{ kg}$ | ماهواره‌های کوچک | مینی ماهواره |
| $10 - 100 \text{ kg}$ | | میکروماهواره |
| $1 - 10 \text{ kg}$ | | نانوماهواره |
| $100 \text{ gr} - 1 \text{ kg}$ | | پیکوماهواره |
| $10 \text{ gr} - 100 \text{ gr}$ | | فمتوماهواره |
| $0.2 \text{ kg} \sim 40 \text{ kg}$ | | ماهواره‌های مکعبی ^۳ |
| $0.25 \mu - 27\mu$ | | |

رادیوهای آماتوری است [۱۸]. منظومه ماهواره‌های اینترنتی، عمولاً مجموعه‌ای بزرگ از ماهواره ساخته شده در مدار ارتفاع پایین زمین است که به منظور ارائه ارتباطات ماهواره‌ای با پهنهای باند بالا برای کسب و کارهای مختلف و انواع کاربران زمینی ایجاد می‌شود. بیش از ۱۸۰۰۰ ماهواره جدید برای پرتاب و قرارگیری در مدارهای ارتفاع پایین تا سال ۲۰۲۵ پیش‌بینی شده است. این مقدار بیش از ۱۰ برابر بیشتر از تعداد ماهواره‌هایی است که تا ماه مارس ۲۰۱۸ به عنوان ماهواره‌های فعال در فضا قرار دارند [۲۰].

ماهواره‌های کوچک، بسته‌ی برای توسعه فناوری‌های فضایی است، به این امید که کشورها، شرکت‌ها، دانشگاه‌ها، دانشمندان و مهندسان سراسر جهان توانایی دسترسی ارزان به فضا را داشته باشند. مجموع هزینه‌های مربوط به پرتاب یک ماهواره کوچک، کمتر از چند میلیون دلار است در حالی که این هزینه‌ها برای پرتاب یک ماهواره بزرگ، مقدار ۲۰۰ تا ۱۰۰۰ میلیون دلار است [۲۱]. این عدد در نانوماهواره به چند صد هزار دلار و کمتر محدود می‌شود [۲۲] که خود می‌تواند عامل انگیزشی بسیار خوبی برای ورود صاحبان ایده و راهکارهای مبتنی بر فضا، به حوزه ماهواره‌های مکعبی و با هدف ارائه خدمات در هزینه‌های معقول یا پایین‌تر است.

همان‌طور که در بخش پیش نیز اشاره شد، نانو و میکرو ماهواره‌ها مطلوب‌ترین ساختارهایی هستند که در منظومه‌های ماهواره‌ای مورد استفاده قرار گرفتند. در این میان، ماهواره‌های مکعبی دارای یک جایگاه ویژه هستند، به صورتی که اگر از کل منظومه‌ها، ۷۷٪ در میان میکرو و نانوماهواره‌ها جای بگیرند، از این میان، ۵۶٪ در صد در قالب ساختار ماهواره‌های مکعبی جای می‌گیرند. در میان ماهواره‌های مکعبی که در منظومه‌ها به کار برده شده، ساختار شش واحدی با ۳۵٪ از باقی موارد با استقبال بیشتری رو به رو شده است. این مساله به نوعی تایید‌کننده کارایی یک ساختار شش واحدی از جنس ماهواره مکعبی برای استفاده در تشکیل یک منظومه ماهواره‌ای است. اطلاعات تکمیلی در مورد



شکل ۱۲. بررسی سهم باند فرکانسی ۶۴ منظومه

پارامترهای فنی دیگری که در سطح سیستم منظومه‌ها مورد توجه است، ابعاد سازه، توان تولیدی و مشخصات جرمی است که با توجه به تطابق این سامانه‌ها بر ماهواره‌های مکعبی به صورت متدائل مقادیر برای این پارامترها مشخص و قابل ارائه است.

۶- تعیین جایگاه ماهواره‌های مکعبی در منظومه‌ها

توسعه ماهواره‌های مکعبی به منظور کاوش‌های بیشتر در محیط فضایی کاهش لندازه ماهواره‌ها؛ جرم و هزینه ایجاد و توسعه، زمانی اتفاق افتاد که این تحقیقات به حوزه دانشگاه‌ها وارد شد. این ماهواره‌ها توانایی آزمون‌های پروازی با جدیدترین فناوری و سیستم‌ها را دارند که هم‌چنان در ابعاد و اندازه‌های کوچک در حال گسترش هستند [۱۷]. یک ماهواره مکعبی نوعی از ماهواره‌های مینیاتوری و کوچک است که برای تحقیقات فضایی استفاده می‌شود. ابعاد یک واحد از این ماهواره، ۱۰ در ۱۰ در ۱۰ سانتی‌متر مکعب بوده و جرم هر واحد کمتر از ۱/۳۳ کیلوگرم است. ماهواره‌های مکعبی توسط فضانوردان واقع در ایستگاه فضایی بین‌المللی یا به عنوان بارهای ثانویه، با یک حامل پرتاب و در مدار قرار می‌گیرند. اولین پرتاب این نوع ماهواره‌ها در سال ۱۹۹۹ صورت پذیرفت که بیشتر اهداف تحقیقاتی را دنبال می‌کرد و از سال ۲۰۱۴ به بعد، برای پروژه‌های تجاری نیز مورد استفاده قرار گرفت. متدائل‌ترین ماموریت‌هایی که برای ماهواره‌های مکعبی تعریف می‌شود، ماموریت مشاهدات زمین یا

صنعت فضایی ارائه کنند که به آن بتوان به عنوان جایگزین ماهواره‌های بزرگ، پیچیده و پرهزینه نگریست.

۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

منظومه‌های ماهواره‌ای در مقایسه با یک ماهواره، دارای قابلیت گستردگی و توانایی انجام ماموریت‌های مختلف است. ایجاد این منظومه‌ها منجر به کاهش ابعاد و در نتیجه کاهش وزن شد و این عوامل پرتاب تعداد بیشتری ماهواره با استفاده از یک پرتاپگر را در پی داشت. با کوچک شدن هزینه‌های طراحی، ساخت و پرتاب ماهواره‌ها، مراکز تحقیقاتی دولتی و خصوصی مختلفی به این عرصه وارد شده‌اند. شرکت‌های مختلفی به منظور ارائه خدمات نرم‌افزاری، سخت‌افزاری و رفع نیازهای مشتریان که هر لحظه در حال افزایش است، توسعه صنعت هوافضایی را در پی داشته است. ابزارهای صنعتی مختلفی در ماهواره‌های ارزان مورد آزمایش و اثبات فناوری قرار گرفته است.

طبق ارزیابی‌های انجام شده بر روی بیش از ۱۳۰ شرکت و مرکز تحقیقاتی در عرصه جهانی که در بخش‌های قبلی ارائه شده است، از بین انواع پیکربندی رایج؛ میکروماهواره‌ها بیشتر مورد توجه بوده و تقریباً ۴۲٪ پیکربندی ماهواره‌های منظومه‌ای، مربوط به این کلاس از ماهواره‌ها است. علاقه‌مندی به پوشش چندین ماموریت در منظومه‌ها، آن‌ها را به سمت بهره‌برداری از چند پیکربندی در یک منظومه نیز برده است. بیشترین ماموریتی که در قالب منظومه‌های ماهواره‌ای پوشش داده شده، ماموریت مشاهدات زمینی با سهم ۱۹٪ بوده و با اختلافی کم توسط ماموریت‌های اینترنت اشیا/ ماشین به ماشین و رادار دهانه مصنوعی دنبال می‌شود، هرچند این پراکندگی با شروع عملیات ابرمنظومه‌هایی که توسط شرکت‌های بزرگ فضایی پیشنهاد شده و در حال تکمیل است، تغییر کرده و ماموریت‌های ارتباطاتی جایگاه اول را به خود اختصاص خواهند داد.

توزیع ساختاری در منظومه‌ها در جدول (۳) قابل مشاهده بوده و گویای همه چیز است.

جدول ۳. تقسیم‌بندی پیکربندی ماهواره در منظومه‌های بررسی شده

| نوع پیکربندی | درصد | تقسیم‌بندی | درصد | واحد مکعبی | درصد |
|-------------------|------|-------------------|--------|------------|------|
| ماهواره‌های مکعبی | 42% | ماهواره‌های دیگر | 55.96% | 0.25 U | 1% |
| | 30% | ماهواره‌های مکعبی | 5% | 1 U | 5% |
| | 5% | ماهواره‌های مکعبی | 5% | 1.5 U | 11% |
| | 30% | ماهواره‌های مکعبی | 28% | 2 U | 28% |
| | 5 | ماهواره‌های مکعبی | 4% | 3 U | 4% |
| | 6 | ماهواره‌های مکعبی | 35% | 5 U | 1% |
| | 8 | ماهواره‌های مکعبی | 1% | 6 U | 4% |
| | 12 | ماهواره‌های مکعبی | 4% | 8 U | 6% |
| | 16 | ماهواره‌های مکعبی | 6% | 12 U | |
| | 16 | ماهواره‌های مکعبی | | 16 U | |

ترکیب داده‌های فوق با اطلاعاتی که در مورد ماموریت منظومه‌ها در اختیار است، نشان‌گر آن است که در این ساختار نیز ماموریت‌های مخابراتی، ماموریت برتر بوده و پس از آن، ماموریت مشاهده زمین رتبه دوم را به خود اختصاص داده است. با توجه به مرور کلی که بر روی ماموریت‌های آتی منظومه‌ها در بخش دوم به انجام رسید، به نوعی می‌توان گفت که بسیاری از سرمایه‌گذاران، آینده منظومه‌ها را در ماهواره‌های مکعبی جستجو می‌کنند. این مساله با توجه به هزینه پایین طراحی و توسعه و هم‌چنین پرتاب این ماهواره‌ها یک موضوع قلیل پیش‌بینی بود، که داده‌های آماری نیز آن را تایید می‌کنند.

به نوعی می‌توان گفت، پیشرفت فناوری که منجر به کوچک‌سازی ماهواره‌ها شد، ماهواره‌های مکعبی را به جایگاهی رسانده که امروزه می‌تواند به عنوان یک سیستم نقش‌آفرین، مفهوم جدیدی را در

aerospace computing, and communication Vol. 1, P 1. March 2004.

- [12] E. Lansard, E. Frayssinhes, J. L. Palmade, "Global design of satellite constellations: a multi-criteria performance comparison of classical walker patterns and new design patterns", *Acta Astronautica*, 1998, Vol. 42, №9, pp 555-564.
- [13] J. Lee, S. Kang (2000) Satellite over satellite (SOS) network: a novel architecture for satellite network. In: Proceedings of IEEE INFOCOM'2000, Tel-Aviv Israel, vol 3, issue 1, pp 315–321.
- [14] <http://scienceofstocks.com/astranis-satellite-constellation-to-provide-worldwide-internet-access/>
- [16] .T . V. Trong & etc, Constellation of small quick-launched and self –deorbiting nano-satellite with AIS receivers for global ship traffic monitoring, p 1.
- [17] ا. موسیوند ، "طراحی و شبیه سازی زیر سیستم کنترل دمای یک نانوماهواره " ، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، دانشکده مهندسی هوا فضا، گرایش مهندسی فضایی، بهمن ماه ۱۳۹۶ ص. ۲
- [19] <http://www.albaorbital.com/new-blog/>
- [21] R. Radhakrishnan. & etc, Survey of Inter-satellite Communication for Small Satellite Systems, arXiv: 1609.08583v2 [cs.NI] PP 1-3, 28 Sep 2016.
- [22] <http://spaceflight.com/schedule-pricing/>



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

مراجع

- [1] Y. Ulybyshev, "Satellite constellation design for continuous coverage: short historical survey, current status and new solutions", *5th international workshop on constellations and formation flying*, p 2, 2008.
- [2] T. Savitri, Y. Kim, S. Jo & H. Bang, "Satellite Orbit Design Optimization with Combined Genetic Algorithm and Semianalytical Approach", *international Journal of Aerospace Engineering*, 31 May.p1. 2017.
- [3] Miguel A, satellite constellation optoization method for future earth observation missions using small satellite, *AAS 12-527*, 2015.
- [4] E. Kulu Satellite Constellations Industry Survey and Trends, *NewSpace Index*, Nanosats Database, Kepler Communications, [SSC21-XII-10], 35th Annual Small Satellite Conference, 2021
- [5] G. Filippazzo, S. Dinand, "the Potential impact of small satellite Rada constellation on traditional space system", *5th Federated and Fractionated Satellite System Workshop*, ISAE SUPAERO- Toulouse, France.p1, November 2-3, 2017.
- [6] E. Kulu, *NewSpace Index (Concise original overview of commercial satellite constellations, small satellite rocket launchers and NewSpace funding options)*, 2021.
- [7] S. Bandyopadhyay, & etr, "Review of formation flying and constellation mission using nanosatellite", *journal of spacecraft and rockets*, P 1, march 2016
- [8] Q. Chen, Y. Bai, L. Chen, Z. Pang, Designe of LEO Constellation Providing Internet Services Based on SOC Method", *MATEC Web of Conference*, no. 114, pp1-5, 2017.
- [9] ASTROME, Gigamesh, A Ground- Breaking Wireless Solution to Network Decongedtion and 5G Backhaul, 2021.
- [10] A.C. Clarke, Extra terrestrial relays: can rocket station give world-wide radio coverage. *Wirel World Radio Coverage?* :208–305, 1966.
- [11] O. Weck, R. Neufville & M. Chaize, "Staged Deployment of communications satellite constellation in low earth orbit", *journal of*



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

**Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)**

Vol. 3, No. 1, pp.: 27-34
2023

DOI:

10.22034/jssat.2022.326592.1050

Article Info

Received: 2022-01-26

Accepted: 2022-12-13

Keywords

Monopropellant, Hydrazine,
thruster, Pulse Mode

How to Cite this article

Mohamad Ali Amirifar, Alireza Rajabi, Nooredin Ghadiri Masoom, Zahra Amirsardari," Pulse-mode Performance Evaluation of a Monopropellant Hydrazine Thruster", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 27-34, 2023.

Pulse-mode Performance Evaluation of a Monopropellant Hydrazine Thruster

Mohamad Ali Amirifar^{1*}, Alireza Rajabi², Nooredin Ghadiri Masoom³, Zahra Amirsardari⁴

- 1., Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran ,ma.amirifar@isrc.ac.ir
2. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, alirezaarajabi@gmail.com
3. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, n.ghadiri@isrc.ac.ir
4. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, amirsardari@ut.ac.ir

*Corresponding Author

Abstract

In this study, the pulse mode performance of a monopropellant hydrazine thruster has been studied. For this purpose, a laboratory sample of a monopropellant hydrazine thruster under atmospheric pressure was fabricated and tested. The catalyst of this thruster is synthesized natively. The pulse mode performance of this monopropellant hydrazine thruster has been evaluated experimentally and the results have been presented. The results of this study show that the monopropellant hydrazine thruster made with a synthesized catalyst produces reproducible impulses for pulses less than 10 milliseconds wide. The minimum impulse of this monopropellant hydrazine thruster is measured at 32 mNS. Also, the standard deviation of the impulse is less than 6% for 100 pulses. The thruster response time is also very reproducible. The results of this study showed that the centroid of the thruster changes linearly with the pulse width. However, the transient behavior of the chamber pressure is relatively slow, leading to a large centroid.



ارزیابی عملکرد حالت پالسی یک رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازینی

محمدعلی امیری فر^{*}، علیرضا رجبی^۲، نورالدین قدیری معصوم^۳، زهرا امیرسرداری^۴

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

۱. * پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، تهران، ایران، (نویسنده مسئول) ma.amirifar@isrc.ac.ir
۲. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، تهران، ایران، alirezaarajabi@gmail.com
۳. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، تهران، ایران، n.ghadiri@isrc.ac.ir
۴. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، تهران، ایران، amirsardari@ut.ac.ir

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۲۷-۳۴
بهار و تابستان ۱۴۰۲

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

DOI:
10.22034/jsts.2022.326592.1050

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۰۶
پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۲

واژه‌های کلیدی

رانشگر، تک پیشرانه، هیدرازینی،
ترواستر، پالسی

نحوه استناد به این مقاله

محمدعلی امیری فر، علیرضا رجبی،
نورالدین قدیری معصوم، زهرا
امیرسرداری. "ارزیابی عملکرد حالت
پالسی یک رانشگر تک‌پیشرانه
هیدرازینی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره
اول، صفحات ۲۷-۳۴. ۱۴۰۲.

چکیده

در این پژوهش عملکرد حالت پالسی یک رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازینی مورد مطالعه قرار گرفته است. به این منظور نمونه آزمایشگاهی یک رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازینی در شرایط فشار اتمسفریک ساخته شد و مورد آزمون قرار گرفت. کاتالیست این رانشگر به صورت بومی سنتز شده است. عملکرد حالت پالسی این رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازینی به صورت تجربی ارزیابی شده و نتایج آن ارائه شده است. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازینی ساخته شده همراه با کاتالیست سنتز شده، ضربه‌های تکرارپذیری را برای عرض پالس‌های کمتر از ۱۰ میلی‌ثانیه تولید می‌کند. حداقل ضربه این رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازینی ۳۲ میلی‌نیوتن ثانیه اندازه‌گیری شده است. همچنین، انحراف معیار ضربه تولیدی، کمتر از ۶ درصد برای ۱۰۰ پالس است. زمان پاسخ رانشگر نیز بسیار تکرارپذیر است. نتایج این پژوهش نشان داد که مرکز پالس رانشگر به طور خطی با عرض پالس تغییر می‌کند. با این حال، رفتار گذرای فشار محفظه نسبتاً کند است و منجر به مرکز پالس بزرگ می‌شود.

۱- مقدمه

طولانی، تولید بومی یک کاتالیست قابل اعتماد برای تجزیه هیدرازین اجتناب ناپذیر است.

کیم^۴ و همکارانش در سال ۲۰۱۵ میلادی با استفاده از نتایج تست گرم یک تراستر تکپیشرانه هیدرازینی ۷۰ نیوتونی، پارامترهای عملکردی نظیر فشار، دما و دبی جرمی را بر حسب مقادیر مختلف طول مشخصه محفظه تراست ارزیابی نمودند [۵]. طراحی انژکتور، سیکل کاری و عرض پالس برای تغییرات فشار بیشینه یک تراستر تکپیشرانه هیدرازینی، همراه با دوره تناوب توسط گروه اشمیت^۵ و همکاران ارائه شده است [۶]. موینیهان^۶ ضربه نرمال شده با تراست نامی را برای سه تراستر تکپیشرانه هیدرازینی ۴۵/۰ نیوتونی محاسبه نمود [۷].

برنامه توسعه رانشگرهای تکپیشرانه هیدرازینی در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی پژوهشگاه فضایی ایران در حال انجام است. در فاز اول این برنامه، نمونه آزمایشگاهی رانشگر تکپیشرانه هیدرازینی طراحی و ساخته شد [۸، ۹]. نیروی رانش اسمی این رانشگر در شرایط خلا، ۱ نیوتون بوده و با یک نازل کوتاه ساخته شده تا برای آزمون‌های عملکردی در شرایط اتمسفریک مناسب باشد. کاتالیست این رانشگر نیز داخل مجموعه با کمک برخی شرکت‌های داخلی ساخته شده است [۱۰]. روش توسعه و ساخت کاتالیست این رانشگر در پژوهش انجام شده توسط امیرسرداری و همکاران گزارش شده است [۱۱]. در این پژوهش، عملکرد کاتالیست ساخته شده در نمونه آزمایشگاهی رانشگر تکپیشرانه هیدرازینی مورد ارزیابی قرار گرفته و عملکرد حالت پالسی رانشگر ارزیابی شده است، همچنین، در گزارش دیگر توسط تیم تحقیقاتی، عملکردی از این تراستر ارائه شده است [۱۲].

در این مقاله، نتایج آزمون‌های انجام شده گزارش می‌شود. ابتدا جزئیات آزمون و روش انجام آن تشریح شده و سپس نتایج آن ارائه شده و مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. در نهایت، یک نتیجه‌گیری در مورد عملکرد حالت پالسی رانشگر ارائه می‌شود.

رانشگرهای تکپیشرانه هیدرازینی به طور گستردۀ برای کنترل وضعیت و حفظ موقعیت ماهواره‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند. کنترل دقیق یک ماهواره نیاز به ضربه‌های کوچکی دارد که به طور سریع و تکرارپذیر تولید شود. بنابراین، توانایی حداقل ضربه^۱ تولیدی رانشگر تکپیشرانه هیدرازینی از اهمیت بالایی برخوردار است. حداقل ضربه، کوچک‌ترین ضربه‌ای است که توسط یک رانشگر در سطح معینی از تکرارپذیری تولید می‌شود. این تکرارپذیری تضمین می‌کند که دینامیک ماهواره قابل پیش‌بینی خواهد بود. از سوی دیگر باید توجه داشت که بین فرمان و ضربه تولیدی، یک تاخیر زمانی محدود وجود دارد که لازم است مورد بررسی قرار گیرد. هر چقدر تاخیرهای زمانی کم‌تر باشد، از دیدگاه کنترل ماهواره، مطلوب‌تر است. بنابراین، یک رانشگر کنترلی باید قادر به تولید ضربه‌های کوچک، سریع و تکرارپذیر باشد [۱].

در رانشگرهای تکپیشرانه هیدرازینی، هیدرازین طی فرایند تجزیه کاتالیستی، به هیدروژن، نیتروژن و آمونیاک تجزیه می‌شود. سپس این گازها از طریق یک نازل به فشار محیط منبسط شده و تولید نیروی رانش می‌کنند. برای تجزیه هیدرازین، از کاتالیست ایریدیوم بر پایه گاما – آلومینا استفاده می‌شود. پایه گاما – آلومینا، سطح بزرگی را برای فلز فعال (ایریدیوم) فراهم می‌کند و این کار، سرعت واکنش را به طور چشم‌گیری افزایش می‌دهد. نانوذرات ایریدیوم بر روی گرانول‌های کروی آغشته می‌شوند.

رانشگرهای تکپیشرانه هیدرازینی از سال ۱۹۶۰ و از زمانی که کاتالیست شل ۴۰۵ معرفی شد استفاده می‌شوند [۲]. بسیاری از ماهواره‌ها، از این رانشگرهای برای کنترل وضعیت و حفظ موقعیت استفاده کرده‌اند که اغلب آن‌ها از شل ۴۰۵ یا جایگزین آن، اس ۴۰۵^۳ به عنوان کاتالیست استفاده کرده‌اند [۳]. تعداد کمی از توسعه‌دهندگان، کاتالیست جایگزینی را برای رانشگر تکپیشرانه هیدرازینی مانند H-KC12GA^۴ پیشنهاد کرده‌اند [۴]. به هر حال، برای توسعه پایدار فناوری فضایی در مدت

1 Minimum Impulse

2 Shell-405

3 S-405

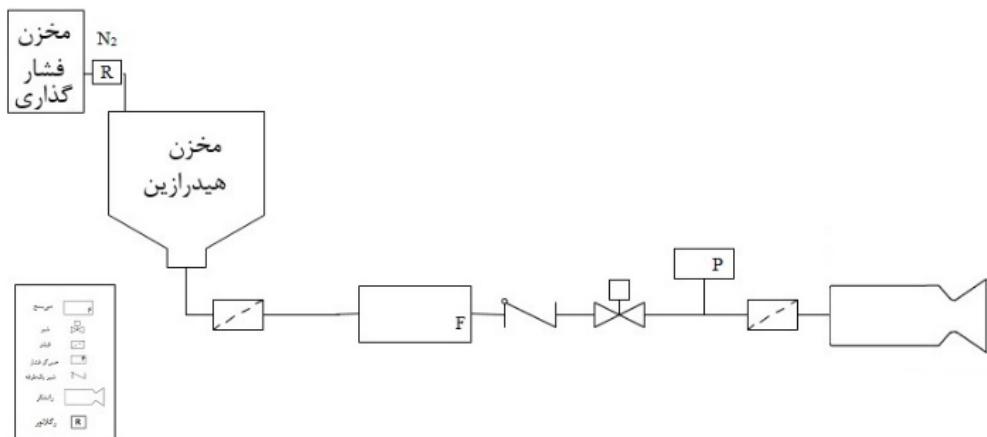
4 Kim

5 Schmitz

6 Moynihan

۲- مشخصات آزمون

شماتیک مسیر تامین پیشرانه در شکل ۱ نمایش داده شده است. از قطعات متفاوتی از جمله مخزن، فیلترهای ۱۰ میکرونی وی لاک^۱، دبی سنج برونهورست^۲، حسگر فشار تی ام ال^۳ و رانشگر است.



شکل ۱. شماتیک مسیر تامین پیشرانه رانشگر

۱-۲- رانشگر

اجزای رانشگر ساخته شده که به آن رانشگر ISRC گفته می شود، در شکل ۲ نشان داده شده است. دو سوراخ در بدنه رانشگر برای اندازه گیری فشار گاز تعییه شده است، یکی در ابتدای محفظه رانش (حسگر فشار نازل (حسگر فشار SBP3 (Smart Biene SBP3). علاوه بر آن، دو سوراخ برای اندازه گیری دمای گاز تعییه شده است؛ یکی در وسط و دیگری در انتهای محفظه رانش. دما با استفاده از ترموموپل نوع K مدل Jumo Lndazeh Giry می شود. کاتالیست ایریدیوم بر پایه گاما-آلومینا به شکل گرانولهایی با قطر ۱ تا ۲ میلی متر ساخته شده است. بارگذاری فلز فعال در کاتالیست معادل ۳۰ درصد وزنی بوده است. سطح ویژه کاتالیست با استفاده از تکنیک BET^۴ برابر با ۹۵ مترمربع بر گرم اندازه گیری شده است. پیشرانه ۹۹/۸ درصد هیدرازین خالص است.

رانشگر توسط مخزن پرفشار گاز نیتروژن و به کمک رگولاتور فشار انجام می شود. دو عدد فیلتر ۱۰ میکرون از ورود آلودگی ها به رانشگر و مسدود کردن انژکتور جلوگیری می کند. یک عدد شیر کنترلی امکان قطع و وصل کردن جریان پیشرانه را فراهم می کند. به منظور محدود کردن هر گونه جریان برگشتی احتمالی، از یک شیر یک طرفه استفاده می شود. یک عدد دبی سنج برونهورست نرخ جریان جرمی پیشرانه را اندازه گیری می کند. یک حسگر فشار TML برای اندازه گیری فشار تزریق در بالادرست فیلتر شیر رانشگر به کار برده می شود. برای اندازه گیری نیروی رانش، رانشگر به یک نیروسنج TML TCLZ-20NA متصل شده است.

۳ TML

۴ BrunauerEm-mettTeller

1 Veelock

2 Bronkhorst

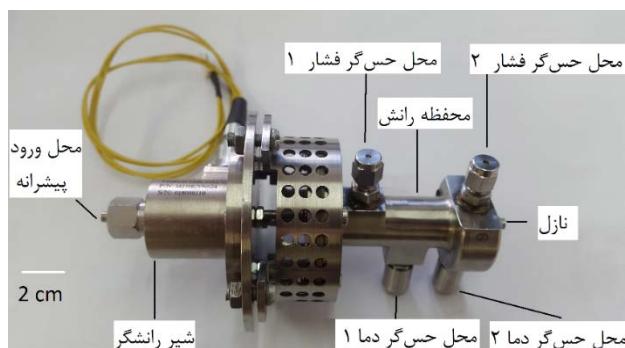
۳- ارزیابی نتایج

ارزیابی نتایج آزمون شامل مشخصات حالت پالسی و پاسخ زمانی است که در ادامه به آن پرداخته می‌شود.

۱-۳- مشخصات حالت پالسی

رانشگر در پاسخ به فرمان‌های کوتاه کاملاً تکرارپذیر عمل کرده است. در شکل ۳ تکرارپذیری پالس‌ها به طور کیفی نمایش داده شده است. مشخصه تکرارپذیری از نظر فواصل اطمینان در پاراگراف‌های بعدی کمی‌سازی خواهد شد.

پالس‌های زمانی شکل ۳ شامل ۲۰۰ میلی‌ثانیه روشن و ۸۰۰ میلی‌ثانیه خاموش است. مدت کوتاهی پس از فرمان، فشار محفظه به مقدار فشار طراحی افزایش یافته و پس از مدتی به تدریج به صفر می‌رسد.

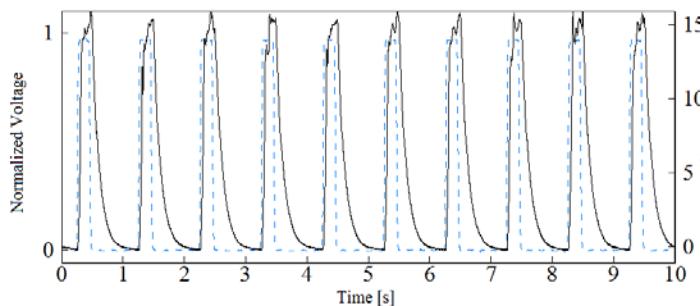


شکل ۲. رانشگر ISRC و اجزای آن

۲- فرایند آزمون

فرایند آزمون رانشگر شامل دو بخش بوده است: حالت پایا و حالت پالسی. در بخش اول، هر آزمون رانشگر حدوداً ۶۰۰ ثانیه کار می‌کرد و تا دمای حلالت پلیایی خود گرم می‌شد. در بخش دوم، پالس‌هایی با دوره‌ها و چرخه‌های کاری مختلف بر روی رانشگر اعمال می‌شد. چرخه کاری به عنوان نسبت میان چرخه فعال پالس بر کل چرخه تعریف می‌شود. چرخه کاری در این آزمون‌ها بین ۱ تا ۵۰ درصد متغیر بوده است. منظور از عرض پالس، زمان اعمال ولتاژ به شیر رانشگر است. مرکز پالس، فاصله زمانی بین لحظه اعمال ولتاژ تا تولید ۵۰٪ ضربه توسط رانشگر است. همچنین، سیکل کاری، نسبت عرض پالس به دوره تنابع است. برای مثال، در پالس‌هایی با عرض ۰/۲ ثانیه و دوره تنابع یک ثانیه، سیکل کاری ۰/۲۰٪ است. در این پالس‌ها، فرمان اعمالی به صورت متنابع ۰/۰ ثانیه فعل و ۰/۸ ثانیه غیرفعال بوده است. دوره‌های حالت پالسی نیز بین ۰/۰ تا ۰/۲ ثانیه متغیر بوده است. روند بخش حالت پالسی آزمون‌ها به شرح زیر است:

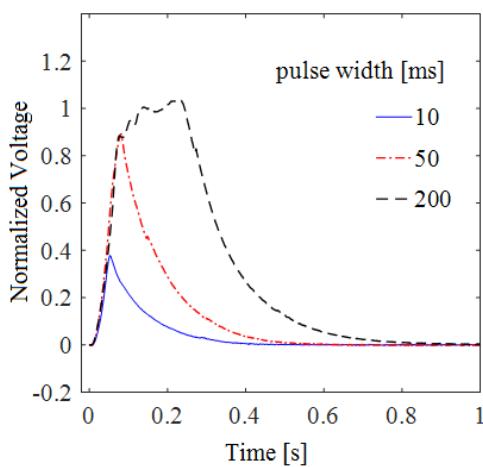
- (۱) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۲ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪.
- (۲) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪.
- (۳) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۰/۴ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪.
- (۴) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۰/۲ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪.
- (۵) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۱ ثانیه و سیکل کاری ۲۰٪.
- (۶) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۱ ثانیه و سیکل کاری ۱۰٪.
- (۷) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵٪.
- (۸) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۱ ثانیه و سیکل کاری ۳٪.
- (۹) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۱ ثانیه و سیکل کاری ۲٪.
- (۱۰) ۱۰۰ پالس با دوره تنابع ۱ ثانیه و سیکل کاری ۱٪.



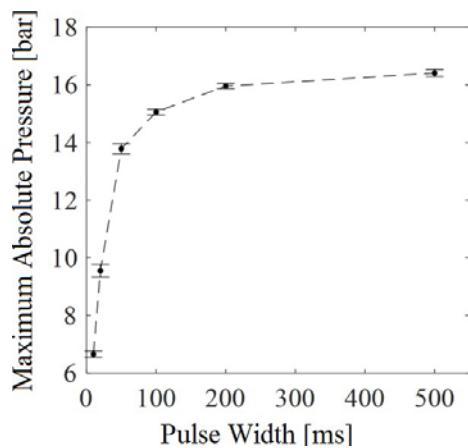
شکل ۳. ولتاژ نرمال شیر و فشار محفظه رانشگر برای ۱۰ پالس با دوره تنابع ۱ ثانیه و سیکل کاری ۲۰٪. ولتاژ با خط‌چین آبی و فشار با خط سیاه نمایش داده شده است.

برای درک بهتر از تکرارپذیری پالس‌ها، نیروی رانش و فشار نرمال شده با مقادیر حالت پایا در شکل ۴ رسم شده است. همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، روند نیروی رانش و فشار در تمامی ۱۰۰ پالس مشابه است. نیروی رانش و فشار حالت پایا به ترتیب، ۰/۶۳ نیوتن و ۱۵ بار است.

رانشگر، پالس‌های فشار تکرارپذیر را تا کوتاه‌ترین فرمان اعمالی به شیر رانشگر (۱۰ میلی‌ثانیه روشن) تولید کرده است. با این حال، برای عرض‌های پالس کوتاه، فشار به مقدار حالت پایایی



شکل ۵. شکل اولین پالس فشار برای دوره تنابو ۱ ثانیه و سیکل های کاری ۱٪، ۵٪ و ۲۰٪.



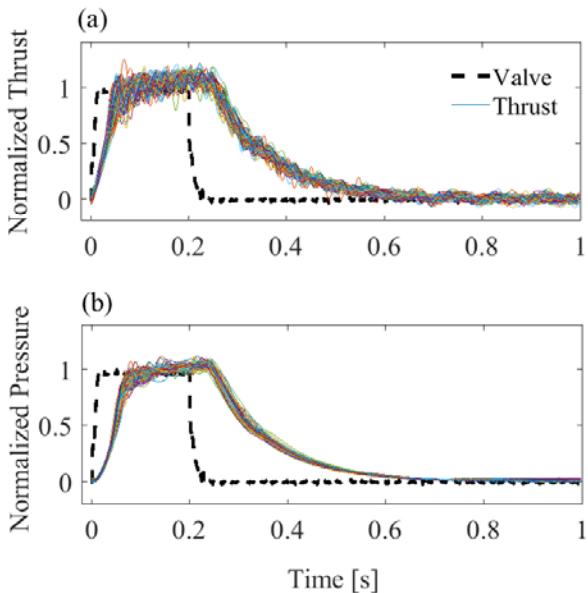
شکل ۶. فشار مطلق بیشینه برای سیکل هایی با دوره تنابو ۱ ثانیه (خطوط خطا، نشان دهنده بازه اطمینان ۹۹٪ درصد هستند)

پاسخ نسبتاً آهسته رانشگر، هنگامی که شکل پالس آن با سایر رانشگرهای موجود در ادبیات مقایسه شود، بارزتر است. شکل های پالس برای عرض پالس ۱۰۰ و ۲۰ میلی ثانیه برای رانشگر حاضر (ISRC) و رانشگر اشمیت^[۶] در شکل ۷ ترسیم شده است. محور فشار، با فشار حالت پایا نرمال شده است. نیروی رانش نامی رانشگر اشمیت، ۲۲ نیوتون بوده و نیروی رانش خلا رانشگر ISRC، برابر با ۱ نیوتون است. دو تفاوت قابل توجه میان رانشگر فعلی و رانشگر اشمیت وجود دارد. اول اینکه، پس از باز شدن شیر رانشگر، فشار در محفظه رانشگر ISRC کندر افزایش

خود نرسیده است. برای عرض پالس کمتر از حدوداً ۲۰۰ میلی ثانیه، فشار قبل از رسیدن به مقدار نامی، کاهش یافته است (شکل ۵). به عنوان مثال، حداقل فشار پالس برای عرض پالس ۱۰ میلی ثانیه، تنها ۴ بار بوده است.

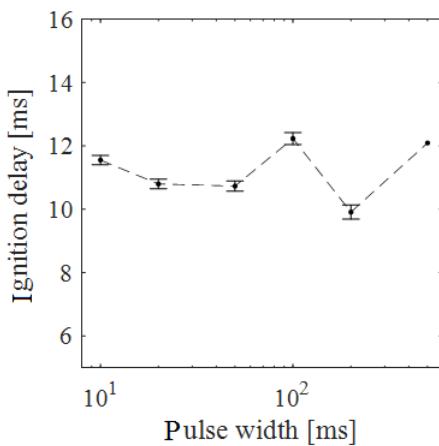
ضربه در ۱۰۰۰ پالس، با تکرار بدیری مناسبی تولید شده است. ضربه تولیدی متوسط در این ۱۰۰۰ پالس $1000 \times 10^{-35} \text{ نیوتون ثانیه}$ با انحراف معیار 10% نیوتون ثانیه بود.

بیشینه فشار پالس مطلق بر حسب تابعی از عرض پالس در شکل ۶ نمایش داده شده است. برای اینکه رانشگر به فشار حالت پایای خود برسد، لازم است ابتدا شیر رانشگر باز شود، مقدار کافی پیشانه درون رانشگر جریان یابد، پیشانه به گازهای داغ تجزیه شود و سپس گازهای داغ در محفظه رانش پر شده و فشار آن را افزایش دهد. شکل ۶ نشان می دهد که این توالی به اندازه کافی سریع نیست.



شکل ۴. نیروی رانش (a) و فشار (b) نرمال شده در ۱۰۰ پالس با دوره تنابو ۱ ثانیه و سیکل کاری ۲۰٪ به همراه سیگنال شیر (خط چین سیاه)

محاسبه شده است. از سوی دیگر، داده برداری با ۱۰۰۰ نمونه در ثانیه انجام شده که معادل دقت یک میلی ثانیه است. این ترکیب به این معنی است که تاخیر جرقه‌زنی را نمی‌توان با عدم قطعیت بهتر از یک میلی ثانیه محاسبه کرد. در نتیجه، تاخیر جرقه‌زنی برای رانشگر حاضر بین ۱۰ تا ۱۲ میلی ثانیه بوده و مستقل از عرض پالس است.



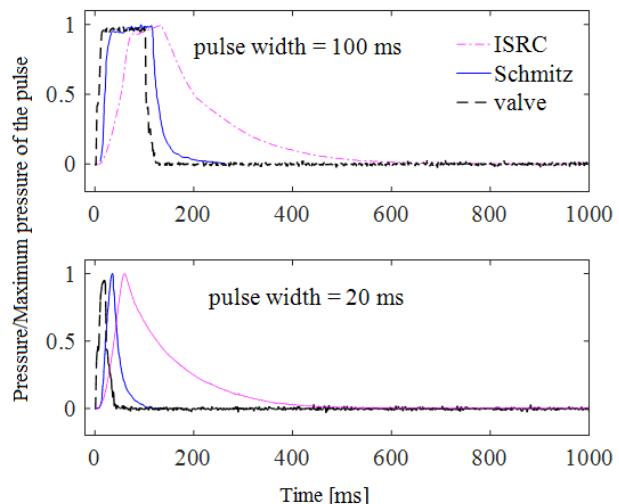
شکل ۸. تاخیر جرقه‌زنی برای پالس‌هایی با دوره تناوب ۱ ثانیه

مرکز پالس، نماینده دیگری از زمان پاسخ رانشگر است. مرکز پالس به عنوان فاصله زمانی میان فرمان و لحظه‌ای است که ۵۰ درصد از ضربه تحویل می‌شود. مرکز پالس رانشگر حاضر بر حسب عرض پالس در شکل ۹ ترسیم شده است. مرکز پالس، تقریباً به صورت خطی با عرض پالس افزایش یافته است. از برازش خطی داده‌ها، رابطه ۱ حاصل می‌شود:

$$\text{Pulse Centroid [ms]} = 83.6 + 0.534 \times \text{Pulse width [ms]} \quad (1)$$

برای پالس‌های کوتاه، مقدار مرکز پالس به ۸۰ میلی ثانیه نزدیک شد، در صورتی که برای رانشگر نیروی هوایی آمریکا (اشمیت) عددی نزدیک به ۳۰ میلی ثانیه بیان شده است. در حالی که برای پالس‌های طولانی، همان‌طور که انتظار می‌رفت، مرکز پالس در اکثر موارد به نصف عرض پالس نزدیک شد. مقدار ثابت $\frac{83}{6}$ میلی ثانیه در مقایسه با رانشگرهای دیگر، از جمله رانشگر اشمیت [۶]، نسبتاً بزرگ است و باید در طرح‌های آینده کاهش یابد.

می‌یابد. دوم، در انتهای پالس، مقدار فشار برای رانشگر ISRC کندتر کاهش می‌یابد.



شکل ۷. تغییرات فشار نرمال محفظه رانشگر با زمان برای پالس‌هایی با دوره تناوب ۱ ثانیه و عرض پالس ۱۰۰ و ۲۰ میلی ثانیه

۳-۲-۳- پاسخ زمانی

یک فاصله زمانی مشخص میان فرمان اعمالی به شیر رانشگر و ضربه تحویلی وجود دارد. این تاخیر زمانی را می‌توان با پارامترهایی مانند تاخیر جرقه‌زنی و مرکز پالس اندازه‌گیری کرد. این دو پارامتر برای رانشگر حاضر اندازه‌گیری شده و گزارش می‌شود.

تاخیر جرقه‌زنی، فاصله زمانی میان فرمان و لحظه‌ای است که فشار محفظه به یک درصد مقدار تعادلی خود می‌رسد. برای پالس‌های طولانی، فشار تعادلی همان فشار حالت پایای محفظه رانش است. برای پالس‌های کوتاه، فشار در یک دوره به مقدار حالت پایای نمی‌رسد. بنابراین، برای پالس‌های کوتاه‌تر از ۵۰ میلی ثانیه، بیشینه فشار پالس به عنوان فشار تعادلی تعریف می‌شود. تاخیر جرقه‌زنی رانشگر حاضر، بر حسب تابعی از عرض پالس اندازه‌گیری شده و در شکل ۸ نمایش داده شده است. خطوط خاطل، بازه اطمینان ۹۹ درصد را نشان می‌دهد. حتی اگر بازه اطمینان کمتر از تغییرات مقدار میانگین باشد، تغییرات مقدار میانگین بی معنی است. لازم به توضیح است که تاخیرهای جرقه‌زنی با داده‌های حسگر فشار با زمان پاسخ ۱ میلی ثانیه

[4] D. Goto, H. Kagawa, S. Murayama, K. Kajiwara, H. Ikeda, N. Shinozaki, T. Nagao, and E. Yabuhara, "Endurance firing test results of the long life 1n hydrazine thruster," in 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (2011) p. 5772.

[5] J. S. Kim, H. Jung, S. H. Bae, D. S. Bae, and J. H. Kim. "Performance Evaluation of a 70 N Hydrazine Thruster According to the Variation of Characteristic Length." In 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, p. 4162. (2015).

[6] B. W. Schmitz, W. W. Wilson, "Long Life Monopropellant Hydrazine Engine Development Program," Air Force Rocket Propulsion Laboratory, Edwards, California, 1971.

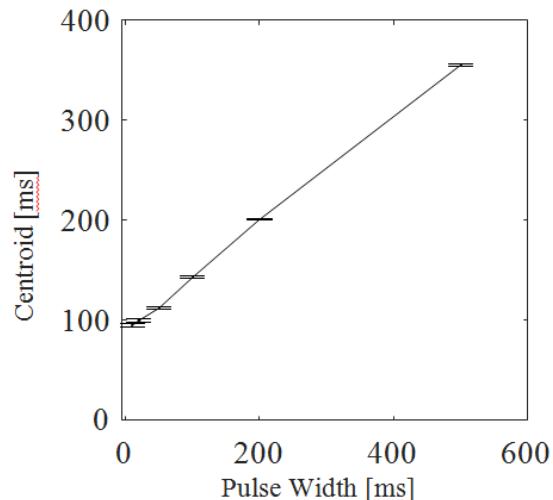
[7] P. I. Moynihan, "Minimum Impulse Tests of 0.45-N Liquid Hydrazine Catalytic Thrusters," JPL Quarterly Technical Review, 1972.

[۸] م. ع. امیری فر و همکاران, "ثبت اختراع آزمون گر کاتالیستی تک پیشرانه هیدرازین با کنترل دقیق جریان ورودی به بستر", ۱۴۰۰۳۰۰۶۱۱۵، ۱۳۹۸۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۱۵، ۱۵ مهر ۱۳۹۸.

[۹] م. ع. امیری فر و همکاران, "ثبت اختراع شیر تراستر سلونوئیدی با ساختار فشرده و سازگار با هیدرازین", ۱۴۰۰۳۰۰۷۶۶۱، ۱۳۹۸۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۱۲۹۸.

[۱۰] م. ع. امیری فر و همکاران, "ثبت اختراع ساخت کاتالیست ایریدیوم/آلومینا برای استفاده در یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی", ۱۴۰۰۳۰۰۱۲۹۲، ۱۳۹۹۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۱۷، ۱۷ اردیبهشت ۱۳۹۹.

[11] Z. Amirsardari, A. Dourani, M. A. Amirifar, "Controlled attachment of ultrafine iridium nanoparticles on mesoporous aluminosilicate granules with carbon nanotubes and acetyl acetone," Materials Chemistry and Physics, 2020.



شکل (۹): مرکز پالس بر حسب عرض پالس(خطوط خطا نشان دهنده بازه اطمینان ۹۹٪ درصد هستند)

۲- نتیجه‌گیری

رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی ساخته شده همراه با کاتالیست سنتر شده، ضربه‌های تکرارپذیری را برای عرض پالس‌هایی متفاوت تولید می‌کند. حداقل ضربه این رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی، ۳۲ میلی نیوتون ثانیه اندازه‌گیری شده است. انحراف معیار ضربه تولیدی، کمتر از ۶ درصد برای ۱۰۰ پالس است. زمان پاسخ رانشگر نیز بسیار تکرارپذیر است. مرکز پالس به طور خطی طبق رابطه ۱ با عرض پالس تغییر می‌کند. با این حال، رفتار گذرای فشار محفظه نسبتاً کند است و منجر به مرکز پالس بزرگ می‌شود.

مراجع

- [1] H. Jung, J. H. Kim, "Test and Evaluation of a 70 N-class Hydrazine Thruster for Application to the Precise Attitude Control of Space Vehicles," in 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, 2013.
- [2] T. Price, "The status of monopropellant hydrazine technology," (1968).
- [3] P. McRight, C. Popp, C. Pierce, A. Turpin, W. Urbanchock, and M. Wilson, "Confidence testing of shell-405 and s-405 catalysts in a monopropellant hydrazine thruster," in 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (2005) p. 3952.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 35-47
2023

DOI:

10.22034/jsssta.2023.375570.1103

Article Info

Received: 2022-12-5

Accepted: 2023-05-20

Keywords

Earth observation, Agile satellite, Scheduling, Discrete event supervisory control

How to Cite this article

Arda Afzali, Bahman Ghorbani Vaghei,
“Scheduling an Agile Earth Observation Satellite with a Defined Mission Using Discrete Event Supervisory Control”, Journal of Space Science, Technology and Applications, vol 3(1), p.:35-47, 2023

Scheduling an Agile Earth Observation Satellite with a Defined Mission Using Discrete Event Supervisory Control

Arda Afzali¹, Bahman Ghorbani Vaghei^{2*}

1. New Technologies Department, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran, Ardaafzali@gmail.com
 2. Railway Engineering Department, Iran University of Science and Technology Tehran, Iran, Bahman_gh@iust.ac.ir,
- *Corresponding author

Abstract

Finding the best possible scheduling to maximize observations and transfer them to the ground station as a function of satellite characteristics, orbital mechanics, attitude control system, field of view and observational objectives, is very important. The combination of the agility of the satellite with regard to the ability to quick maneuver along the three axes of roll, pitch and yaw, with a suitable software can significantly improve the response rate, revisit time and satellite coverage and respond to users' needs. In this regard, the design of a comprehensive scheduling that automatically creates an optimal operational sequence for the maximum utilization of agile Earth observation satellites during a certain period of time in order to respond to the needs and priorities of the users and to satisfy the operational limitations of the satellites. Therefore, in this article, the design of an automatic software for scheduling Earth observation satellites is presented, which after receiving observational targets from the user and assigning observation priority to each task, the ability to implement and execute observation tasks is checked by the attitude control subsystem to satisfy the attitude maneuver limit around the roll and pitch axes and orbital mechanics subsystem to satisfy the target access time window limit. Then, by using discrete event supervisory control, constraints are applied to the transfer system to add specific features and requirements to the mission. With the help of an optimal search algorithm based on the Bellman-Ford method, the optimal program sequence for the maximum use of the satellite while meeting the operational limitations of the mission is obtained automatically. Finally, a remote sensing mission is simulated to demonstrate the planned verification.



برنامه‌ریزی یک ماهواره چابک سنجش از دور مبتنی بر یک ماموریت با استفاده از کنترل نظارتی گسسته پیشامد

اردا افضلی^۱، بهمن قربانی واقعی^{۲*}

۱. دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران، Ardaafzali@gmail.com
۲*. دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران، (نویسنده مسئول) Bahman_gh@iust.ac.ir

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

دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۴۷-۳۵
بهار و تابستان ۱۴۰۲

چکیده

یافتن بهترین برنامه‌ریزی ممکن به منظور حداکثر نمودن مشاهدات تصویری یک ماهواره سنجشی و انتقال آن‌ها به ایستگاه زمینی، به عنوان تابعی از مشخصات ماهواره، مدار حرکتی ماهواره، سیستم کنترل وضعیت، میدان دید و اهداف رصدی اهمیت فراوانی دارد. ترکیب خاصیت چابکی ماهواره با توجه به قابلیت انتقال وضعیت سریع آن در راستای سه محور رول، پیچ و یاوه که امکان جهت‌گیری افزون بر ندیر را به ماهواره می‌بخشد، با استفاده از یک نرم‌افزار مناسب می‌تواند به شکل قابل توجهی نرخ پاسخ‌دهی، زمان بازدید و سطح پوشش ماهواره را بهبود داده و نیازهای کاربران را پاسخ دهد. بنابراین، در این مقاله برنامه‌ریزی یک ماهواره چابک سنجش از دور ابتدا مدل می‌شود، به طوری که پس از دریافت اهداف رصدی از کاربر و اختصاص اولویت رصد به هر هدف، قابلیت پیاده‌سازی و اجرای وظایف رصدی توسط زیرسیستم مکانیک مداری به منظور برآورده‌سازی محدودیت پنجه زمان دسترسی به اهداف و توسط زیرسیستم کنترل وضعیت در راستای برآورده‌سازی محدودیت اجرای مانور وضعیت حول محورهای رول و پیچ بررسی شده و تایید می‌شود. سپس، با استفاده از کنترل نظارتی گسسته پیشامد، از اجرای صحیح رفتار منطقی برنامه‌ریزی با توجه به ویژگی‌ها و الزامات خاصی که به ماموریت افزوده شده است، اطمینان حاصل می‌شود. به کمک یک الگوریتم جستجوگر بهینه مبتنی بر روش بلمن فورد^۱، توالی برنامه بهینه برای بهره‌برداری حداکثری از ماهواره ضمن برآورده شدن محدودیت‌های عملیاتی ماموریت به صورت خودکار به دست می‌آید. در نهایت برای نشان دادن صحت برنامه‌ریزی انجام شده، یک ماموریت سنجش از دور شبیه‌سازی می‌شود.

DOI:

10.22034/jsta.2023.375570.1103

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۱۴

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۲/۰۳

واژه‌های کلیدی

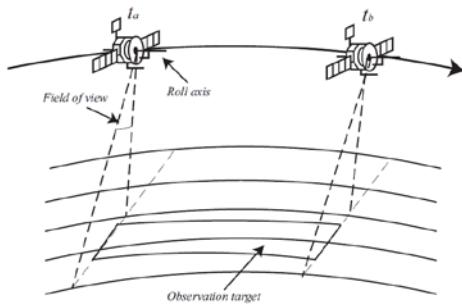
سنجش از دور، ماهواره چابک، برنامه‌ریزی، کنترل نظارتی گسسته پیشامد

نحوه استناد به این مقاله

اردا افضلی، بهمن قربانی واقعی، "برنامه‌ریزی یک ماهواره چابک سنجش از دور مبتنی بر یک ماموریت با استفاده از کنترل نظارتی گسسته پیشامد". دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۳۵-۴۷. ۱۴۰۲،

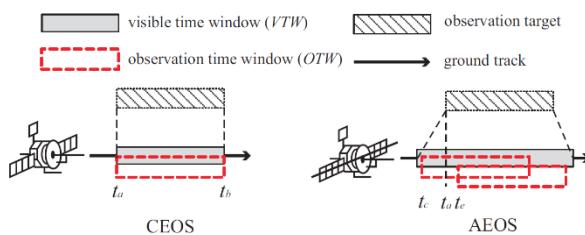
۱- مقدمه

کند، باعث بازتر شدن محدودیت‌های عملیاتی نیز می‌شود و به صورت بالقوه ظرفیت بهره‌وری و برنامه‌ریزی وظایف رصدی را افزایش می‌دهد [۱].



شکل ۱. تصویر بازه ثابت رصدی برای یک ماهواره سنتی سنجش از دور [۶].

تفاوت بارز بین توانایی رصد ماهواره سنجش از دور سنتی و ماهواره سنجش از دور چاپک در شکل ۲ نشان داده شده است. همان طور که در سمت چپ نشان داده شده است، یک ماهواره سنجش از دور سنتی دارای یک پنجره زمان مشاهده مشخص است [۱] که برای اجرای وظیفه همان پنجره زمان قابل رصد خواهد بود. در حالی که هیچ تفاوتی بین پنجره زمانی قابل رصد و پنجره زمان مشاهده برای ماهواره سنجش از دور سنتی وجود ندارد، پنجره زمانی قابل رصد برای ماهواره سنجش از دور چاپک به دلیل توانایی ماهواره در نگاه به جلو و نگاه به عقب در امتداد محور پیچ، همان طور که در قسمت سمت راست شکل ۲ نشان داده شده است، معمولاً طولانی‌تر از پنجره زمان مشاهده مربوطه است. در نتیجه ماهواره سنجش از دور چاپک می‌تواند یک وظیفه رصدی را برای یک هدف در t_c شروع کند یا می‌تواند رصد را به اندازه t_e بعد از t_a شروع کند.



شکل ۲. مقایسه قابلیت رصد یک ماهواره سنتی سنجش از دور و یک ماهواره سنتی سنجش از دور [۱].

امروزه با گسترش صنعت فضایی، توسعه کاربردهای فضایی از جمله کاربردهای سنجش از دور در حوزه‌های نظارت بر حوادث، نظارت بر محیط زیست و اکتشاف منابع مورد توجه قرار گرفته است. در این راستا، ماهواره‌های سنجش از دور برای جمع‌آوری تصاویر اهداف رصدی از طریق سنسورهای خود طراحی شده و با توجه به مزایای متعدد آن‌ها از جمله سطح پوشش رصدی بزرگ، به عنوان منابع رصد به کار گرفته می‌شوند. تعداد ماهواره‌های سنجش از دور فعال در مدار به طور مداوم در حال افزایش است و در مارس ۲۰۱۹ به ۷۶۹ عدد رسیده است [۱, ۲]. به منظور دستیابی به یک مصالحه حداکثری بین استفاده از منابع ارزشمند ماهواره‌ای و انجام رسالت ماموریت، مسئله برنامه‌ریزی و زمانبندی ماموریت ماهواره‌های سنجش از دور با هدف تولید دنباله اقدامات و مشاهدات بهینه، به گونه‌ای که بتوان به اهداف ماموریت دست یافت و در عین حال محدودیت‌های فیزیکی مربوط به مدیریت و کنترل ماهواره‌های سنجش از دور را برآورده نمود به عنوان موضوعی نوظهور مورد توجه بسیاری قرار گرفته است [۳, ۴]. نرخ پاسخ‌دهی، زمان بازدید مجدد، دسترسی‌پذیری و سطح پوشش ماهواره در کاربردهای تصویربرداری پارامترهای اثربازاری هستند. استفاده از ماهواره‌های چاپک به همراه یک برنامه‌ریزی بهینه با بهبود این پارامترها در راستای نیاز کاربران، بهره‌وری ماموریت را افزایش می‌دهد [۱].

ماهواره‌های سنجش از دور سنتی^۱ و متداول دارای قابلیت جهت‌گیری به ندیر بوده یا تنها حول محور رول قابل کنترل هستند. ماهواره‌های سنجش از دور چاپک^۲ با قابلیت مانور وضعیت سریع در راستای سه محور، نسل جدید ماهواره‌های سنجش از دور هستند که زمان مانور وضعیت آن‌ها می‌تواند تا یک پنجم ماهواره‌های سنتی کاهش پیدا کند [۵]. همان طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، ماهواره سنجش از دور سنتی فقط می‌تواند در یک پنجره زمانی قابل رصد ثابت [۱] که به وسیله ماهواره و هدف رصدی تعیین می‌شود، از هدف تصویربرداری کند، اما ماهواره سنجش از دور چاپک همان طور که دو یا چند وظیفه رصدی را در یک پنجره زمانی قابل رصد طولانی‌تر می‌تواند اجرا

برنامه‌ریزی کاربردی ماهواره‌ها شامل محدودیت‌های عملیاتی پیچیده‌ای است [18]–[22]. از آنجایی که مدت زمان مشخصی برای جهت‌گیری میدان دید ماهواره به هدف رصدی، نسبت به وضعیت قبلی مورد نیاز است، محدودیت زمان انتقال کافی بین وظایف رصدی به عنوان یک محدودیت زمانی مهم باید در هنگام برنامه‌ریزی در نظر گرفته شود [1].

مسئله برنامه‌ریزی ماموریت ماهواره‌های رصدی به همراه محدودیت‌های عملیاتی را می‌توان به وسیله الگوریتم‌های بهینه‌سازی هوشمند مانند الگوریتم ژنتیک [23], [24]، الگوریتم جستجوی تابو [25], [26] و الگوریتم اکتشافی بازگشتی [27]، [28] حل کرد. در پژوهش انجام شده توسط لی و وانگ^۱ ابتدا یک روش برای ساخت سیستم انتقال حالت به وسیله انتزاع اهداف و ویژگی‌های ماموریت ارائه شد و سپس یک راه حل مبتنی بر منطق زمانی خطی^۲ برای زمان‌بندی خودکار ماموریت یک ماهواره سنجش از دور چاپک پیشنهاد شده که به ماهواره اجازه می‌دهد، از اهداف قبل یا بعد از عبور عمودی ماهواره تصویربرداری کند.

نظریه کنترل نظارتی سیستم‌های گسسته پیشامد که اولین بار در سال ۱۹۸۹ توسط وُنهام و رامِج^۳ ارائه شد، یک ابزار مناسب برای برنامه‌ریزی سیستم‌های گسسته پیشامد ارائه می‌کند [30]. اهداف کنترلی مختلفی در این روش دنبال می‌شود که مهم‌ترین آن‌ها این‌منی، رسیدن به رفتار مورد نظر و عدم انسداد در رفتار ناظر است [31]. با استفاده از این روش می‌توان ویژگی‌های مورد نظر را به یک سیستم گسسته پیشامد اضافه نمود.

در این مقاله، مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور چاپک با توجه به ماموریت هدف، مدل‌سازی شده است. طرح یک نرم‌افزار خودکار برنامه‌ریزی ماهواره‌های سنجش از دور با قابلیت پشتیبانی از ماهواره‌های سنجش از دور چاپک ارائه می‌شود که پس از دریافت اهداف رصدی از کاربر و اختصاص اولویت رصد به هر هدف، آن‌ها را بر اساس پنجره زمانی قابل رصد مرتب می‌کند. سپس، به کمک یک الگوریتم برنامه‌ریزی، سیستم انتقال حالت مطابق [29] برای ماموریت ایجاد می‌شود. سپس به منظور رسیدن به رفتار مطلوب و افزودن ویژگی‌های مورد نظر به ماموریت، از یک سیستم کنترل نظارتی تعریف استفاده می‌شود. در نهایت، به کمک

روش‌های دقیق محاسبه پنجره زمانی قابل رصد در منابع [7]–[9] مورد بررسی قرار گرفته است. در عین حال، ماهواره سنجش از دور چاپک مجبور است داده‌ها را در یک ایستگاه زمینی بارگیری کند، یا از ماهواره‌های رله برای دستیابی به این منظور استفاده کند [10, 11]. پنجره‌های مورد نیاز داده‌ها باید از قبل به دست بیایند و این موضوع پیچیدگی برنامه‌ریزی ماهواره را تا حد زیادی افزایش می‌دهد. در این مقاله فرض می‌شود، به تعداد کافی ماهواره رله یا ایستگاه زمین برای انتقال داده وجود دارد و این موضوع به عنوان یک محدودیت در نظر گرفته نمی‌شود.

به طور کلی منظور از مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور چاپک انتخاب و برنامه‌ریزی وظایف رصدی ماهواره با هدف به حداقل رساندن سود کل رصد و برآورده شدن همه محدودیت‌های عملیاتی پیچیده است. سود هر رصد با توجه به کاربرد و نیاز کاربر تعریف می‌شود. برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور سنتی به عنوان انتخاب یک پنجره زمانی قابل رصد شامل چندین پنجره زمان واقع، هر پنجره زمانی قابل رصد با توجه به عنوان مشاهده بالقوه برای ماهواره سنجش از دور چاپک است. اگر چه ویژگی چاپکی قابلیت رصد ماهواره سنجش از دور را تا حد زیادی بهبود می‌بخشد، اما پیچیدگی مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور چاپک در مقایسه با مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور سنتی به طرز چشم‌گیری افزایش می‌یابد [12, 13]. در ماهواره‌های چاپک، ترتیب مشاهده بین وظایف ثابت نیست و تضاد بین وظایف آشکار می‌شود و نه تنها باید تصاویر هدف مشخص شوند، بلکه ترتیب تصاویر نیز باید تحت محدودیت‌های عملیاتی تعیین شود رصد هر تصویر نیز باید تحت محدودیت‌های عملیاتی تعیین شود [14]–[16]. گبریل^۴ و همکاران [17] برای اولین بار در سال ۱۹۹۷ به مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور چاپک پرداخته‌اند. مسئله برنامه‌ریزی منظومه ماهواره‌ای چاپک رصد زمین، از نظر تئوری به عنوان یک مسئله مدل‌سازی و بهینه‌سازی ترکیبی و تابعی از مشخصات ماهواره، مدار، سیستم کنترل وضعیت، میدان دید، اهداف رصدی، مشخصات سنسور، کاربرد سنجش از دور و ... در نظر گرفته می‌شود و این موضوع می‌تواند علت پیچیدگی بالای حل این مسئله را نشان می‌دهد [1].

3 linear temporal logic

4 W.M.Wonham & P.J.Ramadge

1 V. Gabrel

2 Li & Wang

برنامه‌ریزی ماموریت پیچیده ماهواره‌های سنجش از دور چاپک، تعیین دنباله مشاهدات متوالی و زمان اجرای آن‌ها است. در این راستا، علاوه بر قابلیت مشاهده اهداف رصدی باید با توجه به کاربرد، دیگر الزامات خاص مشاهده نیز برآورده شود، مانند "مشاهده یکی از چندین وظیفه"، "برخی وظایف باید حتماً مشاهده شوند" و "بعضی از وظایف را نمی‌توان مشاهده کرد مگر اینکه وظایف خاص دیگری قبل از آن مشاهده شوند". مدل‌سازی این الزامات مشاهداتی خاص در الگوریتم‌های برنامه‌ریزی ماموریت سنتی دشوار است. بنابراین، چگونگی فرمول‌بندی این الزامات خاص و حل یک دنباله دلخواه، در ادامه ارائه می‌شود.

۲-۲- مدل‌سازی مسئله برنامه‌ریزی ماموریت

برنامه‌ریزی ماموریت سنجشی به منظور تعیین دنباله وظایف، تعارض‌های بین وظایف و محدودیت‌های پیچیده عملیاتی را شامل می‌شود. محدودیت‌های اصلی برنامه‌ریزی ماموریت ماهواره سنجش از دور چاپک به شرح زیر است [۲۹]:

(۱) الزام زاویه تصویربرداری: زاویه تصویربرداری، زاویه نسبی بین خط دید وظیفه رصدی و نقطه ندیر ماهواره است. کیفیت تصویر وظایف رصدی مختلف به زاویه رصد ماهواره نسبت به آن‌ها وابسته است. برای به دست آوردن بهترین نتایج تصویر، زاویه تصویربرداری ماهواره‌ها (α_i) باید در محدوده مشخص شده (α_i^{max}) برآورده شود:

$$|\alpha_i| \leq \alpha_i^{max} \quad (1)$$

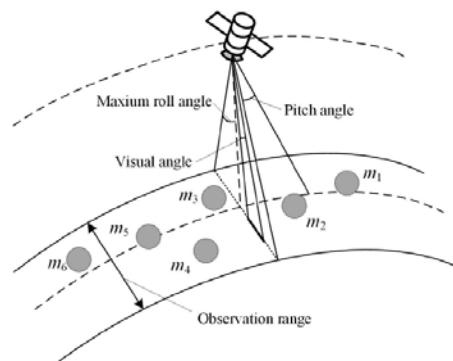
(۲) حداقل زاویه تصویربرداری برای وظیفه i است، سپس، پنجه زمان تصویربرداری هر وظیفه $[t_{si}, t_{ei}]$ با توجه به محدودیت (۱) و موقعیت ماهواره و هدف رصدی مشخص می‌شود. (۳) محدودیت پنجه زمانی قابل مشاهده: ماهواره تنها زمانی می‌تواند رصد را اجرا کند که بر فراز هدف زمینی پرواز کند. این محدودیت دوره مشاهده هر هدف را محدود می‌کند. اما ماهواره سنجش از دور چاپک به دلیل قابلیت مانور وضعیت چاپک، برای پنجه زمانی قابل مشاهده وظیفه i که به صورت $[t_{vsil}, t_{vei}]$ نشان داده می‌شود، امکان انتخاب گسترده‌تری ارائه می‌دهد. پنجه زمانی رصد باید در پنجه زمانی قابل مشاهده مربوطه گنجانده شود:

یک الگوریتم جستجوگر بهینه مبتنی بر روش بلمن فورد، توالی برنامه بهینه به منظور بهره‌برداری حداقلی از ماهواره ضمن برآورده شدن محدودیت‌های عملیاتی ماموریت به دست می‌آید. قابل توجه است که برای انجام برنامه‌ریزی بهینه با هدف کسب بازده حداقلی از ماهواره، قابلیت پیاده‌سازی و اجرای وظایف توسط بلوک‌های کنترل وضعیت و مداری مورد تایید قرار می‌گیرد. در این مقاله، ابتدا توصیف مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور چاپک و مدل‌سازی آن ارائه می‌شود و در ادامه، نحوه ساخت سیستم انتقال حالت ماموریت و سیستم کنترل نظارتی بیان می‌شود. سپس، طرح برنامه‌ریزی به یک ماموریت ویژه اعمال شده و نتایج آن تحلیل می‌شود. در پایان، نتیجه‌گیری و پیشنهادات ادامه کار ارائه می‌شود.

۲- فرموله کردن مسئله

۲-۱- توصیف مسئله

ماهواره‌های سنجش از دور چاپک می‌توانند به کمک مانور وضعیت، اهداف اطراف را پایی ماهواره را نیز مشاهده کنند. همان‌طور که در شکل ۳ نشان داده شده است، اهداف زمینی در محدوده میدان وسعت دید ماهواره که توسط مسیر رد ندیر ماهواره و حداقل زاویه چرخش (رول و پیچ) ماهواره‌ها تعیین می‌شود، قابل مشاهده هستند. پنجه زمانی قابل رصد برای یک هدف زمینی برای یک ماهواره سنتی فقط یک دوره کوتاه مشاهده (چند ثانیه) است، اما پنجه زمانی قابل رصد برای یک ماهواره سنجش از دور چاپک می‌تواند دوره طولانی‌تری (چند دقیقه) باشد.



شکل ۳. نمایش یک ماهواره سنجش از دور چاپک به همراه اهداف رصدی [۱].

در نهایت، مسئله برنامه‌ریزی ماموریت ماهواره سنجش از دور چاک به این صورت توصیف می‌شود: تابع هدف (۶) با توجه به الزامات خاص سناریو ماموریت و محدودیت‌های (۲)–(۵) به حداکثر بررسد.

۳- برنامه‌ریزی با استفاده از کنترل نظارتی گستته پیشامد

در این مقاله، ما بر روی انتزاع و مشخصات مسئله برنامه‌ریزی ماموریت یک ماهواره چاک سنجش از دور با استفاده از کنترل نظارتی گستته پیشامد تمرکز می‌کنیم. اولین گام، مدل‌سازی ماموریت به همراه محدودیت‌ها توسط یک سیستم انتقال حالت است. سپس، الزامات و ویژگی‌های خاص ماموریت به کمک کنترل نظارتی گستته پیشامد تعریف می‌شوند. سرانجام، تئوری اتوماتا^۱ مدل نهایی را برای تولید دنباله مشاهده می‌سازد.

۱-۳- سیستم انتقال حالت و اتوماتا

یک سیستم انتقال حالت برای مدل‌سازی برنامه‌ریزی ماموریت به صورت زیر ساخته می‌شود:
یک سیستم انتقال وزن‌دار معین با چندتایی $\mathcal{T} = (Q, q_0, \delta, \Pi, h, \omega)$

مجموعه‌ی متناهی حالت‌ها، Q

$q_0 \in Q$ حالت اولیه،

$\delta \subseteq Q \times Q$ نشان دهنده رابطه انتقال،

Π مجموعه متناهی از گزاره‌های اتمی،

ω وزن نامنفی هر انتقال،

$h: Q \rightarrow 2^\Pi$ تابع برچسب‌گذاری است که مجموعه‌ای از گزاره‌های اتمی را که برای آن حالت فعال هستند، بر می‌گرداند.

هر مسیر \mathcal{T} شامل دنباله‌ای از ... $q_0, q_1, \dots, q_i \in Q$ است که برای تمام $i \geq 0$ رابطه δ $(q_i, q_{i+1}) \in \delta$ برقرار خواهد بود. در نهایت، پاسخ به صورت یک دنباله ... $h(q_0), h(q_1), \dots, h(q_i)$ خواهد بود که در آن (q_i) مجموعه گزاره‌های اتمی است که حالت q_i را برآورده می‌کنند.

$$\begin{cases} t_{s_i} \geq t_{v_{s_i}} \\ t_{e_i} \leq t_{v_{e_i}} \end{cases} \quad (2)$$

(۳) محدودیت مانور وضعیت ماهواره: انتقال بین دو ماموریت مشاهده مستلزم زمان مانور وضعیت کافی است. یعنی زمان انتقال زاویه دید ماهواره باید کمتر از فاصله زمانی دو ماموریت باشد. با توجه به زمان تصویربرداری و قابلیت مانور وضعیت، محدودیت مانور ماهواره به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$T_s \leq t_{s_{i+1}} - t_{e_i} \quad (3)$$

در اینجا T_s مدت زمان مانور وضعیت ماهواره است. محدودیت (۳)، فاصله بین زمان شروع کار بعدی و زمان پایان کار قبلی را توصیف می‌کند که نباید کمتر از زمان لازم برای مانور وضعیت باشد.

(۴) الزام زوایای مانور وضعیت: زاویه رول φ و زاویه پیچ Θ ، به ترتیب محدوده مشاهده جانبی و پیش‌رو/پس‌رو را مشخص می‌کنند که باید محدودیت‌های زیر را برآورده نمایند:

$$|\varphi_i| \leq \varphi_i^{max} \quad (4)$$

$$|\Theta_i| \leq \Theta_i^{max} \quad (5)$$

بر اساس محدودیت‌های بالا، هدف آن است که برنامه‌ریزی به گونه‌ای باشد تا مجموع سود رصد کل وظایف مشاهده شده حداکثر شود. P_i سود رصد یا همان اولویت وظیفه رصدی i است. x_i به عنوان یک متغیر منطقی تعریف می‌شود که اگر وظیفه رصدی i قابل اجرا باشد برابر با ۱ است و در غیر این صورت برابر با ۰ خواهد بود. بنابراین، تابع مجموع سود به صورت تعریف می‌شود:

$$\max \left(\sum_{i=1}^N P_i x_i \right) \quad (6)$$

برای محاسبه وزن ω_T ، به ازای هر وظیفه یک متغیر تصمیم‌گیری λ_i و برای هر انتقال بین دو وظیفه q_i, q_j تعریف می‌شود. سپس، با توجه به محدودیت‌های تعریف شده، متغیرهای تصمیم‌گیری به صورت زیر مشخص می‌شوند:

گام اول: برای هر حالت $q_i \in Q_T$ ، وظیفه m_i بررسی می‌شود که آیا محدودیت زاویه رول (۴) را برآورده می‌کند یا خیر. در صورت برآورده شدن، λ_i برابر یک و در غیر این صورت برابر صفر خواهد بود.

گام دوم: برای هر حالتی که محدودیت زاویه رول را برآورده کند، وظیفه m_i بررسی می‌شود که آیا محدودیت زاویه پیچ (۵) را برآورده می‌کند یا خیر. در صورت برآورده شدن، λ_i برابر یک و در غیر این صورت برابر صفر خواهد بود.

گام سوم: برای هر حالتی که محدودیت قبلی را برآورده کند، وظیفه m_i بررسی می‌شود که آیا محدودیت پنجره زمانی قابل مشاهده (۲) را برآورده می‌کند یا خیر. در صورت برآورده شدن، λ_i برابر یک و در غیر این صورت برابر صفر خواهد بود.

گام چهارم: با توجه به محدودیت زاویه تصویربرداری (۱) هر وظیفه، زمان مانور وضعیت ماهواره بین هر دو وظیفه متولی محاسبه می‌شود. اگر زمان مانور محدودیت (۳) را برآورده کند، λ_i برابر یک و در غیر این صورت برابر صفر خواهد بود.

گام پنجم: با توجه به اولویت داده شده توسط کاربران، اولویت حالت q_i مشخص می‌شود. در نهایت، بر اساس مراحل فوق، وزن انتقال بین q_i و q_f با استفاده از فرمول زیر مشخص می‌شود:

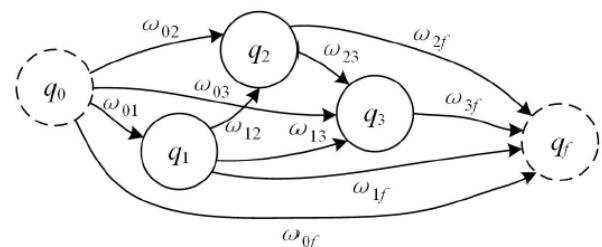
$$\omega_T(q_i, q_f) = -\lambda_i \lambda_f l_{ij} (p_i + p_f) - \epsilon \quad (9)$$

۴ یک عدد مثبت بین صفر و یک است تا از صفر شدن وزن گذرها جلوگیری کند و انتقال حالتها مسدود نشود. توجه داشته باشید که وزن انتقال شامل پارامتر اولویت و متغیرهای تصمیم‌گیری هر وظیفه است و هدف یافتن طولانی‌ترین مسیر از q_0 تا q_f است. در ادامه، شبکه کد الگوریتم ساخت سیستم انتقال حالت آمده است [۲۹]:

مسیر گسسته ساخته شده به وسیله این دنباله، حالت مورد نظر به همراه اقدامات مربوطه که ماهواره باید اجرا کند را نشان می‌دهد [۳۰].

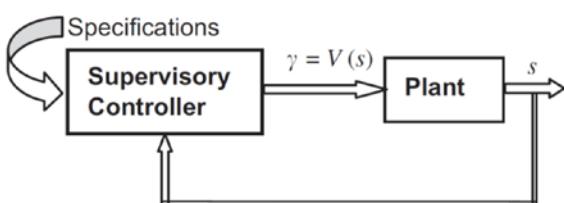
۲-۳- مدل‌سازی ماموریت و منطق برنامه‌ریزی

یک سیستم انتقال حالت برای انتزاع مدل برنامه‌ریزی ماموریت با در نظر گرفتن محدودیت‌های (۲)-(۵) بر اساس نظریه اتوماتا ساخته می‌شود. ابتدا، وظیفه اولیه m_0 و وظیفه نهایی m_f به مجموعه وظایف M اضافه می‌شود تا یک سیستم انتقال ساخته شود ($T = (Q_T; q_{0,T}; \Pi_T; h_T; \omega_T)$) که در آن مجموعه حالت‌های T برابر است با $\{m_0, m_f, \dots, m_1, m_2, \dots, m_n\}$. با توجه به این که الزام تصویربرداری در هر حالت وجود دارد، گزاره در مرحله بعد، رابطه انتقال بین حالت‌ها به گونه‌ای تعریف می‌شود که وزن ω_T ، لبه بین وظایف مربوطه باشد. در سیستم انتقال، رابطه گذار نقش مهمی برای جستجوی یک مسیر امکان‌پذیر ایفا می‌کند. به منظور ایجاد آسان رابطه بین هر دو حالت، سیستم انتقال را می‌توان به عنوان یک نمودار جهت‌دار در نظر گرفت که در شکل ۴ نشان داده شده است. حالت‌ها بر اساس ترتیب زمانی لحظه شروع پنجره زمانی قابل مشاهده، مرتب می‌شوند. برای توضیح واضح‌تر مسئله، q_0 و q_f حالت‌های مجازی را نشان می‌دهند که راس اولیه و راس نهایی در نمودار هستند. لازم به ذکر است که محاسبات این فرایند مدل‌سازی، تنها شامل عملیات جبری و قضاوی منطقی می‌شود و افزایش حالت‌های مجازی، باعث افزایش محاسباتی فرایند مدل‌سازی سیستم انتقال نمی‌شود.



شکل ۴. نمایش سیستم انتقال حالت [۲۹]

بدین معنی است که هیچ پیشامدی از مجموعه Σ رخ نداده است. یک اتومaton^۱ ابزاری برای معرفی یک زبان مطابق با قواعد تعریف شده است. ساده‌ترین راه برای معرفی مفهوم اتوماتون، استفاده از گراف جهت‌دار یا دیاگرام گذر حالت است. اتوماتا، اتومات‌های اتوماتون‌هاست. یک مولد G همان اتوماتون A است که حالت‌های بن‌بست آن حذف شده است. حالت‌هایی بن‌بست هستند که از آن‌ها گذری برای رسیدن به سایر حالت‌ها وجود ندارد. منظور از کنترل نظارتی یک سیستم گستته پیشامد، غیرفعال کردن برخی از پیشامدهای کنترل‌پذیر است. به همین دلیل، مجموعه کل پیشامدها به دو زیرمجموعه پیشامدهای کنترل‌پذیر Σ و پیشامدهای کنترل‌ناپذیر Σ افزار می‌شوند. پیشامدهایی که امکان غیرفعال کردن آن‌ها توسط ناظر وجود دارد، کنترل‌پذیر و پیشامدهایی که امکان غیرفعال کردن آن‌ها برای ناظر وجود ندارد، کنترل‌ناپذیر هستند [۳۰]. زیرمجموعه خاصی از پیشامدها که باید فعال شوند، با مشخص نمودن زیر مجموعه‌ای از پیشامدهای کنترل‌پذیر انتخاب می‌شوند. چنان‌چه این مجموعه به مجموعه پیشامدهای کنترل‌ناپذیر که به طور خودکار فعال هستند ملحق شود، چنین زیرمجموعه‌ای از پیشامدها، الگوی کنترلی نامیده می‌شود و مجموعه تمامی الگوهای کنترلی به صورت $\{\gamma \in Pwr(\Sigma) | \gamma \supseteq \Sigma_u\}$ معرفی می‌شود. کنترل نظارتی سیستم گستته پیشامد G ، با V نکاشت V به صورت $\Gamma \rightarrow V : L(G)$ تعریف شده و به صورت V/G نوشته می‌شود. بدین ترتیب G تحت نظارت V است [۳۰].



شکل ۵. نمایش سیستم کنترل نظارتی گستته پیشامد [۳۲].

Input: The set of observation task, m_n ; The constraint conditions;

Output: Transition system ;

1: $Q_T = \{M, m_0, m_f\}$

2: $q_0 T = m_0$

3: for each $i \in [1, N]$ do

4: Execute Step.1-Step.5 to compute the choice variable;

5: end for

6: for each $i \in [1, N]$ do

7: for each $j \in [1, N]$ do

8: if $i \neq j$ then

9: $\omega_T(q_i, q_j) = \text{Weight_fun}(q_i, q_j, \lambda_i, \lambda_j, l_{ij})$;

10: else

11: $\omega_T(q_i, q_j) = 0$

12: end if

13: end for

14: end for

15: Π_T is the set of propositions satisfied at the states of T ; return $T = (Q_T, m_{0,T}, \delta_T, \Pi, h_T, \omega_T)$;

در سیستم انتقال ساخته شده به کمک یک الگوریتم جستجوی مسیر بلمن فورد، بهترین مسیر انتقال از وظیفه m_0 به وظیفه m_f انتخاب می‌شود.

با توجه به شرح مسئله برنامه‌ریزی ماموریت، مشخص است که الزامات خاص ماموریت باید به گونه‌ای فرموله شوند که مدل برنامه‌ریزی را بتوان با ریاضیات حل کرد. بدین منظور، با استفاده از مفهوم کنترل نظارتی سیستم‌های گستته پیشامد به عنوان روش منطقی برای توصیف اهداف ماموریت ارائه می‌شود.

۳-۳- کنترل نظارتی سیستم‌های گستته پیشامد

سیستم گستته پیشامد یک سیستم گستته حالت و پیشامد تحریک است که تغییر و تحول در حالت‌های آن به طور کامل به وقوع پیشامدهای گستته غیرهمزمان در طول زمان بستگی دارد [۳۲]. پیشامد، متغیری است که بیانگر تغییر از یک حالت گستته به حالت گستته دیگر است که در یک لحظه زمانی اتفاق می‌افتد. یک زبان L روی مجموعه پیشامد Σ ، مجموعه‌ای از رشته‌های با طول متناهی (سلسله پیشامدهای متناهی) است که از پیشامدهای مجموعه Σ ساخته شده باشد. به عبارت دیگر $L \subseteq \Sigma^*$ است. اجتماعی از مجموعه تمامی سلسله پیشامدهای متناهی و مجموعه متشکل از پیشامد تهی است. پیشامد تهی،

جدول ۲. اهداف رصدی درخواست شده توسط کاربر

| نام | موقعیت | اولویت |
|----------|------------------------|--------|
| ارومیه | 37.5498° N, 45.0786° E | 50 |
| تبریز | 38.0792° N, 46.2887° E | 70 |
| شیراز | 29.5926 °N, 52.5836° E | 70 |
| تهران | 35.7219°N, 51.3347° E | 90 |
| کرج | 35.8439 °N, 50.9715° E | 50 |
| اصفهان | 32.6539 °N, 51.6660° E | 60 |
| رشت | 37.2713 °N, 49.5921° E | 80 |
| بزد | 31.8974 °N, 54.3569° E | 50 |
| کرمان | 30.2839° N, 57.0834° E | 70 |
| قشم | 26.8119° N, 55.8913° E | 90 |
| قم | 34.6416° N, 50.8746° E | 70 |
| مشهد | 36.2972° N, 59.6067° E | 90 |
| کرمانشاه | 34.3277° N, 47.0778° E | 50 |

هم‌چنین، مطابق درخواست کاربر، تصویر شهر رشت تنها در صورتی مورد نیاز است که از شهر کرج نیز تصویربرداری شود. اهداف رصدی درخواست شده در جدول ۳، به ترتیب پنجره زمانی قابل مشاهده توسط ماهواره فهرست شده‌اند. سپس، سیستم انتقال حالت مربوط به ماموریت ساخته می‌شود.

جدول ۳. اهداف رصدی به ترتیب پنجره زمانی قابل رصد

| نام | پنجره زمانی قابل رصد | وظیفه |
|--------|--|----------|
| شیراز | 08-Aug-2022 09:00:00 08-Aug-2022 09:00:48 | m_1 |
| اصفهان | 08-Aug-2022 09:00:05 08-Aug-2022 09:01:16 | m_2 |
| بزد | 08-Aug-2022 09:00:13 08-Aug-2022 09:01:35 | m_3 |
| مشهد | 08-Aug-2022 09:01:57 08-Aug-2022 09:03:14 | m_4 |
| تبریز | 08-Aug-2022 17:16:45 08-Aug-2022 17:17:48 | m_5 |
| کرج | 08-Aug-2022 17:17:44 08-Aug-2022 17:19:12 | m_6 |
| تهران | 08-Aug-2022 17:17:48 08-Aug-2022 17:19:07 | m_7 |
| رشت | 08-Aug-2022 17:17:14 08-Aug-2022 17:18:38 | m_8 |
| کرمان | 08-Aug-2022 17:19:47 08-Aug-2022 17:21:11 | m_9 |
| قم | 08-Aug-2022 17:18:04 08-Aug-2022 17:19:14 | m_{10} |

۴- پیاده سازی برنامه‌ریزی برای یک ماموریت معین

در این بخش، یک ماموریت مشاهده برای شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود و الگوریتم برنامه‌ریزی ماموریت بر روی آن اعمال می‌شود. فرضیات و محدودیت‌های ماهواره که در شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است، در ادامه بیان می‌شود:

- حداکثر زاویه مانور در راستای محور رول و پیچ $\pm 30^\circ$ درجه است.

$$|\varphi_i| \leq 30^\circ$$

$$|\Theta_i| \leq 30^\circ$$

- حداکثر زاویه تصویر برداری 15° درجه است.

$$|\alpha_i| \leq 15^\circ$$

- مدت زمان لازم برای ثبت هر تصویر ۱ ثانیه است.

$$t_{e_i} - t_{s_i} = 1$$

- میانگین سرعت مانور وضعیت ۱.۵ درجه بر ثانیه و مدت پایدارسازی ۳ ثانیه در نظر گرفته می‌شود.

- میدان دید سنسور تصویربرداری، ۶ درجه است.

- افق زمانی هر برنامه‌ریزی ماهواره، 24 ساعت است.

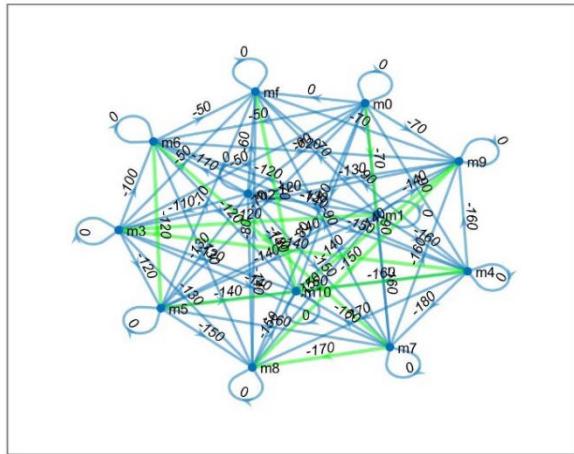
- هر هدف در هر بار برنامه‌ریزی حداکثر یک بار رصد می‌شود.

جدول ۱. پارامترهای مداری مورد استفاده در شبیه‌سازی مدار حرکتی ماهواره

| آرگومان حضیض | انحراف واقعی | RAAN | زاویه میل | خروج از مرکز | محور نیمه اصلی |
|--------------|--------------|------|-----------|--------------|----------------|
| 0 | 65.5 | 36.8 | 45.5 | 0 | 6.8761e6 |

سیستم تعیین و کنترل وضعیت و هم‌چنین سیستم تعیین موقعیت در نظر گرفته شده و به کمک نرمافزار متلب^۱ برای محاسبه موقعیت ماهواره در هر لحظه، دسترسی به اهداف و مانور وضعیت مورد نیاز به منظور نشانه‌روی به اهداف، شبیه‌سازی می‌شود. اهداف رصدی درخواست شده توسط کاربر در جدول ۲ آمده است:

زمانی قابل رصد وظیفه را برآورده نمی‌کند. الگوریتم برنامه‌ریزی وظیفه₂ را به دلیل اولویت بالاتر آن انتخاب می‌کند. سیستم انتقال حالت ماموریت در شکل ۷ نمایش داده شده است که در آن انتقال از هر وظیفه به تمام وظایف بعد از آن امکان‌پذیر است. الگوریتم برنامه‌ریزی اعمال شده، طولانی‌ترین مسیر (بیشترین راس عبوری) با بیشترین سود ممکن را انتخاب می‌کند.



شکل ۷. سیستم انتقال حالت ماموریت

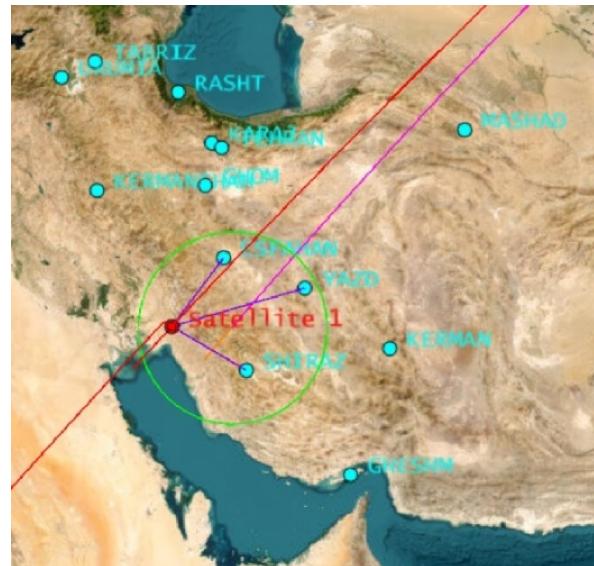
۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، با توجه به ماموریت هدف، مسئله برنامه‌ریزی ماهواره سنجش از دور چاپک مورد تشریح و بررسی قرار گرفت و طرح یک نرمافزار خودکار برنامه‌ریزی ماهواره‌های سنجش از دور با قابلیت پشتیبانی از ماهواره‌های سنجش از دور چاپک ارائه شد. پس از معرفی اهداف رصدی و اولویت‌بندی درخواست‌های ارائه شده از طرف کاربر، توالی برنامه بهینه با هدف بهره‌برداری حداقلی از ماهواره، ضمن برآورده شدن محدودیت‌های عملیاتی ماموریت و محدودیت‌های ویژه‌ای که به وسیله کنترل ناظری مطابق یا سناریو و الزامات کاربر تعریف شده‌اند، توسط الگوریتم برنامه‌ریزی استخراج شد. قابل توجه است که قابلیت پیاده‌سازی و اجرای وظایف توسط زیرسیستم‌های کنترل وضعیت و مکانیک مداری در هنگام انتخاب برنامه‌ریزی بهینه ماهواره مورد تایید قرار گرفت. کارایی طرح برنامه‌ریزی معرفی شده، با اعمال آن به یک ماموریت ویژه نشان داده شد.

همان طور که در جدول ۳ دیده می‌شود، برخی از اهداف رصدی درخواست شده توسط کاربران (شهرهای کرمانشاه، قشم و ارومیه) به دلیل آن که طبق محاسبات زیرسیستم تعیین موقعیت در طول افق برنامه‌ریزی در محدوده پوشش ماهواره قرار ندارند، از فهرست وظایف رصدی تحت برنامه‌ریزی حذف شده‌اند. کنترلر ناظری به منظور برآورده‌سازی الزام درخواست شده از طرف کاربر (تصویر شهر رشت تنها در صورتی مورد نیاز است که از شهر کرج نیز تصویربرداری شود)، گذرهای کنترل پذیر زیر را غیرفعال خواهد کرد:

$\{\omega_{07}, \omega_{08}, \omega_{17}, \omega_{18}, \omega_{27}, \omega_{28}, \omega_{37}, \omega_{38}, \omega_{47}, \omega_{48}, \omega_{57}, \omega_{58}\}$
گذرهای غیرفعال شده با رنگ قرمز در پیوست یک نمایش داده شده‌اند.

شکل ۶، یک لحظه نمونه از شبیه‌سازی زیرسیستم تعیین موقعیت و محاسبه قابلیت دسترسی ماهواره به اهداف را نشان می‌دهد.



شکل ۶. شبیه‌سازی مدار حرکتی ماهواره و محاسبه قابلیت دسترسی ماهواره به اهداف رصدی

همان طور که در شکل ۷ با رنگ سبز نمایش داده شده است، مسیر_f $m_0m_1m_2m_4m_5m_6m_7m_8m_9m_{10}m_{11}$ با سود مجموع ۱۳۰۰، به عنوان بهترین مسیر انتخاب شده است. بین وظیفه رصدی₂ m_2 و m_3 به دلیل اینکه طبق محاسبات زیرسیستم کنترل وضعیت مدت زمان لازم برای مانور وضعیت، محدودیت پنجره

مراجع

- [1] Wang, G. Wu, L. Xing, and W. Pedrycz, "Agile Earth Observation Satellite Scheduling Over 20 Years: Formulations, Methods, and Future Directions," *IEEE Syst J*, vol. 15, no. 3, pp. 3881–3892, 2021, doi: 10.1109/JSYST.2020.2997050.
- [2] S. Nag, J. LeMoigne, and O. de Weck, "Cost and risk analysis of small satellite constellations for earth observation," in 2014 IEEE Aerospace Conference, 2014, pp. 1–16, doi: 10.1109/AERO.2014.6836396.
- [3] M. Lemaître, G. Verfaillie, F. Jouhaud, J.-M. Lachiver, and N. Bataille, "Selecting and scheduling observations of agile satellites," *Aerospace Sci Technol*, vol. 6, no. 5, pp. 367–381, 2002.
- [4] A. Globus, J. Crawford, J. Lohn, and A. Pryor, "A Comparison of Techniques for Scheduling Earth Observing Satellites." [Online]. Available: www.stk.com
- [5] G. Verfaillie and M. Lemaître, "Selecting and scheduling observations for agile satellites: some lessons from the constraint reasoning community point of view," in *International Conference on Principles and Practice of Constraint Programming*, 2001, pp. 670–684.
- [6] X. Wang, G. Song, R. Leus, and C. Han, "Robust Earth Observation Satellite Scheduling With Uncertainty of Cloud Coverage," *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, vol. 56, no. 3, pp. 2450–2461, 2020, doi: 10.1109/TAES.2019.2947978.
- [7] Y. Gu, C. Han, and X. Wang, "A Kriging Based Framework for Rapid Satellite-to-Site Visibility Determination," in 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 2019, pp. 262–267, doi: 10.1109/ICMAE.2019.8880987.
- [8] C. Han, S. Bai, S. Zhang, X. Wang, and X. Wang, "Visibility optimization of satellite constellations using a hybrid method," *Acta Astronaut*, vol. 163, pp. 250–263, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.01.025>.
- [9] X. Wang, C. Han, P. Yang, and X. Sun, "Onboard satellite visibility prediction using metamodeling based framework," *Aerospace Sci Technol*, vol. 94, p. 105377, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105377>.

برای توسعه بیشتر کار انجام شده و افزایش دقت برنامه‌ریزی، می‌توان محدودیت‌های منابع مانند حجم حافظه قابل دسترس برای ذخیره تصاویر، محدودیت‌های ذخیره انرژی و توان قابل دسترس، محدودیت‌های انتقال داده به ایستگاه‌های زمینی و کاربران یا سایر محدودیت‌های عملیاتی مانند تعداد دفعات رصد یک هدف در هر افق برنامه‌ریزی، مدت زمان رصد مدوام یک هدف به منظور افزایش نوردهی به سنسور تصویربرداری، احتمال وجود پوشش ابر و... را به مدل ساخته شده افزود.

همچنین، توسعه الگوریتم طرح برنامه‌ریزی برای پشتیبانی از منظومه‌های سنجش از دور چاپک که در آن‌ها عملکرد هر ماهواره بر روی برنامه سایر ماهواره‌های همکار اثرگذار خواهد بود، یکی از زمینه‌های قابل توجه است.

تعارض منافع

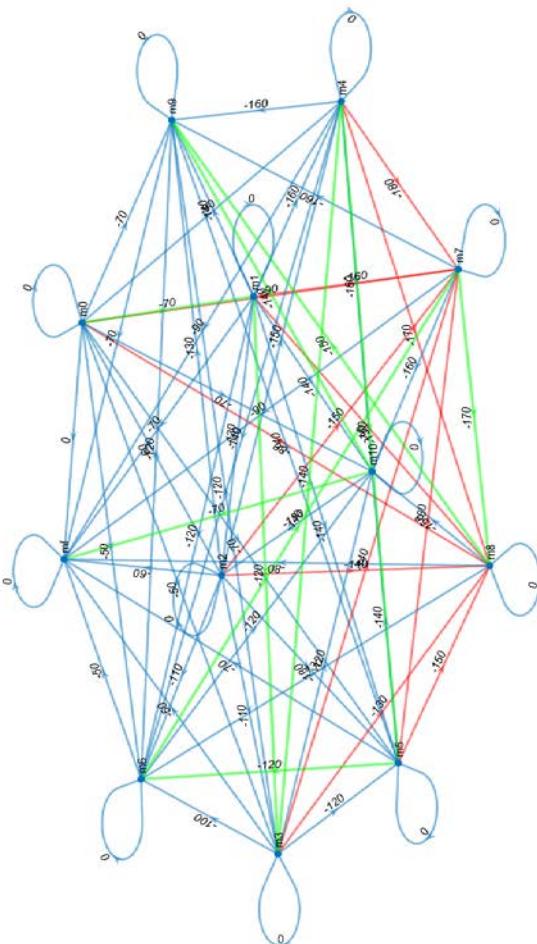
"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسنده‌گان بیان نشده است."

جدول ۴- فهرست علائم اختصاری

| علائم | تعریف |
|-------------|---|
| α | زاویه تصویربرداری، زاویه نسبی بین خط دید وظیفه رصدی و نقطه ندیر ماهواره است (بر حسب درجه) |
| t_{s_i} | زمان شروع تصویربرداری وظیفه i (بر حسب ثانیه) |
| t_{e_i} | زمان پایان تصویربرداری وظیفه i (بر حسب ثانیه) |
| t_{vs_i} | زمان شروع قابل مشاهده بودن وظیفه i (بر حسب ثانیه) |
| t_{ve_i} | زمان پایان قابل مشاهده بودن وظیفه i (بر حسب ثانیه) |
| T_s | مدت زمان مانور وضعیت ماهواره (بر حسب ثانیه) |
| φ | زاویه رول (بر حسب درجه) |
| Θ | زاویه پیچ (بر حسب درجه) |
| P_i | سود رصد یا همان اولویت وظیفه رصدی i |
| x_i | متغیر منطقی تصمیم‌گیری انتخاب وظیفه رصدی i |
| m_i | وظیفه رصدی i |
| λ_i | متغیر منطقی تصمیم‌گیری به ازای هر وظیفه رصدی i |

- [19] S. de Florio, "Performances optimization of remote sensing satellite constellations: a heuristic method," in Proc. of 5th Intern. Workshop on Planning and Scheduling for Space (IWPSS 2006), 2006.
- [20] P. Wang, G. Reinelt, P. Gao, and Y. Tan, "A model, a heuristic and a decision support system to solve the scheduling problem of an earth observing satellite constellation," *Comput Ind Eng*, vol. 61, no. 2, pp. 322–335, 2011, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cie.2011.02.015>.
- [21] Z. Li and X. Li, "A multi-objective binary-encoding differential evolution algorithm for proactive scheduling of agile earth observation satellites," *Advances in Space Research*, vol. 63, no. 10, pp. 3258–3269, 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.01.043>.
- [۲۲] J. Wang, E. Demeulemeester, and D. Qiu, "A pure proactive scheduling algorithm for multiple earth observation satellites under uncertainties of clouds," *Comput Oper Res*, vol. 74, pp. 1–13, 2016, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cor.2016.04.014>.
- [23] W. J. Wolfe and S. E. Sorensen, "Three scheduling algorithms applied to the earth observing systems domain," *Manage Sci*, vol. 46, no. 1, pp. 148–166, 2000.
- [24] T. P. Bagchi, "Near Optimal Ground Support in Multi-Spacecraft Missions: A GA Model and its Results," *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, vol. 45, no. 3, pp. 950–964, 2009, doi: [10.1109/TAES.2009.5259176](https://doi.org/10.1109/TAES.2009.5259176).
- [25] A. Sarkheyli, A. Bagheri, B. Ghorbani-Vaghei, and R. Askari-Moghadam, "Using an effective tabu search in interactive resources scheduling problem for LEO satellites missions," *Aerosp Sci Technol*, vol. 29, no. 1, pp. 287–295, 2013.
- [26] C. Li, S. Chen, J. Li, and F. Wang, "Distributed multi-step subgradient optimization for multi-agent system," *Syst Control Lett*, vol. 128, pp. 26–33, 2019.
- [27] Y. She and S. Li, "Optimal slew path planning for the Sino-French Space-based multiband astronomical Variable Objects Monitor mission," *J Astron Telesc Instrum Syst*, vol. 4, no. 1, p. 017001, 2018.
- [28] F. Perea, R. Vazquez, and J. Galan-Viogue, "Swath acquisition planning in multiple-satellite missions: an exact and heuristic approach," *IEEE Trans Aerosp*
- [10] D. L. Brandel, W. A. Watson, and A. Weinberg, "NASA's advanced tracking and data relay satellite system for the years 2000 and beyond," *Proceedings of the IEEE*, vol. 78, no. 7, pp. 1141–1151, 1990, doi: [10.1109/5.56928](https://doi.org/10.1109/5.56928).
- [11] S. Rojanasoothon, J. F. Bard, and S. D. Reddy, "Algorithms for parallel machine scheduling: a case study of the tracking and data relay satellite system," *Journal of the Operational Research Society*, vol. 54, no. 8, pp. 806–821, Aug. 2003, doi: [10.1057/palgrave.jors.2601575](https://doi.org/10.1057/palgrave.jors.2601575).
- [12] X. Wang, R. Leus, and C. Han, "Fixed Interval Scheduling of Multiple Earth Observation Satellites with Multiple Observations," in *2018 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, 2018, pp. 28–33, doi: [10.1109/ICMAE.2018.8467667](https://doi.org/10.1109/ICMAE.2018.8467667).
- [13] X. Liu, G. Laporte, Y. Chen, and R. He, "An adaptive large neighborhood search metaheuristic for agile satellite scheduling with time-dependent transition time," *Comput Oper Res*, vol. 86, pp. 41–53, 2017, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cor.2017.04.006>.
- [14] Y. She, S. Li, and Y. Zhao, "Onboard mission planning for agile satellite using modified mixed-integer linear programming," *Aerosp Sci Technol*, vol. 72, pp. 204–216, 2018.
- [15] B. Du, S. Li, Y. She, W. Li, H. Liao, and H. Wang, "Area targets observation mission planning of agile satellite considering the drift angle constraint," *J Astron Telesc Instrum Syst*, vol. 4, no. 4, p. 047002, 2018.
- [16] J. Li, C. Gao, C. Li, and W. Jing, "A survey on moving mass control technology," *Aerosp Sci Technol*, vol. 82, pp. 594–606, 2018.
- [17] V. Gabrel, A. Moulet, C. Murat, and V. Th. Paschos, "A new single model and derived algorithms for the satellite shot planning problem using graph theory concepts," *Ann Oper Res*, vol. 69, no. 0, pp. 115–134, 1997, doi: [10.1023/A:1018920709696](https://doi.org/10.1023/A:1018920709696).
- [18] X. Wang, C. Han, R. Zhang, and Y. Gu, "Scheduling Multiple Agile Earth Observation Satellites for Oversubscribed Targets Using Complex Networks Theory," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 110605–110615, 2019, doi: [10.1109/ACCESS.2019.2925704](https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2925704).

پیوست ۱: نمایش تمامی مسیرهای امکان‌پذیر با رنگ آبی، مسیرهای حذف شده توسط کنترل نظارتی با رنگ قرمز و مسیر بهینه انتخاب شده با رنگ سبز



Electron Syst, vol. 51, no. 3, pp. 1717–1725, 2015,
doi: 10.1109/TAES.2015.130751.

- [29] J. Li, C. Li, and F. Wang, “Automatic Scheduling for Earth Observation Satellite With Temporal Specifications,” IEEE Trans Aerosp Electron Syst, vol. 56, no. 4, pp. 3162–3169, 2020, doi: 10.1109/TAES.2020.2966902.
- [30] W. M. Wonham and K. Cai, “Supervisory control of discrete-event systems.” Springer, 2019.
- [31] V. Saeidi, A. A. Afzalian, and D. Gharavian, “Localization of DES Supervisory Control with Respect to Each Controllable Event,” Journal of Control, vol. 12, no. 3, pp. 29–41, 2018.
- [32] C. G. Cassandras and S. Lafortune, Introduction to discrete event systems. Springer, 2008.
- [33] A. Afzalian, A. Saadatpoor, and W. M. Wonham, “Systematic supervisory control solutions for underload tap-changing transformers,” Control Eng Pract, vol. 16, no. 9, pp. 1035–1054, 2008.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 48-63
2023

DOI:

10.22034/jssat.2023.376852.1105

Article Info

Received: 2022-12-15

Accepted: 2023-05-31

Keywords

Structure, Finite Element Analysis, Natural Frequency, Random Vibration, Sine Vibration, Shock

How to Cite this article

Seyed Mohammad Navid Ghoreishi, Mohammad Aminjafari, Amir Sedaghati, Ehsan Zabihian," Design, Analysis and Structural Test of Telecommunication Satellite Based on ECSS Standard", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 48-63, 2023.

Design, Analysis and Structural Test of Telecommunication Satellite Based on ECSS Standard

Seyed Mohammad Navid Ghoreishi^{1*}, Mohammad Aminjafari², Amir Sedaghati³, Ehsan Zabihian⁴

1 Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
E-mail address: smn.ghoreishi@isrc.ac.ir

2 Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
E-mail address: mohamad.aminjafari@gmail.com

3 Institute of Mechanics, Iranian Space Research Center, Shiraz, Iran
E-mail address: sedaghati.sama@gmail.com

4 Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
E-mail address: e.zabihian@isrc.ac.ir

* Corresponding Author

Abstract

The structure of a satellite, during its operational life, must be tolerated all applied mechanical loads which the most important of them is vibration loads during the launch. To ensure the verification of design of the satellite structure, finite element analysis and vibration tests should be performed on the structure of satellite according to the ECSS standard. In this paper, while simultaneously examining the optimal design process for a satellite structure with an increase in the strength to mass ratio, the required finite element analyzes along with the mechanical tests of the structure of a telecommunication satellite, including random vibrations, sinusoidal vibrations, shock and quasi-static, are fully presented. The results showed that by employing the cross section design for the satellite structure, the natural frequency of the satellite in the longitudinal direction have increased appreciably, which increases the strength of the satellite in the longitudinal direction. Also, the results of the conducted tests proved that the designed structure meets the frequency requirements of the launcher while tolerate the mechanical loads during launch. The results of the tests were in good agreement with the finite element analysis, including the modal analysis, random and sine vibrations and indicate the verification of the design of the satellite structure.



مقاله پژوهشی

طراحی، تحلیل و آزمون سازه ماهواره مخابراتی مطابق با استاندارد ECSS

سید محمد نوید قریشی^۱، محمد امین جعفری^۲، امیر صداقتی^۳، احسان ذبیحیان^۴

۱- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران smn.ghoreishi@isrc.ac.ir
۲- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران mohamad.aminjafari@gmail.com
۳- پژوهشکده مکانیک، شیراز، ایران sedaghati.sama@gmail.com
۴- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران e.zabihian@isrc.ac.ir
* نویسنده مسئول

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

دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۴۸-۶۳
بهار و تابستان ۱۴۰۲

چکیده

سازه یک ماهواره در طول عمر عملیاتی خود، باید تمامی بارهای مکانیکی وارد بر ماهواره که مهم‌ترین آن‌ها بارهای ارتعاشی وارد در لحظه پرتاب است را تحمل نماید. برای اطمینان از صحت طراحی سازه ماهواره باید تحلیل‌های المان محدود و تست‌های ارتعاشی روی سازه، مطابق با استاندارد فضایی اتحادیه اروپا (ECSS) انجام شود. در این مقاله، ضمن بررسی همزمان فرایند طراحی بهینه برای یک سازه ماهواره با افزایش نسبت استحکام به جرم، تحلیل‌های المان محدود مورد نیاز به همراه آزمون‌های مکانیکی سازه یک ماهواره مخابراتی شامل ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شوک و شبه استانداریک به صورت کامل ارائه شده است. نتایج نشان دادند که با بهره‌گیری از طرح صلیبی برای سازه ماهواره، مقادیر فرکانس طبیعی ماهواره در راستای طولی افزایش قابل قبولی پیدا کرده که این امر باعث افزایش استحکام ماهواره در راستای طولی می‌شود. همچنین، نتایج آزمون‌های انجام شده نشان دادند که سازه طراحی شده ضمن تحمل بارهای مکانیکی وارد در حین پرتاب، الزامات فرکانسی مورد نیاز پرتابگر را برآورده می‌نماید. نتایج آزمون‌ها تطابق بسیار خوبی با تحلیل‌های المان محدود انجام شده شامل تحلیل مodal، ارتعاشات اتفاقی و سینوسی داشت و بیانگر صحت طراحی انجام شده برای سازه ماهواره است.

DOI:

10.22034/jsssta.2023.376852.1105

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۰

واژه‌های کلیدی

سازه، تحلیل المان محدود، فرکانس طبیعی، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شوک.

نحوه استناد به این مقاله

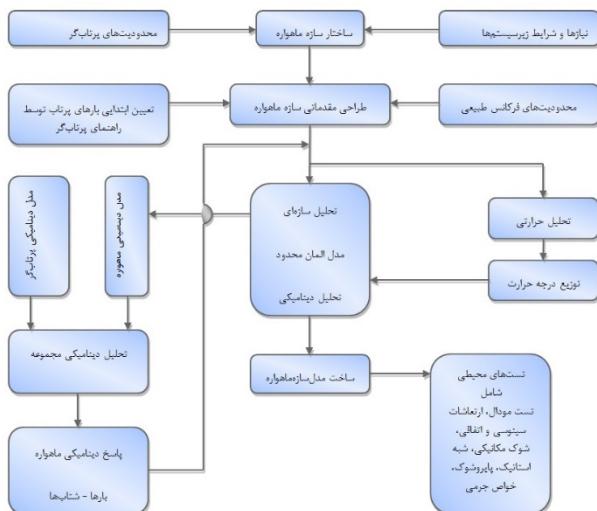
سید محمد نوید قریشی، محمد امین جعفری، امیر صداقتی، احسان ذبیحیان. " طراحی، تحلیل و آزمون سازه ماهواره مخابراتی مطابق با استاندارد ECSS" ، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۴۸-۶۳، ۱۴۰۲

فاصله مرکز جرم و مرکز سطح، حداقل کردن ممان‌های اینرسی ضربدری و همچنین حداقل کردن تمرکز حرارتی را به عنوان توابع هدف در نظر گرفتند. در زمینه طراحی و جانمایی بهینه تجهیزات ماهواره ساز و همکاران در [۲۷]، ژانگ و همکاران در [۲۸]، تنگ و همکاران در [۹] تحقیقات مشابهی انجام دادند و در [۱۰] همو و همکاران بهینه سازی طراحی جانمایی سازه را با روش تکاملی و فواین اکتشافی ارائه نمودند همچنین صالحی و بهرامی و همکارانشان در مراجع [۱۲، ۱۱] فرایند طراحی مفهومی بهینه جانمایی را مورد بررسی و اجرا قرار دادند. در کنار روش‌های خودکار بهینه برای جانمایی ماهواره، هنوز روش‌های تجربی مهندسی برای جانمایی ماهواره جایگاه خاص خود را دارند. در این روش‌ها، از رابطه‌های ریاضی استفاده نمی‌شود بلکه همه شرایط و قیود جانمایی بر اساس تجربه مهندسان با تجربه بنا شده است. نمونه‌ای از الزامات تجربی موجود برای جانمایی ماهواره توسط سارافین، لارسون و همکارانشان در مراجع [۱۳، ۱۴] ارائه شده است.

علاوه بر جانمایی بهینه تجهیزات ماهواره، پارامتر مهم دیگری که در طراحی سازه ماهواره بسیار حائز اهمیت است، نسبت استحکام به وزن سازه است. بدیهی است که همواره سازه ماهواره با توجه به محدودیت‌های وزنی پرتاپگر و برای کاهش هزینه‌های پرتاپ، باید در کمترین وزن ممکن طراحی شود. در نقطه مقابل، کاهش بیش از حد وزن ماهواره نیز باعث کاهش استحکام آن و طبیعتاً عدم تحمل بارهای ارتعاشی شدید زمان پرتاپ خواهد شد. بنابراین، در طراحی سازه ماهواره نسبت استحکام به وزن مهم است و هر چقدر در طراحی، این نسبت افزایش یابد، طراحی انجام شده بهینه‌تر می‌شود. یکی از راههای افزایش استحکام محوری سازه ماهواره، استفاده از استوانه مرکزی است. در این راستا، علیها و همکاران [۱۵] به بررسی خواص مکانیکی و چالش‌های ساخت استوانه مرکزی آلومینیومی پرداختند. در زمینه افزایش نسبت استحکام به وزن سازه فضایی طراحی شده نیز تحقیقات مختلفی انجام شده که از این دست می‌توان به تحقیقات جئو و همکاران در مرجع [۱۶] و بودجمای [۱۷] و همکاران در مرجع [۱۸] اشاره نمود. همچنین در مرجع [۱۹] ابورهاب و همکاران طراحی پیکربندی و مدلسازی سازه بهینه ماهواره را ارائه نمودند. در مراجع [۲۰، ۱۹] صفرآبادی و

یک ماهواره برای آنکه بتواند مأموریت خود را به درستی انجام دهد، نیاز به زیرسیستم‌های مختلفی دارد که هر کدام از آنها لازم است عملکرد مناسب خود را تا پایان عمر ماهواره حفظ نمایند. یکی از مهم‌ترین زیرسیستم‌های مورد نیاز در ماهواره که دارای فصل مشترک‌های بسیار زیادی با سایر زیرسیستم‌ها و همچنین پرتاپگر است، زیرسیستم سازه است. بنابراین، طراحی دقیق و بهینه این زیرسیستم در موفقیت مأموریت یک پروژه فضایی بسیار تاثیرگذار است. اولین قدم در فرایند طراحی زیرسیستم سازه ماهواره، جانمایی و چیدمان بهینه تجهیزات سایر زیرسیستم‌ها است. بهینه بودن چیدمان ماهواره تاثیرات زیادی بر روی سایر زیرسیستم‌ها از جمله زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت می‌گذارد. در زمینه بهینه‌سازی جانمایی تجهیزات ماهواره تاکنون تحقیقات مختلفی انجام شده که از این دست می‌توان به کار دانشجو و همکاران [۱] اشاره نمود. آنها با استفاده از الگوریتم پیشنهادی فرآگام، به بهینه‌سازی جانمایی ماهواره زداس^۱ پرداختند. در الگوریتم فرآگام، اولویت‌بندی جانمایی تجهیزات، ایجاد ماتریس برای جانمایی و همچنین ضرایب وزنی برای قیود جانمایی در نظر گرفته شده بود. انجام جانمایی سه بعدی تجهیزات می‌تواند چالش‌های مختلفی را داشته باشد، در مرجع [۲] کاگان و همکاران مرور کاملی بر این موارد انجام شده است. از جمله چالش‌های انجام خودکار جانمایی سه بعدی، می‌توان به نحوه محاسبه تداخل اجسام بر روی یکدیگر، نحوه مکان‌یابی تجهیزات و تصمیم‌گیری برای طرح برگزیده اشاره نمود [۳]. تعامل انسان - رایانه^۲ و قوانین ترکیبی در آنها برای مکان‌یابی تجهیزات مختلف سایر زیرسیستم‌ها هم برای جانمایی استفاده شده است [۴]. فکور و همکاران، مروری بر روش‌های بهینه طراحی چیدمان قطعات ماهواره در دهه اخیر انجام دادند و این روش‌ها را به سه دسته روش‌های تجربی، تعامل انسان-رایانه و طراحی جانمایی سه بعدی دسته بندی نمودند [۵]. همچنین در پژوهشی دیگر، فکور و همکاران [۶] با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه، به بهینه‌سازی جانمایی یک ماهواره نمونه پرداختند. آنها در کار خود حداقل کردن

¹ ZS3² Human-Computer Interface interaction



شکل (۱): الگوریتم طراحی، تحلیل و آزمون سازه ماهواره

سپس با توجه به طراحی انجام شده، یک مدل المان محدود^۱ از سازه ماهواره به کمک نرم‌افزارهای المان محدود تجاری نظری آباکوس، نسترن و پترن، انس‌سیس و ... تولید می‌شود. در ادامه، با استفاده از این مدل المان محدود می‌توان تمام تحلیل‌های استاتیکی و دینامیکی را شبیه‌سازی نمود. در صورتی که بعد از انجام تحلیل‌ها مشخص شود که محدودیت‌های نتش در حاشیه اطمینان نبوده یا فرکانس طبیعی سازه به نحو مطلوبی نباشد، طراحی سازه ماهواره باید مورد تجدید نظر قرار بگیرد و طراحی آن مجدد از نو انجام شود. پس از اتمام روند طراحی و تحلیل سازه ماهواره، برای اطمینان از عملکرد صحیح ماهواره، سازه ماهواره ساخته شده و مورد آزمایش‌های مکانیکی ناشی از بارهای پرتابگر مطابق با استاندارد ECSS-E-10-03 قرار می‌گیرد. در صورتی که ماهواره بتواند آزمون‌های ارتعاشی خود، شامل آزمون مودال، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شبیه استاتیکی و شوک را با موفقیت به پایان برساند و آسیبی در سازه ماهواره ایجاد نشود، فرایند طراحی سازه با موفقیت به پایان می‌رسد و از سازه طراحی شده می‌توان در فرایند پرتاب استفاده نمود و اطمینان داشت که سازه ماهواره توانایی تحمل بارهای ناشی از پرتاب را دارد.

همکاران به طراحی سیستم و بررسی مدل المان محدود سازه پرداختند. همچنین، صفرآبادی و همکاران، تاثیر جرم موثر مودهای ارتعاشی در رفتار دینامیکی ماهواره و استحکام سازه ماهواره را در مراجع [۲۱-۲۳] مورد بررسی قرار دادند.

با توجه به پیشینه تحقیق ارائه شده، بررسی همزمان فرایند طراحی بهینه برای یک سازه ماهواره با افزایش نسبت استحکام به جرم، تحلیل‌های المان محدود مورد نیاز و همچنین تست‌های تجربی مورد نیاز مطابق با استانداردهای فضایی برای تأیید کارکرد یک سامانه فضایی کمتر مورد توجه محققان قبلی قرار گرفته بود. بنابراین، در این مقاله ابتدا با استفاده از مفهوم صلیبی در طراحی سازه ماهواره، یک سازه بهینه با نسبت استحکام به وزن بالا طراحی می‌شود و سپس برای اطمینان از صحت طراحی و انجام شده مطابق با استاندارد ECSS، تمام تحلیل‌ها و تست‌های تجربی مورد نیاز شامل ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شوک و شبیه استاتیک بر روی سازه ماهواره انجام و نتایج آن به صورت کامل ارائه می‌شود.

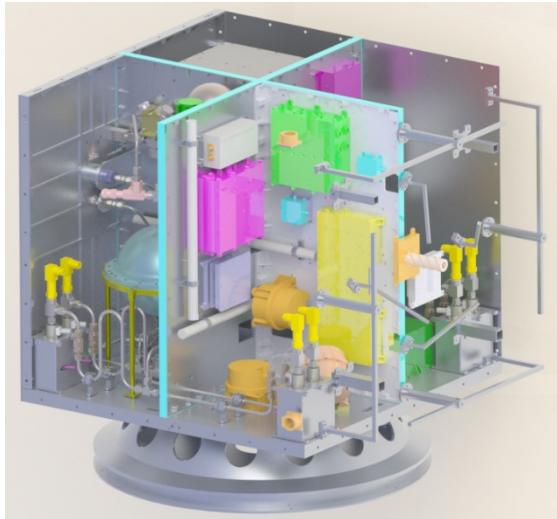
۲- طراحی سازه ماهواره

در طراحی سازه ماهواره، علاوه بر تعیین جانمایی خارجی و داخلی تجهیزات، رسیدن به استحکام و سفتی مناسب به همراه دستیابی به شرایط فرکانسی مناسب پرتابگر مطرح است. به طور کلی، در جانمایی تجهیزات ماهواره، فاکتورهای اساسی و روندهایی وجود دارد که بر اساس آن‌ها می‌توان پیکربندی کلی ماهواره را تعیین نمود.

روندهایی که در شکل ۱ نشان داده شده است. مطابق با این شکل، برای طراحی سازه، ابتدا باید پرتابگر ماهواره انتخاب شود تا بتوان به کمک آن قیود زیرمجموعه‌ها و وسائل پرتابه را با توجه به آن در نظر گرفت تا شکل اولیه سازه ماهواره تعیین شود. سپس یک سازه اولیه به گونه‌ای که بارهای مکانیکی ناشی از پرتاب، مستخرج از دفترچه پرتابگر را تحمل نماید، طراحی می‌شود.

^۱ Finite element model

ماهواره نظیر تجهیزات زیرسیستم کنترل وضعیت است. در طرف مقابل طرح صلیبی تا حدودی فضای دسترسی موجود در ماهواره را با محدودیت مواجه می‌نماید. در شکل ۲، نمایی از سازه طراحی شده با استفاده از مفهوم طرح صلیبی به همراه جانمایی تجهیزات ماهواره نشان داده شده است.



شکل (۲): نمایی از سازه طراحی شده به همراه جانمایی تجهیزات یک ماهواره مخابراتی

۲-۲ بارهای اعمالی بر سازه ماهواره

ماهواره از طریق آداتپر خود و توسط یک مکانیزم واسطه به پرتاپر متصل می‌شود. در زمانی حدود ده دقیقه، پرتاپر ماهواره را از سطح زمین به مدار خود منتقل می‌نماید. بارهای استاتیک و دینامیک که در طول یک زمان به ماهواره وارد می‌شوند، اصلی ترین بارهایی هستند که در طراحی سازه ماهواره در نظر گرفته می‌شوند [۱۳]. بر اساس الزامات اولیه، سازه ماهواره باید بارهای مکانیکی زیر را در طول فرایند پرتاپ تحمل نماید:

- شتاب شبه استاتیکی پرتاپر
- ارتعاشات اتفاقی پرتاپر
- ارتعاشات سینوسی پرتاپر
- شوک

۲-۲-۱- شتابهای شبه استاتیکی

نیروی پیشرانه موشک عامل ایجاد یک نیروی روی پیشran تقریباً ثابت در امتداد محور پرتاپر است. این نیرو به صورت شبه

۲-۱ ملاحظات طراحی و جانمایی سازه ماهواره

برای طراحی و جانمایی تجهیزات در سازه ماهواره، الزامات خاصی وجود دارد که رعایت آنها برای دستیابی به یک سازه بهینه الزامی است. در ادامه به برخی از مهم‌ترین این الزامات در فرایند طراحی و جانمایی سازه ماهواره اشاره می‌شود:

سفتی و استحکام: سازه ماهواره باید دارای استحکام و سفتی لازم به منظور تحمل بارهای وارده از طرف پرتاپر باشد.

تأمین حجم و سطوح لازم: مکان‌های در نظر گرفته شده باید حجم لازم و سطح کافی برای نصب تجهیزات را فراهم آورد و با در نظر گرفتن محدوده مناسب، از تداخل فیزیکی اجزا جلوگیری شود. از طرفی، جانمایی باید به نحوی باشد که کمترین فضای اضافی در ماهواره ایجاد شود.

قابلیت دسترسی: موقعیت و جهت نصب تجهیزات حساس باید به نحوی باشد که در تمامی مراحل مونتاژ، نصب و آزمون، قابلیت باز و بسته نمودن تجهیزات فراهم باشد.

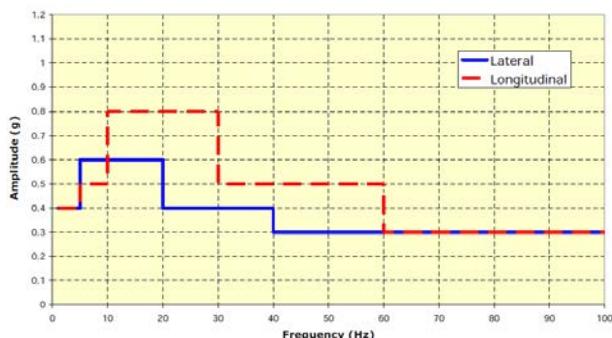
مشخصه‌های جرمی: جانمایی تجهیزات باید به نحوی باشد که مشخصاتی نظیر مرکز جرم و ممان اینرسی ماهواره در محدوده مجاز قرار گیرد تا کار کنترل وضعیت ماهواره با مشکل مواجه نشود.

هزینه و سهولت ساخت: سهولت و سختی ساخت، استفاده از مواد در دسترس یا غیرقابل وصول، هزینه‌ها و در نهایت وزن سازه در طراحی سازه، پارامترهای مهمی به حساب می‌آیند که در فرایند طراحی باید در نظر گرفته شوند.

با توجه به ملاحظات ذکر شده برای طراحی سازه و جانمایی قطعات، برای طراحی سازه یک ماهواره مخابراتی نمونه، از یک سازه ماهواره با ساختار مکعبی که یک سازه صلیبی آن را به چهار قسمت مساوی تقسیم کرده استفاده شده است. طرح صلیبی باعث افزایش هم‌زمان فرکانس‌های طبیعی ماهواره در راستای جانبی و محوری شده، هم‌چنین، در این طرح می‌توان هر یک از بخش‌ها را به قطعات چند زیرسیستم که بیشترین ارتباط را با یکدیگر دارند اختصاص داد. در این راستا، در سازه طراحی شده یک ربع از ماهواره مختص قرارگیری تجهیزات زیرسیستم پیشرانش، یک ربع دیگر مختص قطعات و تجهیزات مخابراتی، یک ربع دیگر مختص قرارگیری E-Box و یک ربع دیگر مختص قرارگیری سایر ادوات و تجهیزات الکترونیکی

۲-۲-۳- ارتعاشات سینوسی

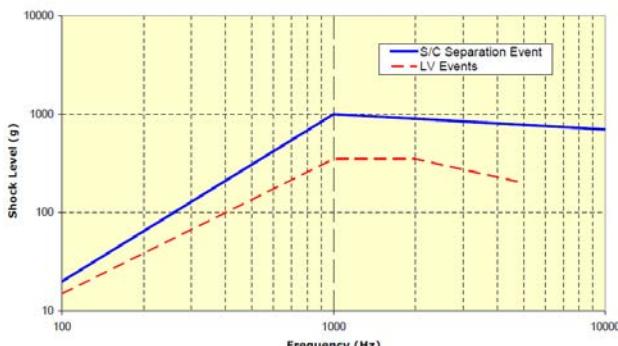
ارتعاشات سینوسی فرکانس پایین در اثر برهم‌کنش بین مودهای پرتاگر و بارهای اعمالی، در فازهای مختلف پرواز ایجاد می‌شود. نمونه‌ای از بارهای ناشی از ارتعاشات سینوسی پرتاگر در راستای جانبی و طولی، در شکل ۵ نشان داده شده است. میزان این نیروها برای آزمون کیفی ارتعاشات سینوسی مساوی با $+6$ dB بالاتر از سطح ارتعاشات اتفاقی پرتاگر و برای آزمون پذیرش ماهواره، برابر با سطح ارتعاشات اتفاقی تعریف شده است.



شکل (۵): نمودار بارهای ارتعاشات سینوسی پرتاگر در راستای جانبی و طولی [۲۷]

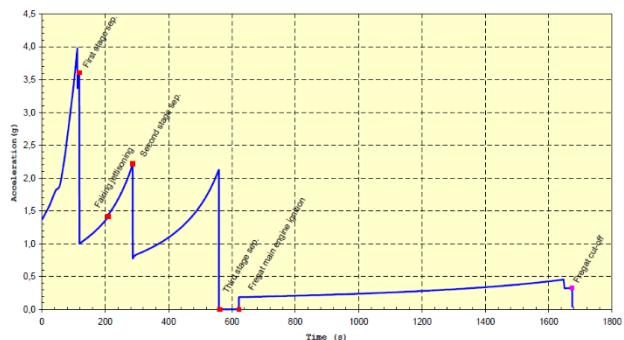
۲-۲-۴- شوک

پدیده شوک حاصل از جدایش ماهواره از پرتاگر، سومین منبع مهم اعمال بار به سازه است. جدایش آنتن‌ها و بازشدن صفحات خورشیدی نیز عامل ایجاد شوک هستند، اگرچه به طور معمول 90% پدیده شوک مربوط به جدایش ماهواره است. نمونه‌ای از مقادیر نیروهای شوک وارد بر ماهواره در شکل ۶ ارائه شده است.



شکل (۶): نمودار بارهای شوک پرتاگر [۲۷]

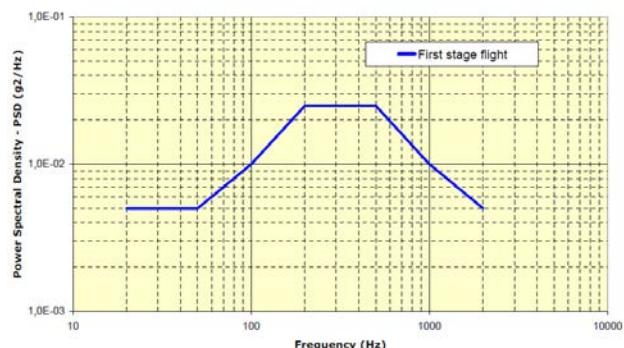
استاتیک در سه جهت اصلی بر حسب ضریبی از شتاب جاذبه شبیه‌سازی شده است. نمونه‌ای از نمودار شتاب‌های شبه استاتیکی وارد بر ماهواره توسط پرتاگر در حین مراحل مختلف پرتاگر در شکل ۳ نشان داده شده است. مطابق با این شکل، حداقل شتاب شبه استاتیکی وارد به ماهواره توسط پرتاگر در حین پرتاگر برابر با g است.



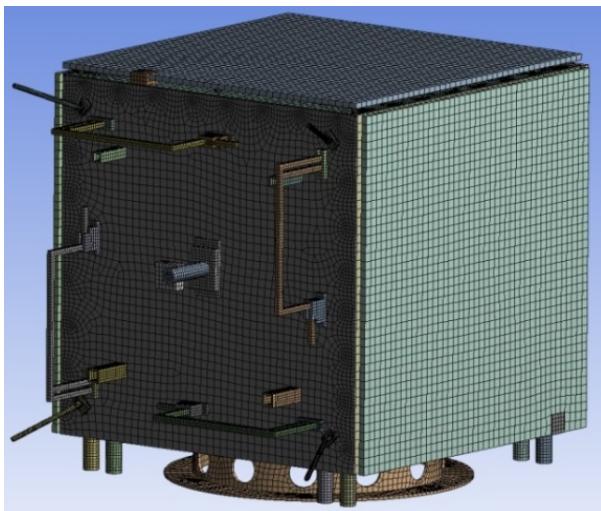
شکل (۳): نمودار شتاب‌های شبه استاتیکی وارد بر ماهواره توسط پرتاگر [۲۴]

۲-۲-۵- ارتعاشات اتفاقی

ارتعاشات اتفاقی در اثر ارتعاشات موتوور، تحریکات آیرودینامیکی و تحریکات آکوستیکی ایجاد شده و آدابتور به ماهواره منتقل می‌شود. نمونه‌ای از بارهای ناشی از ارتعاشات اتفاقی پرتاگر در شکل ۴ نشان داده شده است. میزان این $+6$ dB نیروها برای آزمون کیفی ارتعاشات اتفاقی، مساوی با $+6$ dB بالاتر از سطح ارتعاشات اتفاقی پرتاگر و برای آزمون پذیرش ماهواره برابر با سطح ارتعاشات اتفاقی تعریف شده است.

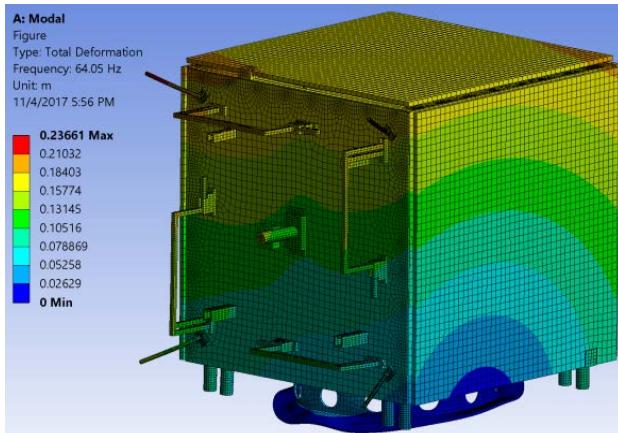


شکل (۴): نمودار بارهای ارتعاشات اتفاقی پرتاگر [۲۷]



شکل (۷): مدل المان محدود ماهواره در نرمافزار انسیس

نتایج مربوط به فرکанс‌های طبیعی و شکل مودهای ماهواره در چهار مود اول آن به ترتیب در اشکال ۸ الی ۱۱ نشان داده شده است. با توجه به این اشکال مشخص می‌شود که فرکانس طبیعی اول جانبی و محوری ماهواره به ترتیب برابر با $64\frac{2}{3}$ هرتز است که بزرگ‌تر از الزام ارائه شده از طرف پرتابگر است. بنابراین، سازه ماهواره طراحی شده، الزامات فرکانسی پرتابگر را برآورده نموده و پدیده تشدید در آن رخ نخواهد داد.



شکل (۸): شکل مود ارتعاشی اول (جانبی) ماهواره با فرکانس ۶۴ هرتز

۳- تحلیل المان محدود سازه ماهواره

برای اطمینان از طراحی انجام شده لازم است تحلیل‌های المان محدود بر روی سازه طراحی شده انجام شود. یکی از مهم‌ترین تحلیل‌های المان محدود برای بررسی سازه طراحی شده، تحلیل مودال سازه شامل استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها است. برای جلوگیری از پدیده تشدید، باید فرکانس‌های طبیعی سازه ماهواره طراحی شده در جهت‌های طولی و عرضی از فرکانس‌های کاری پرتابگر مورد نظر بیش‌تر باشد تا کوپلینگ دینامیکی بین مودهای فرکانس پایین پرتابگر و ماهواره ایجاد نشود. الزامات فرکانسی وارد شده از سمت پرتابگر برای طراحی ماهواره مورد نظر شامل الزام حداقل فرکانس طولی ۶۰ هرتز و حداقل فرکانس جانبی ۲۵ هرتز است. بنابراین، فرکانس‌های طبیعی سازه طراحی شده در جهت‌های طولی و عرضی، از مقادیر ذکر شده باید بیش‌تر باشد تا پدیده تشدید در ماهواره ایجاد نشود. برای تحلیل مودال و استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها، از نرمافزار انسیس^۱ استفاده شده است. برای مدل‌سازی المان محدود سازه ماهواره به همراه تجهیزات سایر زیرسیستم‌ها، در مجموع از تعداد ۱۲۶۷۸۱ المان استفاده شده است. برای مدل‌سازی رینگ ماهواره، صفحه مبنا و صفحات صلیبی، از المان سه بعدی SOLID186 و برای مدل‌سازی صفحات جانبی ماهواره، از المان دو بعدی shell281 استفاده شده است. برای اعمال شرایط مرزی ماهواره، تمام درجات آزادی نودهای موجود در محل اتصال رینگ ماهواره با رینگ معکوس پرتابگر برابر با صفر در نظر گرفته شده و برای اتصال اجزا به یکدیگر، از المان Beam به منظور مدل‌سازی اتصالات پیچی استفاده شده است. جرم مدل المان محدود ماهواره برابر با ۱۱۰ کیلوگرم است. مدل المان محدود ماهواره در نرمافزار انسیس در شکل ۷ نمایش داده شده است.

¹ Ansys

- ۱- ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتاگر
- ۲- ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتاگر
- ۳- بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی
- ۴- بارهای استاتیکی ناشی از شوک

ترکیب بارگذاری فوق در حالت کلی شامل ۷۸ حالت مختلف بارگذاری می‌شود که سازه ماهواره باید به گونه‌ای طراحی شود که در تمام این ۷۸ حالت مختلف، در محدوده ایمن قرار گیرد. در ادامه، نحوه محاسبه و تحلیل هر یک از حالتهای مختلف بارگذاری وارد بر ماهواره تشریح می‌شود.

۱-۳- بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتاگر

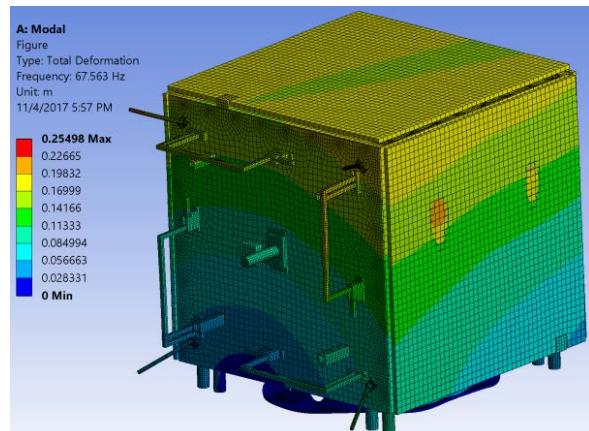
بارهای استاتیکی منتجه از ترکیب ارتعاشات اتفاقی (RLV) و بارهای شبه استاتیکی پرتاگر با استفاده از روابط مایلز محاسبه می‌شوند. در روابط مایلز، برای محاسبه شتاب‌های RVL، ابتدا باید تحلیل مودال سازه برای مودها به گونه‌ای انجام شود که تا حدود ۹۰٪ جرم سازه به عنوان جرم موثر شده در سازه به دست آید. سپس، با انتخاب مودهای دارای جرم موثر بالای ۲٪ و با استفاده از روابط زیر، شتاب‌های RVL در جهات مختلف محاسبه می‌شوند [۲۵]:

$$P_i = \sqrt{\frac{\pi}{2} \times f_i \times Q \times W_i \times g \times m_{eff,i}} \quad (1)$$

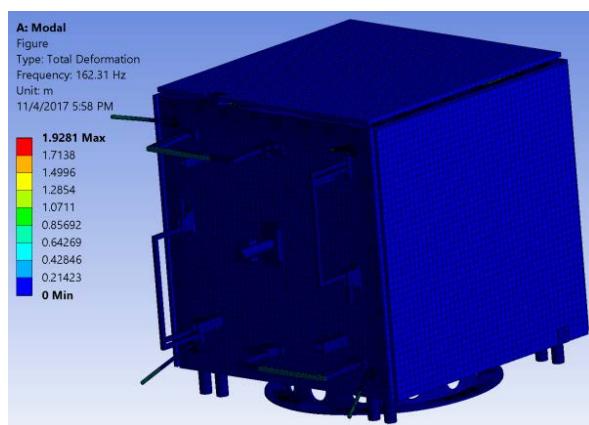
در رابطه فوق، f_i و W_i به ترتیب فرکانس طبیعی و مقدار PSD در مود i و Q ضریب تقویت است. همچنین، در این رابطه $m_{eff,i}$ جرم موثر به دست آمده در مود i و g مقدار شتاب جاذبه زمین برابر ۹/۸۱ است. در نهایت، شتاب‌های RVL در جهات مختلف با اعمال ضریب ۳، بر اساس نتایج آماری و عدم قطعیت در معادل‌سازی استاتیکی و با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شوند [۲۶]:

$$RVL = 3 \times \frac{\sqrt{\sum P_i^2}}{\sum m_{eff,i} \times g} \quad (2)$$

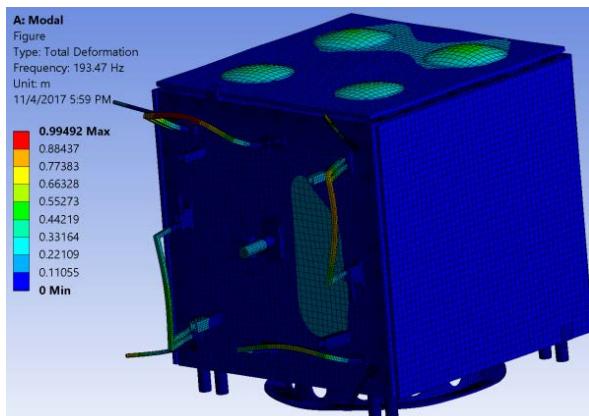
پس از محاسبه شتاب‌های RVL در جهات مختلف، بارهای استاتیکی منتجه از ترکیب ارتعاشات اتفاقی (RLV) و بارهای



شکل (۹): شکل مود ارتعاشی دوم (جانبی) ماهواره با فرکانس ۶۷/۵ هرتز



شکل (۱۰): شکل مود ارتعاشی سوم (محوری) ماهواره با فرکانس ۱۶۲/۳ هرتز



شکل (۱۱): شکل مود ارتعاشی چهارم (محوری) ماهواره با فرکانس ۱۹۳/۴ هرتز

پرتابگر ماهواره در واقعیت و در هنگام پرتاب، ترکیبی از بارهای ارتعاشی را تجربه می‌نماید که شامل موارد زیر است:

جدول (۲): بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و
بارهای شبه استاتیکی پرتاگر [۲۸]

| حالت بارگذاری | طولی (در جهت X) عرضی (در جهت Z) | عرضی (در جهت X) طولی (در جهت Z) | عرضی (در جهت Z) طولی (در جهت X) |
|--|--|---|------------------------------------|
| $\pm \begin{pmatrix} QSL_{LAT} + \\ QS_{Sine-LAT} \end{pmatrix}$ | $\pm QSL_{LAT}$ | $\pm QSL_{AX}$ | ۳۲-۲۵ |
| $\pm QSL_{LAT}$ | $\pm \begin{pmatrix} QSL_{LAT} + \\ QS_{Sine-LAT} \end{pmatrix}$ | $\pm QSL_{AX}$ | ۴۰-۳۳ |
| $\pm QSL_{LAT}$ | $\pm QSL_{LAT}$ | $\pm \begin{pmatrix} QSL_{LAT} + \\ QS_{Sine-AX} \end{pmatrix}$ | ۴۸-۴۱ |

۲-۴ بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی

در آزمون ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی ماهواره، سازه تحت بار ارتعاشات اتفاقی در سطح ۶ دسیبل بالاتر از مقادیر موجود در اسناد پرتاگر به مدت ۱۲۰ ثانیه قرار می‌گیرد. میزان نیروهای استاتیکی به دست آمده در این حالت، مانند روشی که در محاسبه بارهای ارتعاشات اتفاقی پرتاگر به دست آمده PSD موجود در دفترچه پرتاگر چهار برابر بزرگ‌تر در نظر گرفته می‌شوند. این آزمون در هر سه جهت ماهواره به صورت جداگانه انجام شده و بارهای جانبی نیز در هر جهت برابر ۱۰٪ جهت اصلی اعمال بار فرض می‌شوند. بنابراین، با توجه به مطالب بیان شده، بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی برای آزمون مدل کیفی با استفاده از روابط جدول زیر به دست می‌آیند [۲۸].

جدول (۳): بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی [۲۸]

| حالت بارگذاری | طولی (در جهت X) عرضی (در جهت Z) | عرضی (در جهت X) طولی (در جهت Z) | عرضی (در جهت Z) طولی (در جهت X) |
|------------------------------|------------------------------------|------------------------------------|------------------------------------|
| $\pm RVL_{LAT-Y}$ | $\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Y}$ | $\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Y}$ | ۵۶-۴۹ |
| $\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Z}$ | $\pm RVL_{LAT-Z}$ | $\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Z}$ | ۶۴-۵۷ |
| $\pm 0.1 \times RVL_{AX-X}$ | $\pm 0.1 \times RVL_{AX-X}$ | $\pm RVL_{AX-X}$ | ۷۲-۶۵ |

شبه استاتیکی پرتاگر، با استفاده از روابط موجود در جدول ۱ به دست می‌آیند:

جدول (۱): بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و
بارهای شبه استاتیکی پرتاگر [۲۸]

| حالت بارگذاری | طولی (در جهت X) عرضی (در جهت Z) | عرضی (در جهت X) طولی (در جهت Z) | عرضی (در جهت Z) طولی (در جهت X) |
|--|--|--|------------------------------------|
| $\pm \sqrt{QSL_{LAT}^2 + RVL_{LAT-Y}^2}$ | $\pm QSL_{LAT}$ | $\pm QSL_{AX}$ | ۸-۱ |
| $\pm QSL_{LAT}$ | $\pm \sqrt{QSL_{LAT}^2 + RVL_{LAT-Z}^2}$ | $\pm QSL_{AX}$ | ۱۶-۹ |
| $\pm QSL_{LAT}$ | $\pm QSL_{LAT}$ | $\pm \sqrt{QSL_{AX}^2 + RVL_{AX-X}^2}$ | ۲۴-۱۷ |

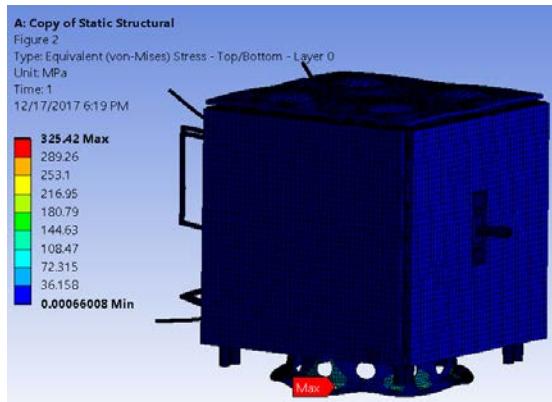
۲-۳ بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتاگر

نیروهای استاتیکی معادل ناشی از ارتعاشات سینوسی در جهات مختلف با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شوند [۲۸]:

$$QS_{Sine} = g_{Input} \times Q \times SF \quad (3)$$

در رابطه فوق، g_{Input} در هر راستا برابر با شتاب استخراج شده از روی نمودار بارهای ارتعاشات سینوسی واردہ از طرف پرتاگر در فرکانس طبیعی اول محاسبه شده در آن راستا است. در رابطه فوق، Q و SF به ترتیب ضریب تقویت و ضریب اطمینان هستند. ضریب اطمینان مطابق با اسناد پرتاگر برابر با $1/5$ و ضریب تقویت برابر با 10 در نظر گرفته می‌شود. پس از محاسبه شتاب‌های QS_{Sine} در جهات مختلف، بارهای استاتیکی منتجه از ترکیب ارتعاشات فرکانس پایین (سینوسی) و بارهای شبه استاتیکی با استفاده از روابط زیر به دست می‌آیند [۲۸].

حداکثر تنش فون مایزز ایجاد شده در ماهواره حدوداً برابر با ۳۲۵ مگاپاسکال است که در محل اتصال آداتپور با پرتتابگر اتفاق افتاده است. بنابراین، با توجه به این تحلیل مشخص می‌شود که حداکثر تنش ایجاد در کل ماهواره در بحرانی‌ترین حالت بارگذاری، از تنش تسليم آلومینیوم ۷۰۷۵ که برابر با ۵۰۰ مگاپاسکال است، کمتر است. بنابراین، سازه ماهواره در ته ام ۷۸ می‌توان ادعا نمود که ماهواره طراحی شده توانایی تحمل بارهای مختلف ناشی از پرتتاب را دارد و در اثر بارهای ناشی از پرتتاب هیچ گونه آسیبی در ماهواره ایجاد نمی‌شود.



شکل (۱۲): توزیع تنش فون مایزز در کل ماهواره در بحرانی‌ترین حالت بارگذاری (حالت ۶۵)

-۴ آزمون‌های مکانیکی ماهواره

برای اطمینان از عملکرد صحیح ماهواره در طول پرتتاب باید مطابق با استاندارد ECSS-E-10-03 [۲۶]، یک سری آزمون‌های مکانیکی بر روی ماهواره انجام شود. با توجه به فلسفه مدل در نظر گرفته شده برای ماهواره، این آزمون‌ها در یکی از سطوح پروازی، پیش پروازی یا کیفی خواهد بود. در این مقاله، با توجه به فلسفه مدل در نظر گرفته شده برای ماهواره مخابراتی مورد بررسی، آزمون‌ها در سطح کیفی انجام شده است. در شکل ۱۳، نمایی از ماهواره مورد بررسی بر روی شیکر^۲ برای انجام آزمون‌های مکانیکی نشان داده شده است.

۴-۵ بارهای استاتیکی ناشی از شوک

بارهای استاتیکی ناشی از شوک، پس از مشخص کردن مودهای موثر در جهات مختلف، با ضرب نیروهای شوک موجود در استاندار پرتتابگر در هر راستا در درصد جرمی مودال سازه در مودهای انتخاب شده به دست می‌آید. میزان نیروی معادل شوک وارد بر سازه در هر راستا برابر حداکثر نیروی به دست آمده از هر مود است. در واقع، نیروی معادل شوک وارد بر سازه در هر راستا با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۲۸]:

$$g_{Shock} = S_i \times \frac{m_{eff,i}}{M_{Total}} \quad (4)$$

در رابطه فوق، S_i در هر راستا برابر با مقدار نیروی شوک استخراج شده از روی نمودار شوک وارد از طرف پرتتابگر در فرکанс انتخاب شده در آن راستا است. هم‌چنین، در رابطه فوق i به ترتیب جرم موثر به دست آمده در مود g_{Shock} و M_{Total} ام و جرم کل ماهواره هستند. پس از محاسبه شتاب‌های در جهات مختلف، بارهای استاتیکی ناشی از شوک از روابط جدول ۴ به دست می‌آیند [۲۸].

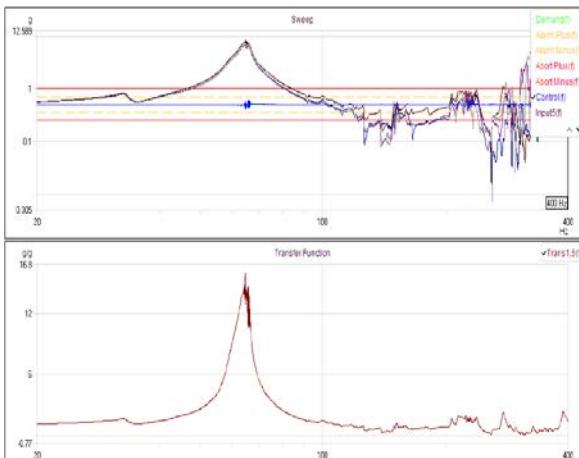
جدول (۴): بارهای استاتیکی ناشی از شوک [۲۸]

| حالات | عرضی (در جهت Z) | عرضی (در جهت X) | طولی (در جهت Y) |
|-----------------------|-----------------------|----------------------|-----------------|
| بارگذاری | | | |
| $\pm g_{Shock-LAT-Y}$ | - | - | ۷۴-۷۳ |
| - | $\pm g_{Shock-LAT-Z}$ | - | ۷۶-۷۵ |
| - | - | $\pm g_{Shock-AX-X}$ | ۷۸-۷۷ |

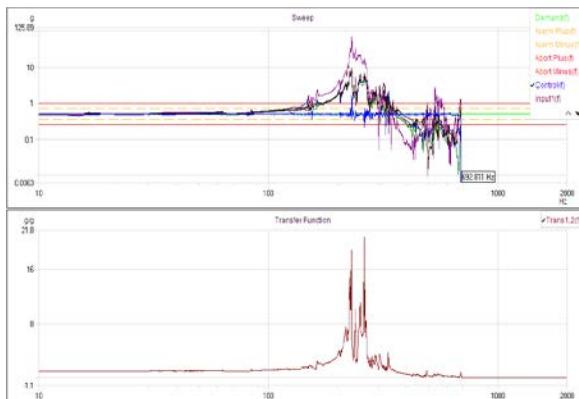
در این مقاله، تمام ۷۸ حالت مختلف بارگذاری وارد بر ماهواره با استفاده از روابط بیان شده محاسبه شد و در هریک از این حالت‌ها توزیع تنش فون مایزز^۱ در کل ماهواره استخراج شد. در بین ۷۸ حالت بارگذاری مختلف وارد بر ماهواره، بارگذاری حالت ۶۵ که در اثر ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی ایجاد شده، به عنوان بحرانی‌ترین حالت در ماهواره شناخته شد. در شکل ۱۲، توزیع تنش فون مایزز در ماهواره در اثر بارگذاری حالت ۶۵ نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشاهده می‌شود که

² Shaker

¹ Vonmises stress



شکل (۱۴): نتایج آزمون جستجوی فرکانسی ماهواره در راستای عرضی



شکل (۱۵): نتایج آزمون جستجوی فرکانسی ماهواره در راستای طولی

جدول (۵): مقایسه میان نتایج عددی و تجربی فرکانس‌های طبیعی ماهواره مورد بررسی

| راستا | نتایج تحلیل (هرتز) | نتایج تحلیل (هرتز) | درصد خطا |
|-----------|--------------------|--------------------|----------|
| جانبی اول | ۶۴۰/۰ | ۶۵ | ۱/۵ |
| جانبی دوم | ۶۷/۵۶ | ۶۷ | ۰/۸ |
| محوری اول | ۱۶۲/۳۱ | ۱۵۵ | ۴/۷ |
| محوری دوم | ۱۹۳/۴۷ | ۲۰۲ | ۴/۴ |

۴-۲ آزمون ارتعاشات اتفاقی

آزمون ارتعاشات اتفاقی یکی از آزمون‌های بسیار مهم و تعیین کننده برای سازه ماهواره است. در این آزمون، سازه ماهواره تحت ارتعاشات اتفاقی مطابق با پروفایل پرتاگر از فرکانس ۲۰ تا ۲۰۰۰ هرتز قرار می‌گیرد. مدت زمان این آزمون



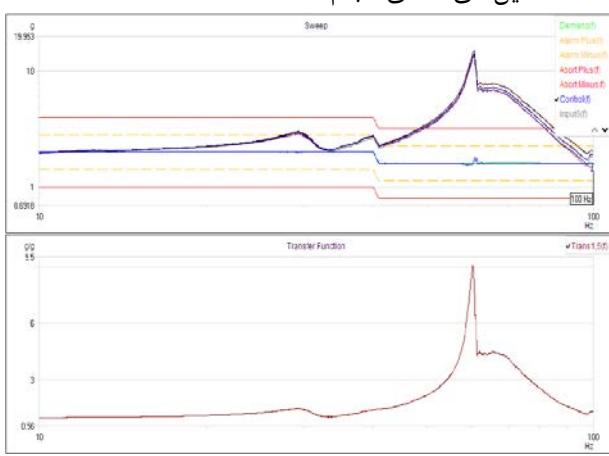
شکل (۱۳): نمایی از ماهواره مورد بررسی بر روی شیکر برای انجام آزمون‌های مکانیکی

۴-۱ آزمون جستجوی فرکانس طبیعی

مطابق با استاندارد ECSS، اولین آزمون مکانیکی که باید بر روی ماهواره انجام پذیرد، آزمون مودال^۱ به منظور تعیین فرکانس‌های طبیعی ماهواره است. در این راستا، آزمون جستجوی فرکانسی از فرکانس ۵ تا ۲۰۰۰ هرتز با نرخ جاروب ۲ oct/min با شتاب ۰/۵ g، در جهت‌های عرضی و محوری بر روی ماهواره انجام شد. نتایج مربوط به انجام آزمون جستجوی فرکانسی ماهواره در راستای عرضی و طولی با توجه به ثبت نتایج سنسورهای شتاب‌سنج متصل به ماهواره، به ترتیب در اشکال ۱۴ و ۱۵ نشان داده شده است. در جدول ۵، مقایسه میان فرکانس‌های طبیعی استخراج شده از آزمون‌های مکانیکی با نتایج تحلیل‌های المان محدود انجام شده درج شده است. با توجه به این جدول، مشاهده می‌شود که تطابق بسیار خوبی بین نتایج تحلیل‌های انجام شده با نتایج آزمون‌های تجربی وجود دارد که این امر صحه‌ای بر فرایند طراحی و تحلیل ماهواره است. همچنین، با توجه به نتایج حاصله مشخص می‌شود که مقادیر فرکانس طبیعی ماهواره در راستای طولی و جانبی از فرکانس‌های کاری پرتاگر بیشتر بوده و بنابراین، پدیده تشديد در ماهواره اتفاق نمی‌افتد.

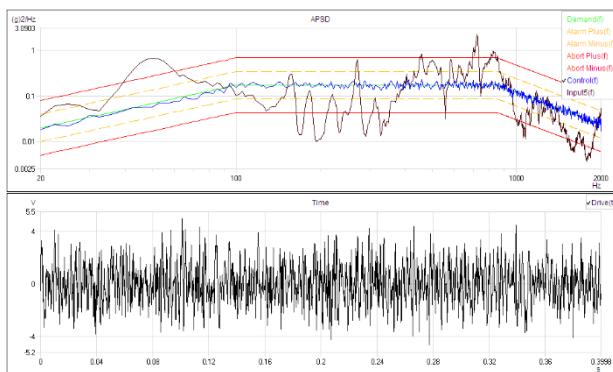
^۱ Modal test

مطابق با پروفیل پرتابگر از فرکانس ۵ تا ۱۰۰ هرتز قرار می‌گیرد. نرخ جاروب فرکانسی در این آزمون با توجه به سطح تست مشخص می‌شود. در سطح کیفی، نرخ جاروب ۲ oct/min است و سازه ماهواره باید ارتعاشات واردہ در این مدت را تحمل نماید و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشود. نتایج مربوط به انجام آزمون ارتعاشات سینوسی ماهواره در راستای عرضی و طولی با توجه به ثبت نتایج سنسورهای شتاب‌سنج متصل به ماهواره به ترتیب در اشکال ۱۷ و ۱۸ نشان داده شده است. با توجه به شکل ۱۷ مشاهده می‌شود، پاسخ ارتعاشات سینوسی جانبی ماهواره در نزدیکی مقدار فرکانس طبیعی عرضی ماهواره (حدود ۶۴ هرتز) دارای پیک است در حالی که این پیک در پاسخ ارتعاشات سینوسی محوری ماهواره به علت بیشتر بودن فرکانس طبیعی ماهواره در راستای طولی از ۱۰۰ هرتز مشاهده نمی‌شود. همچنان، بعد از انجام آزمون سینوسی کل ماهواره مورد بازرسی چشمی قرار گرفت و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشد. مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات سینوسی ماهواره مورد بررسی در جدول ۷ درج شده است. با توجه به این جدول، مشاهده می‌شود تطابق بسیار خوبی بین نتایج عددی و نتایج آزمون‌های تجربی وجود دارد که بیانگر صحت تحلیل‌های عددی انجام شده است.



شکل (۱۷): نتایج آزمون ارتعاشات سینوسی ماهواره در راستای عرضی

با توجه به سطح تست مشخص می‌شود. در سطح کیفی، مدت زمان این آزمون ۲ دقیقه است و سازه ماهواره باید ارتعاشات واردہ در این مدت را تحمل نماید و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشود. در شکل ۱۶، نتایج مربوط به انجام آزمون ارتعاشات اتفاقی ماهواره با توجه به ثبت پاسخ سنسورهای شتاب‌سنج متصل به ماهواره نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشاهده می‌شود، پاسخ ماهواره در بازه فرکانسی ۱۰۰ الی ۵۰۰ هرتز و همچنین ۹۵۰ الی ۲۰۰۰ هرتز تقریباً در زیر ورودی پرتابگر است ولی در سایر بازه‌های فرکانسی، پاسخ ماهواره در بالای سطح پرتابگر است. همچنان، بعد از انجام این آزمون کل ماهواره مورد بازرسی چشمی قرار گرفت و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشد. مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات اتفاقی ماهواره مورد نظر در جدول ۶ ارائه شده است. با توجه به این جدول مشاهده می‌شود، تطابق خوبی بین نتایج تحلیل‌ها و آزمون‌های انجام شده وجود دارد.



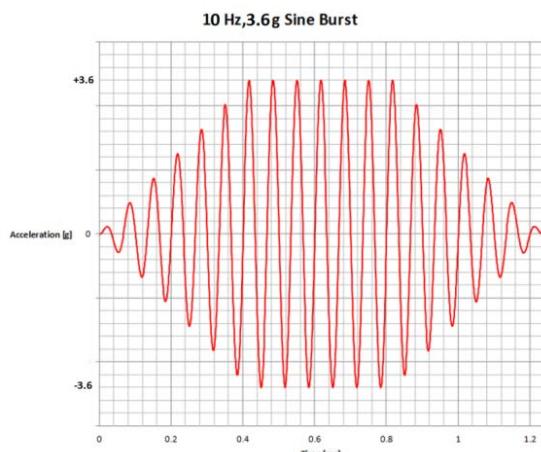
شکل (۱۶): نتایج آزمون ارتعاشات اتفاقی ماهواره

جدول (۶): مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات اتفاقی ماهواره مورد بررسی

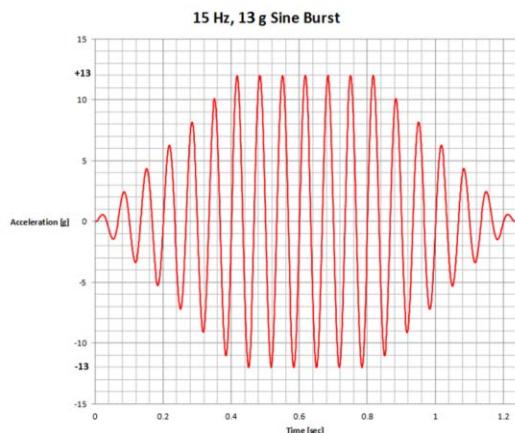
| سنسور | نتایج تحلیل (grms) | نتایج آزمون (grms) | درصد خطأ |
|---------------|--------------------|--------------------|----------|
| سنسور صفحه X+ | ۱۸/۸ | ۱۸/۱ | ۳/۷ |
| سنسور صفحه X- | ۱۶/۵ | ۱۵/۸ | ۴/۲ |

۴-۳ آزمون ارتعاشات سینوسی

آزمون ارتعاشات سینوسی به منظور اطمینان از تحمل ارتعاشات فرکانس پایین واردہ از طرف پرتابگر به ماهواره انجام می‌شود. در این آزمون، سازه ماهواره تحت ارتعاشات سینوسی



شکل (۱۹): مشخصات آزمون شبه استاتیکی در راستای عرضی



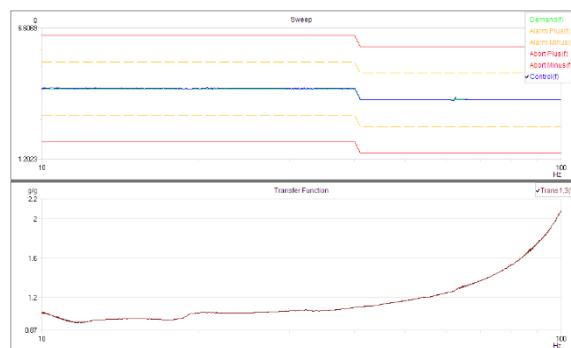
شکل (۲۰): مشخصات آزمون شبه استاتیکی در راستای محوری

۴-۵ آزمون شوک مکانیکی

آزمون شوک دندانه ارهای به منظور اطمینان از تحمل شوک واردہ به ماهواره ناشی از عملکرد فنر جدایش انجام می‌پذیرد. آزمون شوک مکانیکی در سطح کیفی مطابق با جدول ۹ انجام پذیرفت. در شکل ۲۱، نتایج مربوط به انجام شوک مکانیکی ماهواره با توجه به ثبت پاسخ سنسورهای شتابسنج متصل به ماهواره نشان داده شده است.

جدول (۹): مشخصات آزمون شوک مکانیکی

| جهت | جهت | تکرار تست | سطح تست | هدف تست | نوع تست |
|-----------|-----|-----------|------------|---------|---------|
| جهت محوری | جهت | سه بار | سطح پروازی | صلاحیت | تست شوک |



شکل (۱۸): نتایج آزمون ارتعاشات سینوسی ماهواره در راستای طولی

جدول (۷): مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات سینوسی ماهواره مورد بررسی

| راستا | حداکثر شتاب حس شده در تحلیل (g) | حداکثر شتاب حس شده در آزمون (g) | درصد خطأ |
|-------|---------------------------------|---------------------------------|----------|
| عرضی | ۱۵/۱ | ۱۵/۵ | ۲/۶ |
| طولی | ۲/۰ | ۲/۱ | ۴/۸ |

۴-۴ آزمون شبه استاتیکی

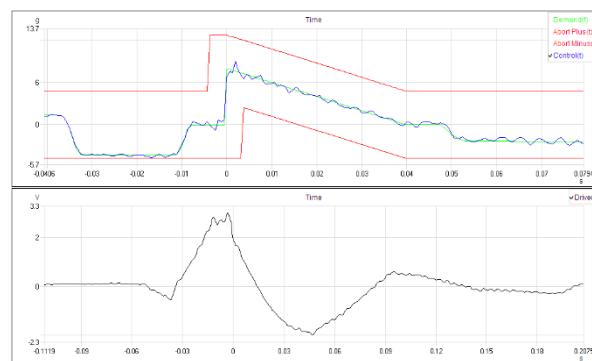
آزمون شبه استاتیکی برای اطمینان از تحمل شتابهای شبه استاتیکی واردہ از طرف پرتاگر به ماهواره انجام می‌شود. در این آزمون، سازه ماهواره بارهای شبه استاتیکی مطابق با پروفایل پرتاگر قرار می‌گیرد. هدف این آزمون، عدم ایجاد آسیب در کل ماهواره در اثر بارگذاری واردہ است. با توجه به فلسفه مدل ماهواره مورد بررسی، آزمون شبه استاتیکی در سطح کیفی مطابق با شکل‌های ۱۹ و ۲۰ به ترتیب برای راستاهای جانبی و محوری و مطابق با جدول ۸ انجام پذیرفت. در این راستا، ماهواره در راستای عرضی با فرکانس ۱۰ هرتز و در راستای محوری با فرکانس ۱۵ هرتز مطابق با پروفایل نشان داده شده تحت شتاب شبه استاتیکی برای اطمینان از تحمل بارهای شبه استاتیکی حین پرتاگر قرار می‌گیرد. بعد از انجام این آزمون، کل ماهواره مورد بازرگاری چشمی قرار گرفت و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشد که نشان دهنده قابلیت تحمل شتابهای شبه استاتیکی ناشی از پرتاگر توسط ماهواره است.

جدول (۸): مشخصات آزمون شبه استاتیکی

| جهت | زمان تست | سطح تست | نوع تست | هدف |
|-------------|----------|----------------------|---------|----------------------------|
| هر سه یکبار | هرچه | استاتیک سطح پروازی * | صلاحیت | برآیند شتابهای شبه استاتیک |

مراجع

- [1] D. Kamran, A. Maziar, and S. Hossein, "FARAGAM algorithm in satellite layout," in *Proceedings of the Sixth Asia-Pacific Conference on Multilateral Cooperation in Space Technology and Applications, Beijing*, 2001, pp. 120-127.
- [2] J. Cagan, K. Shimada, and S. Yin, "A survey of computational approaches to three-dimensional layout problems," *Computer-Aided Design*, vol. 34, no. 8, pp. 597-611, 2002.
- [3] Z. Sun, H. Teng, and Z. Liu, "Several key problems in automatic layout design of spacecraft modules," *Progress In Natural Science*, vol. 13, no. 11, pp. 801-808, 2003.
- [4] M. O. Kahraman, E. D. Swenson, and J. T. Black, "A constraint based approach for building operationally responsive space satellites," in *2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 2009, pp. 506-511: IEEE.
- [5] m. fakoor, "Review of method for optimal layout of satellite components," (in eng), *Modares Mechanical Engineering*, vol. 13, no. 9, pp. 126-137, 2013.
- [6] M. Fakoor, S. M. N. Ghoreishi, and H. Sabaghzadeh, "Spacecraft component adaptive layout environment (SCALE): an efficient optimization tool," *Advances in Space Research*, vol. 58, no. 9, pp. 1654-1670, 2016.
- [7] Z.-G. Sun and H.-F. Teng, "Optimal layout design of a satellite module," *Engineering optimization*, vol. 35, no. 5, pp. 513-529, 2003.
- [8] B. Zhang, H.-F. Teng, and Y.-J. Shi, "Layout optimization of satellite module using soft computing techniques," *Applied Soft Computing*, vol. 8, no. 1, pp. 507-521, 2008.



شکل (۲۱): نتایج آزمون شوک مکانیکی ماهواره

۵- نتیجه‌گیری

سازه ماهواره باید علاوه بر تأمین فضای کافی و مناسب برای تجهیزات زیرسیستم‌های مختلف ماهواره، بارهای اعمالی از طرف پرتابگر در طول پرتاب را تحمل نماید و هیچ گونه آسیبی در آن ایجاد نشود. در این مقاله، تمامی فرایندهای لازم به منظور طراحی، تحلیل و آزمون یک سازه ماهواره مخابراتی تشریح شده است. در طراحی صورت گرفته برای سازه ماهواره، از ایده طرح صلیبی برای ساختار سازه اصلی ماهواره استفاده شده که طراحی این سازه را منحصر به فرد و ممتاز کرده است. همان‌طور که نتایج تحلیل‌های المان محدود و هم‌چنین آزمون مودال نشان دادند، لی ن نوآوری در طراحی سازه بدون این‌که افزایش چشم‌گیری در وزن سازه به همراه داشته باشد، باعث افزایش چشم‌گیر استحکام محوری و جانبی ماهواره و به تبع آن، افزایش مقادیر فرکانس‌های طبیعی ماهواره در راستای محوری و جانبی شده است. در نهایت، به منظور اطمینان از طراحی انجام شده برای سازه ماهواره و قابلیت آن در تحمل بارهای ناشی از پرتاب، تمامی آزمون‌های مکانیکی مطابق با استاندارد ECSS شامل آزمون مودال، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شبه استاتیکی و شوک مکانیکی بر روی سازه ماهواره انجام شد. نتایج آزمون‌ها به همراه بازرسی‌های فنی انجام شده بعد از انجام آزمون‌ها نشان دادند که سازه طراحی شده توانایی تحمل ارتعاشات ناشی از پرتاب را دارد و هیچ گونه آسیبی در آن ایجاد نمی‌شود. هم‌چنین، نتایج آزمون‌ها تطابق بسیار خوبی با تحلیل‌های المان محدود انجام شده شامل تحلیل مودال برای استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مود ماهواره داشت و بیانگر صحت طراحی انجام شده برای سازه ماهواره است.

- stiffness," *Aerospace Science and Technology*, vol. 118, p. 107061, 2021.
- [17] A. Boudjemai, M. Bouanane, L. Merad, and A. S. Mohammed, "Small satellite structural optimisation using genetic algorithm approach," in *2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 2007, pp. 398-406: IEEE.
- [18] A. Aborehab, M. Kassem, A. Nemnem, M. Kamel, and H. Kamel, "Configuration design and modeling of an efficient small satellite structure," *Engineering Solid Mechanics*, vol. 8, no. 1, pp. 7-20, 2020.
- [19] M. Safarabadi, H. Haghshenas, and H. Kelardeh, "Design of micro-vibration isolation system for a remote-sensing satellite payload using viscoelastic Materials," *Engineering Solid Mechanics*, vol. 8, no. 1, pp. 69-76, 2020.
- [۲۰] م. صفرآبادی، ح. امامی، "بررسی میزان اعتبار به روز کردن مدل اجزا محدود سازه یک ماهواره میکرو با استفاده از نتایج آزمون ارتعاشات اتفاقی"، هفتمین همایش انجمن هوافضای ایران، تهران، ۱۳۸۶.
- [21] H. Emami, F. Farhani, and M. Safarabadi, "Influence of modal effective mass distribution on the static and dynamic behavior of a satellite structure under base excitations," *Material Science Research of India*, vol. 5, no. 2, pp. 209-218, 2008.
- [22] M. R. Roosta and M. Safarabadi, "Study of mass reduction possibility of a cubic microsatellite by replacing isogrid structure with sandwich panel structure using finite element analysis," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 16, no. 9, pp. 241-248, 2016.
- [23] M. R. Roosta and M. Safarabadi, "Investigation of a micro satellite structural properties on its effective vibration modes," *5th International Conference on Acoustics and Vibration*, 2015.
- [9] H.-f. Teng, S.-l. Sun, D.-q. Liu, and Y.-z. Li, "Layout optimization for the objects located within a rotating vessel—a three-dimensional packing problem with behavioral constraints," *Computers & Operations Research*, vol. 28, no. 6, pp. 521-535, 2001.
- [10] J.-Z. Huo and H.-F. Teng, "Optimal layout design of a satellite module using a coevolutionary method with heuristic rules," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 22, no. 2, pp. 101-111, 2009.
- [11] A. Salehi, M. Fakoor, A. Kosari, and S. M. N. Ghoreishi, "Conceptual Design Process for LEO Satellite Constellations Based on System Engineering Disciplines," *CMES-COMPUTER MODELING IN ENGINEERING & SCIENCES*, vol. 131, no. 2, pp. 599-618, 2022.
- [۱۲] م. باقر بهرامی، "طراحی بهینه سازه یک میکروماهواره با قیود ارتعاشی"، علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ۱، شماره ۱، صفحات ۱۴۰۰-۱۴۰۵.
- [13] T. P. Sarafin and W. J. Larson, "Spacecraft structures and mechanisms: from concept to launch," 1995.
- [14] W. J. Larson and J. Wertz, "Space Mission Analysis and Design, Space Technology Library," Published jointly by Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 2005.
- [15] M. Aliha, S. Ghoreishi, D. Imani, Y. Fotoohi, and F. Berto, "Mechanical and fracture properties of aluminium cylinders manufactured by orbital friction stir welding," *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 43, no. 7, pp. 1514-1528, 2020.
- [16] J. Guo, J. Zhang, Y. Feng, F. Wang, and C. Li, "Lightweight implementation of natural vibration frequency adjustment of satellite structures by varying the structural

[۲۴] ح. امامی، م. صفرآبادی، "بررسی تاثیر هندسه و صلیبت صفحات جانبی یک ماهواره مکعبی در رفتار سازه تحت بارگذاری دینامیک حاصل از شرایط محیطی پرتاب"، *ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوافضای ایران*، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۸۵.

[۲۵] م. صفرآبادی، ح. امامی، "تأثیر نحوه توزیع جرم موثر مودهای ارتعاشی و رفتار محلی صفحات جانبی یک ماهواره مکعبی در طراحی سازه تحت بارگذاری دینامیک حاصل از شرایط محیطی پرتاب"، *پانزدهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک*، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۸۶.

- [26] *Testing*, ECSS-E-ST-10-03C, 2022.
- [27] A. ArianeSpace, "User's Manual (Issue 2-Revision 0)," *E. Perez (Ed.)*, 2012.
- [28] M. Safarabadi and S. Bazargan, "Prediction of equivalent static loads act on a micro satellite via modal analysis," *Engineering Solid Mechanics*, vol. 3, no. 2, pp. 75-84, 2015.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 64-75
2023

DOI:

10.22034/jsta.2023.377577.1106

Article Info

Received: 2022-12-20
Accepted: 2023-05-31

Keywords

Star Sensor, Star identification, Lost-in-Space Star Identification, Hausdorff Distance

How to Cite this article

Mona Zahednamazi, Alireza Toloei, Reza Ghasemi ,” Lost-in-space star identification algorithm based on Hausdorff distance with two approaches: Pivot star and celestial sphere segmentation”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.:64-75, 2023.

Lost-in-space star identification algorithm based on Hausdorff distance with two approaches: Pivot star and celestial sphere segmentation

Mona Zahednamazi^{1*}, Alireza Toloei², Reza Ghasemi³

^{1*} Faculty of New Technologies and Aerospace Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran, m_zahednamazi@sbu.ac.ir

² Faculty of New Technologies and Aerospace Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran, toliei@sbu.ac.ir

³ Faculty of Electrical Engineering Department, University of Qom, Qom, Iran
r.ghasemi@qom.ac.ir

Abstract

One of the best attitude sensors for space applications is the star sensor. This sensor determines the attitude using stars in the field of view. One of the main advantages of this sensor is attitude initialization using lost-in-space star identification algorithms. This paper presents a new lost-in-space star identification algorithm based on Hausdorff distance. Using Hausdorff distance, two different identification algorithms have been proposed, and their results have been compared. The first approach is designed based on pivot star, and the second approach uses the segmentation of the celestial sphere. The performance of these two approaches has been investigated using the simulation of 200 random directions of the star sensor in different magnitudes. The results show the approach of the pivot star has a better performance, and its identification rate is 93.5% at the magnitude of 6. Also, the identification time of the Hausdorff algorithm has been compared with the pyramid algorithm and some geometric algorithms. The results show that the Hausdorff identification algorithm has the shortest identification time which makes it suitable for real-time applications



مقاله پژوهشی

الگوریتم شناسایی ستاره گم شده در فضا مبتنی بر فاصله هاسدورف با دو رویکرد ستاره محور و بخش بندی کره سماوی

منا زاهد نمازی^{۱*}، علیرضا طلوعی^۲، رضا قاسمی^۳

۱- دکترا، دانشکده فناوری های نوین و مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران (نویسنده مسئول) m_zahednamazi@sbu.ac.ir

۲- دانشیار، دانشکده فناوری های نوین و مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران toloei@sbu.ac.ir

۳- دانشیار، دانشکده مهندسی، دانشگاه قم، قم، ایران r.ghasemi@qom.ac.ir

دسترسی پذیر در نشانی:
Journal.isre.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۶۴-۷۵
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:

10.22034/jsta.2023.377577.1106

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۲۹

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۰

واژه های کلیدی

حسگر ستاره، الگوریتم شناسایی،
الگوریتم شناسایی گم شده در فضا،
فاصله هاسدورف

نحوه استناد به مقاله

منا زاهد نمازی، علیرضا طلوعی، رضا قاسمی. "الگوریتم شناسایی ستاره گم شده در فضا مبتنی بر فاصله هاسدورف با دو رویکرد ستاره محور و بخش بندی کره سماوی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۷۵-۶۴، ۱۴۰۲.

¹ Hausdorff

۱- مقدمه

یک الگوریتم شناسایی، در واقع الگویی است که بر روی مجموعه‌ای از ستارگان پیاده‌سازی شده و ویژگی‌های آن استخراج می‌شود. این الگو می‌تواند زوایای داخلی یک مثلث مشکل از سه ستاره، ویژگی‌های آماری ستارگان همسایگی یک ستاره اصلی و ... باشد. اما تمامی ویژگی‌های مورد استفاده دارای یک خاصیت مشترک هستند: این ویژگی‌ها نسبت به چرخش دستگاه مختصات نامغایر هستند. از ابتدای معرفی حسگر ستاره تاکنون، الگوریتم‌های شناسایی ستاره‌ای بسیاری برای حسگرهای ستاره‌ای پیشنهاد شده‌اند [۳، ۴].

حسگر ستاره قادر است وضعیت را در دو حالت تعیین کند: حالت استقرار وضعیت اولیه و حالت ردیابی وضعیت [۵]. حالت استقرار وضعیت اولیه برای مقداردهی اولیه به وضعیت است. این حالت یا در شروع مأموریت یا برای زمانی است که حسگر به دلایلی دانش از وضعیت پیشین خود را از دست داده باشد. الگوریتم‌های شناسایی ستاره‌ای که در این حالت مورد استفاده قرار می‌گیرند، الگوریتم‌های گم‌شده در فضای نامیده می‌شوند زیرا حسگر باید برای شناسایی ستارگان میدان دید، تمامی ستارگان آسمان را مورد جستجو قرار دهد. حالت دوم حسگر ستاره، حالت ردیابی وضعیت است. در این حالت، حسگر با توجه به دانش از وضعیت پیشین خود، فقط نواحی از آسمان که احتمال می‌رود ستارگان میدان دید در آنجا وجود داشته باشند را مورد جستجو قرار می‌دهد. الگوریتم‌های شناسایی ستاره‌ای که در این حالت مورد استفاده قرار می‌گیرند، الگوریتم‌های بازگشتی نامیده می‌شوند. در این نوع الگوریتم‌ها وجود اطلاعات صحیح از وضعیت پیشین حائز اهمیت است و محدوده جستجو با توجه به وضعیت پیشین و میزان سرعت فضاییما یا ماهواره پیش‌بینی می‌شود. پیش‌نیاز حالت ردیابی وضعیت، حالت استقرار وضعیت اولیه است زیرا تا زمانی که وضعیت اولیه یا وضعیت پیشین مشخص نباشد، نمی‌توان وارد حالت ردیابی وضعیت شد. فرایند تعیین وضعیت در این دو حالت در شکل (۱) نشان داده شده است.

الگوریتم‌های شناسایی ستاره‌ای گم‌شده در فضا و بازگشتی، با یکدیگر تفاوت‌هایی دارند. معمولاً الگوریتم‌های گم‌شده در فضا پیچیده‌تر هستند زیرا باید بدون هیچ‌گونه اطلاعاتی و از میان تمامی ستارگان آسمان، ستارگان میدان دید را شناسایی کنند. علاوه بر این، از آن جا که پیش‌نیاز حالت ردیابی وضعیت، حالت

یکی از نیازمندی‌های اساسی برای هر فضاییما و ماهواره، تعیین وضعیت است [۱]. حسگر ستاره یکی از جدیدترین و دقیق‌ترین حسگرهای وضعیت برای کاربردهای فضایی است که وضعیت را با استفاده از تصاویر ستارگان میدان دید حسگر تعیین می‌کند. این حسگر دارای دقت بالایی از مرتبه ثانیه قوسی است که می‌تواند وضعیت اولیه را برای خود مشخص کند و در نزدیکی زمین و در فضای عمیق قابل استفاده است [۲]. پیش‌نیاز یک حسگر ستاره، یک کاتالوگ ستاره‌ای است که از آن برای ساخت پایگاه داده استفاده می‌شود. یک کاتالوگ ستاره‌ای، فهرستی از ستارگان آسمان به همراه ویژگی‌های هر یک از ستارگان است. این فهرست می‌تواند دهها ویژگی برای هر ستاره را شامل شود؛ اما معمولاً برای حسگر ستاره، قدر ستارگان و زوایای بُعد و میل ستارگان (موقعیت ستارگان در کره سماوی) کافی است. قدر ستارگان، معیاری برای تعیین میزان روشنایی ستارگان است که هرچه کوچک‌تر باشد، به معنای آن است که ستاره روشن‌تر است. از قدر به عنوان یک ویژگی کمکی برای شناسایی ستاره استفاده می‌شود. زاویه بعد، فاصله زاویه‌ای یک جسم سماوی است که از نقطه اعتدال بهاری به سمت شرق اندازه‌گیری می‌شود. این پارامتر، با طول جغرافیایی مشابه است و معمولاً در واحد زمان اندازه‌گیری می‌شود (ساعت، دقیقه، ثانیه). زاویه میل، مشابه با عرض جغرافیایی است و بحسب درجه، دقیقة قوسی و ثانیه قوسی بیان می‌شود. بازه تغییرات زاویه میل از -90° تا $+90^\circ$ در قطب جنوب سماوی در قطب شمال سماوی است. اندازه زاویه میل در استوای سماوی 0° است.

با استفاده از پیاده‌سازی الگوریتم شناسایی ستاره بر ستارگان کاتالوگ، پایگاه داده ساخته می‌شود. این پایگاه داده، پیش از آغاز مأموریت در حافظه حسگر بارگذاری می‌شود. در زمان انجام مأموریت، همان الگوریتم شناسایی بر ستارگان میدان دید پیاده‌سازی شده و ویژگی‌های ستارگان میدان دید با پایگاه داده مقایسه می‌شود. در صورت یافتن تطابق یکتا، شناسایی ستارگان میدان دید موفقیت‌آمیز است. پس از شناسایی ستارگان، با توجه به موقعیت ستارگان شناسایی شده در کره سماوی و مختصات نقاط ستاره در تصویر، با استفاده از یکی از الگوریتم‌های موجود برای تعیین وضعیت، می‌توان وضعیت را تعیین نمود.

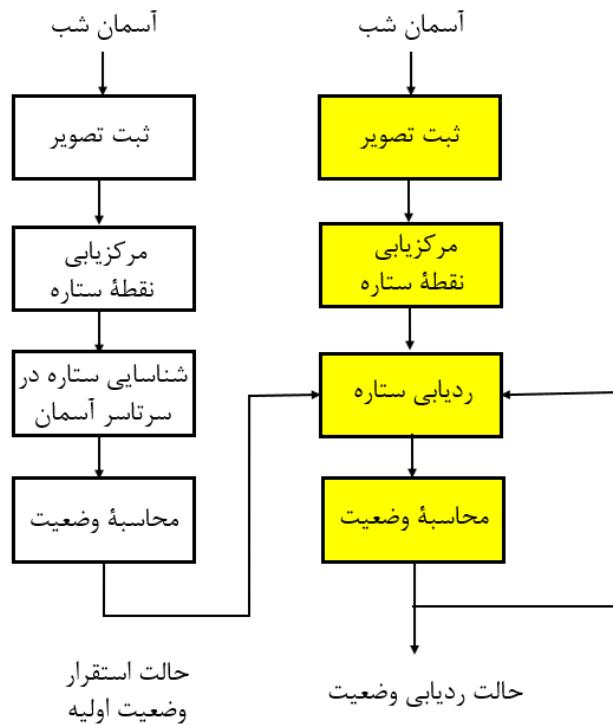
این الگوریتم‌ها را می‌توان الگوریتم‌های خاص نامید. در این مقاله، دو الگوریتم گم شده در فضای مبتنی بر فاصله هاسدورف ارائه شده است. از آنجاکه ویژگی فاصله هاسدورف در دو دسته بالا جای نمی‌گیرد، می‌توان این ویژگی را به عنوان یک ویژگی شناسایی خاص در نظر گرفت [۱]. در سال ۲۰۱۳، یک الگوریتم بازگشته شناسایی ستاره مبتنی بر فاصله هاسدورف توسط وی^۱ و همکاران ارائه شد [۱۳]. در مقاله وی، فاصله هاسدورف برای ستارگان میدان دید محاسبه می‌شود و با فاصله هاسدورف ستارگان بخشی از آسمان که پیش‌بینی می‌شود ستارگان میدان دید در آنجا حضور داشته باشند مقایسه می‌شود. بنابراین در الگوریتم فاصله هاسدورف وی، باید موقعیت قبلی فضایپیما یا ماهواره مشخص باشد. الگوریتم وی را می‌توان در حالت ردیابی وضعیت در حسگر ستاره مورد استفاده قرار داد.

این مقاله به ارائه یک الگوریتم نوآورانه شناسایی ستاره گم شده در فضای مبتنی بر فاصله هاسدورف می‌پردازد. در این مقاله، دو رویکرد مختلف برای شناسایی گم شده در فضای مبتنی بر فاصله هاسدورف طراحی و شبیه‌سازی شده است. در این رویکردها نیازی به دانش از وضعیت پیشین وجود ندارد و پایگاه‌های داده‌ای متشکل از ویژگی‌های ستارگان سراسر آسمان (تا یک قدر مشخص) مورد جستجو قرار می‌گیرد. این رویکردها را می‌توان در حالت استقرار وضعیت اولیه در حسگر ستاره مورد استفاده قرار داد. رویکرد اول بر اساس استفاده از ستاره محور است. در رویکرد دوم نیز از بخش‌بندی کره سماوی بر اساس زوایای بعد و میل استفاده می‌شود. در ادامه، بخش ۲ به توصیف فاصله هاسدورف می‌پردازد. الگوریتم‌های پیشنهادی شناسایی ستاره مبتنی بر فاصله هاسدورف در بخش ۳ بیان شده‌اند. بخش ۴، به شبیه‌سازی‌ها و نتایج اختصاص دارد. نتیجه‌گیری و مراجع نیز به ترتیب در بخش‌های ۵ و ۶ ارائه شده‌اند.

۲ - فاصله هاسدورف

در حالت کلی منظور از فاصله میان دو دسته از نقاط، کوتاه‌ترین فاصله میان آن‌هاست که می‌توان آن را تابع حداقل نامید. اگر A

استقرار وضعیت اولیه است؛ الگوریتم‌های گم شده در فضای حائز اهمیت است زیرا بدون آن‌ها عملأً حسگر ستاره، غیرقابل استفاده است.



شکل ۱- فرایند تعیین وضعیت در حسگر ستاره در حالت‌های استقرار وضعیت اولیه و ردیابی وضعیت [۲].

از دیدگاه دیگر، الگوریتم‌های شناسایی ستاره را می‌توان با توجه به نوع الگوی مورد استفاده برای شناسایی تقسیم‌بندی نمود. از این دیدگاه، الگوریتم‌های شناسایی ستاره در سه دسته کلی جای می‌گیرند [۲،۶]. الگوریتم‌های هندسی که از ویژگی‌های هندسی مجموعه‌ای از ستارگان میدان دید در کنار یکدیگر استفاده می‌کنند مانند زوایای یک هرم متشکل از ۴ ستاره یا طول اضلاع یک مثلث متشکل از ۳ ستاره [۹-۷]. الگوریتم‌های تشخیص الگو که بر اساس ویژگی‌های الگوهای متشکل از مجموعه‌ای از ستارگان میدان دید هستند. مشهورترین الگوریتم این گروه، الگوریتم شبکه است [۱۰]. گروه سوم متعلق به الگوریتم‌هایی است که در هیچ یک از این دو دسته قرار نمی‌گیرند که از میان آن‌ها می‌توان به الگوریتم‌های شبکه عصبی، منطق فازی و ... اشاره نمود [۱۱،۱۲].

^۱ Wei

۳- الگوریتم‌های شناسایی ستاره مبتنی بر فاصله هاسدورف

هر الگوریتم شناسایی در حسگر ستاره دو بار مورد استفاده قرار می‌گیرد. یک بار پیش از آغاز مأموریت و برای ساخت پایگاه داده و یک بار در زمان مأموریت و برای شناسایی ستارگان میدان دید. یکی از پارامترهای متداول در الگوریتم‌های شناسایی، بردار جهتی ستارگان میدان دید است که با استفاده از زوایای بعد و میل ستاره و از رابطه (۴) به دست می‌آید [۱]:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha \cos\delta \\ \sin\alpha \cos\delta \\ \sin\delta \end{bmatrix} \quad (4)$$

در رابطه (۴)، α نشان دهنده زاویه بعد و δ نشان دهنده زاویه میل است. در الگوریتم شناسایی ستاره مبتنی بر فاصله هاسدورف از بردار جهتی فقط به منظور مشخص نمودن ستارگان محدوده میدان دید استفاده می‌شود. فاصله هاسدورف یک فاصله دو بعدی بر مبنای (x, y) در صفحه است بنابراین، در این الگوریتم در زمان ساخت پایگاه داده باید مشخصات تصویر و ابعاد میدان دید را نیز لحاظ نمود. نگاشت ستارگان در صفحه تصویر حسگر با استفاده از روابط (۵) و (۶) به دست می‌آید:

$$X_i = \frac{N_x}{2} \times \frac{1}{\tan(FOV_x/2)} \times S_{x_i} \quad (5)$$

$$Y_i = \frac{N_y}{2} \times \frac{1}{\tan(FOV_y/2)} \times S_{y_i} \quad (6)$$

در روابط (۵) و (۶)، FOV_x و FOV_y به ترتیب نشان دهنده ابعاد میدان دید در راستاهای X و Y هستند. N_x و N_y نیز ابعاد تصویر در راستاهای X و Y را نشان می‌دهند. S_{x_i} و S_{y_i} نیز با استفاده از روابط (۷) و (۸) به دست می‌آیند [۱۳].

و B دو مجموعه از نقاط باشند، فاصله میان آن‌ها با استفاده از رابطه (۱) به دست می‌آید:

$$D(A, B) = \min_{a \in A} \left\{ \min_{b \in B} \{d(a, b)\} \right\} \quad (1)$$

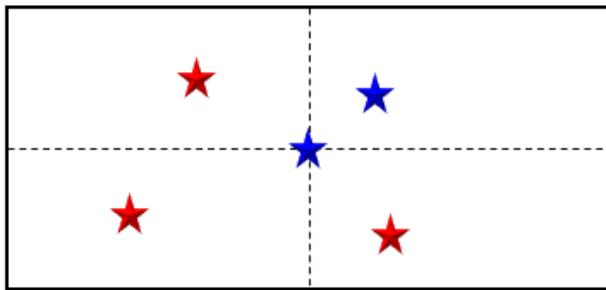
این تعریف را می‌توان به نحوی ناقص در نظر گرفت زیرا کوتاه‌ترین فاصله میان دو دسته از نقاط در حالت کلی نمی‌تواند نمایان گر میزان فاصله میان آن‌ها باشد و ممکن است تعدادی از نقاط در هر یک از مجموعه‌ها از یکدیگر فاصله زیادی داشته باشند. به منظور غلبه بر ناقص موجود در موضوع فاصله دو دسته از نقاط، مفهوم فاصله هاسدورف معرفی شد. این فاصله، به عنوان حداکثر فاصله یک مجموعه از نزدیک‌ترین نقطه از مجموعه دیگر تعریف می‌شود. به عبارت دیگر، فاصله هاسدورف مجموعه A تا مجموعه B یک تابع حداکثر است. فاصله هاسدورف مجموعه A تا مجموعه B طبق رابطه (۲) تعریف می‌شود:

$$h(A, B) = \max_{a \in A} \left\{ \min_{b \in B} \{d(a, b)\} \right\} \quad (2)$$

در رابطه (۲)، a و b به ترتیب نقاطی متعلق به مجموعه‌های A و B هستند و $d(a, b)$ نیز به فاصله اقلیدسی میان دو نقطه اشاره دارد. این فاصله، جهت‌دار یا به عبارت دیگر نامتقارن است. بدین معنا که در بیشتر موارد $h(B, A)$ با $h(A, B)$ برابر نیست؛ بنابراین، در حالت کلی تر می‌توان فاصله هاسدورف را به صورت رابطه (۳) تعریف نمود:

$$H(A, B) = \max\{h(A, B), h(B, A)\} \quad (3)$$

این فاصله، میان مجموعه‌های نقاط در صفحه تعریف می‌شود و روشی سریع محسوب می‌شود.



شکل ۲- الگوریتم شناسایی فاصله هاسدورف با استفاده از ستاره محور

روندنمای الگوریتم شناسایی ستاره مبتنی بر فاصله هاسدورف با استفاده از رویکرد ستاره محور در شکل (۳) نشان داده شده است.

۳-۲- شناسایی با استفاده از بخش‌بندی کرده سماوی

در این رویکرد، برای ساخت پایگاه داده از بخش‌بندی کرده سماوی با استفاده از زوایای بعد و میل استفاده می‌شود. به منظور پوشش کامل آسمان فواصل بخش‌بندی در هر دو راستای بعد و میل، 1° در نظر گرفته شده است. شکل (۴)، بخش‌بندی کرده سماوی را نشان می‌دهد. با استفاده از بخش‌بندی، بر روی کرده سماوی گره‌های فرضی ایجاد می‌شود. این گره‌ها به عنوان نقاط محور برای ساخت پایگاه داده مورد استفاده قرار می‌گیرند. با استفاده از بردار جهتی این گره‌ها و ابعاد میدان دید، ستارگان همسایه در محدوده میدان دید مشخص می‌شوند. از میان این ستارگان، ۴ ستاره روش‌تر انتخاب می‌شوند. مختصات X و Y با توجه به روابط (۵) و (۶) برای گره و نیز ۴ ستاره روش‌تر محاسبه می‌شود. مختصات روش‌ترین ستاره و گره، مجموعه اول را برای محاسبه فاصله هاسدورف تشکیل می‌دهند. مجموعه دوم نیز با استفاده از سه ستاره دیگر تشکیل می‌شود و فاصله هاسدورف دو مجموعه محاسبه می‌شود. در هنگام مأموریت، مختصات گره در واقع مختصات مرکز میدان دید است.

$$S_{x_i} = \frac{\cos(\delta_i)\sin(\alpha_i - \alpha_0)}{\sin(\delta_i)\sin(\delta_0) - \cos(\delta_i)\cos(\delta_0)\cos(\alpha_i - \alpha_0)} \quad (۷)$$

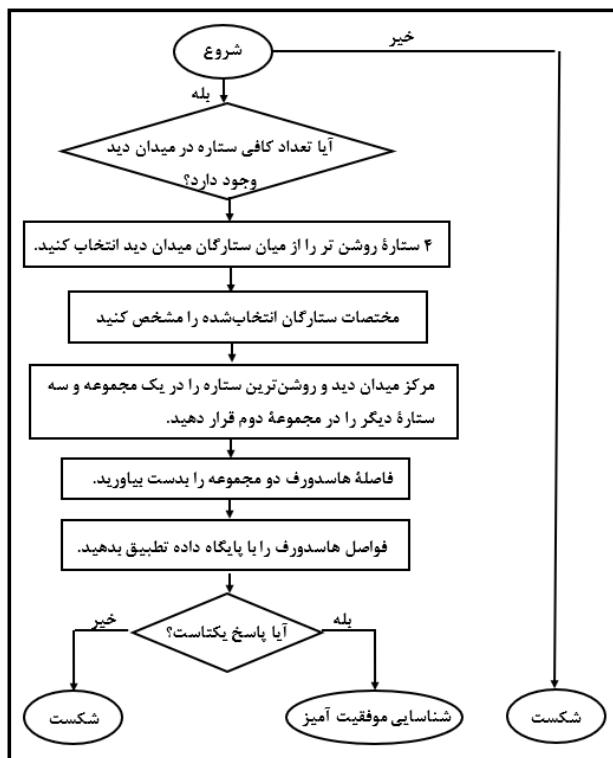
$$S_{y_i} = \frac{\sin(\delta_i)\cos(\delta_0) + \cos(\delta_i)\sin(\delta_0)\cos(\alpha_i - \alpha_0)}{\sin(\delta_i)\sin(\delta_0) + \cos(\delta_i)\cos(\delta_0)\cos(\alpha_i - \alpha_0)} \quad (۸)$$

در روابط بالا، α_i و α_0 نشان دهنده بعد و میل ستاره آم و δ_i نشان دهنده بعد و میل مرکز میدان دید است. X_i و Y_i به دست آمده در روابط (۵) و (۶) برای هر ستاره، برای محاسبه فاصله هاسدورف مورد استفاده قرار می‌گیرند. در ادامه، در بخش‌های ۱-۳ و ۲-۳ دو رویکرد طراحی شده برای شناسایی ستاره بر مبنای فاصله هاسدورف توصیف می‌شوند.

۳-۳- شناسایی با استفاده از ستاره محور

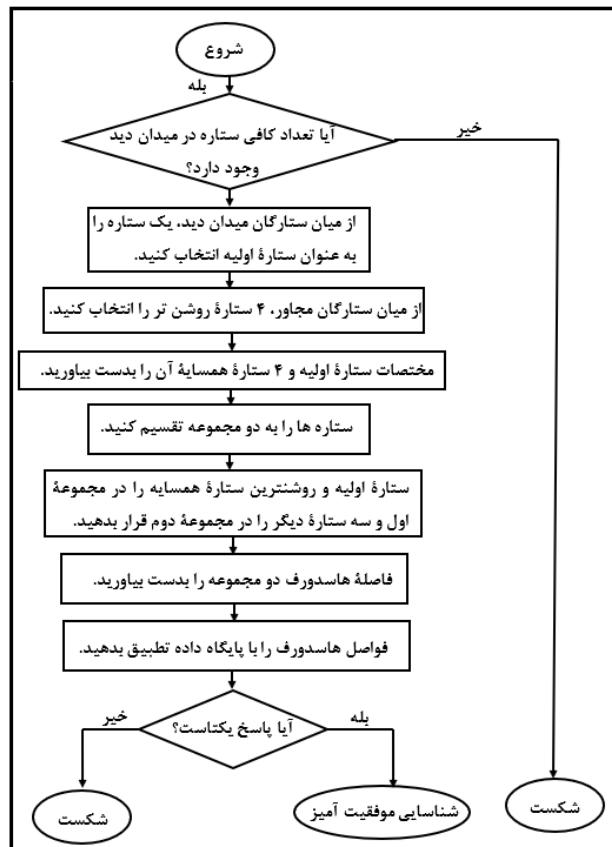
همان‌طور که پیش از این اشاره شد، فاصله هاسدورف نمایان گر حدکثر فاصله یک مجموعه از مجموعه دیگر است؛ بنابراین، در اینجا به دو دسته ستاره نیاز است. شناسایی با استفاده از ستاره محور به وجود ۵ ستاره در میدان دید نیاز دارد. در این رویکرد، هر یک از ستارگان کاتالوگ (تا یک قدر مشخص) به عنوان یک ستاره محور برای ساخت پایگاه داده مورد استفاده قرار می‌گیرند. این ستاره محور در مرکز میدان دید روابط دارد. با استفاده از بردار جهتی ستاره محور و ابعاد میدان دید، ستارگان همسایه این ستاره محور مشخص می‌شوند. ستاره محور فارغ از قدر آن در مجموعه حفظ می‌شود. علاوه بر ستاره محور، از میان ستارگان همسایه در محدوده میدان دید، ۴ ستاره روش‌تر انتخاب می‌شوند. روش‌ترین ستاره از میان ۴ ستاره به همراه ستاره محور دسته اول را تشکیل می‌دهند. سه ستاره دیگر نیز دسته دوم را تشکیل می‌دهند. بدین ترتیب، دو دسته ستاره وجود خواهد داشت که دسته اول شامل ۲ ستاره و دسته دوم شامل ۳ ستاره است. فاصله هاسدورف این دو دسته ستاره، به عنوان معیاری برای شناسایی مورد استفاده قرار می‌گیرد. این رویکرد در شکل (۲) نشان داده شده است.

مزیت این رویکرد نسبت به رویکرد ستاره محور، کمتر بودن تعداد ستارگان مورد نیاز است. زیرا در این رویکرد، وجود ۴ ستاره در میدان دید برای شناسایی کافی است. روند نمای الگوریتم شناسایی ستاره هاسدورف با استفاده از بخش‌بندی کره سماوی در شکل (۵) نشان داده شده است.

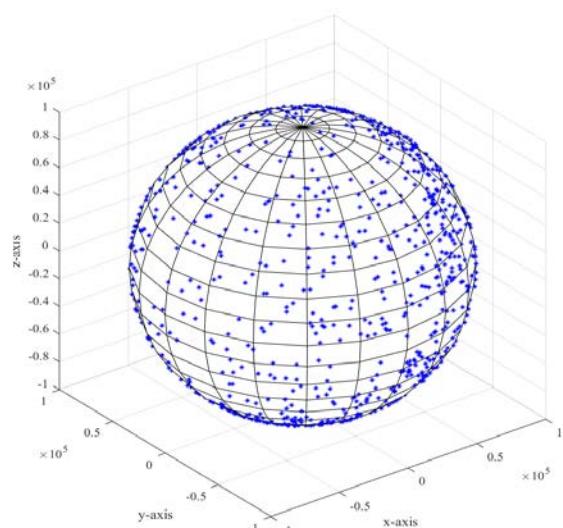


شکل ۵- روند نمای الگوریتم شناسایی هاسدورف با استفاده از بخش‌بندی کره سماوی

۴ - شبیه‌سازی و نتایج
به منظور بررسی عملکرد دو رویکرد بیان شده، مجموعه‌ای از شبیه‌سازی‌ها برای بررسی عملکرد رویکردها در بخش‌های مختلف انجام شد. شبیه‌سازی‌ها برای ۲۰۰ جهت تصادفی حسگر برای هر یک از قدرهای عنوان شده، انجام شده است. پارامترهای حسگر ستاره‌ای شبیه‌سازی شده به شرح زیر است:

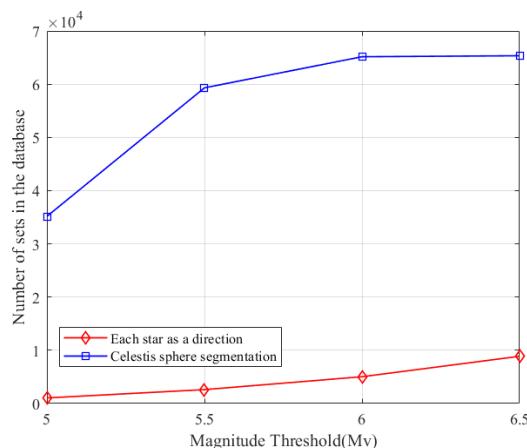


شکل ۳- روند نمای الگوریتم شناسایی فاصله هاسدورف با استفاده از ستاره محور



شکل ۴- بخش‌بندی کره سماوی با استفاده از زوایای بعد و میل

است سبب وجود مجموعه‌های تکراری از ستارگان شود اما به دلیل وجود نقاط محور متفاوت، فاصله هاسدورف حتی برای دو مجموعه با ستارگان یکسان، برابر نخواهد بود. تعداد مجموعه‌های ستاره‌ای در قدرهای مختلف برای دو رویکرد در جدول (۲) نشان داده شده است.



شکل ۶-تعداد مجموعه‌های ستاره‌ای در پایگاه داده در قدرهای مختلف برای دو رویکرد الگوریتم شناسایی ستاره هاسدورف

جدول ۲-تعداد مجموعه‌های ستاره‌ای در قدرهای مختلف

| قدر ۶/۵ | قدر ۶ | قدر ۵/۵ | قدر ۵ | |
|---------|-------|---------|-------|-----------------------|
| | | | | استفاده از ستاره محور |
| | | | | بخش‌بندی کرده سماوی |
| ۸۸۷۴ | ۵۰۳۲ | ۲۶۱۲ | ۱۰۴۸ | |
| ۶۵۳۴۱ | ۶۵۱۵۴ | ۵۹۳۱۰ | ۳۵۱۵۶ | |

نتایج شبیه‌سازی شناسایی دو رویکرد در شکل‌های (۷) و (۸)، نشان داده شده است.

ابعاد میدان دید ۱۲° × ۱۲° و ابعاد تصویر ۵۱۲ × ۵۱۲ پیکسل است. شبیه‌سازی‌ها برای چهار محدوده مختلف حساسیت قدر در کاتالوگ ستاره‌ای هیپارکوس انجام شده است: ستارگان روش‌تر از قدر ۵ شامل ۱۶۲۷ ستاره، ستارگان روش‌تر از قدر ۵/۵ شامل ۲۸۵۱ ستاره، ستارگان روش‌تر از قدر ۶ شامل ۵۰۴۴ ستاره و ستارگان روش‌تر از قدر ۶/۵ شامل ۸۸۷۴ ستاره. این فرضیات در جدول شماره (۱) خلاصه شده است.

جدول ۱-فرضیات مسئله

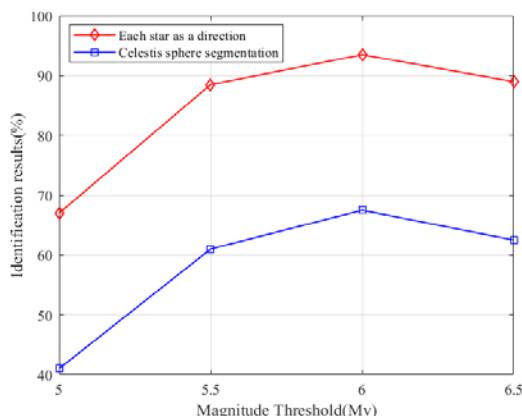
| قدرهای شبیه‌سازی شده | ابعاد تصویر (پیکسل) | ابعاد میدان دید(درجه) |
|----------------------|---------------------|-----------------------|
| ۶/۵، ۶، ۵/۵، ۵ | ۵۱۲ × ۵۱۲ | ۱۲° × ۱۲° |

شبیه‌سازی‌ها با استفاده از نرم‌افزار متلب^۱ و با استفاده از کامپیوتر با مشخصات Intel (R) Core™ i7-2670QM 2.20 GHz انجام شده است.

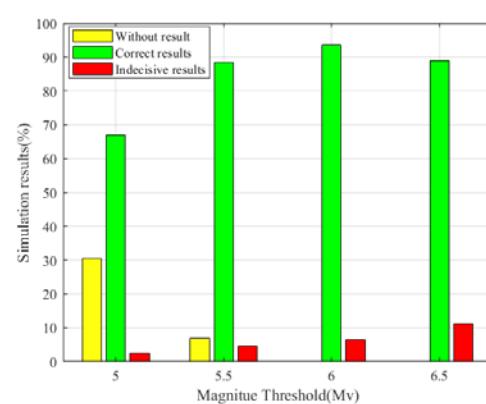
شکل (۶)، مقایسه پایگاه‌های داده دو رویکرد شناسایی ستاره مبتنی بر فاصله هاسدورف را در قدرهای مختلف نشان می‌دهد. مقایسه دو رویکرد نشان می‌دهد، در تمامی قدرها در رویکرد بخش‌بندی کرده سماوی مجموعه‌های ستاره‌ای بیشتری وجود دارد.

این موضوع به دو دلیل است: دلیل اول، نیاز رویکرد بخش‌بندی به تعداد کمتری از ستارگان است، اما دلیل دوم به نحوه ساخت پایگاه داده برمی‌گردد. در رویکرد استفاده از ستاره محور، تعداد مجموعه‌های ستاره‌ای به تعداد ستارگان و کافی بودن ستارگان همسایه آن‌ها بستگی دارد. در این مقاله، اندازه در نظر گرفته شده برای میدان دید به نحوی است که تا جای ممکن، تعداد ستاره کافی در میدان دید وجود داشته باشد؛ اما در قدرهای کوچک‌تر ممکن است در برخی موارد این موضوع برآورده نشود. در رویکرد بخش‌بندی کرده سماوی بدون توجه به وجود ستارگان، کرده سماوی به بخش‌هایی با فاصله کوچک تقسیم می‌شود. این موضوع ممکن

¹ MATLAB



شکل ۹- نرخ شناسایی در قدرهای مختلف برای دو رویکرد الگوریتم شناسایی ستاره هاسدورف



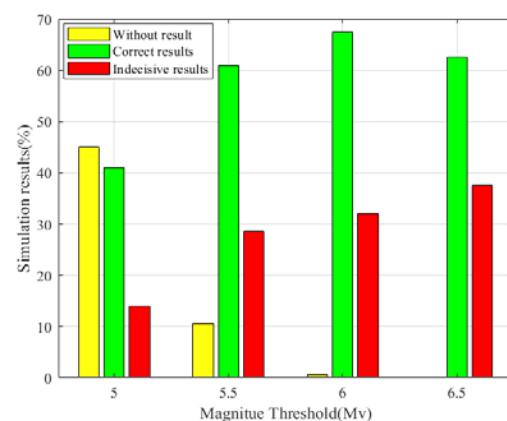
شکل ۷- نتایج شبیه‌سازی در رویکرد استفاده از ستاره محور

جدول ۳- نتایج شبیه‌سازی رویکرد ستاره محور

| قدر ۶/۵ | قدر ۶ | قدر ۵/۵ | قدر ۵/۵ | قدر ۵ | |
|---------|-------|---------|---------|-------|-----------------------|
| %۰ | %۰ | %۷ | %۳۰/۵ | | بدون پاسخ |
| %۸۹ | %۹۳/۵ | %۸۸/۵ | %۶۷ | | پاسخ‌های صحیح |
| %۱۱ | %۶/۵ | %۴/۵ | %۲/۵ | | پاسخ‌های غیرقابل قبول |

جدول ۴- نتایج شبیه‌سازی رویکرد بخش‌بندی کره سماوی

| قدر ۶/۵ | قدر ۶ | قدر ۵/۵ | قدر ۵/۵ | قدر ۵ | |
|---------|-------|---------|---------|-------|-----------------------|
| %۰ | %۰/۵ | %۱۰/۵ | %۴۵ | | بدون پاسخ |
| %۶۲/۵ | %۶۷/۵ | %۶۱ | %۴۱ | | پاسخ‌های صحیح |
| %۳۷/۵ | %۳۲ | %۲۸/۵ | %۱۴ | | پاسخ‌های غیرقابل قبول |



شکل ۸- نتایج شبیه‌سازی در رویکرد بخش‌بندی کره سماوی

با توجه به نتایج شبیه‌سازی‌ها، رویکرد استفاده از ستاره محور نسبت به رویکرد بخش‌بندی کره سماوی در تمامی قدرها عملکرد بهتری دارد. با افزایش قدر ستارگان، نرخ پاسخ‌های صحیح افزایش می‌یابد. این نرخ در قدر ۶ به بیشترین مقدار خود می‌رسد، اما با افزایش قدر به ۶/۵ اندکی کاهش می‌یابد.

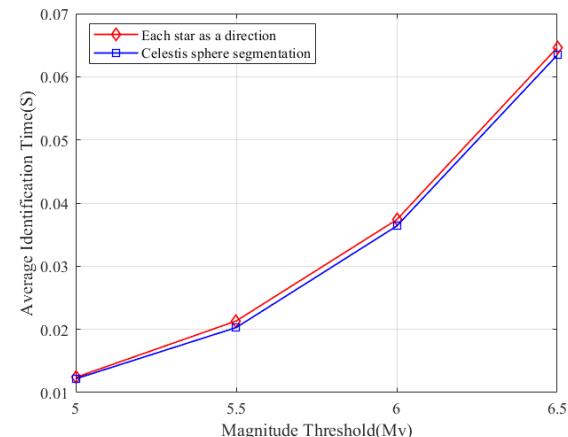
نمودار مربوط به نرخ شناسایی صحیح به طور جداگانه در شکل (۹) رسم شده است. نتایج شبیه‌سازی‌های دو رویکرد در جدول‌های (۳) و (۴) خلاصه شده است.

یکی از مهم‌ترین مزایای الگوریتم شناسایی هاسدورف، سرعت شناسایی این الگوریتم است. برای بررسی این موضوع، سرعت شناسایی این الگوریتم با سرعت شناسایی الگوریتم‌های پیشنهادی مورد بررسی قرار گرفته در مقالات قبلی نگارندگان، مقایسه شده است. زاهد نمازی و همکاران در مطالعه‌ای به الگوریتم هرمی و سرعت شناسایی در این الگوریتم و روش‌های جستجو در پایگاه داده پرداخته‌اند [۱۵]. میانگین زمان جستجو در الگوریتم هرمی برای قدرهای ۴ تا ۶ در شکل (۱۱) نشان داده است. در الگوریتم هرمی، میانگین زمان جستجو برای ستارگان روش‌تر از قدر ۶ بیش از $1/3$ ثانیه بوده است.

در طلوعی و همکاران سه الگوریتم هندسی با استفاده از ۵ ستاره در میدان دید را پیشنهاد کرده‌اند [۶]. شکل (۱۲)، میانگین زمان شناسایی در این الگوریتم‌ها را نشان می‌دهد. همان‌گونه که از شکل (۱۲) مشخص است، میانگین زمان جستجو در دو ساختار از این سه ساختار در قدر ۴ بیش از ۱۵ ثانیه و در ساختار سوم بیش از ۲۵ ثانیه است. قدرها و تعداد ستارگان مورد بررسی قرار گرفته در این الگوریتم‌ها با یکدیگر متفاوت هستند. بیشترین قدر مورد بررسی قرار گرفته در این الگوریتم‌ها، مربوط به الگوریتم‌های پیشنهادی مبتنی بر فاصله هاسدورف است که در آن ستارگان تا قدر $6/5$ مورد بررسی قرار گرفته‌اند. این موضوع یکی دیگر از مزایای این روش را آشکار می‌سازد و آن زمان مورد نیاز برای ساخت پایگاه داده است. در ساختارهای هندسی ۵ ستاره‌ای، زمان مورد نیاز برای ساخت پایگاه داده تا قدر ۴، چند هفته است. این زمان برای الگوریتم هرمی کم‌تر است. در الگوریتم هرمی برای ستارگان تا قدر ۶، با توجه به نوع روش جستجو در پایگاه داده، ممکن است تا یک هفته برای ساخت پایگاه داده زمان لازم باشد. اما برای الگوریتم‌های شناسایی مبتنی بر فاصله هاسدورف، ساخت پایگاه داده برای ستارگان تا قدر $6/5$ در رویکرد بخش‌بندی کره سماوی فقط چند ساعت زمان می‌برد. این زمان در رویکرد ستاره محور، کم‌تر از یک ساعت است. بنابراین، عدم بررسی قدرهای بالاتر در الگوریتم‌های عنوان شده، بهدلیل زمان بر بودن ساخت پایگاه داده در این الگوریتم‌هاست؛ در حالی که در الگوریتم شناسایی هاسدورف چنین مشکلی وجود ندارد.

در شناسایی با استفاده از قدرهای پایین، به خصوص قدر ۵، در بخشی از موارد، عدم دستیابی به پاسخ، ناشی از کمبود ستارگان میدان دید برای شناسایی است. این مشکل در قدرهای بالاتر از ۶ با توجه به اندازه در نظر گرفته شده برای میدان دید وجود ندارد. کاهش نرخ شناسایی در قدر $6/5$ نسبت به قدر ۶، ناشی از افزایش تراکم ستارگان است که سبب می‌شود، اختلاف فواصل هاسدورف محاسبه شده برای مجموعه‌های ستاره‌ای، کوچک‌تر از محدوده خطای در نظر گرفته شده در الگوریتم باشد. بیشترین نرخ شناسایی در این رویکردها مربوط به رویکرد ستاره محور در قدر ۶ است که نرخ شناسایی در آن، $93/5\%$ است. اگرچه این نرخ از نرخ شناسایی الگوریتم مشهور هرمی با $95/8\%$ کم‌تر است [۹]، اما فاصله هاسدورف از برخی جنبه‌های جمله زمان مورد نیاز برای ساخت پایگاه داده و زمان جستجو در پایگاه داده، بر الگوریتم هرمی برتری دارد که در ادامه مورد بررسی قرار می‌گیرند. شکل (۱۰)، میانگین زمان شناسایی در قدرهای مختلف برای دو رویکرد فاصله هاسدورف را نشان می‌دهد.

نتایج نشان می‌دهد، میانگین زمان شناسایی برای هر دو رویکرد تقریباً برابر است. برای قدر ۶، میانگین زمان شناسایی در رویکرد ستاره محور $0/0374$ ثانیه و در رویکرد بخش‌بندی کره سماوی، $0/0364$ ثانیه است. این زمان در قدر $6/5$ میانگین در رویکرد ستاره محور $0/0646$ ثانیه و در رویکرد بخش‌بندی کره سماوی $0/0634$ ثانیه است.



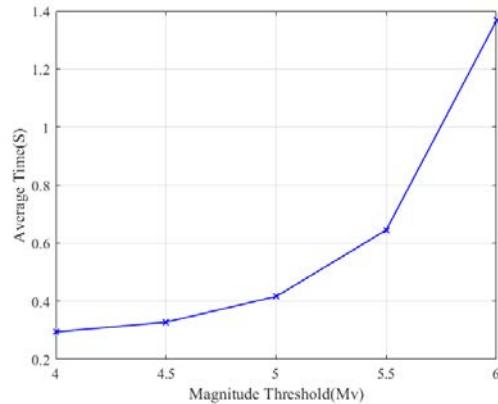
شکل ۱۰- میانگین زمان شناسایی در دو رویکرد الگوریتم شناسایی مبتنی بر فاصله هاسدورف در قدرهای ۵ تا $6/5$.

۵- نتیجه‌گیری

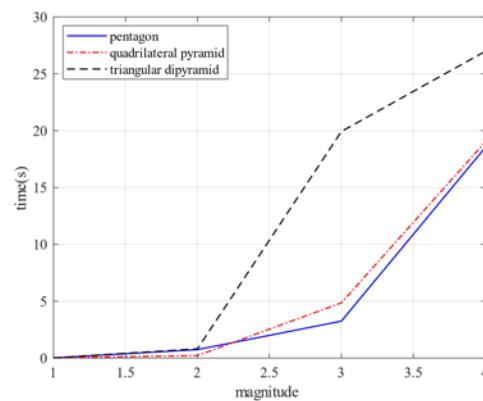
در این مقاله، دو الگوریتم شناسایی ستاره گم شده در فضای جدید با استفاده از فاصله هاسدورف ارائه شد. اولین الگوریتم به ۵ ستاره در میدان دید نیاز دارد و از یک ستاره محور و ستارگان همسایه آن برای شناسایی استفاده می‌کند و با تقسیم ستارگان میدان دید به دو مجموعه، فاصله هاسدورف میان آن‌ها را محاسبه می‌کند. رویکرد دوم از بخش‌بندی کره سماوی بر اساس زوایای بعد و میل بهره می‌برد و به ۴ ستاره در میدان دید نیاز دارد. در این رویکرد، مرکز میدان دید نقطه محور محسوب می‌شود. شبیه‌سازی‌ها برای قدرهای مختلف ستارگان، هر یک برای ۲۰۰ جهت تصادفی حسگر ستاره انجام شد و دو رویکرد از نظر پایگاه داده، نرخ شناسایی و زمان شناسایی مورد مقایسه قرار گرفتند. نتایج، برتری رویکرد استفاده از ستاره محور از نظر نرخ شناسایی را نشان می‌دهد. نرخ شناسایی این رویکرد در قدر ۶، $\frac{۹۳}{۵}$ % است. میانگین زمان جستجو در دو رویکرد در قدرهای مختلف تقریباً یکسان است و در قدر ۶ در حدود ۰/۰۳۷ ثانیه و در قدر $\frac{۶}{۵}$ در حدود ۰/۰۶۴ ثانیه است. به منظور مقایسه سرعت شناسایی الگوریتم هاسدورف با سایر الگوریتم‌ها، سرعت این الگوریتم در الگوریتم هرمی و سه الگوریتم هندسی ۵ ستاره‌ای پیشنهادی در مقالات قبلی نگارندگان مورد مقایسه قرار گرفت. میانگین سرعت شناسایی الگوریتم هرمی در قدر ۶، بیش از $\frac{۱}{۳}$ ثانیه است. در مورد ساختارهای هندسی ۵ ستاره‌ای، میانگین زمان شناسایی در قدر ۴ در دو ساختار بیش از ۱۵ ثانیه و در ساختار سوم بیش از ۲۵ ثانیه است. در این ساختارها، به دلیل زمان بر بودن ساخت پایگاه داده، قدرهای بالاتر مورد بررسی قرار نگرفته است. این موضوع، برتری روش هاسدورف را از دیدگاه سهولت ساخت پایگاه داده و به کارگیری در حسگر ستاره در کاربردهای بهنگام را نشان می‌دهد.

۶- مراجع

- [1] H.Sedaghat, A. Toloei, H.Ghanbarpour, "Automatic Star Identification Using Triangle Base and Increase Search Speed", *Journal of Space Science and Technology*, vol.4,no.4, 2012;



شکل ۱۱- میانگین زمان شناسایی در الگوریتم هرمی برای قدرهای ۴ تا ۶



شکل ۱۲- میانگین زمان جستجو در سه الگوریتم هندسی ۵ ستاره‌ای

در کاربردهای عملی برای استفاده از الگوریتم شناسایی هاسدورف، باید ملاحظاتی در نظر گرفته شود. در رویکرد ستاره محور، از آنجا که در ساخت پایگاه داده ستاره محور به عنوان مرکز میدان دید در نظر گرفته شده است، باید در هنگام عکسبرداری از آسمان، مرکز میدان دید روی یک ستاره قرار داشته باشد. در رویکرد بخش‌بندی کره سماوی در هنگام ساخت پایگاه داده فواصل گرهای یک درجه در نظر گرفته شده است. با کاهش این فاصله هنگام ساخت پایگاه داده می‌توان دقیق روش را افزایش داد.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسنده‌گان بیان نشده است."

- [13] Q.Wei, X.Liang, F. Jiancheng, "A new star identification algorithm based on improved Hausdorff distance for star sensors", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol.49,no.3, pp.2101-2109,2013
- [14] F.Jiancheng, F. Saffih, Q. Wei, January. "Automatic star pattern recognition in tracking mode", In *6th International Bhurban Conference on Applied Sciences &Technology*, IEEE, pp. 249-252 ,2009
- [15] M.Zahednamazi, A.Toloei, R.Ghasemi, "Simulation of database search algorithms towards star-identification speed enhancement", *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol.11,no.1, pp.117-130,2022



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

- [2] G.Zhang, "Star Identification: Methods, Techniques and Algorithms", 1st ed, Beijing, Springer,2016
- [3] A. Toloei, M.S.Arani, M. Abaszadeh, "A new composite algorithm for identifying the stars in the star tracker", *International Journal of Computer Applications*, vol.102,no.2, 2014
- [4] M.S.Arani, A. Toloei, Z. Eghbaleh, June. "A geometric star identification algorithm based on triple triangle pattern", In *2015 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, IEEE, pp. 81-85,2015
- [5] B.B.Spratling IV, D.Mortari, "A survey on star identification algorithms", *Algorithms*, vol.2,no.1, pp.93-107,2009
- [6] A.Toloei, M.Zahednamazi, R.Ghasemi, F.Mohammadi, "A comparative analysis of star identification algorithms", *Astrophysics and Space Science*, vol.365,no.4, pp.1-9,2020
- [7] M.Zahednamazi, A. Toloei, R.Ghasemi, "Different types of star identification algorithms for satellite attitude determination using star sensor", *Aerospace Systems*, vol(4).no.4, pp.315-321,2021
- [8] C.L.Cole, J.L Crassidis, "Fast star-pattern recognition using planar triangles", *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol.29,no.1, pp.64-71,2006
- [9] D.Mortari, M.A.Samaan, C.Bruccoleri,J.L Junkins, "The pyramid star identification technique", *Navigation*, vol.51,no.3, pp.171-183,2004
- [10] C.Padgett, K. Kreutz-Delgado, "A grid algorithm for autonomous star identification", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol.33,no.1, pp.202-213,1997
- [11] J.Hong, J.A. Dickerson, "Neural-network-based autonomous star identification algorithm", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.23,no.4, pp.728-735,2000
- [12] L.Paladugu, M.P Schoen, B.G. Williams, January, "Intelligent techniques for star-pattern recognition", In *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*,vol.37130,pp.1243-1248 , 2003



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 76-86
2023

DOI:

10.22034/jsssta.2023.386919.1112

Article Info

Received: 2023-02-22
Accepted: 2023-05-31

Keywords

Thermal barrier coatings, YSZ,
self-healing.

How to Cite this article

M.S. Zоеi, S.J. Mirahmadi, M. Forghani, M. Chiani, S. Asghari, "A review of self-healing technologies in YSZ thermal barrier coatings", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 76-86, 2023.

A review of self-healing technologies in YSZ thermal barrier coatings

M.S. Zоеi^{1*}, S.J. Mirahmadi², M. Forghani³, M. Chiani⁴, S. Asghari⁵

¹ *Assistant Prof., Institute of Materials and Energy, Isfahan, Iran (Corresponding Author)
m.zoei@isrc.ac.ir

² Assistant Prof., Institute of Materials and Energy, Isfahan, Iran
sj.mirahmadi@isrc.ac.ir

³ M.Sc., Institute of Materials and Energy, Isfahan, Iran
m.forghani@isrc.ac.ir

⁴ Ph.D., Institute of Materials and Energy, Isfahan, Iran
m.chiani@isrc.ac.ir

⁵ Associated Prof., Institute of Materials and Energy, Isfahan, Iran
s.asghari@isrc.ac.ir

Abstract

Thermal barrier coatings (TBCs), are advanced ceramic systems that are usually applied to the surface of hot industrial parts to improve equipment performance at higher temperatures. During each thermal cycle, due to the mismatch in the coefficients of thermal expansion of TBC layers, these layers expand and contract unbalanced. The resulting thermal stresses cause the nucleation and growth of microcracks in the TBC system. After several hundreds of thermal cycles, the microcracks eventually combine and form a relatively large crack that causes spallation and separation of the coating, exposing the parts to high temperatures and ultimately leading to catastrophic failure of the entire equipment. The creation of self-healing capability provides the ability to repair cracks spontaneously. In this article, various types of technologies for achieving self-healing in YSZ thermal barrier coatings and the structure and properties of the resulting coatings have been introduced and reviewed. After extracting the technologies of applying self-healing thermal barrier coating and comparing them with each other, it is possible to obtain coatings with self-healing properties according to the needs of each industry and then determined the proper composition of the self-healing coating, the proper thickness of the self-healing coating layer, the proper arrangement of the self-healing coating layer and the parameters of the coating process.



مقاله مروری

مروری بر فناوری‌های دستیابی به خودترمیمی در پوشش‌های سد حرارتی YSZ

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

دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۸۶-۷۶
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
10.22034/jsta.2023.386919.1112

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۱۲/۰۳
پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۰

واژه‌های کلیدی

پوشش‌های سد حرارتی YSZ،
خودترمیمی.

نحوه استناد به این مقاله

مائده السادات ضوئی، سید جاوید میراحمدی، مجتبی فرقانی، محمد چیانی، سعید اصغری، "مروری بر فناوری‌های دستیابی به خودترمیمی در پوشش‌های سد حرارتی YSZ" دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۸۶-۷۶، ۱۴۰۲.

چکیده

پوشش‌های سد حرارتی (TBC‌ها)، سیستم‌های سرامیکی پیشرفته‌ای هستند که معمولاً بر روی سطح قطعات داغ اعمال می‌شوند تا امکان افزایش عملکرد تجهیزات در دمای بالاتر را فراهم سازند. در طی هر سیکل حرارتی، به دلیل عدم تطابق در ضرایب انبساط حرارتی لایه‌های سیستم TBC، این لایه‌ها به صورت غیرمتعادل منبسط و منقبض می‌شوند. تنش‌های حرارتی حاصل باعث هسته‌گذاری و رشد میکروترک‌ها در سیستم TBC می‌شود. پس از چند صد سیکل حرارتی، میکروترک‌ها به هم می‌پیوندند و ترک نسبتاً بزرگی را تشکیل می‌دهند که موجب ورقه ورقه ورقه شدن و جداش پوشش، قرارگیری قطعات در برابر دمای بالا و در نهایت، منجر به شکست فاجعه‌آمیز کل تجهیز می‌شوند. ایجاد قابلیت خودترمیمی، توانایی ترمیم خودبهخودی ترک را فراهم می‌سازد. در این مقاله به معرفی و بررسی انواع فناوری‌های دستیابی به خودترمیمی در پوشش‌های سد حرارتی YSZ و ساختار و خواص پوشش‌های حاصله پرداخته شده است. پس از استخراج فناوری‌های مذکور و مقایسه آن‌ها با یکدیگر می‌توان با توجه به نیاز هر یک از صنایع به دستیابی به پوشش‌هایی با خاصیت خودترمیمی، گزینه مناسب توسعه فناوری پوشش‌های سد حرارتی خودترمیم را انتخاب کرد و سپس ترکیب مناسب پوشش خودترمیمی، ضخامت مناسب لایه‌ی پوشش خودترمیم، چیدمان مناسب لایه پوشش خودترمیم و پارامترهای فرایند پوشش‌دهی را تعیین نمود.

۱- مقدمه

خودترمیمی TBC‌ها ترکیبات SiC و TiC و MoSi_2 معرفی شده‌اند که با رهاسازی اکسید ایجاد شده توسط واکنش با هوا و O_2 ، ترمیم منافذ و ترک‌های پوشش را امکان‌پذیر می‌سازند [۷].

۲- پوشش‌های سد حرارتی

TBC‌ها، سیستم‌های سرامیکی پیشرفت‌های هستند که معمولاً بر روی سطح فلزی قطعات داغ اعمال می‌شوند تا امکان افزایش عملکرد تجهیزات در دمای بالاتر بدون خرابی را فراهم سازند. علاوه بر صنایع تولید انرژی از جمله صنایع نیروگاهی، از پوشش سد حرارتی در صنایع هوا-فضا، صنعت خودروسازی، صنایع نظامی و دیگر صنایع نیز استفاده شود. این پوشش‌ها سیستم‌های حرارتی چند لایه‌ای با الزامات خاص مانند نقطه ذوب بالا، رسانایی حرارتی پایین، عدم تعییر فاز در دمای بالا، سختی بالا و چگالی نسبتاً پایین هستند [۹،۸]. پوشش‌های سد حرارتی به طور گسترده بر روی قطعات فلزی از جنس سوپرآلیاژهای پایه نیکل با استحکام کششی و مقاومت خزشی دما بالا اعمال می‌شوند. در ساختار TBC، سه لایه بر روی سطح زیرلایه فلزی وجود دارد: ۱) لایه پوشش میانی^۴ (BC) که بر روی سطح زیرلایه اعمال می‌شود و دارای چسبندگی به زیرلایه، مقاومت به خوردگی و مقاومت به اکسایش بالایی است. BC معمولاً MCrAlY است که M می‌تواند Fe, Ni, Co یا ترکیبات آن‌ها و Y ایتریم یا Hf, Ta, Si یا میانی باشد. در حقیقت پوشش میانی با خواصی مابین زیرلایه فلزی و پوشش بالایی سرامیکی برای جبران اختلاف ضریب انبساط حرارتی به منظور بهبود چسبندگی بین لایه‌ها و ایجاد لایه اکسید حرارتی نفوذناپذیر با خواص مکانیکی قابل قبول در دمای بالا طراحی شده است [۱۱،۱۰]. ۲) لایه پوشش بالایی^۵ (TC) که از پوشش پایه سرامیکی تشکیل شده و دارای رسانایی حرارتی کم، ضریب انبساط حرارتی بالا، پایداری حرارتی بالا، تحمل کرنش بالا و عیوب کمتر مانند ترک است. پوشش بالایی سرامیکی از اکسیدهای سرامیکی دیرگداز ساخته می‌شود، زیرا این مواد خواص حرارتی عالی و همچنین نقاط ذوب بسیار بالاتری نسبت به زیرلایه‌های فلزی دارند. پوشش‌های بالایی بر پایه زیرکونیا، به دلیل ضریب انبساط

قطعات صنعتی تحت شرایط کاری در معرض عوامل محربی مانند فشار بالا، گرادیان دمایی، خوردگی، اکسایش و تنفس‌های بالا قرار دارند. توسط فرایندهای پوشش‌دهی، مانع ضخیمی بر روی سطوح این قطعات ایجاد می‌شود تا خواص ظاهری، مکانیکی و فیزیکی آن‌ها بهبود یابد [۳-۱]. پوشش‌های سد حرارتی^۱ (TBC)، به منظور محافظت در برابر اکسایش و خوردگی در دمای بالا، فراهم ساختن دماهای عملکردی بالاتر و بهبود قابلیت دوام قطعات و در نتیجه افزایش طول عمر، به کار برده می‌شوند [۴-۶].

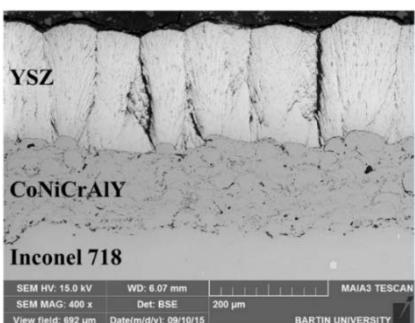
متداول‌ترین TBC بر پایه زیرکونیای (ZrO_2) پایدار شده با ایتریا (Y_2O_3)^۲ است، زیرا این سرامیک دارای خواص عالی حرارتی-مکانیکی است و می‌تواند از طریق لایه پوشش MCrAlY به خوبی-با اجزای متداول زیرلایه پیوند برقرار کند [۳]. پاشش پلاسمای اتمسفری فرایندی است که به صورت گسترشی برای اعمال این پوشش به کار می‌رود. TBC‌ها در اثر تنفس‌های حرارتی ناشی از عملکرد در دمای بالا، دچار ترک خوردگی می‌شوند [۶]. ترک‌های عمود بر سطح TBC، به خودی خود مضر نیستند، اما اگر همراه با ترک‌هایی باشد که به موازات فصل مشترک گسترش یافته‌اند، منجر به ورقه شدن پوشش‌های سرامیکی می‌شود که قرارگیری فلز بدون پوشش در معرض محیط دما بالا و گازهای داغ خورنده را به همراه دارد. جایگزینی متناظر TBC‌ها هزینه‌های بالای نگهداری و تعمیر را به همراه دارد. بنابراین لازم است ساختار، خواص، محدودیت‌ها و روش‌های ترمیم پوشش‌های TBC مورد بررسی قرار گیرد [۳]. در سال‌های اخیر، مفهوم مواد خودترمیمی^۳ مطرح شده است که به دلیل افزایش مدت زمان عملکرد مواد بسیار مطلوب بوده و هم‌چنین از لحاظ ایمنی انسانی و جنبه‌های مالی نیز مفید است. هدف از کاربرد مواد خودترمیمی، بازیابی سریع یکپارچگی و خواص مکانیکی و فیزیکی پس از ایجاد عیوب است. بنابراین، منظور از TBC با قابلیت خودترمیمی، دستیابی به TBC با قابلیت ترمیم خودگیری ترک و بازیابی یکپارچگی ساختار در محیط اکسیدکننده با درجه حرارت بالا است [۷]. تا به امروز عوامل

¹ Thermal Barrier Coating

² Yttria Stabilized Zirconia

³ Self-healing materials

در TBC‌های رسب داده شده توسط پاشش پلاسمایی، ورقه ورقه شدن در مرزهای اسپلت^۲ پوشش بالایی سرامیکی اتفاق می‌افتد [۱۵]. علاوه بر عیوب ناشی از حرارت، عیوب TBC ممکن است به دلایل مکانیکی مانند خستگی مکانیکی ناشی از ارتعاش و برخورد ذرات خارجی باشد. در راستای اصلاح پوشش‌های سد حرارتی، در سال‌های اخیر، پیشرفت‌هایی در زمینه توسعه مواد جدید و بهبود فرایندهای رسبودهی حاصل شده است. این روش‌ها شامل ترکیبات جدید، تغییر ساختار، اعمال عنصر دوپانت در پوشش YSZ، پوشش‌های سد حرارتی چندلایه و فرایندهای خودترمیمی است [۱۵].



شکل (۱): لایه‌های پوشش سد حرارتی [۱۳]

۳- فرایند خودترمیمی

۱- مواد سرامیک حجمی خودترمیمی

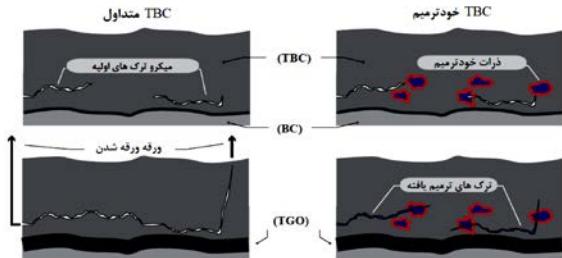
در دهه ۱۹۷۰، برای نخستین بار مواد سرامیکی خودترمیمی با قابلیت ترمیم ترک‌ها پس از عملیات حرارتی معرفی شدند. طی چندین سال گذشته، بسیاری از مواد پلیمری، فلزی و پایه بتونی به عنوان مواد خودترمیمی معرفی شده‌اند. ایجاد خودترمیمی برای فلزات و سرامیک‌ها چالش برانگیز است، زیرا این مواد به صورت ذاتی ویسکوز نیستند. وجود حداقل یک فاز با ویسکوزیته نسبتاً بالا در یک کامپوزیت شرط مهمی برای طراحی مواد خودترمیمی محسوب می‌شود. فرایندهای خودترمیمی به دسته تقسیم‌بندی می‌شوند: (۱) فرایندهای خودکار که بدون احتیاج به انرژی اضافی آسیب را ترمیم می‌کنند و (۲) فرایندهای غیرخودکار که یکی از صورت‌های انرژی مانند حرارت، نور یا هر تأمین‌کننده خارجی انرژی برای فعال‌سازی خودترمیمی

حرارتی نسبتاً بالا، مقاومت در برابر اکسایش، مقاومت در برابر شوک حرارتی، رسانایی حرارتی پایین و پایداری میکروساختار در میان TBC‌ها بسیار مورد توجه هستند [۱۲]. بر اساس الزامات محصول، پوشش بالایی توسط فرایندهای پاشش پلاسمای اتمسفری (APS)، رسبودهی فیزیکی بخار-پاشش پلاسما (PVD)، رسبودهی فیزیکی بخار-پرتو الکترونی (EB-PVD) و پاشش پلاسمایی سوسپانس یونی (SPS) رسبودهی شده و پوشش میانی توسط پاشش پلاسمای اتمسفری یا خلاء، پاشش حرارتی سرعت بالا توسط سوخت اکسیژن (HVOF)، پاشش حرارتی با قوس الکتریکی یا فرایند پاشش سرد اعمال می‌شود [۱۰]. فرایندهای پاشش حرارتی معمولاً ساختاری با مقدار اکسید کم، رسانایی حرارتی کمتر و رسبودهی فیزیکی بخار توسط پرتو الکترونی پوششی با عمر طولانی تر ایجاد می‌کند [۱۳]. به همین دلیل با انتخاب فرایند EB-PVD و تغییر پارامترهای فرایند، تعداد و محل تخلخل‌ها در فرایند بهینه می‌شود و رسانایی حرارتی به سمت مقادیر به دست آمده توسط روش APS ($\leq 1 \text{ W/m.K}$) کاهش می‌یابد [۹]. (۳) لایه اکسید رشد یافته حرارتی^۱ (TGO) که در فصل مشترک پوشش میانی و پوشش بالایی (TC) ایجاد می‌شود (شکل (۱)). لایه اکسیدی TGO که عمدها از Al_2O_3 تشکیل شده است، در فصل مشترک BC/TC هنگام کار در دمای بالا در معرض هوا ایجاد می‌شود. TGO لایه نازک توسعه یافته است که وظیفه کاهش انتشار اکسیژن به سمت زیرلایه، مقاومت در برابر اکسایش و تحمل شوک حرارتی را بر عهده دارد. در مراحل اولیه عملکردی، TGO به محافظت از زیرلایه در برابر اکسایش کمک می‌کند و قابلیت دوام TBC‌ها را بهبود می‌بخشد. اما تنفس‌های خارج از صفحه که به طور معمول در زیری فصل مشترک BC-TC ایجاد می‌شوند، با ضخیم شدن TGO افزایش می‌یابند تا جایی که در نهایت باعث ترک خودگی در پوشش‌های سرامیکی ترد و جداش در فصل مشترک و شکست TBC شوند [۱۴]. بنابراین، قابلیت دوام TBC‌ها عمدها با لایه اکسید رشد یافته حرارتی، هسته‌گذاری و انتشار ترک در امتداد فصل مشترک TGO-TC مرتبط بوده که ناشی از تنفس عدم تطابق حرارتی بین لایه‌های سرامیکی و فلزی در هنگام خنکسازی از دمای کاری است [۱۴, ۱۳, ۸]. همچنین،

² Splat

^۱ Thermally Grown Oxide

به داخل ترک جویان می‌یابد، به گونه‌ای که با ماده زمینه واکنش داده و ترک را ترمیم می‌سازد [۱۷، ۱۸]. بنابراین، بررسی و مطالعه پوشش‌های سد حرارتی خودترمیم با عوامل مختلف خودترمیمی حائز اهمیت است و در ادامه ارائه می‌شود.



شکل (۲): نمایش شماتیک مکانیزم‌های شکست TBC و اصول سیستم TBC خودترمیم [۱۸]

۱-۲-۳- پوشش‌های سد حرارتی خودترمیم با عامل خودترمیمی توسط فرایند APS توسط فرایند SiC

در این روش، برای بهبود مقاومت در برابر اکسایش TBC معمولی، پوششی تحت عنوان SAZ شامل SiC به عنوان عامل خودترمیمی، ۸YSZ و Al_2O_3 ، توسط فرایند پاشش پلاسمای هوا (APS) بر روی پوشش کلاسیک دولایه‌ای TBC شامل پوشش میانی (BC) و پوشش YSZ اعمال می‌شود. اینونگ^۳ و همکارانش [۱۱] با هدف بهبود مقاومت در برابر اکسایش و ورقه شدن سیستم TBC، از عامل خودترمیمی SiC استفاده کردند و به بررسی مکانیزم اکسایش عامل خودترمیمی، اثر پرکنندگی و آبدنبندی، رفتار اکسایش TBC در دمای بالا و تکامل ترک در TGO و پوشش پرداختند. در این بررسی، دو نوع نمونه TBC و ۸YSZ SAZ شامل TBC و YSZ TBC توسط پاشش پلاسمای اتمسفری (APS) ایجاد شدند که تصویر شماتیک ساختار لایه‌ای این پوشش‌های کامپوزیتی در شکل نشان داده شده است. پودر NiCoCrAl₃ برای پوشش BC، پودر (8YSZ) $\text{Y}_2\text{O}_3 - \text{ZrO}_2$ برای لایه YSZ و ترکیب پودرهای SiC با درصد وزنی ۶٪، ۸YSZ با درصد وزنی ۵۶٪ و Al_2O_3 با درصد وزنی ۳۸٪ برای SAZ به کار برده شده است. قطر پودرهای SiC ۸YSZ و Al_2O_3 برابر با nm

مورد نیاز است. مواد خودترمیمی به دو دسته خودترمیمی بیرونی^۱ و خودترمیمی ذاتی^۲ تقسیم‌بندی می‌شوند. خاصیت خودترمیمی بیرونی مستلزم عوامل افزودنی خارجی به صورت کپسول‌های نانو یا میکرو، فیبرهای توخالی، آوند یا ذرات تسهیل‌کننده است، در حالی که مواد خودترمیمی درونی به افزودن چنین موادی نیاز ندارند [۱۶].

۲-۳- پوشش‌های سد حرارتی خودترمیمی

ایجاد ساختار متخلخل در پوشش‌های سرامیکی توسط فرایندهایی همچون APS اجتناب‌ناپذیر است و منافذ موجود در پوشش‌ها، مسیرهای انتشار سریع اکسیژن را فراهم می‌سازند. اگر منافذ و ترک‌ها توسط عامل خودترمیمی پر شوند، انتشار اکسیژن بسیار کنده‌تر می‌شود. بنابراین، مواد خودترمیمی پک راه حل نوآورانه برای رفع عیوب پوشش‌های متخلخل است [۱۱]. پوشش‌های خودترمیمی مانند مواد حجمی خودترمیم نیازمند مشارکت عوامل خودترمیمی هستند که با تحریک بیرونی فعال می‌شوند. برای ایجاد یک TBC خودترمیم، ماده‌ای که به عنوان عامل ترمیم انتخاب می‌شود، باید دارای خواص زیر باشد: (الف) دارای نقطه ذوبی بالاتر از حداقل دمای کاری برای TBC‌ها بوده و ضریب انبساط حرارتی در تطابق با یکی از مواد TBC باشد، (ب) قابلیت اکسایش داشته باشد تا ترک بسته شود، (ج) در شرایط تشکیل سیال و پر شدن ترک توسط آن، ترشگی سطح ترک باید توسط واکنش شیمیایی حالت جامد مایبن مایع و مواد ادامه پلبد و منجر به تشکیل ماده تحمل‌کننده بارگذاری شود. خروجی نهایی همه این واکنش‌ها، ترک پرشده با مواد کربرددهای واقعی، معیارهای دیگر طراحی شده باشند، (د) دارای کسر حجمی و تاریخ ماندگاری نیز وارد می‌شوند که باید مطابق با ابعاد حجمی ترک تنظیم شوند. اصطلاح خودترمیمی در سیستم TBC در شکل ۲ نشان داده شده در طی فرایند پوشش‌دهی عامل خودترمیمی صلب در دمای پوشش بالایی TBC جاسازی می‌شود. هنگامی که ترک ناشی از اسیکل حرارتی به عامل خودترمیم می‌رسد، این عامل خودترمیمی اکسید شده و

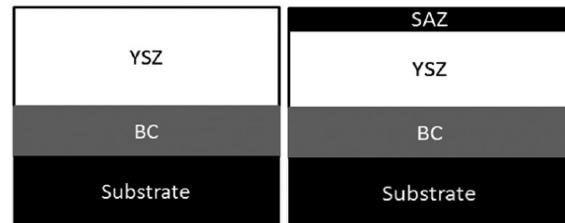
³ Ouyang

Extrinsic
² Intrinsic

پلاسمای هوا (APS) بر روی پوشش کلاسیک دولایه‌ای TBC شامل پوشش میانی (BC) و پوشش YSZ اعمال می‌شود. پوشش خودترمیمی TiC پس از عملیات پیش اکسایش در کوره در دمای 600°C موجب جلوگیری از رشد اکسیدهای مضر توسط تخلخل لایه خودترمیمی کم تخلخل در فصل مشترک پوشش بالایی TiC/پوشش میانی (BC) می‌شود. تحقیقات نشان داده که عامل خودترمیمی مناسبی در پوشش‌های APS و قابل مقایسه با Al_2O_3 است. TiC تخلخل را (برای نمونه از $4/43\%$ به $0/46\%$) کاهش داده و موجب کاهش قابل توجه ترک و منافذ می‌شود. در حقیقت اکسایش/انبساط TiC در پوشش نقش مهمی در آببندی منافذ دارد [۱۹].

ایوناگ و همکارانش [۱۵]، به بررسی پوشش‌های خودترمیمی شامل نانوذرات TiC , Al_2O_3 و 8YSZ (TAZ) با نسبت‌های مختلف (TAZ1، TAZ2 و TAZ1)، مابین TC و BC پرداختند. در این بررسی در TAZ1 از ترکیب پودرهای TiC با درصد وزنی 20% ، 8YSZ با درصد وزنی 40% و Al_2O_3 با درصد وزنی 40% ، در TAZ2 از ترکیب پودرهای TiC با درصد وزنی 10% ، 8YSZ با درصد وزنی 45% و Al_2O_3 با درصد وزنی 45% و در TZ از ترکیب پودرهای TiC با درصد وزنی 20% ، 8YSZ با درصد وزنی 80% بدون Al_2O_3 استفاده شده‌است. در همه ترکیبات قطر پودرهای TiC , Al_2O_3 و 8YSZ برابر با 40 nm بوده‌است. مورفولوژی سطح مقطع تمام پوشش‌های کامپوزیت TBC قبل از آزمون نشان داده که پوشش‌ها زبر و ناهموار بوده و چسبندگی مناسبی به پوشش‌های میانی داشته‌اند. همچنین منافذ و ترک‌های زیادی در پوشش‌ها وجود داشته‌است. تخلخل پوشش‌های کامپوزیتی پاشش‌شده قبل و پس از عملیات حرارتی خودترمیمی در شکل ۴ نشان داده شده‌است. تخلخل با افزایش زمان عملیات حرارتی کاهش یافته که نشان‌دهنده آزادسازی عامل خودترمیمی در طی عملیات حرارتی و اثر خودترمیمی آن به صورت پرشوندگی ترک‌ها و منافذ است. نتیجه قابل توجه آن است که تخلخل اولیه و نهایی برای پوشش‌های TZ بسیار کمتر از تخلخل در پوشش‌های TAZ1 و TAZ2 است.

۶۰ بوده‌است. تحلیل مورفولوژی سطح مقطع قبل و بعد از عملیات حرارتی، اثرات پرشوندگی و آببندی توسط منافذ و میکروترک‌های پر شده در سطح میکروساختار، کاهش تخلخل در پوشش‌های SAZ پس از اکسایش به مقدار $76/71\%$ ، از $9/19\%$ به $2/14\%$ و عدم آسیب به فصل مشترک‌های پوشش ناشی از انبساط حجمی حاصل خودترمیمی در دمای بالاتر از 20°C را نشان می‌دهد. نتایج آزمون الکتروشیمیایی نیز اثر پرشوندگی و آببندی در پوشش‌های SAZ پس از عملیات حرارتی را تأیید می‌کنند. چگالی جریان خوردگی برای نمونه‌های TBC SAZ پس از عملیات حرارتی خودترمیمی $68/70\%$ کاهش یافته که نشان‌دهنده اثر پرشوندگی و آببندی است. بنابراین، پوشش‌های SAZ باعث افزایش مقاومت در برابر اکسایش دمای بالای سیستم TBC می‌شوند. به عبارت دیگر، پوشش‌های SAZ می‌توانند مقاومت در برابر اکسایش و مقاومت در برابر ورقه شدن سیستم TBC را در طی اکسایش دمای بالا به میزان قابل توجهی افزایش دهند.

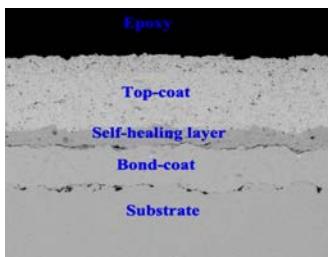


(الف)

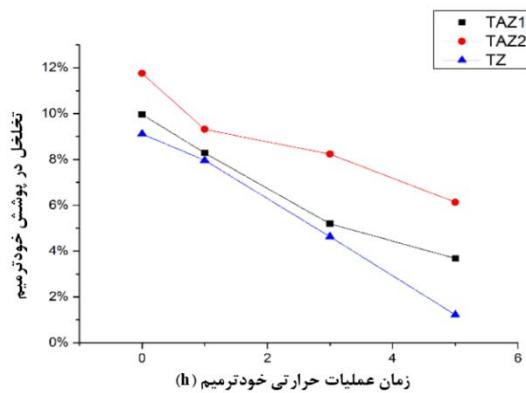
شکل (۳): نمایش شماتیک (الف) ساختار TBC و (ب) ساختار SAZ [۱۱]

۳-۲-۲- پوشش‌های سد حرارتی خودترمیمی با عامل خودترمیمی TiC توسط فرایند APS

یکی دیگر از عوامل خودترمیمی در پوشش‌های سد حرارتی، ترکیب TiC است که در اثر واکنش با اکسیژن هوا، اکسید TiO_2 را آزاد می‌کند و ترک‌ها و منافذ موجود در پوشش‌ها را بهبود می‌بخشد. در این روش، برای بهبود مقاومت در برابر اکسایش TBC معمولی، پوششی تحت عنوان SAZ شامل TiC به عنوان عامل خودترمیمی، 8YSZ و Al_2O_3 ، توسط فرایند پاشش



شکل (۵): تصویر سطح مقطع پوشش سد حرارتی خودترمیم [۱۹] YSZ/TAZ/NiCoCrAlY



شکل (۴): تغییرات تخلخل در پوشش‌های خودترمیم TAZ1، TAZ2 و TZ [۱۵]

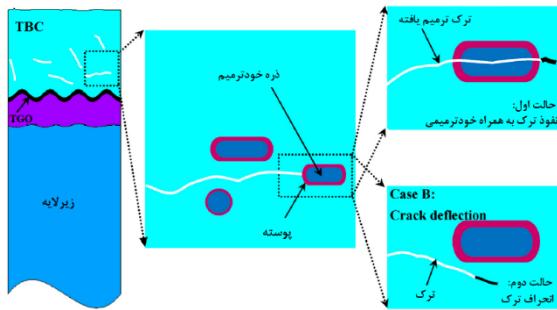
۳-۲-۳- پوشش‌های سد حرارتی خودترمیم با عامل خودترمیمی MoSi₂ توسط فرایند APS

اسلوف^۱ [۲۰] برای نخستین بار ساخت پوشش‌های سد حرارتی با قابلیت خودترمیمی توسط جاسازی ذرات دی‌سیلیسید مولیبدن (MoSi₂) به عنوان عامل ترمیم نزدیک به سطح مشترک به منظور آبندی ترک‌ها قبل از انتشار در زمینه YSZ و شکست پوشش را مورد بررسی قرار داد. این اثر خودترمیمی توسط اکسایش MoSi₂ برای تشکیل SiO₂ آمورف حاصل می‌شود که در حین کار در دمای بالا به ترک‌ها نفوذ می‌کند. سپس SiO₂ با YSZ اطراف واکنش نشان داده و ZrSiO₄ تشکیل می‌شود که به دیواره‌ها می‌چسبند و پتانسیل ایجاد ترک دوم در همان مکان را کاهش می‌دهد. در این راستا امکان ترکیب آلیاز MoSi₂ حاوی بور (B-MoSi₂) با پوشش YSZ نیز مطرح شد و نتایج نشان داد که افزودن این ذرات باعث ایجاد تنش‌های اضافی در طی سیکل‌های حرارتی نمی‌شود. در غیاب اتمسفر اکسایشی، ذرات B-MoSi₂ در دمای C ۱۰۰° جامد باقی می‌مانند و ضربیت سیالیت SiO₂ در دمای سرویس توسط آلیازسازی MoSi₂ با B افزایش می‌یابد که موجب پرشدن ترک‌ها می‌شود [۷]. در مبحث پوشش‌های سد حرارتی خودترمیمی توسط ذرات ترمیمی بر پایه MoSi₂ روش‌های پوشش‌دهی (ایجاد پوسته) برای ایجاد کپسول^۲ حائز اهمیت است. در اتمسفر حاوی اکسیژن، مواد در دمای C ۱۲۰۰-۱۰۰۰ به سرعت اکسید می‌شوند. TBC‌های صنعتی بر پایه ZrO₂ متخلخل هستند (در حدود ۲۰ درصد حجمی) و به عنوان یک رسانای یونی عالی برای

وانگ و همکارانش [۱۹] پوشش سد حرارتی خودترمیمی چند لایه‌ی YSZ/ TiC+Al₂O₃+YSZ (TAZ)/ NiCoCrAlY توسط فرایند پاشش پلاسمای اتمسفری بر روی زیرلایه اعمال کردند که لایه خودترمیم TAZ بین لایه YSZ و NiCoCrAlY قرار گرفت (شکل (۵)). اندازه‌گیری تنش پسماند نشان داده که این تنش فشاری بوده که تأثیر مثبتی بر عملکرد خستگی تماسی پوشش در هنگام تحمل آسیب حاصل از جسم خارجی دارد. تنش پسماند فشاری از انتشار و گسترش ترک از سطح پوشش جلوگیری کرده و در نتیجه موجب افزایش طول عمر TBC می‌شوند. بررسی پوشش در این مطالعه نشان داد که در پوشش TBC با لایه خودترمیم بدون عملیات حرارتی فعال‌کننده خودترمیمی، میکروحفره و میکروترک‌های بیشتری در لایه خودترمیم وجود خواهند داشت. در این حالت، در صورت اعمال اکسایش دمای بالا برای مدت طولانی، فرایند خودترمیمی کمتری برای TBC خودترمیم بدون عملیات فعال‌سازی خودترمیمی، اتفاق می‌افتد. اما در صورت عملیات پیش خودترمیمی به منظور فعال‌سازی خودترمیمی، میکروحفره‌ها و میکروترک‌ها با ماده خودترمیم پرشده و مانع برای نفوذ اکسیژن بیرونی به فصل مشترک بین لایه TAZ و لایه پوشش میانی، کاهش فشار جزیی اکسیژن در فصل مشترک بین لایه TAZ و لایه پوشش میانی و در نتیجه کاهش نرخ رشد لایه TGO می‌شود.

² Capsule

¹ Sloof



شکل (۶): نمایش شماتیک مکانیزم خودترمیمی TBC‌ها در دمای بالا [۲۱]

چن^۲ و همکارانش [۶] به مقایسه ایجاد لایه بالایی پوشش TBC با توزیع همگن ذرات MoSi₂ در کل پوشش و توزیع ذرات MoSi₂ فقط در مناطق نزدیک به فصل مشترک یعنی محل متدالو وقوع ترک خودگی و لایه لایه شدگی پرداختند. نتایج این مطالعه نشان داد که چنین طراحی نه تنها احتمال برخورد ذرات با ترک‌های انتشار یافته و درگیر شدن در ترمیم ترک بعدی را به حداقل می‌رساند، بلکه اثر ذرات ترمیمی را بر خصوصیات کلی پوشش بالایی (به عنوان مثال ضربه انبساط حرارتی (CTE)، رسانایی حرارتی و سختی) را به حداقل می‌رساند. همچنین، در این مطالعه، رابطه ضخامت پوسته با شعاع ذره ترمیمی نیز تعیین شد.

دیرآگلو^۳ و همکارانش [۳] به مطالعه پوشش TBC با ذرات MoSi₂(B) پوشش داده شده بر روی زیرلایه فولاد نرم توسط پاشش پلاسمای اتمسفری (APS) پرداختند. مشاهدات SEM به وضوح نشان داد که لایه لایه فصل مشترک تشکیل شده شامل ZrSiO₄ (زیرکون) بوده و ZrSiO₄ کاملاً به زمینه پیوند خورده است. در مورد ترک‌های نازک‌تر، هیچ SiO₂ دیگری مشاهده نشد و فقط ZrSiO₄ در ترک دیده شده است. اما ذرات ترمیمی کوچک‌تر MoSi₂ غنی شده با B نیز که به فاصله کافی دور از ترک‌ها قرار گرفته بودند، به ZrSiO₄ تبدیل شده‌اند. هیچ نشانه‌ای از تشکیل ترک محلی در مجاورت ذرات ترمیمی بزرگ‌تر در فاصله دور از ماکرو ترک اعمال شده و هیچ نوع علامت ترک خودگی در فصل مشترک TBC – ZrSiO₄ گزارش نشده است.

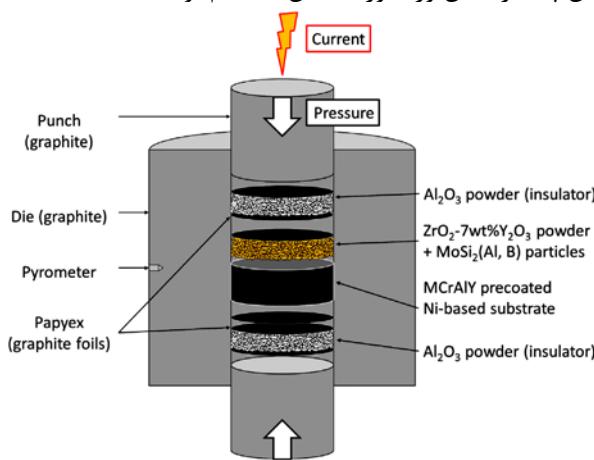
اکسیژن در دمای بالا شناخته می‌شوند. به عبارتی دیگر، ساختار متخلخل YSZ نفوذ اکسیژن را آسان می‌کند که منجر به اکسایش زودرس ذرات حتی در صورت عدم وجود ترک‌های درگیر در فرایند ترمیم TBC‌ها می‌شود. همچنین SiO₂ شده با ZrO₂ واکنش داده و زیرکون تشکیل می‌شود. بنابراین، برای جلوگیری از شروع زودرس مکانیزم ترمیم در TBC‌ها و حفظ ذرات در حالت غیرفعال، نیاز به اعمال پوسته‌ای بی‌اثر و غیرقابل نفوذ در برابر اکسیژن بر روی سطح ذرات بین فلزی است. از این‌رو، کپسوله شدن ذرات MoSi₂ توسط پوسته پایدار در دمای بالا و غیرقابل نفوذ در برابر اکسیژن به منظور جلوگیری از اکسایش خودبُخودی این ذرات مطرح می‌شود. مواد مختلفی برای ایجاد پوسته مانند Al₂O₃، Al₆Si₂O₁₃، ZrSiO₄ و Al₂O₃ مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. با این حال، معمولاً از Al₂O₃ به دلیل نفوذپذیری کم برای اکسیژن و پلیداری حرارتی خوب برای پوشش‌دهی سرامیک‌های خودترمیم در TBC‌ها استفاده می‌شود. رسوب پوسته‌ای از آلومینا در اطراف ذرات بر پایه MoSi₂ از طریق دو روش متدالو رسوب‌دهی لایه اتمی^۱ (ALD) و سل-ژل انجام می‌شود [۲۱، ۱۴۷]. فرایند خودترمیمی با کاربرد ذرات ترمیمی بر پایه MoSi₂ کپسوله شده در شکل (۶) نشان داده شده است. هنگامی که TBC‌ها تحت تنشی‌های حرارتی یا سایر بارهای خارجی قرار می‌گیرند، میکروترک‌ها می‌توانند در داخل یا فصل مشترک TBC‌ها ایجاد شوند، هنگامی که میکروترک‌ها به ناحیه‌ای که در نزدیکی کپسول قرار دارد انتشار می‌یابند، کپسول شکسته شده و برخی از مواد خودترمیم (ممومولاً از فلز یا مواد آلیازی) رها خواهند شد. این مواد ترک را پر می‌کند و مانع از انتشار ترک می‌شوند (مورد A). اگر میکروترک‌ها کپسول را دور بزنند، خودترمیمی اتفاق نمی‌افتد (مورد B). در مورد A به جای B مسیر مستقیم برای تحقق فرایند ترمیمی TBC‌ها در دمای بالا است. بنابراین، ایجاد اثر دینامیکی انتشار ترک و در نتیجه شکست ا- تأخیر می‌اندازد [۲۱].



³ Derelioglu

Atomic layer deposition
² Chen

نتایج نشان دهنده افزایش قابل توجه تعداد سیکل حرارتی تا زمان پدیدار شدن ورقه ورقه شدن سیستم بوده است.



شکل (۷): نمایش شماتیک مواد در قالب گرافیتی برای ساخت TBC‌های خودترمیم توسط زینتر پلاسمای جرقه‌ای [۱۴]

نتایج مطالعه نوزاهیک و همکارانش [۷] در زمینه پوشش سد حرارتی خودترمیم ساخته شده توسط زینتر پلاسمای جرقه‌ای (YSZ - 20MoSi₂) نشان داد که ذرات MoSi₂ به طور همگن در زمینه YPSZ توزیع شده و هیچ واکنش قابل مشاهده‌ای بین زمینه YPSZ و ذرات MoSi₂ در نتیجه فرایند زینتر رخ نداده است.

کولزیک مالکا^۴ و همکارانش [۲۴] به بررسی تأثیر پوشش YPSZ با ذرات MoSi₂ ساخته شده به روش زینتر پلاسمای جرقه‌ای بر خواص ترمومکانیکی YPSZ و قابلیت خودترمیمی آن پرداختند. در این مطالعه، کسر حجمی ذرات MoSi₂ تغییر کرده و در چهار حالت شامل ذرات خالص MoSi₂، ذرات MoSi₂ آلیاژ و در چهار حالت شامل ذرات خالص MoSi₂، ذرات MoSi₂ آلیاژ شده با Al، ذرات MoSi₂ آلیاژ شده با B، ذرات MoSi₂ آلیاژ شده با Al و B بررسی شدند. نتایج تحلیل ترمومکانیکی نشان داد که عدم تطابق ضریب انبساط حرارتی بین زمینه YPSZ و ذرات خالص و آلیاژ MoSi₂ کم بوده و از ترک خوردن ذرات در سیکل‌های حرارتی جلوگیری شده است. در نتیجه، جاسازی ذرات MoSi₂ منجر به افزایش عدم تطابق حرارتی بین پوشش بالایی سرامیکی و سوپرآلیاژهای بر پایه نیکل نمی‌شود. بررسی مقادیر مقاومت در برابر شکست فرورفتگی نشان داد که این

سانگ^۱ و همکارانش [۲۲] رفتار عامل خودترمیم Si معمولی و Si کپسوله در برابر مقاومت در برابر ترک در پوشش TBC مورد ارزیابی قرار دادند. سه نوع چیدمان پوشش شامل TBC خودترمیم با عامل خودترمیمی در لایه محافظه (نمونه A)، TBC خودترمیم با عوامل خودترمیمی کپسوله شده (نمونه B) و TBC خودترمیم با عوامل خودترمیمی مطابق (نمونه C) مطابق بررسی شد. مقایسه نتایج میکرو ساختار پوشش‌ها نشان داد که پوسته کپسول و اندازه بزرگ‌تر حاصل از آگلومره شدن^۲، تبخیر عامل ترمیم را کاهش داده است که کپسوله کردن از اکسایش زودرس در حین فرایند APS جلوگیری می‌کند. نتایج سیکل حرارتی نشان داده که نمونه‌های A، B و C به ترتیب پس از ۱۰۶۷، ۱۱۴۳ و ۱۱۰۳ سیکل ورقه ورقه شده‌اند. بنابراین TBC با عامل خودترمیم (نمونه‌های B و C) مقاومت خستگی حرارتی بالاتر در مقایسه با YSZ معمولی از خود نشان داده است. مشاهدات رفتار ترمیم ترک نیز نشان داد که مکانیزم‌های مقاومت در برابر ترک بر اساس توزیع و شکل عوامل ترمیم است.

۳-۴- پوشش‌های سد حرارتی خودترمیم توسط فرایند زینتر پلاسمای جرقه‌ای

فرایند زینتر پلاسمای جرقه‌ای^۳ (SPS) با قابلیت ساخت پوشش‌های چند لایه توسط حرارت و فشار، برای ایجاد پوشش‌های TBC خودترمیم شامل پوشش‌های YPSZ با ذرات دی‌سیلیسیور مولیبدن (MoSi₂) با پوسته آلومینیای غیرقابل نفوذ در برابر اکسیژن استفاده شده است [۲۴، ۲۳، ۱۴، ۷]. نوزاهیک^۴ و همکارانش [۱۴] از این فرایند به منظور اعمال پودر تجاری YPSZ با ذرات ترمیمی بر پایه (B) MoSi₂ استفاده شده بر پوشش میانی استفاده کردند. پوشش‌های میانی اعمال HVOF NiCoCrAlY و APS توسط روش HVOF بر روی زیرلایه‌هایی از جنس سوپرآلیاژ پایه (Hastelloy C) اعمال شده و بدین منظور از قالب گرافیتی با اعمال رادیان حرارتی بین سطوح قالب و نمونه مطابق با شکل (۷) شده است.

⁴ Nozahic

⁵ Kulczyk-Malecka

Song

² Agglomerated condition

³ Spark plasma sintering

و به کارگیری آنها کمتر از دیگر روش‌ها است. استفاده از روش ذرات کپسوله شده MoSi₂ به تجهیزات مورد نیاز به کپسوله کردن ذرات نیاز دارد که فرایند را پیچیده می‌سازد. روش زینتر پلاسمایی جرقه‌ای به تجهیز ویژه‌ای برای اعمال پوشش نیازمند است. بر اساس مقایسه بین فرایندها با توجه به نیاز هر یک از صنایع به دستیابی به پوشش‌هایی با خاصیت خودترمیمی می‌توان بر اساس سه پارامتر پیچیدگی فرایند، هزینه توسعه و عملی بودن اجرا در آن واحد صنعتی، گزینه‌ی مناسب توسعه فناوری پوشش‌های سد حرارتی خودترمیم را انتخاب کرد. هم‌چنین، مطالعات انجام شده در زمینه فناوری و راهکار ایجاد خاصیت خودترمیمی نشان می‌دهد که اثرات اضافه کردن عامل خودترمیم، عوارض جانبی یا محصولات ناخواسته‌ای هنگام کارکرد ایجاد نمی‌کند. این ویژگی نیز بر مزایای این پوشش و در نتیجه توسعه بازار این محصول خواهد افزود.

۵- تشکر و قدردانی

این مقاله تحت حمایت مالی گروه مپنا به شماره قرارداد RD-RFE-1400-1 انجام شده که بدین وسیله، تشکر و قدردانی می‌شود.

۶- مراجع

- I. Hammond, G. Barber, B. Wang, "A review of some of experimental and numerical studies of self-crack-healing in ceramics," *International Journal of Ceramic Engineering & Science*, vol. 2, pp. 274–291, 2020.
- E.R. Brinley, "Combustion turbine component having bond coating and associated methods," U.S. Patent 8,192,850, 2012.
- Z. Derelioglu, A.L. Carabat, G.M. Song, S. van der Zwaag, W.G. Sloof, "On the use of B-alloyed MoSi₂ particles as crack healing agents in yttria stabilized zirconia thermal barrier coatings," *Journal of the European Ceramic Society*, vol. 35, pp. 4507–4511, 2015.
- M. Belmonte, "Advanced Ceramic Materials for High Temperature Applications," *Advanced engineering materials*, vol. 8, pp. 693–703, 2006.
- A.L. Carabat, M.J. Meijerink, J.C. Brouwer, E.M. Kelder, J.R. van Ommeren, S. van der Zwaag, W.G. Sloof, "Protecting the MoSi₂ healing particles for thermal barrier coatings using a sol-gel produced Al₂O₃ coating," *Journal of the European Ceramic Society*, vol. 38, pp. 2728–2734, 2018.
- Y. Chen, X. Zhang, S. van der Zwaag, W.G. Sloof, P. Xiao, "Damage evolution in a self-healing air plasma sprayed thermal barrier coating containing self-shielding MoSi₂

مقادیر برای مواد کامپوزیت بدون توجه به نوع ذره MoSi₂ و کسر حجمی، تقریباً نزدیک به مقادیر به دست آمده برای YPSZ خالص است. بنابراین، افزودن ذرات خودترمیم، خواص مکانیکی TBC‌ها را در محدوده مورد مطالعه به طور قابل توجهی تغییر نمی‌دهد. برهم‌کنش ترک-ذره در کامپوزیت‌های حاوی حجم بیشتری از ذرات مشهودتر است که باعث کاهش طول ترک قطعه شده برای ترمیم توسط یک ذره می‌شود. به طور کلی، مسیر ترک تحت تأثیر حضور ذرات قرار نگرفته و کم و بیش مسطح باقی می‌ماند. تفاوت‌هایی جزیی در کسر حجمی نسبی ترک‌های عبوری از ذره یا در امتداد سطح مشترک ذرات برای کامپوزیت‌های حاوی ذرات MoSi₂ آلیاژ شده با B مشاهده شده است. مطالعات برهم‌کنش ترک-ذره نشان داده که برای مواد کامپوزیتی ساخته شده توسط SPS مقدار حداقل درصد حجمی از ذرات باید وجود داشته باشد تا ترمیم مؤثر در دمای بالا را امکان‌پذیر سازد.

۴- نتیجه‌گیری

به منظور محافظت از قطعات داغ در برابر اکسایش و خوردگی در دمای بالا و افزایش طول عمر، پوشش‌های سد حرارتی (TBC) بر روی سطوح قطعات مذکور اعمال می‌شوند. در سال‌های اخیر، کاربرد مواد خودترمیم مطرح شده که باعث افزایش طول عمر TBC می‌شود. منظور از TBC با قابلیت خودترمیمی، دستیابی به TBC با قابلیت ترمیم خودبُخودی ترک و بازیابی یکپارچگی ساختار در محیط اکسیدکننده با درجه حرارت بالا است. عوامل خودترمیمی TBC‌ها، ترکیبات SiC و TiC و MoSi₂ معروفی شده‌اند که با رهاسازی فاز ویسکوز اکسیدی حاصل از واکنش با هوا و O₂، منافذ و ترک‌های پوشش را ترمیم می‌کنند. در این مقاله، به استخراج فناوری‌های اعمال پوشش سد حرارتی خودترمیم و نتایج به دست آمده در عملکرد پوشش خودترمیم حاصل از فرایندها پرداخته شد. مقایسه بین فرایندها نشان می‌دهد، از نظر میزان پیچیدگی فرایند، فرایندهای پاشش لایه خودترمیم SiC و TiC به روش APS کمترین پیچیدگی را دارند. به علاوه، با توجه به این که از پودرهای تجاری SiC و TiC بدین منظور استفاده می‌شود، هزینه و ریسک توسعه

20. W.G. Sloof, "Self Healing in Coatings at High Temperatures," *Self healing materials*. Springer, Dordrecht, pp. 309–321, 2007.
21. L. Wang, F. Shao, X.H. Zhong, J.X. Ni, K. Yang, S.Y. Tao, Y. Wang, "Tailoring of self-healing thermal barrier coatings via finite element method," *Applied Surface Science*, vol. 431, pp. 60–74, 2018.
22. D. Song, T. Song, U. Paik, G. Lyu, Y.-G. Jung, B.-G. Choi, I.-S. Kim, J. Zhang, "Crack-Resistance Behavior of an Encapsulated, Healing Agent Embedded Buffer Layer on Self-Healing Thermal Barrier Coatings," *Coatings*, vol. 9, p. 358, 2019.
23. J. Kulczyk-Malecka, X. Zhang, J. Carr, A.L. Carabat, W.G. Sloof, S. van der Zwaag, F. Cernuschi, F. Nozahic, D. Monceau, C. Estournès, P.J. Withers, P. Xiao, "Influence of embedded MoSi₂ particles on the high temperature thermal conductivity of SPS produced yttria-stabilised zirconia model thermal barrier coatings," *Surface and Coatings Technology*, vol. 308, pp. 31–39, 2016.
24. J. Kulczyk-Malecka, X. Zhang, J. Carr, F. Nozahic, C. Estournès, D. Monceau, A.L. Carabat, W.G. Sloof, S. van der Zwaag, P.J. Withers, P. Xiao, "Thermo – mechanical properties of SPS produced self-healing thermal barrier coatings containing pure and alloyed MoSi₂ particles," *Journal of the European Ceramic Society*, vol. 38, pp. 4268–4275, 2018.
25. F. Nozahic, D. Monceau, C. Estournès, "Thermal cycling and reactivity of a MoSi₂/ZrO₂ composite designed for self-healing thermal barrier coatings," *Materials & Design*, vol. 94, pp. 444–448, 2016.
26. V. Carnicer, M.J. Orts, R. Moreno, E. Sánchez, "Influence of solids concentration on the microstructure of suspension plasma sprayed Y-TZP/Al₂O₃/SiC composite coatings," *Surface and Coatings Technology*, vol. 371, pp. 143–150, 2019.
27. S.M. Lakiza, M.I. Grechanyuk, O.K. Ruban, V.P. Redko, M.S. Glabay, O.B. Myloserdov, O. V. Dudnik, S. V. Prokhorenko, "Thermal Barrier Coatings: Current Status, Search, and Analysis," *Powder Metallurgy and Metal Ceramics*, vol. 57, pp. 82–113, 2018.
28. A.A. Kulkarni, R. Subramanian, A.J. Burns, "Bond coat compositions and arrangements of same capable of self healing," U.S. Patent 7,507,484, 2009.
29. T. Ouyang, X. Fang, Y. Zhang, D. Liu, Y. Wang, S. Feng, T. Zhou, S. Cai, J. Suo, "Enhancement of high temperature oxidation resistance and spallation resistance of SiC-self-healing thermal barrier coatings," *Surface and Coatings Technology*, vol. 286, pp. 365–375, 2016.
30. K. Portilla-Zea, M.A. González, E. Rodríguez, G.I. Vásquez, "Enhanced adhesion resistance of an 8YSZ thermal barrier coating trough the formation of zircon and mullite as self-healing reaction products under cyclic oxidation conditions," *Materials Letters*, vol. 282, p. 128697, 2021.
31. K.M. Doleker, Y. Ozgurluk, H. Ahlatci, A.C. Karaoglanli, "Evaluation of oxidation and thermal cyclic behavior of YSZ, Gd₂Zr₂O₇ and YSZ/Gd₂Zr₂O₇ TBCs," *Surface and Coatings Technology*, vol. 371, pp. 262–275, 2019.
32. F. Nozahic, C. Estournès, A.L. Carabat, W.G. Sloof, S. van der Zwaag, D. Monceau, "Self-healing thermal barrier coating systems fabricated by spark plasma sintering," *Materials & Design*, vol. 143, pp. 204–213, 2018.
33. T. Ouyang, J. Wu, M. Yasir, T. Zhou, X. Fang, Y. Wang, D. Liu, J. Suo, "Effect of TiC self-healing coatings on the cyclic oxidation resistance and lifetime of thermal barrier coatings," *Journal of Alloys and Compounds*, vol. 656, pp. 992–1003, 2016.
34. S.M. Aouadi, J. GU, D. Berman, "Self-healing ceramic coatings that operate in extreme environments: A review," *Journal of Vacuum Science & Technology A: Vacuum, Surfaces, and Films*, vol. 38, p. 050802, 2020.
35. D. Koch, G. Mauer, R. Vaßen, "Manufacturing of Composite Coatings by Atmospheric Plasma Spraying Using Different Feed-Stock Materials as YSZ and MoSi₂," *Journal of Thermal Spray Technology*, vol. 26, pp. 708–716, 2017.
36. J. Krishnasamy, S.A. Ponnusami, S. Turteltaub, S. van der Zwaag, "Modelling the fracture behaviour of thermal barrier coatings containing healing particles," *Materials & Design*, vol. 157, pp. 75–86, 2018.
37. L. Wang, C. Ming, X.H. Zhong, J.X. Ni, J.S. Yang, S.Y. Tao, F.F. Zhou, Y. Wang, "Microstructure and self-healing properties of multi-layered NiCoCrAlY/TAZ/YSZ thermal barrier coatings fabricated by atmospheric plasma spraying," *Applied Surface Science*, vol. 488, pp. 246–260, 2019.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 87-96
2023

DOI:

10.22034/jssta.2023.389896.1116

Article Info

Received: 2023-03-14
Accepted: 2023-05-31

Keywords

Converging-diverging nozzle,
Back flow, Surface expansion
ratio, Finite volume
simulation, Experimental test

How to Cite this article

Adel. Pourtaghi Marzrood,
Arezoo. Esmaeli, Morteza.
Farhid, Moharram. Shameli,
"Investigating propellant flow in the converging-
diverging nozzle with atmospheric
outlet conditions by means of
numerical simulation and validating the results with
experimental tests", *Journal
of Space Science,
Technology and
Applications*, vol 3 (1), p.:
87-96, 2023.

Investigating propellant flow in the converging-diverging nozzle with atmospheric outlet conditions by means of numerical simulation and validating the results with experimental tests

Adel. Pourtaghi Marzrood^{1*}, Arezoo. Esmaeli², Morteza. Farhid³
, Moharram. Shameli⁴

¹ * Researcher, Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran, (Corresponding Author)

a.pourtaghi@isrc.ac.ir

² Researcher, Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran

a.esmaeli@isrc.ac.ir

³ Assis. Prof., Researcher, Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran

m.farhid@isrc.ac.ir

⁴ Assis. Prof., Researcher, Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran

m.shameli@isrc.ac.ir

Abstract

Backflow is a phenomenon that occurs due to the increase of upstream pressure compared to downstream pressure. In converging-diverging nozzles, by increasing the outlet pressure compared to the design pressure, the phenomenon of backflow is observed in the divergent part, which causes a decrease in the output velocity and thrust. In this paper, a converging- diverging nozzle with suitable expansion ratio for vacuum condition is selected and the propellant flow, which is considered as butane in this research, is simulated by finite volume method for output pressure equal to vacuum pressure and atmospheric pressure conditions. It has been seen that in the atmospheric pressure, backflow occurs in the nozzle in order to determine the appropriate expansion ratio for the nozzle operating in atmospheric pressure, the flow inside the nozzle is simulated for the different expansion ratios and the average outlet axial velocity at the output of these nozzles is obtained. According to the results, the most suitable expansion ratio of the surface has the highest average axial velocity. Also, to verify the obtained results from finite element simulation, four nozzles with different surface expansion ratios were manufactured and the thrust force obtained from experimental test on the measuring stand with equivalent results obtained from the simulations were compared.



مقاله پژوهشی

بررسی جریان پیشران در نازل همگرا-واگرا با شرایط خروجی جو به وسیله شبیه‌سازی عددی و صحه‌گذاری نتایج با آزمون تجربی

عادل پور تقی مرزروعد^{۱*}، آرزو اسماعیلی^۲، مرتضی فرهید^۳، محرم شاملی^۴

۱- کارشناس محقق، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران - a.pourtaghi@isrc.ac.ir

۲- کارشناس محقق، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران - a.esmaeli@isrc.ac.ir

۳- استادیار، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران - m.farhid@isrc.ac.ir

۴- استادیار، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران - m.shameli@isrc.ac.ir

* نویسنده مسئول

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

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۸۷-۹۶
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
10.22034/jsta.2023.389896.1116

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۱۲/۲۳

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۰

واژه‌های کلیدی

نازل همگرا- واگرا، جریان برگشتی، نسبت انبساط سطح، شبیه‌سازی- آزمون تجربی سازی حجم محدود،

نحوه استناد به این مقاله

مرتضی فرهید، محرم شاملی. "بررسی جریان پیشران در نازل همگرا-واگرا با شرایط خروجی جو به وسیله شبیه-سازی عددی و صحه-گذاری نتایج با آزمون تجربی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۸۷-۹۶، ۱۴۰۲.

چکیده
جریان برگشتی پدیده‌ای است که به علت افزایش فشار بالادست جریان نسبت به فشار پایین دست ایجاد می‌شود. در نازل‌های همگرا- واگرا با افزایش فشار در خروجی نسبت به فشار طراحی، پدیده جریان برگشتی در قسمت واگرا مشاهده می‌شود که باعث کاهش سرعت خروجی و نیروی رانش می‌شود. در این مقاله ابتدا یک نازل همگرا- واگرا با ابعاد مناسب فشار خلاء انتخاب شد و جریان پیشran که در این پژوهش بوتان در نظر گرفته شده است، برای فشارهای خروجی برابر با فشار خلاء و فشار جو با روش حجم محدود شبیه‌سازی شد. مشاهدات حاکی از آن است که در شرایط فشار جو، جریان برگشتی در نازل به وجود می‌آید. به منظور تعیین نسبت انبساط سطح مناسب برای نازل به منظور کارکرد در شرایط فشار جو، جریان در داخل نازل برای نسبت انبساط سطح‌های مختلف شبیه‌سازی شد و سرعت محوری میانگین در خروجی این نازل‌ها به دست آمد. با توجه به نتایج حاصل، مناسب‌ترین نسبت انبساط سطح دارای بیشترین سرعت محوری میانگین است. همچنین، به منظور صحه‌گذاری نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی عددی، چهار نازل با نسبت‌های انبساط سطح متفاوت ساخته شد و نیروی رانش به دست آمده از آزمون تجربی آنها بر روی استند اندازه‌گیری با نتایج معادل حاصل از شبیه‌سازی مقایسه شدند.

۱- مقدمه

داخل نازل پیشنهاد شده‌اند. بالابل^۴ و همکاران [۵] و سوسیلا^۵ و همکاران [۶] در کار خود با مقایسه مدل‌های مختلف برای جریان آشفته، مزایا و معایب آنها را بررسی کرد. شوک، از جمله مهمترین پدیده‌های فیزیکی مرتبط با جریان آشفته در نازل‌های همگرا-وآگرا است که در پژوهش بالابل و همکاران [۵] به صورت مدل‌سازی عددی در شرایط کارکردی متفاوت و در پژوهش خالید^۶ و همکاران [۷] به صورت مدل‌سازی عددی مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. مدهو^۷ و همکاران [۸] نیز با مدل‌سازی تحلیلی جریان سیال در یک نازل همگرا-وآگرا، ابعاد آن را برای دستیابی به وضعیت بدون شوک بهینه نمود.

پارامترهای زیادی در عملکرد نازل‌های همگرا-وآگرا تاثیرگذار هستند از جمله نسبت انبساط، فشار و سرعت ورودی و خروجی نازل و قطر گلوبی. تحقیقات زیادی در این زمینه انجام شده که می‌توان به کارهای خان^۸ و همکاران [۹] و پاتنان^۹ و همکاران [۱۰] اشاره نمود. همچنین به دلیل اهمیت زیاد پارامتر زاویه و آگرایی در عملکرد نازل همگرا-وآگرا (سرعت خروجی سیال)، حامدی و همکاران [۱۱] و سواروپینی^{۱۰} و همکاران [۱۲] اهمیت این پارامتر را در بهینه‌سازی عملکرد نازل در شرایط مختلف کارکردی بررسی کردند.

معمولًا نازل‌ها با سطح مقطع دایره به کار می‌روند. اما در مواردی بنا به شرایط خاص، از نازل‌های همگرا-وآگرا با مقطع‌های غیردایروی (چه در کل نازل و چه در انتهای خروجی نازل) استفاده می‌شود. این نوع نازل‌ها نیز در تحقیقات باید^{۱۱} و همکاران [۱۳] و اولارو^{۱۲} [۱۴] مدل‌سازی شده و مورد مطالعه قرار گرفته‌اند.

در این مقاله، یک نازل همگرا-وآگرا با نسبت انبساط سطح مناسب برای فشار خروجی خلاء انتخاب شده و جریان پیشرانه برای فشار خروجی خلاء و فشار خروجی برابر با فشار جو شبیه‌سازی می‌شود. برای به حداقل رساندن جریان برگشتی برای فشار خروجی برابر با فشار جو، جریان پیشرانه در نسبت‌های انبساط سطح متفاوت شبیه‌سازی شده و با بررسی بردار سرعت جریان پیشرانه در سطح مقطع خروجی نازل، نسبت انبساط

ناazel بخش مهمی از هر سیستم پیشران است که برای کنترل سرعت، جهت و پارامترهای موردنیاز جریان مورد استفاده قرار می‌گیرد. نازل‌ها به صورتی طراحی شده‌اند که در تمامی حالات جریان از جمله زیرصوتی، صوتی و فراصوتی کاربرد داشته باشند. طراحی نازل مافوق صوت یک مساله چالش برانگیز در مکانیک است. در طراحی یک نازل فراصوت علاوه بر پارامترهای ترمودینامیکی جریان، پارامترهای فیزیکی نازل نیز نقش اساسی ایفا می‌کنند.

هنگام خروج پیشرانه از خروجی نازل همگرا-وآگرا، زاویه واگرایی جریان θ_{max} تا 90° درجه نسبت به محور نازل افزایش می‌یابد. جریان پیشرانه با زاویه بزرگتر از 90° درجه به عنوان جریان برگشتی شناخته می‌شود. چنین جریان‌هایی به هنگام چهتدهی و کنترل پیشرانه در وسایل نقلیه فضایی، در عملکرد پمپ‌های جت با خلاء بالا و همچنین در تعدادی از دستگاه‌های فناورانه خلاء به وجود می‌آید. به عنوان یک قاعده، جریان برگشتی یک اتفاق منفی تلقی شده و باید به حداقل برسد.

مطالعات زیادی درباره مدل‌سازی نازل‌ها و به ویژه نازل‌های همگرا-وآگرا و همچنین شبیه‌سازی رفتار جریان سیال در داخل نازل انجام یافته است. مدل‌سازی‌ها اغلب به دو دسته مدل‌سازی تحلیلی و مدل‌سازی عددی قابل تقسیم هستند، از جمله کارهای سیکان^۱ و همکاران [۱۱] و تاپاسوی^۲ و همکاران [۲۱]. شریعت‌زاده و همکاران [۳]^۳ پس از مدل‌سازی عددی سه بعدی جریان فراصوت در یک نازل همگرا-وآگرا، نتایج به دست آمده را نیز با استفاده از داده‌های آزمون‌های عملی صحنه‌گذاری نمود. رمجی^۴ و همکاران [۴] نیز در پژوهش خود برای طراحی یک نازل همگرا-وآگرا با فرض جریان لزج و غیرلزج از محاسبات تحلیلی و مدل‌سازی عددی استفاده کردند.

جریان سیال در یک نازل همگرا-وآگرا با فرض خروجی مطلوب و مورد نظر فراصوت، اساساً به صورت آشفته است. تاکنون مدل‌های مختلفی برای شبیه‌سازی جریان آشفته در

7- Madhu

8- Khan

9- Pathan

10- Swaroopini

11- Bhide

12- Olaru

1- Cican

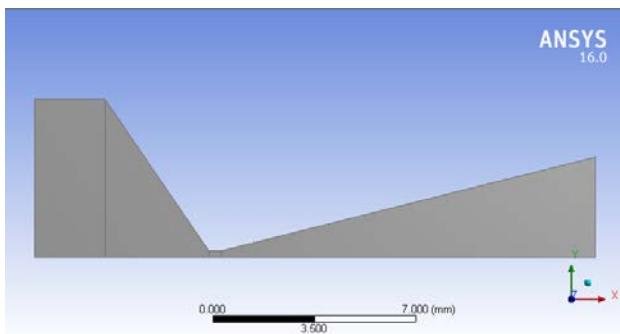
2- Tapasvi

3- Ramji

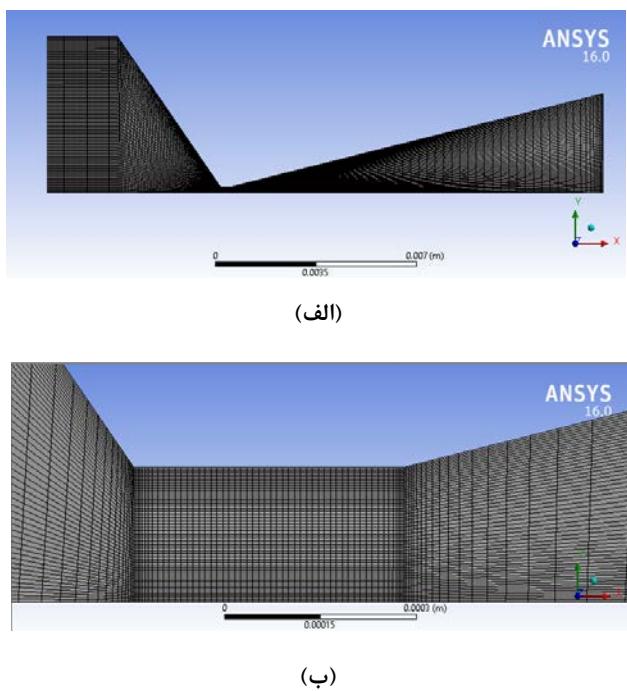
4- Balabel

5- Susila

6- Khalid



شکل ۱- هندسه دو بعدی نازل همگرا- واگرا به صورت Axisymmetric



شکل ۲- الف- هندسه شبکه بندی نازل، ب- هندسه شبکه بندی گلوبی نازل

بر اساس شبکه بهینه تولید شده، شبیه سازی نازل همگرا- واگرا برای فشار خروجی برابر با فشار خلاء، برای پنج نمونه انجام شده و برای تعداد بیشتر از ۲۲۰۰ المان، مشاهده می شود که تغییرات سرعت در سطح مقطع خروجی ناچیز است. بنابراین، تعداد المان سیستم ۲۲۰۰ در نظر گرفته شده به طوری که در قسمت همگرا بیشترین ابعاد المان ۱۰۸/۰ میلی متر، در قسمت گلوبی ۴۶/۰۰ میلی متر و در قسمت واگرا بیشترین ابعاد المان

سطح مناسب و دارای جریان برگشتی حداقل انتخاب می شود. در ادامه چهار نازل با نسبت انبساط سطح متفاوت ساخته شده و آزمون تجربی برای به دست آوردن نیروی رانش با پیشرانه بوتان انجم یافته و با نتایج شبیه سازی مقایسه می شود. بررسی اثر فشار خروجی بر جریان برگشتی و همچنین بررسی جریان برگشتی برای نسبت های مختلف انبساط سطح نازل همگرا- واگرا از طریق شبیه سازی و آزمون تجربی از نوآوری های پژوهش حاضر است.

۲- شبیه سازی جریان پیشرانه در نازل همگرا - واگرا

هدف اصلی نازل، شتاب دادن به جریان پیشران و تولید بیشترین مقدار نیروی رانش است، بنابراین نیروی رانش مهمترین پارامتر طراحی بوده و برای رسیدن به بیشترین نیروی رانش، جریان برگشتی در نازل همگرا- واگرا باید به حداقل مقدار ممکن برسد. در این مقاله یک نازل با ابعاد مشخص مناسب فشار خروجی برابر با فشار خلاء انتخاب شده است [۱۵]. لازم به ذکر است برای شبیه سازی از نرم افزار Ansys استفاده شده است. هندسه مورد نظر برای نازل همگرا- واگرا مطابق شکل (۱) است. جدول (۱) نیز ابعاد هندسی این نازل را نشان می دهد. به دلیل تقارن هندسه نازل و برای جلوگیری از حجم بالای محاسبات از هندسه دو بعدی و در حالت Axisymmetric استفاده شده است.

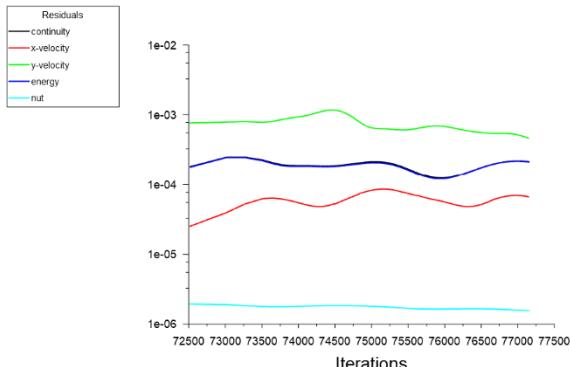
جدول ۱- پارامترهای هندسی نازل همگرا- واگرا

| پارامترهای هندسی | ابعاد (میلی متر) |
|------------------|------------------|
| قطر ورودی نازل | ۱۰/۸۰ |
| قطر خروجی نازل | ۶/۸۵ |
| قطر گلوبی نازل | ۰/۴۶ |
| طول قسمت همگرا | ۳/۵۷ |
| طول قسمت واگرا | ۱۲/۸۹ |

شبکه ایجاد شده برای نازل به صورت دو بعدی و ترکیبی از شبکه با سازمان Quad است. دلیل انتخاب شبکه حل با سازمان، سرعت حل بیشتر آن است. همچنین، برای مشاهده بهتر اتفاقات، از شبکه بندی ریز در داخل نازل استفاده شده است. هندسه شبکه بندی نازل و هندسه شبکه بندی گلوبی در شکل (۲) نشان داده شده است.

تراکم‌پذیر بودن سیال به صورت pressure outlet در نظر گرفته شده است.

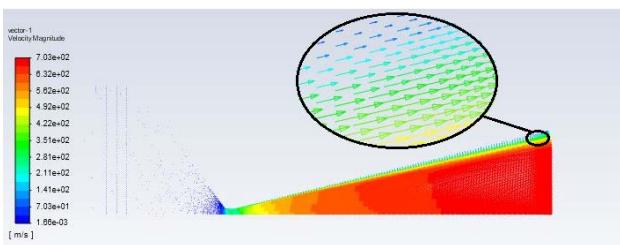
برای بررسی همگرایی حل، از نمودار باقیماندهای حل معادلات استفاده می‌شود. شکل (۳)، نمودار باقیماندهای حل معادلات (برای ۵۰۰۰ حل آخر) را نشان می‌دهد.



شکل ۳- مقادیر باقیماندهای حل

مشاهده می‌شود روند باقیماندها کاهشی بوده و این مقادیر با ادامه حل از محدوده مشخصی کمتر نشده‌اند. مطابق نمونه‌های مشابه حل جریان نازل، مقادیر باقیماندهای حل برای پارامترهای مهم سرعت (سرعت در جهت بردار رانش) تا کمتر از ۱۰۰/۰ قابل قبول است.

بردار سرعت پیشran در داخل نازل همگرا-واگرا در شکل (۴) نشان داده شده است.



شکل ۴- بردارهای سرعت برای پیشran بوتان با فشار ورودی ۲/۵ بار و فشار خروجی ۰/۰۱ بار

با توجه به بردار سرعت در حالت فشار خروجی برابر با فشار ۰/۰۰۱ بار، جریان برگشتی در سطح مقطع خروجی نازل مشاهده نمی‌شود.

۰/۰۶۸۵ میلی‌متر است. جدول (۲) پارامتر سرعت خروجی برای پنج نوع شبکه را نشان می‌دهد.

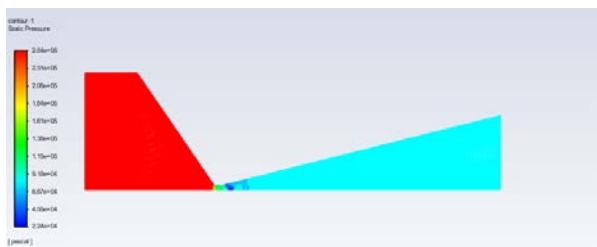
جدول ۲- بررسی استقلال از شبکه

| تعداد المان | سرعت خروجی (m/s) |
|-------------|------------------|
| ۱۶۰۰ | ۶۸۰ |
| ۱۸۰۰ | ۶۹۰ |
| ۲۰۰۰ | ۶۹۷ |
| ۲۲۰۰ | ۷۰۲ |
| ۲۴۰۰ | ۷۰۵ |

پیشran مورد نظر بوتان است که به صورت گاز از نازل عبور می‌کند، بنابراین به خاطر تراکم‌پذیری سیال از روش چگالی- مبنا برای حل CFD استفاده شده است. از ویژگی‌های بوتان فشار پایین، اینم بودن آن و قابل استفاده بدون نیاز به فشار شکن است. علاوه بر این، حل مسئله به صورت پایا بوده و به دلیل حل همزمان معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی به خاطر تراکم‌پذیری بالای سیال که در فاز گازی است، روش‌های حل غیر صریح برای استخراج پارامترهای نازل مورد استفاده قرار می‌گیرد. همچنین، دیواره نازل به صورت آدیابتیک در نظر گرفته شده است.

تأثیر اغتشاشات به دلیل ماهیت لزج جریان و برای در نظر گرفتن اثرات اصطکاک دیواره‌ها با استفاده از روش‌های مدلسازی اغتشاشات اعمال می‌شود. برای مدلسازی اغتشاشات از روش اسپالارت-آلماراس^۱ به دلیل مناسب بودن برای جریان سیال در داخل نازل، بهترین روش برای مدلسازی جریان برگشتی، نیاز به ارتفاع کم برای اولین المان لایه مرزی و همگرایی خوب برای حالت پایا استفاده شده است[۱۶]. این روش، یک مدل آشفتگی یک معادله‌ای است که برای جریان‌های آبرودینامیکی توسعه داده شده و همچنین یک معادله انتقال برای ویسکوزیتی گردابی است[۱۷].

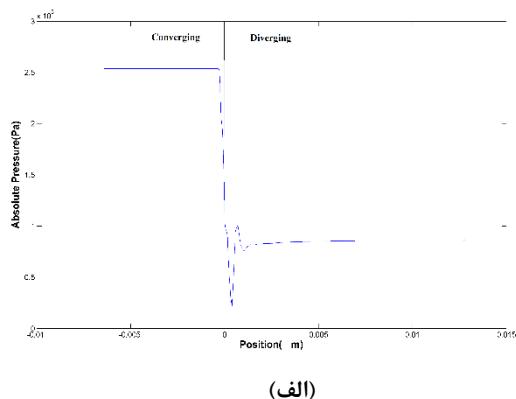
در شبیه‌سازی نازل مورد نظر، شرایط ورودی نازل به صورت دبی جرمی ۱۰۴ میلی‌گرم بر ثانیه و شرایط خروجی به صورت فشار ۱۰۰/۰ بار (خلاء) بوده و همچنین دمای در نظر گرفته شده ۳۰ درجه کلوین است. لازم به ذکر است، شرط مرزی ورودی به صورت mass-flow-inlet و شرط مرزی خروجی به دلیل



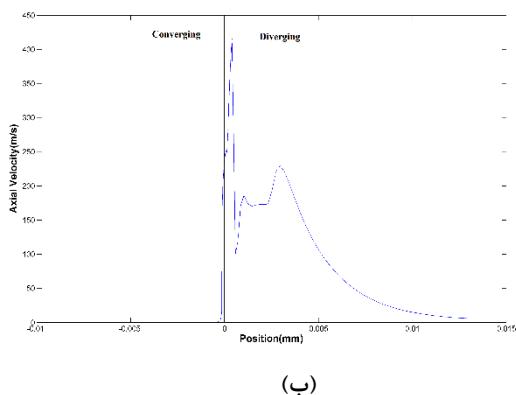
شکل ۷- کانتور فشار در داخل نازل همگرا- و اگرا

فشار استاتیک در امتداد محور نازل در قسمت همگرا ثابت بوده و با ورود جریان به گلویی به تدریج دچار کاهش شده است. اما با ورود جریان سیال به قسمت و اگرا، فشار به تدریج تا فشار محیط شروع به افزایش کرده است.

توزیع فشار در راستای محوری و توزیع سرعت در راستای محوری نیز در شکل (۸) نشان داده شده است.



(الف)

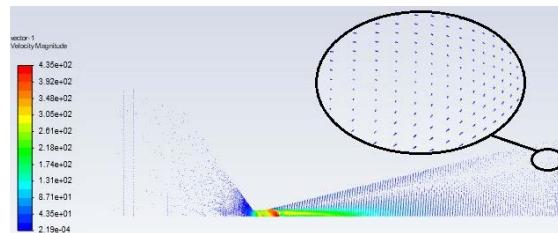


(ب)

شکل ۸- الف- توزیع فشار در راستای محوری، ب- توزیع سرعت در راستای محوری

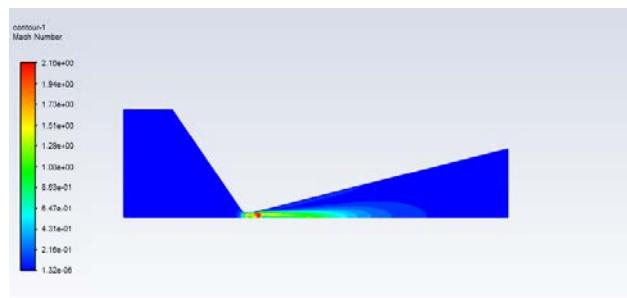
کاهش یافتن فشار جریان سیال با ورود به قسمت همگرا و گلویی و سپس افزایش فشار با گذر از گلویی و ورود به قسمت

با در نظر گرفتن شرایط ورودی مشابه حالت قبل و فشار خروجی $0/86$ بار برابر با فشار جو، جریان‌های برگشتی در قسمت واگرا و قسمت خروجی نازل مشاهده می‌شود. این جریان‌های برگشتی سرعت خروجی را تا حد زیادی کاهش داده و مقدار رانش کمتری را در خروجی تولید می‌کند. شکل (۵)، بردارهای سرعت را در داخل نازل نشان می‌دهد، به طوری که جریان‌های برگشتی به صورت محسوس قابل مشاهده هستند.



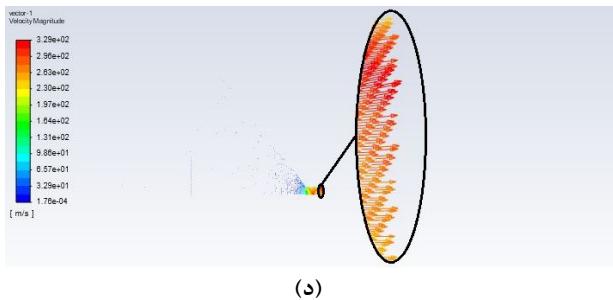
شکل ۵- بردارهای سرعت برای پیشران بوتان با فشار ورودی $2/5$ بار و فشار خروجی $0/86$ بار

شکل (۶) کانتور عدد ماخ در داخل نازل همگرا- و اگرا نشان می‌دهد.



شکل ۶- کانتور عدد ماخ در داخل نازل همگرا- و اگرا

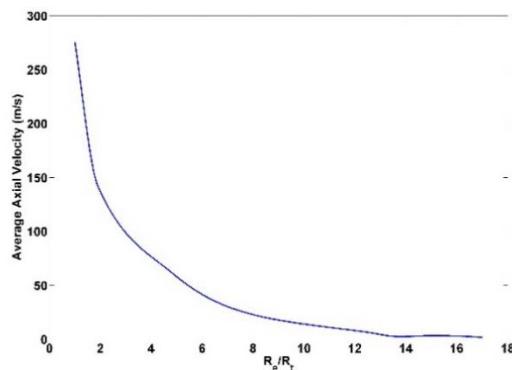
مشاهده می‌شود با وجود اینکه عدد ماخ در گلویی نزدیک به ۱ است اما پیشرفت جریان برگشتی در قسمت واگرای نازل رشد بیشتر عدد ماخ را محدود می‌کند و حتی باعث ایجاد شوک می‌شود. این اثر در کانتور سرعت نیز به خوبی قابل مشاهده است. کانتور فشار در داخل نازل نیز در شکل (۷) نشان داده شده است.



(د)

شکل ۹- بردار سرعت برای نسبت‌های انبساط سطح متفاوت نازل همگرا-وآگرا، الف- شعاع خروجی برابر با $2/62$ میلی‌متر، ب- شعاع خروجی برابر با $1/81$ میلی‌متر، ج- شعاع خروجی برابر با $1/01$ میلی‌متر، د- شعاع خروجی برابر با $0/23$ میلی‌متر

برای درک بهتر رفتار جریان برگشتی در داخل نازل، سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی نازل در نسبت‌های انبساط سطح متفاوت با استفاده از نتایج شبیه‌سازی به دست آمده و تغییرات آن نسبت به تغییرات نسبت انبساط سطح در شکل ۱۰ نشان داده شده است. سرعت محوری میانگین با استفاده از قسمت Monitors نرم‌افزار محاسبه شده است.

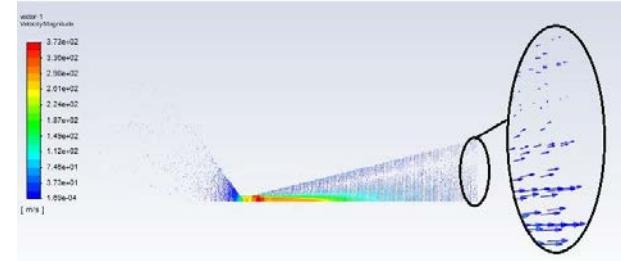


شکل ۱۰- تغییرات سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی نسبت به تغییرات نسبت انبساط سطح نازل

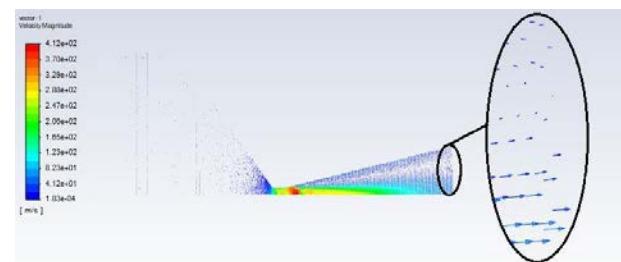
همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با افزایش نسبت انبساط سطح نازل، سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی کاهش پیدا می‌کند. مطابق شکل، نسبت مساحت خروجی به مساحت گلوبی مناسب برای به حداقل رساندن جریان برگشتی و افزایش سرعت محوری میانگین و همچنین افزایش نیروی رانش تولیدی برابر با $1/08$ حاصل می‌شود. با توجه به حداقل بودن جریان برگشتی در این نسبت سطح، مقدار نیروی رانش با

واگرا تا رسیدن به فشار محیط در شکل (الف) مشاهده می‌شود. همچنین شکل (ب) افزایش سرعت محوری جریان سیال تا خروج از گلوبی و سپس کاهش سرعت به دلیل افزایش فشار و وجود جریان برگشتی در قسمت واگرا نشان می‌دهد. نتایج به دست آمده مشابه نتایج مرجع [۱۸] است.

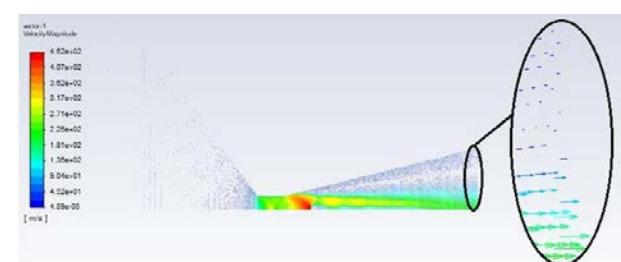
برای کاهش اثر جریان برگشتی و افزایش نیروی رانش تولیدی نازل در شرایط خروجی برابر با فشار $0/86$ بار، با ثابت در نظر گرفتن ابعاد گلوبی و قطرهای خروجی متفاوت برای نازل همگرا-وآگرا، جریان پیشرانه در داخل نازل در سطح مقطع‌های مختلف شبیه‌سازی می‌شود. شکل (ج) بردار سرعت را در داخل نازل همگرا-وآگرا در نسبت‌های انبساط سطح متفاوت نشان می‌دهد.



(الف)

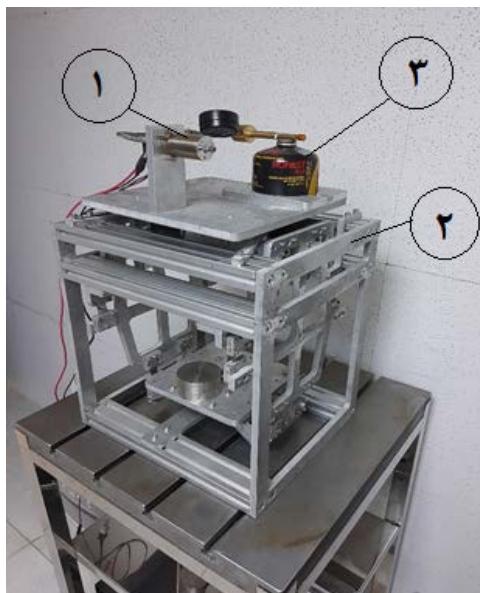


(ب)



(ج)

بر روی رانشگر الکتروترمال و اندازه‌گیری نیروی رانش با استفاده از سامانه سنجش رانش نشان می‌دهد.



شکل ۱۲- آزمون تجربی نازل بر روی رانشگر الکتروترمال، ۱- رانشگر الکتروترمال، ۲- سامانه سنجش رانش ، ۳- مخزن پیشران

سازه سامانه از چهار بخش اصلی شامل دو صفحه افقی بالا و پایینی و دو بازوی عمودی چپ و راست تشکیل شده است. صفحه بالایی حامل رانشگر و صفحه پایینی حامل وزنهای تعادلی است. صفحات و بازوها با استفاده از لولاهای بدون اصطکاک به یکدیگر و به فریم متصل شده و آزادانه دوران می‌کنند. میزان رانش از اندازه‌گیری جابه‌جایی نسبی دو صفحه بالایی و پایینی نسبت به یکدیگر و بر اساس فرایند کالیبراسیون از پیش انجام یافته تعیین می‌شود. جدول (۴) نیروی رانش تولیدی را در هر نسبت انبساط سطح نازل نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که دقت سامانه سنجش رانش یک میلی‌نیوتون است.

جدول ۴- نیروی رانش تولیدی در هر نسبت انبساط سطح نازل

| نسبت انبساط سطح نازل | نیروی رانش تولیدی (میلی‌نیوتون) |
|----------------------|------------------------------------|
| ۱۶/۳ | ۵ |
| ۱۵/۰۳ | ۱۱ |
| ۷/۱۴ | ۱۶ |
| ۱/۰۸ | ۳۰ |

استفاده از حاصل ضرب دبی جرمی ورودی و سرعت میانگین خروجی به صورت ۲۷ میلی‌نیوتون محاسبه می‌شود. لازم به ذکر است، به دلیل وجود جریان برگشتی در سایر نسبت سطح‌ها نمی‌توان از این رابطه برای محاسبه نیروی رانش استفاده کرد.

۳- اندازه‌گیری نیروی رانش تولیدی با استفاده از آزمون تجربی و صحه‌گذاری

برای به دست آوردن نیروی رانش تجربی، چهار نازل با نسبت‌های انبساط سطح ۱/۰۸، ۷/۱۴، ۱۵/۰۳، ۱۶/۳ ساخته شده و آزمون تجربی برای شرایط مرزی مشابه شبیه‌سازی مطابق جدول (۳) انجام گرفته است.

جدول ۳- شرایط مرزی انجام آزمون تجربی

| آزمون تجربی | شرایط مرزی |
|-------------|-----------------------|
| ۱۰۴ | دبی جرمی ورودی (mg/s) |
| ۰/۸۶ | فشار خروجی (bar) |
| ۳۰۰ | دما گاز ورودی (K) |

شکل (۱۱) چهار نازل ساخته شده را به ترتیب از چپ به راست برای نسبت‌های انبساط سطح ۱/۰۸، ۷/۱۴، ۱۵/۰۳، ۱۶/۳ نشان می‌دهد.



شکل ۱۱- چهار نازل ساخته شده

با استفاده از نازل‌های مورد نظر در یک رانشگر الکتروترمال، می‌توان نیروی رانش را محاسبه کرد. برای اندازه‌گیری نیروی رانش از یک سامانه سنجش رانش که کالیبره شده و مورد تایید است، با پیکربندی پاندول معکوس به دلیل پایین بودن سطح رانش و بعد کوچک نازل استفاده شده است. این سامانه کالیبره شده و تکرارپذیری نتایج با توجه به تکرار آزمون تجربی در دفعات متعدد مورد تایید است. شکل (۱۲) آزمون تجربی نازل را

- Nozzle”, *International Journal of Engineering and Advanced Technology*, Vol. 4, No. 6, pp: 46-54, 2015.
- [3] O.J. Shariatzadeh, A. Abrishamkar and A.J. Jafari, “Computational Modeling of a Typical Supersonic Converging-Diverging Nozzle and Validation By Real Measured Data”, *Journal of Clean Energy Technologies*, Vol. 3, No. 3, pp: 220-225, 2015.
- [4] V. Ramji, R. Mukesh, and H. Inamul, “Design and Numerical Simulation of Convergent Divergent Nozzle”, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 852, pp: 617-624, 2016.
- [5] A. Balabel, A.M. Hegab, M. Nasr, and S.M. El-Behery, “Assessment of Turbulence Modeling for Gas Flow in Two-Dimensional Convergent-Divergent Rocket Nozzle”, *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 35, pp: 3408-3422, 2011.
- [6] M. Susila, N. Akhil, J.A. Tennyson and Gh. Somnath, “Large-Eddy Simulation of Compressible Turbulent Flow in Convergent-Divergent Nozzles with Isothermal Wall”, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 78, 2019.
- [7] M.W. Khalid, and M. Ahsan, “Computational Fluid Dynamics Analysis of Compressible Flow Through a Converging Diverging Nozzle Using the K- ϵ Turbulence Model”, *Engineering, Technology & Applied Science Research*, Vol. 10, No. 1, pp: 5180-5185, 2020.
- [8] B.P. Madhu, S. Syed, K.M. Kalyana, and G. Mahendra Mani, “CFD Analysis of Convergent-Divergent and Contour Nozzle”, *International Journal of Mechanical Engineering and Technology*, Vol. 8, No. 8, pp: 670-677, 2017.
- [9] A. Khan, A. Aabid, and S.A. Khan, “CFD Analysis of Convergent-Divergent Nozzle Flow and Base Pressure Control Using Micro-JETS”, *International Journal of Engineering & Technology*, Vol. 7, No. 3.29, pp: 232-235, 2018.
- [10] K.A. Pathan, S.A. Khan, and P.S. Dabeer, “CFD Analysis of Effect of Mach Number, Area Ratio and Nozzle Pressure Ratio on Velocity for Suddenly Expanded Flows”, *Proceedings of the IEEE*, pp:1104-1110, 2017.
- [11] M.H. Hamed-Estakhsar, H. Mahdavy-Moghaddam, and M. Jahromi, “Investigation of Effects of Convergence and Divergence Half-Angles on the Performance of a Nozzle for Different Operating Conditions”, *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 40, No. 353, 2018.

با کاهش نسبت انبساط سطح و همچنین کاهش جریان برگشتی، نیروی رانش تولیدی افزایش می‌یابد. بیشترین نیروی رانش اندازه گرفته شده مربوط به نسبت انبساط سطح ۱/۰۸ است که این نسبت انبساط سطح کمترین جریان برگشتی در نتایج شبیه‌سازی را دارد. همچنین مشاهده می‌شود خطای نیروی رانش محاسبه شده برای این نسبت سطح با استفاده از شبیه‌سازی و آزمون تجربی در حدود ۱۰ درصد است که قابل قبول است. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که نتایج به دست آمده از آزمون تجربی به نوعی تایید کننده نتایج حاصل از شبیه‌سازی است.

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله به منظور تعیین نسبت انبساط سطح مناسب برای نازل با پیشرانه بوتان و فشار خروجی برابر با فشار جو، نازل با نسبت انبساط سطح‌های مختلف در نرمافزار شبیه‌سازی شده و سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی محاسبه شد. مشاهده شد که با افزایش نسبت انبساط سطح، سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی کاهش پیدا می‌کند. با توجه به سرعت محوری میانگین بالا در نسبت انبساط سطح ۱/۰۸، این نسبت به عنوان نسبت انبساط سطح مناسب برای فشار خروجی برابر با فشار جو انتخاب شد. در ادامه، به منظور صحفه‌گذاری نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی، آزمون‌های تجربی انجام شد. با توجه به رفتار نیروی رانش به دست آمده از آزمون‌های تجربی می‌توان نتیجه گرفت که با کاهش نسبت انبساط سطح نازل و کاهش جریان برگشتی نیروی رانش افزایش می‌یابد. همچنین، خطای نیروی رانش محاسبه شده با استفاده از شبیه‌سازی و آزمون تجربی برای نسبت انبساط سطح ۱/۰۸ در محدوده قابل قبولی قرار دارد.

مراجع

- [1] G. Cican, V. Stanciu and D. Crunceanu, “Analytical and Numerical Study of the Nozzle Jet”, *UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering*, Vol. 76, No. 1, pp: 37-44, 2014.
- [2] V. Tapasvi, M.S. Gupta and T. Kumaraswamy, “Designing and Simulating Compressible Flow in a

- [12] A.S. Swaroopini, M.G. Kumar and T.N. Kumar, “Numerical Simulation and Optimization of High Performance Supersonic Nozzle at Different Conical Angles”, *International Journal of Research in Engineering and Technology*, Vol. 4, No, 9, pp: 268-273, 2015.
- [13] K. Bhide, K. Siddappaji, and Sh. Abdallah, “Aspect ratio Driven Relationship between Nozzle Internal Flow and Supersonic Jet Mixing”, *Aerospace*, Vol. 8, No. 78, 2021.
- [14] I. Olaru, “A Study of Fluid Flow Simulation in Convergent-Divergent Nozzles”, *Materials Science and Engineering*, Vol. 95, No. 012048, 2015.
- [15] D. Djamel, Kh. Mohamed, and A. Alim Rüstem, “RESISTOJET Propulsion System for Small Satellite”, *9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2019.
- [16] N. Akbar Najjar, D. Dandotiya, and A. Najar, Farooq , “Comparative Analysis of K- ϵ and Spalart-Allmaras Turbulence Models for Compressible Flow through a Convergent-Divergent Nozzle”, *The International Journal Of Engineering And Science*, Vol. 2, No. 8, pp: 08-17, 2013.
- [17] P. R. Spalart and S. R. Allmaras, “A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows”, *Recherche Aerospatiale*, Vol. 1, pp: 5-21, 1994.
- [18] R. Ranjan, S. K. chou, F. Riaz and K. Kartikeian, “Cold gas micro propulsion development for satellite application”, *Energy Procedia*, Vol. 143, pp. 754-761, 2017.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 97-104
2023

DOI:

10.22034/jstaa.2023.391960.1118

Article Info

Received: 2023-04-05
Accepted: 2023-05-31

Keywords

Lead, *Lactobacillus acidophilus*, Microgravity, Mars gravity, Clinostat.

How to Cite this article

Maryam Salavatifar,
"Investigating the Effect of
Microgravity and Gravity of
Mars on the Absorption of
Lead by Lactobacillus
acidophilus", *Journal of
Space Science, Technology
and Applications*, vol 3 (1),
p.: 97-104, 2023.

Investigating the Effect of Microgravity and Gravity of Mars on the Absorption of Lead by Lactobacillus acidophilus

Maryam Salavatifar^{1*}

^{1*}Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran,
Corresponding Author

salavati@ari.ac.ir

Abstract

One of the most serious problems of the industrialized world is heavy metal contamination. As a heavy metal, lead has very harmful effects on human health even in small amounts. Therefore, removing it from water is one of the most important challenges in public health system. Microorganism application is very useful and safe in this field. Creatures living on Earth are constantly under the influence of gravity, and if it changes, they will be affected by a unique shock. Such a change has effects on the structure and function of cells by interfering with biochemical pathways and gene expression. Investigating these changes, in addition to maintaining the health of astronauts, will also be useful for improving the quality of human life on earth. In this study, the efficiency of *Lactobacillus acidophilus* ATCC 4356 bacteria in the bioremoval of lead from aqueous solution was investigated in microgravity and Mars gravity conditions. The results showed a decrease in lead concentration after 24-hour treatment by 82.1% under microgravity conditions, 79.6% under simulated Mars gravity conditions and 70.6% under natural Earth gravity conditions. Therefore, by reducing the gravity, it is possible to increase the efficiency of *L. acidophilus* in the bioremoval of lead metal.



مقاله پژوهشی

بررسی تاثیر میکروگراویتی و جاذبه مریخ بر جذب فلز سرب توسط لاكتوباسیلوس اسیدوفیلوس

مریم صلواتی فر*۱

۱- پژوهشگاه هواشناسی، تهران، ایران salavati@ari.ac.ir

* نویسنده مسئول

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

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۹۷-۱۰۴
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
10.22034/jsta.2023.391960.1118

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۱/۱۶

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۰

واژه‌های کلیدی

سرب، لاكتوباسیلوس اسیدوفیلوس،
میکروگراویتی، جاذبه مریخ،
کلینیک است.

نحوه استناد به این مقاله

مریم صلواتی فر. "بررسی تاثیر میکروگراویتی و جاذبه مریخ بر جذب فلز سرب توسط لاكتوباسیلوس اسیدوفیلوس"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۹۷-۱۰۴. ۱۴۰۲.

۱ - مقدمه

حاصل از آن‌ها استفاده شده است. در این میان، استفاده از میکروارگانیسم‌ها^۱ از مقبولیت بیشتری برخوردار است زیرا کشت و کارکردن با آن‌ها ساده‌تر و از نظر هزینه و اینمنی مناسب‌تر است [۶, ۷]. یک گروه شاخص از این میکروارگانیسم‌ها، پروبیوتیک‌ها هستند [۸]. پروبیوتیک‌ها میکروارگانیسم‌های زنده‌ای هستند که با حفظ یا بهبود تعادل میکروبی بدن می‌توانند اثرات سلامت بخشی برای میزبان خود به همراه داشته باشند. باکتری‌های تولید کننده اسید لاکتیک به ویژه گونه‌های لاكتوباسیلوس^۲ امروزه در کانون توجه قرار گرفته‌اند. فلزات سنگین به دلیل داشتن بار مثبت، به عوامل N^3 و $O^{۲-}$ موجود در پپتیدوگلیکان^۳ و تیکوئیک اسیدها^۴ که به وفور در دیواره سلولی آن‌ها وجود دارد، متصل می‌شوند [۹, ۱۱].

جادبه زمین به عنوان یک عامل فیزیکی پر اهمیت، تأثیر زیادی بر ساکنان آن دارد. میکروارگانیسم‌ها نیز مانند سایر موجودات زنده تحت تأثیر این نیرو پدید آمده و توسعه یافته‌اند. باکتری‌های هم‌زیست روده مانند سایر موجودات تحت تأثیر این نیرو قرار گرفته و با آن سازگار شده‌اند. هر گونه تغییر در جاذبه، می‌تواند منجر به تغییر در ترکیب، سرعت رشد، تولید متابولیت‌های ثانویه، تشکیل بیوفیلم، بیماری‌زایی و بیان ژن در آن‌ها شود [۱۲]. مطالعات متعددی ثابت نموده که کاهش یا حذف جاذبه می‌تواند بر عملکرد سلولی، فیزیولوژی و مورفولوژی میکروارگانیسم‌ها تأثیر بگذارد [۱۰, ۱۳, ۱۴]. در پروژه MARS500 که شش خدمه به مدت ۵۲۰ روز در شرایط شبیه‌سازی شده مریخ قرار گرفتند ثابت شد، هفت ماه پس از شروع آزمایش، ترکیب میکروبیوم روده و متابولیت‌های تولید شده توسط آن‌ها تغییر یافته و تعداد نیز به ۹٪ کاهش یافت. بازگشت این تغییرات به حالت قبل پس از پایان پروژه، به ویژگی‌های فردی افراد مرتبط بود [۱۵]. نظر به خطرات مواجهه طولانی مدت با فلزات سنگین حتی در مقادیر اندک، دستیابی به روش‌هایی به منظور افزایش ظرفیت جذب این فلزات توسط میکروارگانیسم موجود نیاز است.

با توجه به تغییرات رخ داده در ترکیب میکروبیوم مسافران فضایی در فضای خارج از جو زمین [۱۶, ۱۷] و مریخ [۱۵, ۱۸]، و همچنین افزایش جذب زیستی فلزات سنگین در میکروگراویتی [۱۰]، در مطالعه پیش رو به بررسی و مقایسه حذف زیستی فلز سنگین سرب از آب توسط باکتری لاكتوباسیلوس/اسیدوفیلوس^۵ در شرایط میکروگراویتی و جاذبه مریخ پرداخته شده است.

فلزات سنگین عناصر طبیعی در پوسته زمین هستند که می‌توانند از طریق فرآوری صنعتی یا کشاورزی، با استفاده از کود و آفت‌کش‌ها وارد غذای انسان شوند. از جمله اثرات مخربی که این فلزات بر سلامتی انسان دارند، کاهش رشد اندام‌ها، سرطان، اختلال در سیستم عصبی و سیستم دفاعی بدن است و در موارد حاد می‌تواند خطر مرگ را به همراه داشته باشد. بیشترین و خطرناک‌ترین آثار مسمومیت به وسیله فلزات سنگین، در مراحل رشد و نمو انسان اتفاق می‌افتد. رشد سریع سیستم‌های بدن در جنین، نوزاد و کودکان خردسال، در این اثرپذیری بسیار حائز اهمیت است [۱, ۲].

سرب به عنوان یک فلز سنگین، فلزی بسیار سمی است که استفاده گسترده از آن باعث آلودگی گستره محیطی و مشکلات بهداشتی در بسیاری از نقاط جهان شده است. منابع قرار گرفتن در معرض سرب عمدتاً شامل فرایندهای صنعتی، غذا، دخانیات، آب آشامیدنی و منابع خانگی است. همچنین بنزین، لوله کشی منازل، ظروف مفرقی، باتری‌ها، اسباب بازی‌ها و شیرآلات سایر منابع سرب هستند [۳]. ورود سرب به طبیعت منجر به جذب بخشی از آن توسط گیاهان شده و در خاک ثبت شود. همچنین به چرخه آب وارد شده و از این‌رو، قرار گرفتن انسان در معرض سرب در جمعیت عمومی، از طریق غذا یا آب آشامیدنی است. گیاهی با غلظت بالای سرب تولید گونه‌های فعال اکسیژن (ROS)^۶ را تسريع می‌کند و باعث آسیب غشای لیپیدی می‌شود که در نهایت منجر به آسیب کلروفیل و فرایندهای فتوسنترزی شده و رشد کلی گیاه را سرکوب می‌کند [۴].

برای حذف فلزات سنگین روش‌های فیزیکی، شیمیایی و زیستی وجود دارند. محدودیت این روش‌ها شامل گزینش پذیری محدود، هزینه بالا، مصرف انرژی زیاد و انتشار محصولات جانبی سمی است. بنابراین، یک روش کم هزینه و کارآمد برای حذف فلزات سنگین مانند پالایش زیستی ترجیح داده می‌شود. روش‌های زیستی به دلایل اقتصادی بودن و حفظ کیفیت تغذیه‌ای روش‌های مناسب‌تری هستند [۵]. در رویکرد زیست پالایی فلزات سنگین که از چند دهه پیش آغاز شده است، از یک موجود زنده به منظور جذب آلانینده‌ها استفاده می‌شود. در روش زیستی برای حذف فلزات سنگین تاکنون از گیاهان و قارچ‌ها و میکروارگانیسم‌هایی نظیر مخمرها، باکتری‌ها، جلبک‌ها، سیانوباكتری‌ها و حتی ضایعات

⁴ Peptidoglycan

⁵ Teichoic acid

⁶ Lactobacillus acidophilus

¹ Reactive Oxygen Species

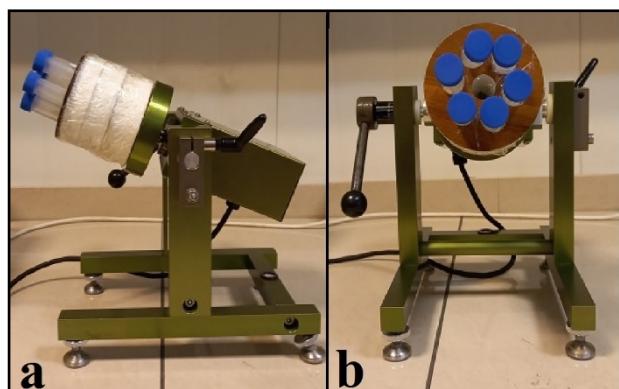
² Microorganism

³ Lactobacillus

۲- مواد و روش‌ها

دیگر، عمود بر محور جاذبه زمین است. در صورتی که برای شبیه‌سازی جاذبه مربیخ، لازم است محور چرخش کلینوواستت با افق، زاویه ۲۲ درجه داشته باشد. مزیت استفاده از کلینوواستت تک محوره، سادگی آن در شبیه‌سازی است [۲۲].

سرعت چرخش دستگاه کلینوواستت، ۱۵ rpm تنظیم شد و دمای انکوباتور نیز ۳۷ درجه سانتی‌گراد بود [۱۰، ۱۴]. به منظور مقایسه میزان جذب زیستی، نمونه‌های کنترل در شرایط مشابه درون انکوباتور اما بر روی زمین قرار داشتند. تمامی تست‌ها به مدت ۲۴ ساعت در معرض فلزات سنگین قرار گرفتند. شکل شماره ۱، نحوه قرارگیری نمونه‌ها بر روی دستگاه کلینوواستت را نشان می‌دهد.



شکل ۱. قرارگیری نمونه‌ها بر روی دستگاه کلینوواستت. (a) شبیه‌سازی جاذبه مربیخ، (b) شبیه‌سازی میکروگراویتی

پس از پایان زمان جذب زیستی، نمونه‌ها با شتاب g ۴۰۰۰ و به مدت ۱۰ دقیقه سانتریفیوژ شدند. محلول‌های رویی با دقت جداسازی و به منظور تعیین مقدار باقیمانده فلز سرب توسط دستگاه ICP-MASS^۳ (Perkin Elmer ELAN 6100 DRC-e) مورد خوانش قرار گرفتند. با مشخص شدن غلظت باقیمانده فلز، درصد جذب زیستی مشخص شد. به منظور کاهش میزان خطأ، تمامی آزمون‌ها با سه بار تکرار انجام شدند. GraphPad تجزیه و تحلیل داده‌ها و رسم نمودارها با کمک نرم‌افزار Prism software (version 9) انجام شد. برای مقایسه داده‌ها و برای به دست آوردن p-value و سطح اطمینان، از آنالیز واریانس یک طرفه^۴ استفاده شده و کوچک‌تر از ۰/۰۵ معنادار در نظر گرفته شد.

پیش از انجام آزمایشات جذب زیستی ابتدا تمامی ظروف شیشه‌ای به منظور برطرف کردن آلودگی‌های فلزی احتمالی، به مدت ۲۴ ساعت در اسید نیتریک ۱۵ درصد به مدت ۲۴ ساعت خیسانده و سپس با آب دیونیزه شست و شو داده شده و خشک شدند. همچنین، تمامی ابزار و ظروف با فویل پوشانده شده و درون فور با دمای ۱۸۰ درجه به مدت ۳ ساعت ضدغونی شدند. محلول‌ها و محیط‌های کشت نیز با حرارت مرطوب در دمای ۱۲۱ درجه سانتی‌گراد به مدت زمان ۲۰ دقیقه در فشار ۱/۴ اتمسفر سترون شدند.

L. acidophilus ATCC 4356 از کلکسیون میکروبی تک ژن زیست، تهران، ایران تهییه شد و در محیط کشت مایع MRS^۱ (مرک، آلمان)، انکوباتور ۳۷ درجه سانتی‌گراد به مدت ۲۴ ساعت کشت داده شد. کشت بذر تازه برای هر بار انجام جذب زیستی، از کشت اصلی تهییه شد. برای تهییه کشت بذر، ۵ میلی‌لیتر از کشت اصلی به ۵۰ میلی‌لیتر MRS مایع (pH ۶/۲±۰/۲) اضافه شد و به مدت ۲۴ ساعت در دمای ۳۷ درجه سانتی‌گراد و ۷۵ دور در دقیقه نگهداری شد. برای شمارش کشت بذر از روش رقت سریالی استفاده شد [۱۹].

به منظور انجام جذب زیستی، ابتدا در ارلن ۲۵۰ میلی‌لیتری حجم مورد نیاز عنصر سرب با غلظت نهایی ۵۲/۵ میکروگرم بر لیتر (ppb: Parts per billion) در آب دیونیزه آماده شد [۲۱، ۲۰]. تنظیم pH بر روی عدد ۴، توسط سود و اسید کلریدریک ۱/۰ نرمال انجام شد. سپس برای هر نمونه، ۱۰ میلی‌لیتر از محلول حاوی کشت بذر تازه به درون فالکون منتقل شده و با دور g ۴۰۰۰ به مدت ۱۰ دقیقه سانتریفیوژ شد و محیط کشت خالی گشته به نحوی که ۱ سی‌سی در انتهای فالکون باقی ماند. سپس، از محلول سرب آماده شده، به رسوب اضافه شد به نحوی که میزان زیست توده در محلول نهایی 10^{10} CFU/ml شد. به منظور حذف نیروی تنش برشی، لوله‌ها هواگیری و عاری از حباب شدند و سپس بر روی دستگاه کلینوواستت تک محوره^۲ (UNOOSA, USA) در شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مربیخ (g ۰/۳۸) بر روی کلینوواستت قرار گرفتند. در کلینوواستت تک محوره، چرخش حول یک محور انجام می‌پذیرد که جهت محور، میزان جاذبه وارد بر نمونه را تعیین می‌کند. به منظور شبیه‌سازی میکروگراویتی، چرخش حول محور افقی یا به عبارت

³ Inductively Coupled Plasma Mass Spectrometry

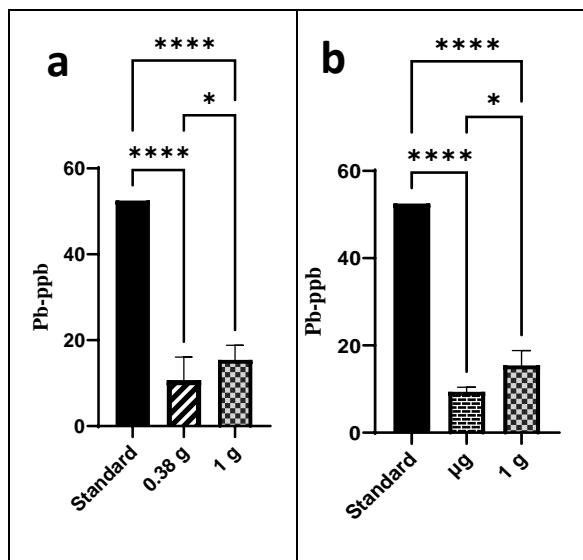
⁴ One-way ANOVA

¹ Man-Rogosa-Sharpe

² One axis clinostat

۳- نتایج و بحث

نمودارهای شکل‌های ۲ و ۳، نشان دهنده میزان کاهش غلظت فلز سرب پس از تیمار ۲۴ ساعته است. میزان کاهش غلظت فلز سرب توسط *L. acidophilus* تحت شرایط میکروگراویتی ۸۲/۱ درصد، شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مریخ ۷۹/۶ درصد و در شرایط جاذبه طبیعی زمین ۷۰/۶ درصد بود.



شکل ۲. نتایج خوانش غلظت فلز سرب. (a) در شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مریخ، (b) در شرایط شبیه‌سازی شده میکروگراویتی ppb: Parts per billion, Standard: Initial concentration, μg : Microgravity, ۰.۳۸ g: Mars gravity, ۱ g: ground gravity. *, and **** indicate p -value < 0.05, and < 0.0001 respectively.

بر اساس نتایج حاصله، میزان کاهش غلظت فلز سرب در شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مریخ نسبت به جاذبه طبیعی زمین بهوضوح مشهود بود و میزان این تفاوت معنادار بود (بخش a شکل ۲). همچنین این میزان کاهش، در شرایط میکروگراویتی نیز نسبت به جاذبه طبیعی زمین تفاوت معناداری داشت (بخش b شکل ۲).

از مقایسه مقادیر عددی و نمودار غلظت فلز سرب باقیمانده در محلول آبی پس از تیمار میکروگراویتی با شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مریخ، تصور می‌شود که *L. acidophilus* در شرایط میکروگراویتی به صورت کارآمدتری به حذف زیستی فلز سرب پرداخته است اما آنالیز آماری با آزمون One way ANOVA مشخص نمود که تفاوت معناداری میان این دو حالت نسبت به جاذبه طبیعی زمین وجود نداشت (p -value > 0.05) (شکل ۳).

فضای خارج از جو کره زمین، محیط و شرایط منحصر به فردی دارد که مطالعه آن نه تنها به منظور حفظ سلامت مسافران فضایی اهمیت دارد بلکه می‌توان از آن حیث، ارتقای کیفیت زندگی انسان بر روی زمین نیز بهره جست. با توجه به این که مطالعات در شرایط واقعی فضایی به دلیل هزینه‌های گزاف و محدودیت تکرارپذیری، مقرن به صرفه نیست، دانشمندان سعی در شبیه‌سازی این محیط‌های خاص بر روی زمین دارند. از این‌رو، انواع دستگاه‌های شبیه‌ساز ابداع شدند. دستگاه‌های شبیه‌ساز، با چرخاندن نمونه حول محوری افقی، بی‌وزنی را شبیه‌سازی می‌نمایند [۲۳].

رفع آلودگی‌های موجود در آب و مواد غذایی، از مهم‌ترین چالش‌ها در حفظ سلامت عمومی است. روش‌های متعددی در این زمینه مورد مطالعه و کاربرد قرار گرفته‌اند که به کارگیری میکرو ارگانیسم‌ها یکی از این روش‌های ایمن است. با توجه به حضور پلیمرهای زیستی بر روی سطح میکرو ارگانیسم‌ها، فلزات دارای بار مثبت را به خود جذب نموده و از محیط خارج می‌نمایند [۲۴]. به دلیل وجود گزارشاتی مبنی بر تغییرات کاربردی در ویژگی‌های فیزیولوژیکی و مورفو‌لوژیکی میکرو ارگانیسم‌ها در شرایط کاهش جاذبه از جمله ساختارهای سطحی [۲۵] و همچنین افزایش قدرت جذب فلزات سنگین به دلیل این‌گونه تغییرات، مطالعه حاضر طراحی شد.

همان‌گونه که از نتایج حاصل از خوانش غلظت فلزی توسط دستگاه ICP-MASS (جدول ۱) مشخص است، غلظت فلز سنگین سرب پس از ۲۴ ساعت قرار گرفتن در معرض زیست توده *L. acidophilus* کاهش یافت.

جدول ۱. نتایج حاصل از خوانش غلظت فلزی

| غلظت نهایی سرب پس از تیمار (ppb) | | | غلظت اولیه سرب (ppb) |
|----------------------------------|--------|-----------------------|----------------------|
| ۱ g | ۰/۳۸ g | (μg) + g | |
| ۱۴/۱ | ۹/۱۵ | ۹/۸۷ | ۵۲/۵ |
| ۱۵/۳۷ | ۹/۸۷ | ۹/۱۵ | |
| ۱۶/۸۳ | ۱۳/۱۷ | ۹/۱۵ | |

بود که دلیل آن به احتمال زیاد مربوط به بهینه‌سازی غلظت فلز بر اساس مطالعه هادیان [۲۰، ۲۱] در پژوهش حاضر بود.

بخش عمده ساختار دیواره سلولی لاکتوباسیلوس‌ها که متعلق به خانواده باکتری‌های گرم مثبت هستند شامل پپتیدوگلیکان، تیکوئیک اسید، لیپوتیکوئیک اسید^۱، پروتئین S و برخی پروتئین‌های خنثی است. چنین ساختارهایی به دلیل داشتن بار منفی فراوان به واسطه حضور گروههای چون کربوکسیل^۲ و هیدروکسیل^۳، می‌توانند به خوبی به یون‌های فلزی که واجد بار منفی هستند متصل شده و آن‌ها را از محیط برداشت کنند [۲۶، ۲۷]. هر عاملی که منجر به افزایش ضخامت دیواره سلولی باکتری‌ها شود به افزایش قدرت جذب زیستی آن‌ها کمک می‌نماید. میکروگراویتی شرایط خاص و منحصر به فردی را برای سلول‌ها فراهم می‌نماید که به دلیل حذف نیتروی تنفسی و هم‌چنین تلاطم انک محيط، تغییراتی در تولید متابولیت‌های ثانویه، بیماری‌زایی، مقاومت به استرس‌های محیطی، مورفولوژی، فیزیولوژی و ژنتیک اتفاق می‌افتد [۱۲، ۲۸]. با توجه به افزایش پلیمرهای خارج سلولی برخی باکتری‌ها در شرایط میکروگراویتی نسبت به جاذبه طبیعی زمین [۲۵]، این مطالعه طراحی شد که افزایش میزان جذب فلز سرب هم در شرایط میکروگراویتی و هم جاذبه مریخ نسبت به جاذبه طبیعی زمین تفاوت معناداری داشت.

۴- نتیجه گیری

کاهش جاذبه شرایطی را فراهم آورد که باکتری *L. acidophilus* به صورت موثرتری فلز سرب را از آب حذف نمود. نتایج حاصل از این پژوهش علاوه بر کاربردهای زمینی در رفع آلودگی فلزات سنگین در صنایع آب و غذای انسان و دام، می‌تواند در رفع این‌گونه آلودگی‌ها به منظور حفظ سلامت فضانوردان در ماموریت‌های فضایی بهره‌برداری شود.

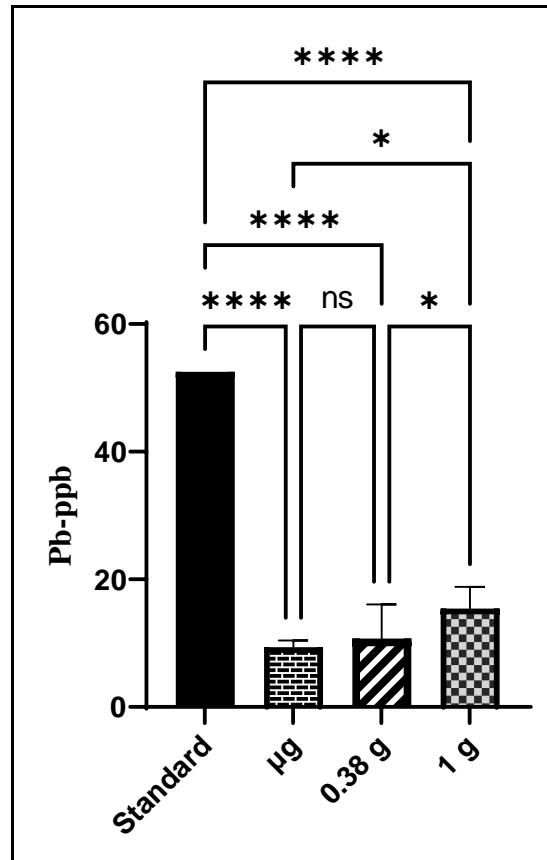
تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافعی در این پژوهش وجود ندارد"

مراجع

- [۱] K. Arun *et al.*, "Probiotics and gut microbiome- Prospects and challenges in remediating heavy metal toxicity," *Journal*

³ Hydroxyl



شکل ۳. مقایسه نتایج خوانش غلظت فلز سرب در شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مریخ و شرایط شبیه‌سازی شده میکروگراویتی

ppb: Parts per billion, Standard: Initial concentration, μg : Microgravity, 0.38 g: Mars gravity, 1 g: ground gravity. *, and *** indicate $p\text{-value} < 0.05$, and < 0.0001 respectively. Ns: non-significant

از دیدگاه کلی، مقایسه آماری مشخص نمود که *L. acidophilus* در هر دو تیمار کاهش جاذبه نسبت به شرایط جاذبه زمین، به میزان معناداری میزان بیشتری از سرب را جذب و از محلول جدا نموده است. در حقیقت، روند کاهش جاذبه با میزان حذف فلز رابطه معکوس داشته و به این فرایند کمک نموده است. نتایج مربوط به شرایط بی وزنی این مطالعه با پژوهش افشاریان ۲۰۲۲ هم راستا بود که البته نتایج حذف سرب در بی وزنی مربوط به مطالعه مذکور کمتر از نتایج مطالعه پیش رو

¹ Lipoteichoic acid

² Carboxyl

- [۱] Z. Afsharian, M. Salavatifar, and K. Khosravi_Darani, "Impact of simulated microgravity on bioremoval of heavy-metals by Lactobacillus acidophilus ATCC 4356 from water," *Helion*, vol. 8, no. 12, p. e1.۲۰.۲۲, ۲۳.۷
- [۱۱] A. Zoghi *et al.*, "Effect of pretreatments on bioremoval of metals and subsequent exposure to simulated gastrointestinal conditions," *Quality Assurance and Safety of Crops & Foods*, vol. 14, no. 3, pp. 145-155, 2022.
- [۱۲] G. Senatore, F. Mastroleo, N. Leys, and G. Mauriello, "Effect of microgravity & space radiation on microbes," *Future Microbiology*, vol. 13, no. 07, pp. 831-847, 2018.
- [۱۳] B. Huang, D.-G. Li, Y. Huang, and C.-T. Liu, "Effects of spaceflight and simulated microgravity on microbial growth and secondary metabolism," *Military Medical Research*, vol. 5, no. 1, pp. 1-14, 2018.
- [۱۴] M. Salavatifar, N. Mosallaei, and A. H. Salmanian, "Heterologous Expression of Shiga-Like Toxin Type 2 in Microgravity Condition," *Journal of Space Science and Technology*, 2022.
- [۱۵] S. Turroni *et al.*, "Temporal dynamics of the gut microbiota in people sharing a confined environment, a 520-day ground-based space simulation, MARS500," *Microbiome*, vol. 5, pp. 1-11, 2017.
- [۱۶] M. Salavatifar, S. M. Ahmadi ,S. D. Todorov, K. Khosravi-Darani, and A. Tripathy, "Impact of microgravity on virulence, antibiotic resistance, and gene expression in beneficial and pathogenic microorganisms," *Mini Reviews in Medicinal Chemistry*, 2023.
- [۱۷] L. Yuan *et al.*, "Long-term simulated microgravity alters gut microbiota and metabolome in mice," *Frontiers in Microbiology*, vol. 14, 2023.
- [۲] D. R. Wallace and A. B. Djordjevic, "Heavy metal and pesticide exposure: A mixture of potential toxicity and carcinogenicity," *Current Opinion in Toxicology*, vol. 19, pp. 72-79, 2020.
- [۳] K. Thurmer, E. Williams, and J. Reutt-Robey, "Autocatalytic oxidation of lead crystallite surfaces," *Science*, vol. 297, no. 5589, pp. 2033-2035, ۲۰۰۷
- [۴] J. Oosthuizen, *Environmental health: Emerging issues and practice*. BoD—Books on Demand, 2012.
- [۵] P. Arora, R. Paliwal, N. Rani, and S. Chaudhry, "Recent Trends in Bioremediation of Heavy Metals: Challenges and Perspectives," *Omics Insights in Environmental Bioremediation*, pp. 103-131, 2022.
- [۶] A. Basit, S. T. Shah, I. Ullah, S. T. Muntha, and H. I. Mohamed, "Microbe-assisted phytoremediation of environmental pollutants and energy recycling in sustainable agriculture," *Archives of Microbiology*, pp. 1-27, 2021.
- [۷] A. Zoghi *et al.*, "Role of the lactobacilli in food bio-decontamination: Friends with benefits," *Enzyme and Microbial Technology*, vol. 150, p. 109861, 2021.
- [۸] R. M. Abdel-Megeed, "Probiotics: a promising generation of heavy metal detoxification," *Biological trace element research*, vol. 199, no. 6, pp. 2406-2413, 2021.
- [۹] R. Massoud, K. Khosravi-Darani, A. Sharifan, G. Asadi, and A. Zoghi, "Lead and cadmium biosorption from milk by Lactobacillus acidophilus ATCC 4356," *Food Science & Nutrition*, vol. 8, no. 10, pp. 5284-5291, 2020.

- Biotechnology Reports*, vol. 13, pp. 58-71, 2017.
- [۲۰] L. Mauclaire and M. Egli, "Effect of simulated microgravity on growth and production of exopolymeric substances of *Micrococcus luteus* space and earth isolates," *FEMS Immunology & Medical Microbiology*, vol. 59, no. 3, pp. 350-356, 2010.
- [۲۱] Z. Chen, X. Pan, H. Chen, X. Guan, and Z. Lin , "Biomineralization of Pb (II) into Pb-hydroxyapatite induced by *Bacillus cereus* 12-2 isolated from Lead-Zinc mine tailings," *Journal of hazardous materials*, vol. 301, pp. 531-537, 2016.
- [۲۷] S. Xing *et al.*, "Lead biosorption of probiotic bacteria: effects of the intestinal content from laying hens," *Environmental Science and Pollution Research*, vol. 24, no. 15, pp. 13528-13535, 2017.
- [۲۸] C. A. Nickerson, C. M. Ott, J. W. Wilson, R. Ramamurthy, and D. L. Pierson, "Microbial responses to microgravity and other low-shear environments," *Microbiology and Molecular Biology Reviews*, vol. 68, no. 2, pp. 345-361, 2004.
- [۱۸] D. Pearce, C. Moissl-Eichinger, T. Kuehnast, C. Abbott, and A. Mahnert, "The crewed journey to Mars and its implications for the human microbiome," *44th COSPAR Scientific Assembly. Held 16-24 July*, vol. 44, p. 3278, 2022.
- [۱۹] S. Sieuwerts, F. A. De Bok, E. Mols, W. M. De Vos, and J. van Hylckama Vlieg, "A simple and fast method for determining colony forming units," *Letters in applied microbiology*, vol. 47, no. 4, pp. 275-278, 2008.
- [۲۰] M. R. Hadiani, K. Khosravi-Darani, N. Rahimifard, and H. Younesi, "Assessment of mercury biosorption by *Saccharomyces cerevisiae*: response surface methodology for optimization of low Hg (II) concentrations," *Journal of environmental chemical engineering*, vol. 6, no. 4, pp. 4980-4987, 2018.
- [۲۱] M. R. Hadiani, K. K. Darani, N. Rahimifard, and H. Younesi, "Biosorption of low concentration levels of Lead (II) and Cadmium (II) from aqueous solution by *Saccharomyces cerevisiae*: Response surface methodology," *Biocatalysis and agricultural biotechnology*, vol. 15, pp. 25-34, 2018.
- [۲۲] K. H. Hasenstein, J. Van Loon, and D. Beysens, "Clinostats and other rotating systems—design, function, and limitations," *Generation and applications of extra-terrestrial environments on earth*, vol. 14, pp. 147-156, 2015.
- [۲۳] Z. Hajebrahimi, "3-D clinostat for microgravity simulation in cellular and molecular studies," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 1, no. 2, pp. 27-33, 2017.
- [۲۴] P. Gupta and B. Diwan, "Bacterial exopolysaccharide mediated heavy metal removal: a review on biosynthesis, mechanism and remediation strategies,"



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 105-113
2023

DOI:

10.22034/jsssta.2023.378625.1107

Article Info

Received: 2022-12-28
Accepted: 2023-06-18

Keywords

Antenna, Satellite, Circular polarization, Saddle shape pattern, Circular probe

How to Cite this article

Hossein Eskandari, Razieh Narimani, Elham Hosseini,"Design, and Fabrication of X-band Antenna for Sensing Satellite with the Use of Circular Probe and Radiation Pattern Directing Blades", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 105-113, 2023.

Design, and Fabrication of X-band Antenna for Sensing Satellite with the Use of Circular Probe and Radiation Pattern Directing Blades

Hossein Eskandari^{1*}, Razieh Narimani², Elham Hosseini³

1 *South Zagros Oil and Gas Production Company, Shiraz, Iran (Corresponding Author) h.eskandari@szogpc.com

2 Satellite Research Institute, Tehran, Iran

r.narimani@isrc.ac.ir

3 Satellite Research Institute, Tehran, Iran

e.hosseini@isrc.ac.ir

Abstract

In this paper a waveguide antenna to create a saddle shaped pattern for remote sensing satellite applications has been introduced, and a method to excite a waveguide as feeding X-band antenna with the aim of achieving circular polarization has been presented. With the use of a circular microstrip probe, the mode inside the cylindrical waveguide is stimulated in such a way that the antenna has circular polarization with only one feeding input, and in addition, the input impedance of the antenna is fifty ohms. To achieve the saddle-shaped pattern, plus-shaped guides have been used. These guides are printed as microstrips on the Rogers 5880 substrate. The innovation of this article is in the simultaneous use of directional elements to create a saddle-shaped pattern and a circular probe to create circular polarization in order to design a suitable antenna for LEO remote sensing satellites. After simulation, the antenna was fabricated and tested. The test results show that the antenna has a real gain of more than 3 dBi at angles of $\theta = \pm 65^\circ$. The axial ratio of the antenna is less than 3 dB in the working frequency for θ values between $\pm 50^\circ$, which shows that the antenna has a desired circular polarization in this θ angle range.



مقاله پژوهشی

طراحی، و ساخت آنتن باند X ماهواره سنجشی با کمک پروب تغذیه حلقوی و تیغه‌های جهت دهنده الگوی تشعشعی

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

حسین اسکندری^{*}، راضیه نریمانی^۱، الهام حسینی^۲

۱- شرکت بهره برداری نفت و گاز زاگرس جنوبی، شیراز، ایران (نویسنده مسئول)
h.eskandari@szogpc.com

۲- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران
r.narimani@isrc.ac.ir

۳- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران
e.hosseini@isrc.ac.ir

دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۱۰۵-۱۱۳
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
[10.22034/jsssta.2023.378625.1107](https://doi.org/10.22034/jsssta.2023.378625.1107)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۱۰/۰۷

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۲۸

واژه‌های کلیدی

آنتن، ماهواره، قطبش دایروی، پترن
زینی شکل، پروب حلقوی

حکوه استناد به این مقاله

حسین اسکندری، راضیه نریمانی، الهام حسینی. " طراحی، و ساخت آنتن باند X ماهواره سنجشی با کمک پروب تغذیه حلقوی و تیغه‌های جهت دهنده الگوی تشعشعی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۱۰۵-۱۱۳، ۱۴۰۲

چکیده

این مقاله، آنتن موج‌بری برای ایجاد پترن زینی شکل معرفی و روشی برای تحریک یک موج‌بر به عنوان تغذیه آنتن باند ایکس با هدف دستیابی به قطبش دایروی برای یک ماهواره سنجشی، ارائه می‌شود. به کمک یک پروب میکرواستریپی حلقوی، موج‌بر استوانه به گونه‌ای تحریک شده که آنتن تنها با یک ورودی تغذیه دارای قطبش دایروی بوده و علاوه بر این، امپدانس ورودی آنتن نیز پنجاه اهم باشد. برای دستیابی به پترن زینی شکل، از جهت‌دهنده‌هایی به شکل پلاس استفاده شد. این جهت‌دهنده‌ها به صورت ریزنوارهایی چاپ شده بر روی زیرلایه راجرز ۵۸۸۰ هستند. نوآوری مقاله در استفاده همزمان از عناصر جهت‌دهنده برای ایجاد پترن زینی شکل و پروب حلقوی برای ایجاد پلاریزاسیون دایروی به منظور طراحی آنتنی مناسب برای ماهواره‌های سنجش از دور LEO است. آنتن بعد از شبیه‌سازی، ساخته و تست شد. نتایج تست نشان می‌دهد که آنتن در زوایای $\theta = \pm 65^\circ$ دارای بهره واقعی بیش از 3 dB است. نسبت محوری آنتن نیز در فرکانس کاری برای مقادیر θ بین 0° تا $\pm 5^\circ$ است که نشان می‌دهد آنتن در این بازه زاویه θ دارای قطبش دایروی مطلوبی است.

۱ - مقدمه

حلقوی بر روی زیرلایه مناسب منجر به تشعشع امواج به صورت قطبش دایروی می‌شود [۴].

در این مقاله، یک پروب حلقوی چاپ شده بر روی زیرلایه راجرز^۴ ۵۸۸۰ برای تغذیه یک موج بر استوانه‌ای پیشنهاد شده است. امواج قطبی شده به صورت دایروی در داخل موج بر شکل گرفته و در نهایت از دریچه آن موجی با قطبش دایروی در میدان دور تشعشع می‌کند. این روش ایجاد قطبش دایروی در مقایسه با دو روش ذکر شده در پاراگراف قبلی، دارای حجم و طول آنتنی کمتر است و با توجه به محدودیت‌های مکانیکی سازه ماهواره، این روش تغذیه برای آنتن صرفا برای این سازه ماهواره بهینه است و باید به آن توجه شود.

لازم به ذکر است که آنتن پیشنهادی برای هر قطبش چپ‌گرد و راست‌گرد قابل طراحی است. در دید بالا، اگر جهت حلقه ساعت‌گرد باشد، قطبش دایروی چپ‌گرد و اگر پادساعت‌گرد باشد، قطبش دایروی راست‌گرد می‌شود. برای دستیابی به تطبیق امپدانس مناسب، امپدانس پروب حلقوی باید در هنگام عملکرد حالت مود غالب داخل موج بر دایروی محاسبه شود. محاسبه امپدانس آنتن‌های موج بر مستطیلی با تغذیه پروب سیمی مستقیم و همین طور آنتن‌های موج بر مستطیلی با تغذیه پروب حلقوی توسط آقای کالین^۵ در [۵] آورده شده است. همان‌طور که اشاره شد، با توجه به این‌که تعیین امپدانس پروب حلقوی در یک موج بر استوانه‌ای از نظر تحلیلی پیچیده است، باید امپدانس را برای مود غالب تعیین نمود زیرا پیچیدگی تحلیل برای یک مود واحد (مود غالب) کاهش می‌یابد. پیش از این، در مورد تغذیه آنتن شیپوری پژوهش‌های زیادی صورت گرفته توسط اولور^۶ [۶] و انواع آنتن دریچه‌ای نیز توسط الیوت^۷ [۷] به طور کامل بررسی شده است. به دلیل به کارگیری آنتن مورد بحث در ماهواره، علاوه بر داشتن قطبش دایروی، آنتن باید الگوی تشعشعی زینی شکل داشته باشد. به کمک روش‌هایی که توسط براچات^۸ [۲] و اسکاپزو^۹ و مولر^{۱۰} [۹، ۸] می‌توان به راحتی به الگوهای تشعشعی دلخواه رسید. در پژوهش انجام شده توسط براچارت [۲]، روش

سرعت بالای پیشرفت ماهواره‌های کوچک به عنوان یکی از بخش‌های زنجیره فضایی، اهمیت پرداختن به زیرسیستم‌ها و ارائه طراحی جدید برای اجزای آن را بیش از پیش نشان می‌دهد. از آن‌جا که آنتن‌ها امکان ارسال و دریافت سیگنال را فراهم می‌نمایند، یکی از اجزای مهم ماهواره‌های کوچک به شمار می‌روند. آنتن‌های ماهواره‌ای دارای مشخصات و عملکرد متفاوتی هستند و بسیاری از آن‌ها باید قطبش دایروی^۱ و الگوی تشعشعی زینی شکل^۲ داشته باشند. قطبش دایروی کیفیت ارسال و دریافت داده‌های ارتباطی بین ماهواره و ایستگاه را افزایش داده و افت ناشی از عدم تطابق قطبش به کمک آن کاهش می‌یابد. به طور کلی، در یک لینک ارتباطی فارغ از تنظیم مناسب مستقیم فرستنده و گیرنده، می‌توان کیفیت داده‌های ارسال شده را با استفاده از قطبش دایروی بهبود داد. امروزه روش‌های زیادی برای ایجاد قطبش دایروی در یک موج بر وجود دارد که یکی از این روش‌ها، استفاده از دو تغذیه عمود بر هم با شیفت فازی ۹۰ درجه است. در این روش، برای ایجاد شیفت فازی ۹۰ درجه، به یک کوپلر نود درجه نیاز است که استفاده از آن منجر به حجمی و سنگین شدن آنتن می‌شود. روش مشهور دیگر، استفاده از تیغه فلزی پله‌ای موسوم به سپتوم^۳ است [۱، ۲]. در این روش، تیغه فلزی پله‌ای در داخل موج بر جاسازی شده و با دستکاری مودهای موج بر، میدانی با قطبش دایروی ایجاد می‌شود. مشکل این روش، بزرگ شدن طول موج بر است. با توجه به اینکه در صفحه سازه ماهواره محدودیت‌های ابعاد و وزن وجود دارد، استفاده از دو روش بالا در تولید قطبش دایروی برای سازه ماهواره‌های کوچک زیاد کاربردی نیست و باید برای ایجاد قطبش دایروی راه حلی ارائه شود که آنتن ساخته شده در نهایت دارای ابعادی کوچک و حداقل حجم و وزن باشد. به صورت کلی، وجود دو شرط به صورت همزمان برای ایجاد قطبش دایروی ضروری است: عمود بودن هر دو بردار میدان الکترونیکی بر هم وجود یک اختلاف فاز ۹۰ درجه بین آن‌ها. در مراجع، درباره آنالیز و طراحی اجزای موج بر دایروی اطلاعات کاملی جمع‌آوری شده است [۳]. علاوه بر مطالب عنوان شده، یک پروب حلقوی نیز می‌تواند موج انتشاری را به قطبش دایروی تبدیل کند. به عنوان نمونه، آنتن پچ

⁶ Olver

⁷ Elliott

⁸ Brachat

⁹ Scappuzzo

¹⁰ Muller

¹ Circular Polarisation

² Saddle Pattern

³ Septum

⁴ Rogers substrate

⁵ Collin

۲- تئوری، طراحی و شبیه‌سازی آنتن

۱-۳ روش ایجاد قطبش دایروی

عنوان مقاله در عین کوتاهی باید تمام ویژگی‌های کار پژوهشی را نشان دهد. عنوان مقاله را در یک یا دو سطر بنویسید. در صورت تحریک موج بر استوانه‌ای با پروب حلقوی، مود غالب موج بر TEZ₁₁ است. شکل ۱، نمایی از پروب حلقوی تغذیه را در داخل موج بر استوانه‌ای و توزیع جریان سطحی بر روی پروب را نشان می‌دهد. با توجه به شکل و ساختار پروب، EΦ با TEZ₁₁ مطابقت دارد. اگر طول کل مقطع حلقوی پروب یک طول موج λ باشد، بین E_r و EΦ اختلاف فاز ۹۰ درجه ایجاد می‌شود، زیرا یک چهارم مقطع حلقوی پروب معادل لاندا چهارم یا اختلاف فاز ۹۰ درجه است. بنابراین، یک موج ایستا روی قسمت حلقوی پروب فقط از EΦ تشکیل شده است. در دو نقطه فرضی روی پروب با فاصله یک چهارم از بکدیگر، EΦ برای نقشه دوم نقش E_r را بازی کرده و دو میدان الکتریکی عمود برهم با اختلاف فاز نود درجه خواهیم داشت که یکی از شروط ایجاد قطبش دایروی است. در این شرایط، اختلاف فاز ۹۰ درجه نیز بین H_r و HΦ وجود خواهد داشت. همان‌طور که از شکل ۱ نیز مشخص است، توزیع جریان سطحی در کل مسیر پروب تقریباً یکسان است. از این‌رو، با طراحی صحیح و دقیق موج بر استوانه‌ای و پروب تغذیه می‌توان قطبش دایروی با نسبت محوری ۳ عالی تنها با یک ورودی تغذیه در موج بر استوانه‌ای ایجاد کرد. از آنجایی که در دید از بالا جهت حلقه پاد ساعت‌گرد است، بنابراین نوع قطبش آنتن دایروی راست‌گرد است.

در شروع طراحی، شعاع موج بر استوانه‌ای برای کار در مود فعال TE₁₁ مشخص می‌شود. از آنجایی که این طراحی برای فرکانس مرکزی ۸/۲۳ GHz انجام شده است، از این‌رو، قطر موج بر استوانه‌ای mm D = ۲۴/۶ و طول آن h = ۵۴/۵ mm انتخاب می‌شود. برای به دست آوردن فرکانس قطع برای موج بر استوانه‌ای با مود فعال TE_{nρ} روابط زیر را داریم [۱۴]:

$$(1) \quad k_c = \frac{x'_{np}}{a} = 2\pi f_c \sqrt{\mu\epsilon}$$

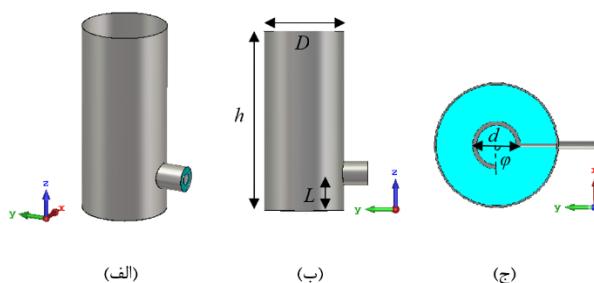
² Thiel
³ Axial Ratio

ایجاد الگوی تشعشعی قطاع^۱ به کمک تغییر در نوع تغذیه ارائه شده است. آقای اسکاپزو در [۸]، با تغییر در صفحه زمین آنتن، باعث حذف امواج سطحی می‌شود و همین روش باعث شکل‌پذیری الگوی تشعشعی آنتن می‌شود. در مقاله [۹]، آقای مولر به کمک الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک، اندازه پستی و بلندی‌های صفحه زمین دندانه‌دار برای ایجاد الگوی تشعشعی دلخواه مشخص شده است. این روش‌ها، ساده، مقیاس‌پذیر با فرکانس‌های مختلف و قابل فهم هستند.

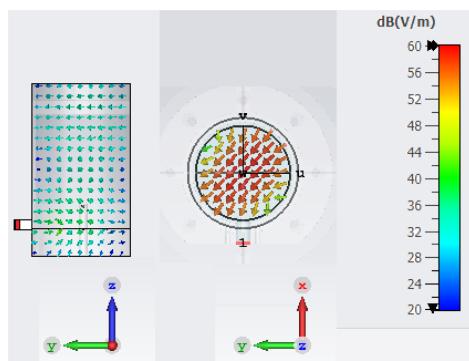
آقای تایل^۲ در [۱۳] از عناصر جهت دهنده برای شکل‌دهی پتزن استفاده شده است. در این مرجع، عنصر اصلی تشعشع میدان‌هایی را ساطع می‌کند که جریان‌هایی را در عناصر جهت دهنده ایجاد می‌کند و عناصر جهت دهنده در نقش منبع تشعشعی دوم، آن را دوباره ساطع می‌کنند. این تعامل بین عنصر اصلی تشعشع و عناصر جهت دهنده در آنتن به دلیل کوپلینگ متقابل است که برای شکل‌دهی پتزن مورد نیاز است.

در این مقاله، آنتن انتخاب شده، آنتن موج بر دایروی با سطح زمینی دایروی و مسطح است و به خاطر اهداف پروژه، باید آنتنی انتخاب شود که توانایی ایجاد پتزن زینی شکل را داشته باشد و با توجه به موج بری بودن آنتن، باید روشی مناسب برای ایجاد پلاریزاسیون دایروی نیز ارائه شود. برای این منظور، برای ایجاد الگوی تشعشعی زینی، از عناصر جهت دهنده و برای ایجاد قطبش دایروی از مدار تغذیه میکروستریپی حلقوی شکل استفاده شده و در نهایت آنتنی با قطبش دایروی و با الگوی تشعشعی زینی در فرکانس ۸/۲۳ GHz برای یک ماهواره سنجشی طراحی و ساخته شده است. الزامات مربوط به آنتن ماهواره‌ای، ایجاد قطبش دایروی و الگوی تشعشعی زینی شکل، با این آنتن پیشنهادی برآورده می‌شود. قابل ذکر است که الزامات مکانیکی، محل استقرار، وزن و ارتفاع آنتن نیز از دیگر محدودیت‌های طراحی بود که در این مقاله به آن‌ها پرداخته نشده است.

¹ الگوی تشعشعی قطاع (Sectoral pattern)، دارای عرض پرتو ۳ dB در راستای افق با زوایای ۶۰، ۹۰ و ۱۲۰ درجه است و بیشتر برای ایستگاه ثابت تلفن همراه استفاده می‌شوند.



شکل(۲). (الف) نمای سه بعدی، (ب) دید از پهلو و (ج) دید از بالا مربوط به قسمت تغذیه آنتن



شکل(۳). جهت و دامنه بردار میدان الکتریکی در سطح مقطع عرضی و طولی موج بر استوانهای.

موج بر استوانهای به کمک یک پروب حلقوی از طریق حفره دیواره جانبی موج بر تغذیه شده و به همین سبب، تغذیه شامل یک خط راست و یک حلقه است. جهت حلقه، تعیین کننده جهت قطبش دایروی است. مهم‌ترین پارامترهای موج بر استوانهای همراه با پروب در شکل ۲ نشان داده شده است. ابعاد محاسبه شده برای دست یافتن به تطبیق امپدانسی 50Ω و قطبش دایروی در جدول ۱ آمده است. در شکل ۳، جهت و دامنه بردار میدان الکتریکی در سطح مقطع عرضی و طولی موج بر استوانهای نشان داده شده است. جهت و دامنه بردار میدان‌های الکتریکی به خوبی مود غالب TE₁₁ را نشان می‌دهد.

۲-۴ - طراحی آنتن با الگوی زینی شکل

اولین نیاز برای آنتن ماهواره پیشنهادی ایجاد قطبش دایروی بود که با پروب تغذیه حلقوی در داخل یک موج بر استوانهای محقق شد. در گام بعد، با توجه به کاربرد آنتن در ماهواره LEO، الگوی

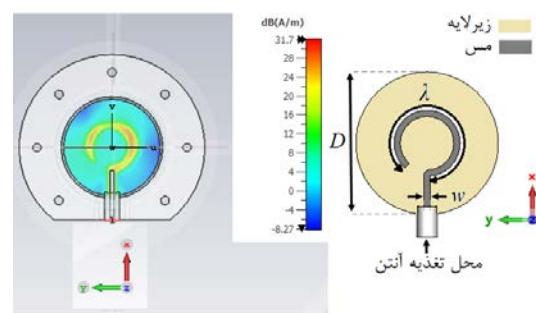
که برای مود TE₁₁ مقدار X'_{11} برابر ۱.۸۴۱ می‌شود. در این رابطه، a شاعع موج بر است. با جای‌گذاری و اندکی ساده‌سازی به رابطه (۲) مرسیم که برای به دست آوردن قطر موج بر استوانهای با مود فعال TE_{11} استفاده می‌شود.

$$f_c = \frac{1.8412 \times c_0}{\pi \times D}$$

که در آن، c_0 سرعت نور، D قطر داخلی موج بر استوانهای و f_c فرکانس قطع موج بر استوانهای است. با جای‌گذاری مقادیر در رابطه (۲)، فرکانس قطع $7/15 \text{ GHz}$ به دست می‌آید که $8/86$ برابر فرکانس کار آنتن یعنی $8/23 \text{ GHz}$ است. وقتی فرکانس کار آنتن حاصل می‌شود که مود غالب موج بر در فرکانس $8/23 \text{ GHz}$ تغییر نمی‌یابد و در روند طراحی، شکل پtern دچار به هم ریختگی نمی‌شود.

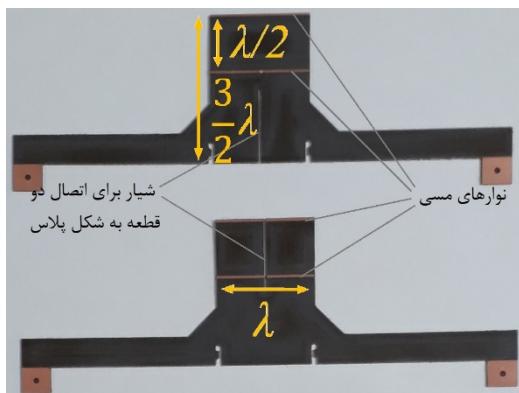
جدول (۱). مشخصات فیزیکی آنتن

| d (mm) | ϕ (deg) | L (mm) | W (mm) | P (mm) | Z (mm) | h (mm) | D (mm) |
|-------------|-----------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| ۶ | ۴۲ | ۵ | ۳ | ۱۵۰ | ۵/۷ | ۵/۵ | ۲/۶ |

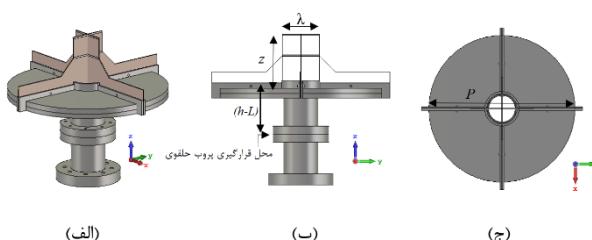


شکل(۱). ابعاد پروب تغذیه و توزیع جریان سطحی بر روی آن

نشان داده شده است. ابعاد مطلوب این آنتن در جدول ۱ ارائه شده است. منحنی پارامتر تلفات انعکاسی (S_{11}) بر حسب فرکانس در شکل ۶ دیده می‌شود. در نمودار شبیه‌سازی شده پهنهای باند منفی ده دسیبل از ۷.۶ GHz تا ۸.۳۸ GHz است. تفاوت دیده شده در پهنهای باند امپدانسی نتایج شبیه‌سازی شده و اندازه‌گیری شده مربوط به خطای ساخت است. حساس‌ترین پارامتر در این آنتن، مربوط به ابعاد پروف تغذیه است. با تغییر شعاع و ضخامت عرض نوار پروف تغذیه، تمامی خصوصیات تشعشعی پروف از جمله امپدانس، امپدانس فاز و مقاومت تغییر می‌یابد، بنابراین، برای تعیین بهترین مقادیر پارامترهای پروف تغذیه، منحنی‌های امپدانس پروف مانند مقاومت روردی بر حسب تغییرات شعاع و ضخامت پروف باید مورد ارزیابی قرار گرفته و سپس با استفاده از توان بهینه‌سازی نرم‌افزار CST بهترین انتخاب برای شعاع پروف تغذیه و ارتفاع تعیین شود.



شکل(۴). مدار چاپی عناصر جهت دهنده برای تغییر در الگوی تشعشعی آنتن بر روی زیرلایه راجرز ۵۸۸۰.



شکل(۵). نمایی از آنتن طراحی شده. (الف) نمای سه بعدی، (ب) نمای دید از پهلو، (ج) نمای دید از بالا.

³ Goldstein

⁴ Brillouin

تشعشعی زینی شکل بر اساس انحنای سطح زمین باید برآورده شود زیرا از طلوع تا غروب ماهواره فضایی، حداکثر پوشش‌دهی را برای کاربران زمینی فراهم می‌نماید.

تاکنون، برخی روش‌های مبتنی بر استفاده از سطح دندانه‌دار^۱ برای ایجاد الگوی تشعشعی زینی شکل در فرکانس‌های بالا پیشنهاد شده است [۸، ۹]. در مورد سطوح دندانه‌دار، مطالعات زیادی صورت گرفته که می‌توان به مراجع [۱۰-۱۲] که توسط آقایان هورد^۲، گلدستین^۳ و بریلوین^۴ اشاره کرد. شکل‌دهی الگوی تشعشعی با استفاده از یک سطح دندانه‌دار ممکن است بر قطبش دایروی آنتن تأثیر منفی بگذارد. جریان سطحی در عبور از این سطوح دندانه‌دار دچار تغییر و تحول شده و این سطوح همانند یک سطح امپدانس بالا عمل نموده و به کمک همین امپدانس بالایی که در سطح دارند، جریان سطحی روی سطوح را کنترل می‌کنند. با کنترل جریان سطحی زمین آنتن، الگوی تشعشعی آنتن تغییر کرده و می‌تواند یک الگوی تشعشعی جهت‌دار را به یک الگوی تشعشعی زینی تبدیل نماید. در آنتن طراحی شده در این مقاله، از عناصر جهت‌دهنده برای شکل‌دهی الگوی تشعشعی آنتن استفاده می‌شود که در شکل ۴ آمده است. در این آنتن، برای پهن کردن شکل الگوی زینی، از عناصر جهت دهنده به شکل پلاس استفاده شده است. این دو قطعه از زیرلایه راجرز ۵۸۸۰ است که نوارهای مسی با فناوری مدار چاپی بر روی آن تعبیه شده است. همان طور که از شکل مشخص است، این دو قطعه توسط شیارهایی که بر روی زیرلایه ایجاد شده، به صورت پلاس به هم وصل می‌شوند. تمامی ابعاد نیز بر حسب طول موج فرکانس طراحی در شکل آورده شده است. با تشکیل جریان‌های القایی بر روی این نوارهای مسی، الگوی تشعشعی آنتن به صورت زینی در می‌آید.

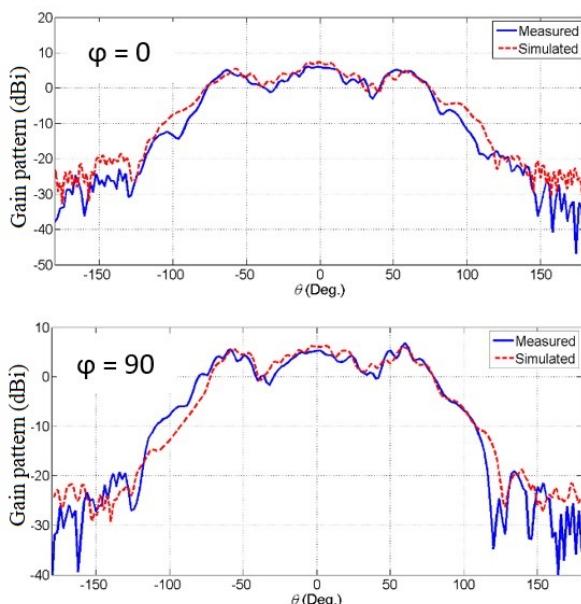
در روند طراحی، یک موج بر استوانه‌ای ساده شبیه‌سازی و بهینه شده و در ادامه به صفحه زمینی دایروی شکل متصل می‌شود. الگوریتم بهینه‌سازی استفاده شده، الگوریتم ژنتیک در نرم‌افزار CST است. برای شروع بهینه سازی، مقدار اولیه برای طول حلقه پروف، یک طول موج و فاصله عناصر جهت دهنده از دهانه موج‌بر، برای ایجاد کوپلینگ متقابل مناسب، نسبت فردی از نصف طول موج در نظر گرفته شده است. نمایی کلی از آنتن طراحی شده در شکل ۵

¹ Corrugated plane

² Hurd



شکل(۸). نمایی از آنتن ساخته شده نصب شده بر روی صفحه آنتن ماهواره.

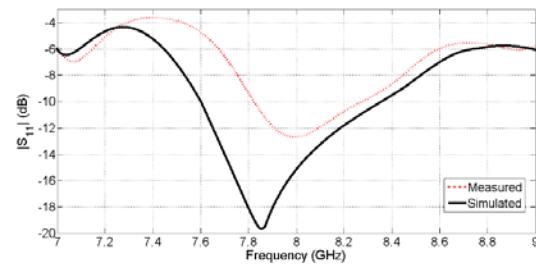


شکل(۹). نتایج شبیه‌سازی و اندازه‌گیری شده الگوهای تشعشعی آنتن در زوایای 90° و $\phi = 0^\circ$ در فرکانس 8.13 GHz .

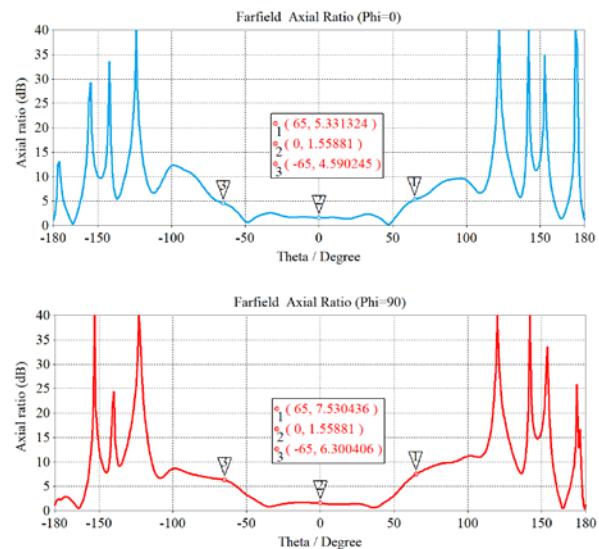
-۳- ساخت و تست آنتن

آنتن ماهواره‌ای باند X در فرکانس مرکزی 8.23 GHz بعد از شبیه‌سازی و بهینه‌سازی در نرم‌افزار CST ساخته شده است (شکل(۸)). این آنتن دارای دو بخش جداگانه است که بخش اول یک مدار تغذیه به شکل پروب حلقوی با حفره زیرین بوده و بخش دوم مربوط به صفحه زمین دایره‌ای شکل با عناصر جهت‌دهنده‌هایی به شکل ریز نوار چاپ شده برروی زیر لایه راجرز ۵۸۸۰ است (شکل

در این آنتن، شعاع و ارتفاع پروب از کف موج بر به ترتیب 6 mm و 5 mm به دست آمده است. شکل(۷)، نمودار نسبت محوری شبیه‌سازی شده بر حسب زاویه θ و برای دو زاویه 90° و 0° در فرکانس 8.23 GHz را نشان می‌دهد. همان طور که از نمودار مشخص است، آنتن در $\theta = 65^\circ \pm 65^\circ$ نسبت محوری بالای 6 dB دارد و این نشان می‌دهد که هر چقدر الگوی تشعشعی آنتن پهن‌تر می‌شود، قطبش دایروی به هم می‌ریزد که علت آن نیز به خاطر فاصله گرفتن از شرایط ایجاد قطبش دایروی یعنی عمود بودن هر دو بدار همان‌دزه میدان الکتریکی با اختلاف فاز 90° درجه است. همان طور که می‌دانیم، برای رسیدن قطبش دایروی شرط نسبت محوری کمتر از 3 dB الزامی است که این شرط برای زوایای بیشتر از $\theta = 50^\circ$ برآورده نمی‌شود اما افزایش بهره در این زوایا عدم تنطبق قطبش را در این زوایا تا حدودی جبران می‌کند.

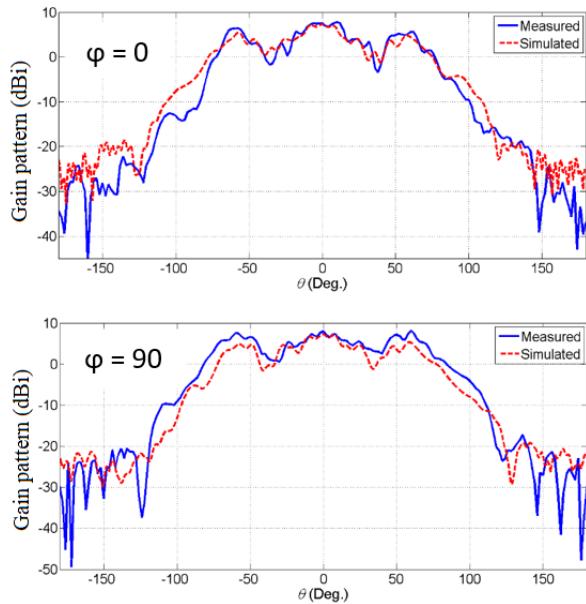


شکل(۶). نمودار تلفات انعکاسی آنتن شبیه‌سازی و ساخته شده.

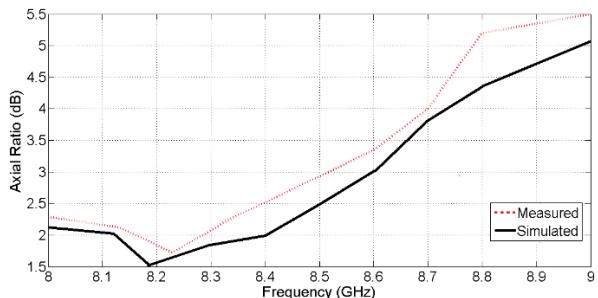


شکل(۷). نتایج شبیه‌سازی شده نمودار نسبت محوری بر حسب θ و 90° ، $\phi = 0^\circ$ در فرکانس 8.23 GHz

شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در فرکانس کاری مورد نظر، شرط قطبش دایروی کاملاً برآورده می‌شود.



شکل(۱۱). نتایج شبیه‌سازی و اندازه‌گیری شده الگوهای تشعشعی آنتن در زوایای 90° و 0° در فرکانس $8.8/23\text{ GHz}$.

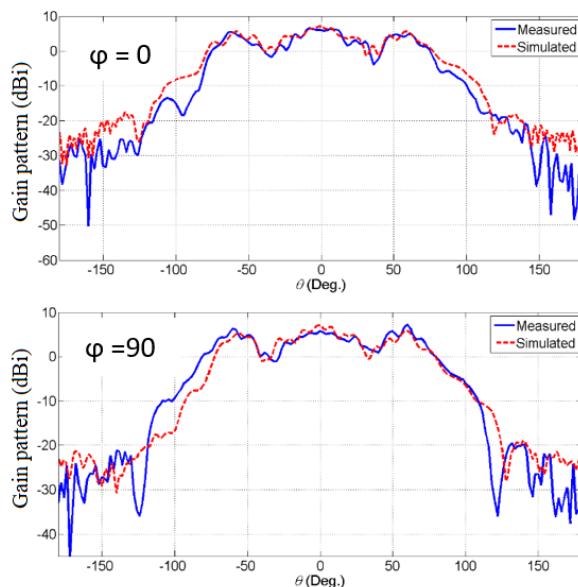


شکل(۱۲). نتایج شبیه‌سازی و اندازه‌گیری شده نمودار نسبت محوری آنتن در راستای $\theta = 0^\circ$ و $\varphi = 0^\circ$.

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله، آنتن ماهواره‌ای باند X با قطبش دایروی و الگوی تشعشعی زینی شکل برای یک ماهواره LEO طراحی و ساخته شده است. نوآوری مقاله، در استفاده همزمان از عناصر جهت دهنده برای ایجاد پترن زینی شکل و پروب حلقوی برای ایجاد پلاریزاسیون دایروی LEO به منظور طراحی آنتنی مناسب برای ماهواره‌های سنجش از دور

۴). همان‌طور که در بخش قبل اشاره شده، بخش دوم آنتن برای شکل دهی الگوی تشعشعی آنتن مورد استفاده قرار گرفته است. آنتن در آزمایشگاه آنتن دانشگاه تهران تست شد و آنتن استاندارد سری ۳۱۶۰ آنتن مرجع است و پلاریزاسیون آنتن مرجع با پلاریزاسیون آنتن مورد تست مشابه است. در گام نخست، به منظور حصول اطمینان اولیه از ساخت، تلفات انعکاسی آنتن مورد تست قرار گرفته است. شکل ۶، ضریب تلفات انعکاسی اندازه‌گیری شده را در مقایسه با شبیه‌سازی نشان می‌دهد.



شکل(۱۰). نتایج شبیه‌سازی و اندازه‌گیری شده الگوهای تشعشعی آنتن در زوایای 90° و 0° در فرکانس $8.8/23\text{ GHz}$.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، ضرایب بازتاب اندازه‌گیری و شبیه‌سازی شده در فرکانس 8.23 GHz کمتر از -10 dB است و محدوده فرکانسی 7.82 GHz تا 8.28 GHz زیر منفی ده دسیبل قرار دارد و پهنه‌ای باند امپدانسی مطلوب آنتن 0.46 GHz است.

در گام دوم، الگوی تشعشعی در اتاق تست آنتن دانشگاه تهران مورد ارزیابی قرار گرفت. شکل‌های ۹ تا ۱۱ الگوهای تشعشعی آنتن ساخته شده را در صفحات $\varphi = 0^\circ$ درجه و $\theta = 90^\circ$ درجه نشان می‌دهد. الگوهای تشعشعی شبیه‌سازی شده و اندازه‌گیری شده شباهت خوبی نشان می‌دهند. همان‌طور که از شکل‌ها مشخص است، آنتن در زوایای $\theta = \pm 65^\circ$ دارای بهره بالای 3 dBi نسبت محوری آنتن بر حسب فرکانس نیز در شکل ۱۲ نشان داده

- [12] L. Brillouin, "Waveguides for slow waves," *Jour. Appl. Phys.*, vol. 19, p. 1023; November, 1948.
- [13] D. Thiel and S. Smith, "Switched parasitic antennas for cellular communications". Artech House Publishers, 2001.
- [14] A. B. Constantine and E. Holzman . "Circular waveguides. In Encyclopedia of RF and Microwave Engineering". John Wiley & Sons, Inc., 2005.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

است. یک پرور حلقوی به عنوان تغذیه موج بر استوانه‌ای قطبش دایروی را ایجاد نموده و از جهت دهنده‌های ریزونار عمود برهم، برای شکل دهی یک الگوی تشعشعی زینی شکل، استفاده شده است. آنتن طراحی شده ابتدا به کمک شبیه‌سازی در نرم‌افزار CST تأیید شده و در نهایت نمونه اولیه ساخته و در اتاق آنتن تست شده است. نمونه ساخته شده نشان داد که نتایج تست، هم‌خوانی مطلوبی با شبیه‌سازی دارد. با استناد به نتایج تست، آنتن ماهواره باند X ساخته شده در فرکانس مرکزی ۸/۲۳ GHz دارای خاصیت تشعشعی با قطبش دایروی و با الگوی تشعشعی زینی شکل است. این آنتن قابلیت چند بانده شدن با پورت‌های تغذیه مجزا برای قطبش‌های دایروی را دارد.

مراجع

- [1] R. Beheand, P. Brachat, "Compact duplexer-polarizer with semicircular waveguide," *IEEE Trans. Antennas Propag.*, 39:1222–1224, 1991.
- [2] P. Brachat, "Sectoralpattern synthesis with primary feeds," *IEEE Trans. Antennas Propag.*, 4-42:1, 1994.
- [3] J. Bornemann, S. Amari, J. Uher and R. Vahldieck, " Analysis and design of circular ridged waveguide components," *IEEE Trans. Microw. Theory Tech.* 47:330–335, 1999.
- [4] R. Li, V. F. Fusco and H. Nakano. "Circularly polarized open-loop antenna," *IEEE Trans. Antennas Propag.* 51:2475–2477, 2003.
- [5] R. E. Collin, "Excitation of waveguides In Field theory of guided waves", chap. 7. New York: McGraw-Hill, 1960.
- [6] A. D.Olver, P. J. B. Clarricoats, A. A. Kishk, and L. Shafai, "Microwave horns and feeds," New York: IEEE Press. Chaps. 8 & 9, 1994.
- [7] R. S. Elliott, "The open-ended waveguide," *Antenna theory and design*, revised ed., chap. 83-79, 3 NJ: Wiley, 2003.
- [8] F. Sciré-Scappuzzo and S. N.Makarov, "A low-multipath wideband GPS antenna with cutoff or non-cutoff corrugated ground plane," *IEEE Trans. Antennas Propag.* 57:33–46, 2009.
- [9] P. L. Garcia-Muller, "Optimization of compact horn with broad sectoral radiation pattern," *Electron. Lett.* 37:337–338, 2001.
- [10] R. A. Hurd, "The propagation of an electromagnetic wave along an infinite corrugated surface," *Can. J. Phys.*, 32 , pp. 727-734, 1954.
- [11] H. Goldstein, "The Theory of Corrugated Transmission Lines and Waveguides," Report 494, April, 1944.



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 114-122
2023

DOI:

10.22034/jssta.2023.397640.1124

Article Info

Received: 2023-05-16
Accepted :2023-06-25

Keywords

Satellite, Micrometeorite,
Solar Array, Random Impact
Damage, Redundancy,
Hypervelocity Impact

How to Cite this article

Roya Sanaie, Pouya Talebinejad,
Talebinejad, Seyed
Mohammad javad
Tabatabaei, Mahdi Fakoor,
"The Effect of
Micrometeorite's Random
Impact on Satellite Lifetime
with Redundant Solar Panel
Approach", *Journal of Space
Science, Technology and
Applications*, vol 3 (1), p.:
114-122, 2023.

The Effect of Micrometeorite's Random Impact on Satellite Lifetime with Redundant Solar Panel Approach

Roya Sanaie¹, Pouya Talebinejad²
Seyed Mohammadjavad Tabatabaei³, Mahdi Fakoor^{4*}

¹ Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies,
Tehran University, Tehran, Iran
r.sanaie@ut.ac.ir

² Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies,
Tehran University, Tehran, Iran
ptalebinejad@ut.ac.ir

³ Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies,
Tehran University, Tehran, Iran
smj.tabatabaei@ut.ac.ir

⁴ *Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies,
Tehran University, Tehran, Iran, (Corresponding Author)
mfakoor@ut.ac.ir

Abstract

The solar array ,one of the main parts of the satellite's electrical power subsystem, is responsible for providing the required electrical power for the satellite during the mission. Micrometeorites and small space debris are considered serious risk for the satellite mission. Due to the number of satellites in orbit, space debris is increasing. The impact of micrometeorites or orbital debris on the solar panels of the satellite can damage the internal structure of the panel, which causes a drop in the electrical power of the satellite. In this article, along with the numerical and geometrical simulation of the solar panels of the MEO communication satellite, an algorithm based on the direct random impact of micrometeorites and orbital debris on the solar panels has been presented, and their damage rate has been calculated. The size of meteorites and space debris is determined based on the average size of the particles in the earth's orbit. After summarizing the collision results, the redundant solar panel has been simulated based on the minimum and maximum damage to compensate for the satellite power loss. The results show that the redundant solar panel can compensate the loss of satellite power after the collision and estimate the extent of damage as soon as possible



تأثیر برخورد تصادفی ریزشہاب سنگ‌ها بر طول عمر ماهواره با رویکرد پنل خورشیدی افزونه

رویا ثنائی^۱, پویا طالبی نژاد^۲, سید محمد جواد طباطبائی^۳, مهدی فکور*^۴

- ۱- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران r.sanaie@ut.ac.ir
۲- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران ptalebinejad@ut.ac.ir
۳- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران smj.tabatabaee@ut.ac.ir
۴- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران mfakoor@ut.ac.ir

* نویسنده مسئول

دسترسی پذیر در نشانی:
Journal.isre.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۱۱۴-۱۲۲
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
[10.22034/jsssta.2023.397640.1124](https://doi.org/10.22034/jsssta.2023.397640.1124)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۲۶

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۰۴

واژه‌های کلیدی

ماهواره، ریزشہاب سنگ، آرایه خورشیدی، آسیب برخورد تصادفی، افزونگی، برخورد پر سرعت

نحوه استناد به این مقاله

رویا ثنائی، پویا طالبی نژاد، سید محمد جواد طباطبائی، مهدی فکور. "تأثیر برخورد تصادفی ریزشہاب سنگ‌ها بر طول عمر ماهواره با رویکرد پنل خورشیدی افزونه"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۱۱۴-۱۲۲. ۱۴۰۲

¹ MEO

۱- مقدمه

سانتی‌متر در دسته زباله‌های بزرگ، ابعاد بین یک میلی‌متر تا ۱۰ میلی‌متر در دسته زباله‌های کوچک قرار می‌گیرند [۲].

ضریبه‌های ناشی از برخورد ذرات با مقیاس میکرونی می‌توانند باعث آسیب به سطوح و تجهیزات حساس مانند آینه‌ها، حسگرهای نوری و سیستم‌های کنترل حرارتی شوند. ذرات بزرگ‌تر با قطرهای بین ده‌ها تا صدها میکرون می‌توانند به پوشش فضایی‌ها، فویل‌ها و سلول‌های خورشیدی نفوذ کنند. علاوه بر این، ذرات با ابعاد میلی‌متری می‌توانند سبب تخریب مخازن و تجهیزات خاصی که در معرض نفوذ هستند شوند. در صورت برخورد ذرات بزرگ‌تر از چند سانتی‌متر، معمولاً قطعات فضایی‌ما از بین می‌روند.

تی‌لای و مراد^۳[۳]، با استفاده از فرمول‌های تجربی مک دانل^۴ به دست آمده از آزمایش، میزان نفوذ ضریبه و نرخ تولید پلاسمای در محیط فضا را محاسبه کردند. در این پژوهش، سناریویی شامل خطرات ناشی از ضریبه و عبور از یک ابر پلاسمایی پرانرژی مورد بحث قرار گرفته و برخی از روش‌های کاهش و کنترل این خطرات نیز ارائه شده است.

جیلنگ^۵ و همکاران [۴]، اثرات آسیب برخورد زباله‌های فضایی و شهاب‌سنگ‌ها را بر آرایه‌های خورشیدی فضایی‌ما بررسی کردند. در این مقاله، خطر برخورد ذرات به آرایه خورشیدی یک ماهواره در مدار زمین آهنگ مورد بررسی قرار گرفته و همچنین، احتمال ضریبه نیز با استفاده از یک مدل شار مشخص، محاسبه شده است.

گراهام^۶ و همکاران [۵]، به بررسی و شبیه‌سازی برخورد ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی با قطعات برگشتی تلسکوپ هابل^۷ پرداخته‌اند. در این پژوهش، ۲۵ سلول از پنل با میکروسکوپ‌های الکترونیکی مورد بررسی قرار گرفته است.

درال شاگن^۸[۶]، به بررسی آسیب‌های اعمالی توسط ذرات پرسرعت و روش‌های متداول مقابله با آن پرداخت. وی در ادامه [۷]، در امتداد تحقیقات قبلی خود، تأثیرات برخوردهای پرسرعت ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌ها در بعد ریز فضایی بر روی فضایی‌ما

ریزشهاب‌سنگ‌ها ذرات کوچک فضایی‌اند که دائمًا در حال بمباران کردن اجسام در حال گردش به دور زمین هستند. با اینکه ریزشهاب‌سنگ‌ها ذرات کوچکی هستند اما می‌توانند تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر اجسام در حال گردش در مدار شامل فضایی‌ها و ماهواره بگذارند. این ذرات ریز علاوه بر ارزش علمی‌شان، تأثیر قابل توجهی بر صفحات خورشیدی مستقر در فضا نیز دارند. ریز شهاب‌سنگ‌ها به دلیل اینکه با سرعت بالایی حرکت می‌کنند، می‌توانند با نیروی زیادی به پنل‌های خورشیدی برخورد کنند و می‌باشد ایجاد حفره‌های کوچک در سطح پنل باعث آسیب شوند. با گذشت زمان، مجموع این ضربه‌ها راندمان پنل خورشیدی را کاهش می‌دهد.

ریزشهاب‌سنگ‌ها علاوه بر آسیب فیزیکی، باعث بروز آسیب الکترونیکی در پنل‌های خورشیدی نیز می‌شوند. با برخورد این ذرات به پنل خورشیدی، تخلیه الکترونیکی ایجاد شده و قطعات الکترونیکی حساس پنل آسیب می‌بیند. این برخورد می‌تواند منجر به کاهش توان خروجی یا حتی خرابی کامل پنل خورشیدی شود.

در محیط مداری اطراف کره زمین، ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی با سرعت متوسط ۲۰ کیلومتر بر ثانیه حرکت می‌کنند. به طور متوسط، سالانه ۴۰۰۰۰ تن ریزشهاب‌سنگ و ذرات ریز گرد و غبار وارد جو زمین می‌شود. در مدارهای میانی و زمین آهنگ^۹، احتمال برخورد شهاب‌سنگ‌ها بیشتر از زباله‌های فضایی است در حالی‌که، در فضای بین سیاره‌ای، خطر نفوذ زباله‌های فضایی با سرعت ۷۰ کیلومتر بر ثانیه وجود دارد [۱]. با شروع اکتشافات فضایی، تعداد فزاینده‌ای از زباله‌های فضایی در مدارهای اطراف زمین انباسته شده است. این زباله‌ها به پنج دسته شامل مواد تکه تکه شده، تکه‌های فضایی‌ما غیرکاربردی باقی‌مانده در فضایی، باقی‌مانده بدندهای موشک، موارد مرتبط با مأموریت ماهواره‌ها و زباله از منابع ناشناخته طبقه‌بندی می‌شوند. زباله‌های فضایی از نظر ابعاد به سه دسته کوچک، متوسط و بزرگ تقسیم می‌شوند: زباله‌هایی با ابعاد بزرگ‌تر از ۱۰

⁵ G. A. Graham

⁶ Hubble telescope

⁷ G. Drolshagen

¹ GEO

² T. Lai, E. Murad

³ McDonnell

⁴ D. Jiang

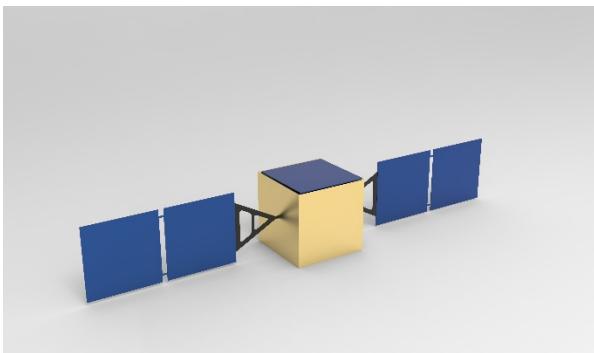
نظر محاسباتی امکان بهینه سازی عملکرد را تحت بارگذاری ضربه‌ای فراهم کند [۱۲].

در این پژوهش، پس از شبیه‌سازی پنل خورشیدی در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب^۶، یک مدل ریاضی برای برخورد بر مبنای بمبانی پنل‌های خورشیدی توسط ذرات با ابعاد تصادفی توسعه داده شده و نتیجه این برخوردهای تصادفی بر عملکرد پنل، تحلیل و بررسی شده است. بررسی تأثیر پنل افزونه بر عمر و تغییرات رشد آسیب، با در نظر گرفتن برخوردها به عنوان تنها عامل کاهش توان تولیدی پنل‌ها به همراه شبیه‌سازی آماری، نوآوری این پژوهش محسوب می‌شود.

۲- مشخصات مأموریت ماهواره

ماهواره در نظر گرفته شده برای این مأموریت، یک ماهواره سنجشی در ارتفاع ۲۰۰۰ کیلومتری از سطح زمین است که در در مدار میانی با دوره تناوب مداری ۷۶۳۲ ثانیه، زاویه میل ۴۵ درجه و میل گره سعودی^۷ (RAAN) صفر درجه واقع شده است.

ماهواره مکعبی مذکور با ابعاد $1500 \times 1500 \times 1500$ میلی‌متر و تعداد چهار پنل خورشیدی در جهت X+ و X- ماهواره به ابعاد $1420 \times 1420 \times 1420$ میلی‌متر و یک پنل خورشیدی افزونه در جهت Z+ به ابعاد $1420 \times 1420 \times 1420$ میلی‌متر است. شکل‌های ۱ و ۲، نمای خارجی ماهواره را به ترتیب در حالت بسته و باز بودن پنل افزونه نشان می‌دهد.



شکل ۱. نمای خارجی ماهواره در حالت بسته بودن پنل افزونه

را بررسی کرده است. در این پژوهش، اندازه حفره و آسیب‌های ساختاری ناشی از برخورد ذرات و تأثیرات برخورد پلاسمای تجزیه و تحلیل شده است.

کرگ^۸ و همکاران [۸]، با بررسی یک ناهنجاری در ماهواره متوجه شدند که این اختلال در اثر برخورد زباله فضایی با ابعاد حدود یک سانتی‌متر، جرم حدودی ۲۰۰ گرم و سرعت تقریبی ۱۱ کیلومتر بر ساعت با پنل خورشیدی ماهواره رخ داده و به بررسی تأثیرات این برخورد پرداخته‌اند.

توبیوتا^۹ و همکاران [۹]، به صورت تجربی به بررسی تأثیر برخورد ریزشہاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی بر روی سلول‌های مدل اتصال سه گانه از نوع دگردیس معکوس^{۱۰} (IMM3J) و پروسکایت خوش‌یدی^{۱۱} که نسبت به نسل قبل خود نازک‌تر هستند پرداختند.

گراسمان^{۱۲} و همکاران در مقاله خود به بررسی آثار برخورد ریزشہاب‌سنگ‌ها با ماهواره پرداختند. آن‌ها در این مقاله بیان می‌کنند که چطور برخورد ریزشہاب‌سنگ علاوه بر اختلال در عملکرد واحدهای خارجی ماهواره مانند سلول‌های خورشیدی، تأثیر بر خواص مواد، آلووده کردن دستگاه‌های نوری‌یا تغییب ماهواره‌ها، منجر به تشکیل زباله‌های اضافی می‌شود و خطر مأموریت‌های فضایی آینده را افزایش می‌دهد [۱۰]. میلر^{۱۳} و همکارانش در پژوهشی به تأثیر عوامل مخرب محیط فضا شامل اکسیژن اتمی، اشعه ماوراء بنفش و سایر اشکال تشعشع، ذرات، باردار، ریزشہاب‌سنگ‌ها و زباله‌ها بر شکست پلیمرها، کامپوزیت‌ها، رنگ‌ها و سایر مواد مورد استفاده در نمای بیرونی فضایی‌پیما مانند پنل‌های خورشیدی پرداختند [۱۱]. از آنجایی که ریزشہاب‌سنگ‌ها یک خطر قابل توجه برای زیرساخت‌های محیط ماه محسوب می‌شوند، آلنده^{۱۴} و همکاران، عملکرد ضربه ریزشہاب‌سنگ‌ها را با استفاده از روش‌های تجربی و عددی مدل‌سازی کرده‌اند. مدل CTH توسعه یافته در این مقاله، یک ابزار پیش‌بینی آسیب را ارائه می‌دهد. همچنین، این مدل یک ابزار طراحی مواد است که می‌تواند با تغییر پارامترهای مواد از

⁶ S. K. Miller

⁷ M. I. Allende

⁸ Matlab Simulink

⁹ right ascension of the ascending node

¹ H. Krag

² H. Toyota

³ Inverted metamorphic triple-junction

⁴ Perovskite Solar

⁵ E. Grossman

$$I_{rs} = I_{sc}/[\exp(qV_{OC}/N_S k n T) - 1] \quad (2)$$

در این معادله q بار الکترون، V_{OC} ولتاژ مدار باز بر حسب ولت، N_S تعداد سلول‌هایی که به صورت سری کنار هم قرار گرفته‌اند، n فاکتور ایده‌آل بودن دیود و k ثابت بولتزمن^۲ است. جریان اشباع سلول I_0 با دمای سلول تغییر می‌کند، که با معادله زیر تعریف می‌شود:

$$I_0 = I_{rs} \left[\frac{T}{T_r} \right]^3 \exp \left[\frac{q \times E_{g0}}{nk} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_r} \right) \right] \quad (3)$$

در این معادله، T_r دمای اسمی معادل ۲۹۸.۱۵ کلوین و E_{g0} انرژی شکاف باند نیمه هادی معدل ۱.۱ الکترون ولت است. شکل ۴، شبیه‌سازی سلول خورشیدی را در سیمولینک نشان می‌دهد.

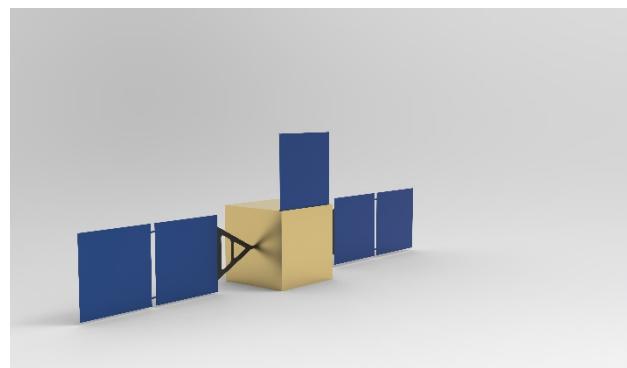
معادله جریان خروجی سلول خورشیدی از معادله زیر قابل محاسبه است:

$$I = N_p \times I_{ph} - N_p \times I_0 \times \left[\exp \left(\frac{V/N_S + I \times R_s/N_p}{n \times V_t} \right) - 1 \right] - I_{sh} \quad (4)$$

که در آن:

$$V_t = \frac{k \times T}{q} \quad (5)$$

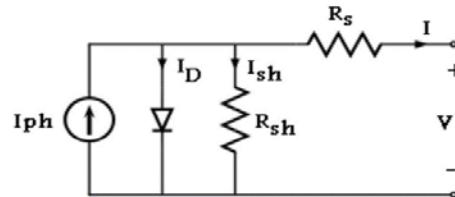
$$I_{sh} = \frac{V \times N_p/N_S + I \times R_s}{R_{sh}} \quad (6)$$



شکل ۲. نمای خارجی ماهواره در حالت باز بودن پنل افزوونه

۳- سایزینگ و شبیه‌سازی پنل‌های خورشیدی

مدار معادل یک سلول خورشیدی در شکل ۳ نشان داده شده است. منبع جریان I_{ph} نشان دهنده جریان نوری سلول است. R_s و R_{sh} به ترتیب مقاومت‌های شنت و سری سلول هستند. معمولاً مقدار R_{sh} بسیار بزرگ و مقدار R_s بسیار کوچک است، بنابراین، ممکن است برای ساده‌سازی تحلیل از آن‌ها صرف‌نظر شود. با استفاده از فرمول‌هایی که در ادامه نشان داده شده‌اند، شبیه‌سازی سلول خورشیدی در محیط سیمولینک انجام می‌شود. تمامی معادلات این بخش از مقاله نگوین^۱ و همکارش استخراج شده است [۱۳].



شکل ۳. مدار معادل سلول خورشیدی.

جریان فتو سلول از معادله زیر قابل محاسبه است:

$$I_{ph} = [I_{sc} + K_i(T - 298)] \times Ir/1000 \quad (1)$$

جریان اتصال کوتاه بر حسب آمپر، K_i جریان اتصال کوتاه سلول در دمای ۲۵ درجه سانتی‌گراد و ۱۰۰۰ وات بر مترمربع، T دمای عملیاتی بر حسب کلوین و I_r تابش خورشیدی بر حسب وات بر مترمربع هستند.

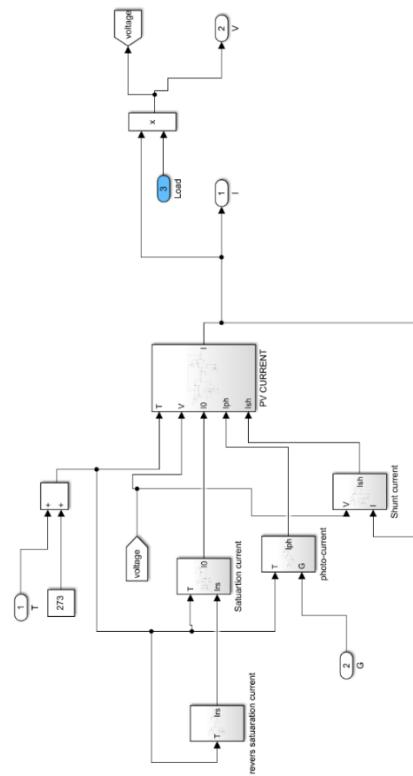
جریان اشباع معکوس سلول طبق معادله زیر قابل محاسبه است:

² Boltzmann constant

¹ X. H. Nguyen

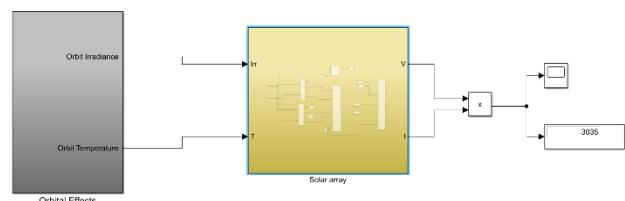
۴- شبیه‌سازی سناریو برخورد

تجزیه و تحلیل آماری ابزاری قدرتمند برای تجزیه و تحلیل داده‌ها و نتیجه گیری است که می‌تواند برای اطلاع‌رسانی تصمیمات و اقدامات مورد استفاده قرار گیرد. اهمیت تجزیه و تحلیل آماری در توانایی آن برای آشکار کردن الگوهای روابط در داده‌ها نهفته است که ممکن است بلا فاصله با نگاه کردن به نقاط یا موارد داده‌های فردی آشکار نباشد. با استفاده از روش‌های آماری، می‌توان روندها، همبستگی‌ها و روابط علمی را شناسایی کرد که می‌تواند برای تصمیم‌گیری آگاهانه و پیش‌بینی در مورد طیف وسیعی از پدیده‌ها استفاده شوند. در این مقاله، به منظور بررسی تأثیر برخورد این ذرات بر عملکرد پنل خورشیدی یک ماهواره و شبیه‌سازی این فرایند از روش آنالیز آماری استفاده شد. برای این منظور، یک مدل ریاضی برای برخوردها با استفاده از نرم‌افزار متلب توسعه داده شده است. این مدل بر مبنای بمباران پنل‌های خورشیدی توسط ذرات با ابعاد تصادفی تا رسیدن به تعداد تعیین شده ادامه پیدا می‌کند. به صورت کلی، بازه ابعادی و فرکانس برخورد این ذرات بر اساس محیط عملکردی و داده‌های موجود برای انواع مختلف ذرات و فرکانس برخورد آنها تعیین می‌شود. همچنین تأثیر سرعت و زاویه و نحوه برخورد با استفاده از یک ضریب بزرگ نمایی اعمال شده است. این ضریب بر اساس پردازش تصاویر موجود از برخورد ذرات با پنل‌ها و داده‌های موجود در این زمینه به صورت بازه‌ای انتخاب شده که در هر برخورد به صورت تصادفی تعیین می‌شود. در مدل‌سازی برخوردها فرض شده که هر ذره تنها می‌تواند با یک پنل برخورد داشته باشد و شناس برخورد برای تمامی پنل‌ها در یک راستا یکسان است. همچنین فرض شده که تمامی برخوردها به گونه‌ای اتفاق می‌افتد که سبب می‌شود سلول آسیب‌دیده کارایی خود را از دست بدهد. این بدین معنی است که از برخوردهای کوچک که سبب آسیب‌های جزیی به سلول شده ولی در کارایی آن تأثیر کمی دارند صرف نظر می‌شود. به منظور ساده‌سازی، شکل ذرات برخورد کننده به صورت دایره در نظر گرفته شده است. در شکل ۶، نمونه خروجی از تشکیل هندسه و برخوردها برای یک پنل نشان داده شده که در آن نقاط قرمز رنگ محل برخورد ذرات هستند.



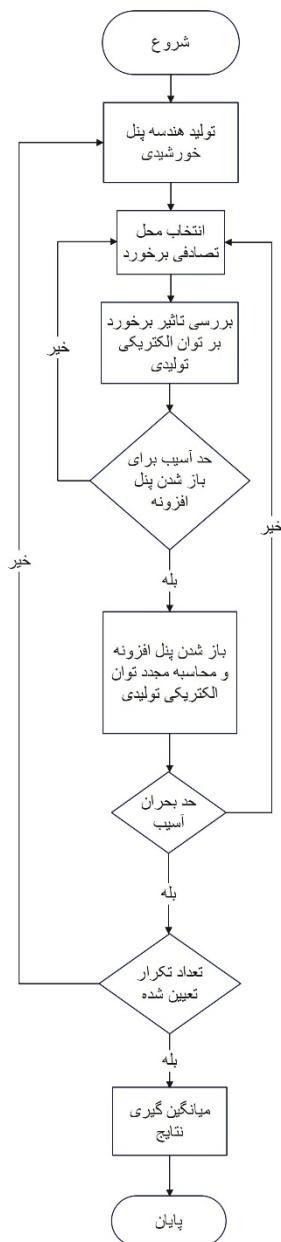
شکل ۴. شبیه‌سازی سلول خورشیدی در سیمولینک

در این معادلات، N_p تعداد سلول‌های موازنی، R_s مقاومت سری بر حسب اهم، R_{sh} مقاومت شانت بر حسب اهم و V_i ولتاژ حرارتی دیود بر حسب ولت است. تشعشع خورشید و دما دو المان تأثیرگذار بر عملکرد پنل خورشیدی هستند. این المان‌ها از دوره تنابوب مدار، ارتفاع مدار، مدت زمان قرار گیری ماهواره در سایه، حداقل دمای مدار تأثیر می‌پذیرند [۱۴]. شکل ۵، شبیه‌سازی آرایه خورشیدی و تأثیرات مداری را در سیمولینک نشان می‌دهد.

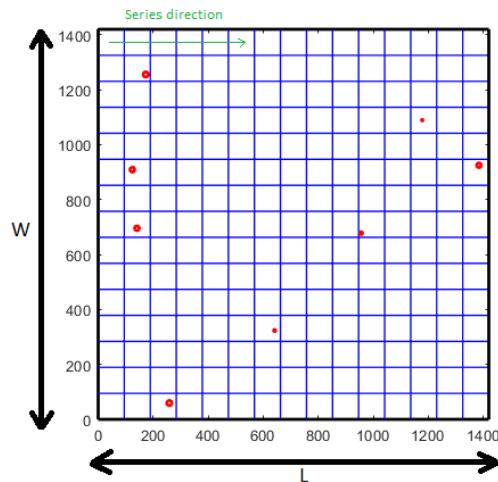


شکل ۵. شبیه‌سازی آرایه خورشیدی و تأثیرات مداری در سیمولینک

این تحلیل دو نمودار آسیب میانگین برای هر پنل بر اساس تعداد برخورد و میانگین معادل برای کل سیستم است.

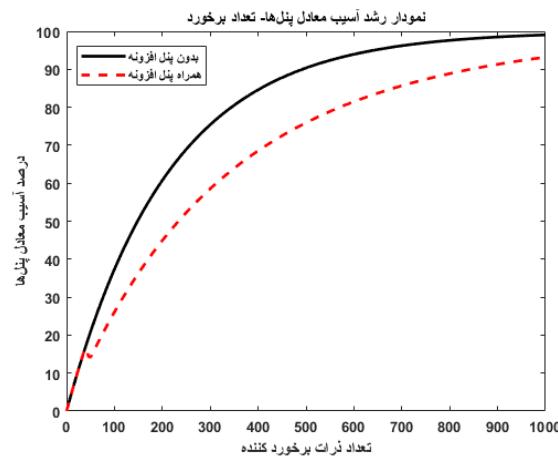


شکل ۷. فلوچارت الگوریتم برخورد و محاسبه آسیب



شکل ۶. نمونه خروجی از تشکیل هندسه و برخوردها برای یک نمونه پنل در این پژوهش، نحوه تأثیر خرابی در اثر برخورد حفره با تعریف یک ماتریس معادل بررسی شده است. به این صورت که هر پنل سالم که از تعدادی سلول موازی و سری تشکیل شده است به مانند یک ماتریس با درایه‌های یک در نظر گرفته می‌شود. پس از مشخص شدن ابعاد و ضریب تأثیر برای یک ذره، یکی از پنل‌ها به صورت تصادفی انتخاب شده و برخورد اتفاق می‌افتد. به منظور بررسی میزان تأثیر این ضربه فرض شده که اگر این ذره در هر یک از سلول‌ها قرار گرفت، تمام سلول‌های سری متصل به این سلول دچار خرابی شوند. این فرایند در ماتریس معادل با صفر شدن درایه‌های سطحی رخ می‌دهد. در نهایت، مجموع درایه‌های ماتریس آسیب نسبت به ماتریس اولیه درصد آسیب را مشخص می‌کند که این درصد آسیب در هر مرحله ذخیره می‌شود. از دیگر نوآوری‌های این پژوهش، تحلیل تأثیر پنل افزونه بر افزایش عمر کاری با رویکرد بررسی خرابی در اثر برخورد این ذرات است. در شبیه‌سازی نیز فرض بر آن است که زمانی که آسیب معادل به مقدار آسیب نسبت به بحرانی برسد، این پنل با ابعاد دلخواه به مجموعه اضافه می‌شود و در مراحل بعدی جزو پنل‌های قابل برخورد قرار می‌گیرد. فلوچارت الگوریتم برخورد و محاسبه آسیب در شکل ۷ نشان داده شده است.

ابعاد ذرات در این سناریوی فرضی در بازه ۱ تا ۱۰ میلی‌متر انتخاب شده و همچنین فرض شده که ابعاد پنل افزونه به اندازه سایر پنل‌ها باشد. در ادامه و به منظور افزایش دقیق محاسباتی فرایند برخورد و محاسبه آسیب برای یک میلیون مرتبه تکرار شده و نتایج حاصله، در نهایت میانگین‌گیری می‌شود. خروجی



شکل ۹. رشد آسیب معادل بر حسب تعداد ذرات برخورد کننده

در شکل ۹، رشد آسیب معادل بر حسب تعداد ذرات برخورد کننده نشان داده شده است. این خروجی نمایانگر تأثیرات برخورد ذرات بر عملکرد توان کلی ماهواره است. مانند نمودار رشد آسیب، نمودار آسیب معادل نیز رشد سریع‌تری در تعداد برخوردهای اولیه داشته و با مرور زمان نرخ رشد آسیب کاهش می‌یابد. هم‌چنان، در نمودار مربوط به ماهواره دارای پنل افزونه، دو نقطه هاکسیم و مینیمم محملی دیده می‌شود که مرتبط با اعمال تأثیر پنل افزونه است. مطابق با انتظار، افزودن پنل افزونه سبب افت شدت آسیب نیز می‌شود.

۶- نتیجه‌گیری

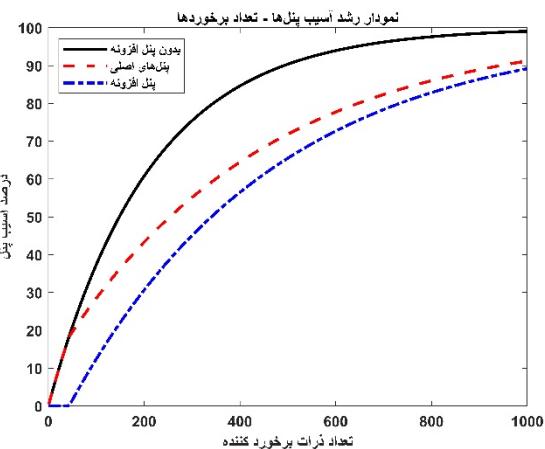
ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی یکی از تهدیدهایی هستند که ماهواره می‌توانند مأموریت‌های فضایی را با خطر مواجه کنند. راهکارهای متفاوتی برای کم کردن این برخوردها در نظر گرفته شده است. در این مقاله، روشی برای امکان‌سنجی استفاده از پنل افزونه مورد مطالعه قرار گرفته است. برای این منظور، در گام اول شبیه‌سازی و سایزینگ پنل خورشیدی در بستر سیمیولینک نرم‌افزار متلب به منظور ارزیابی و تحلیل تأثیر برخورد ریزش‌هاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی انجام شده است.

در گام بعد، سناریوی برخورد تصادفی از این ریز ذرات با پنل توسط نرم‌افزار متلب توسعه داده شد. خروجی آسیب معادل پنل‌ها بر حسب تعداد ذرات برخورد کننده در کنار خروجی‌های شبیه‌سازی، تقریب حدودی از میزان افزایش طول عمر توسط پنل افزونه پس برخورد را می‌دهد. با این روش می‌توان سایزینگ اولیه برای باز شدن پنل افزونه و توان آن را به دست آورد.

سایزینگ پنل افزونه در شرایطی انجام شده که قادر به جبران توان از دست رفته ماهواره باشد. در این شرایط، تعداد برخورد احتمالی با پنل‌های خورشیدی ماهواره برای رسیدن به نقطه توان بحرانی افزونه

۵- تأثیر برخورد

ترکیب شبیه‌سازی انجام شده در بستر سیمیولینک و خروجی شبیه‌سازی آماری امکان محاسبه عمر ماهواره برای دو حالت عدم استفاده و استفاده از پنل افزونه را فراهم می‌آورد. به این صورت که با توجه به میزان توان مصرفی مورد نیاز ماهواره، دو محدوده آسیب به عنوان نقاط بحرانی تعیین می‌شوند. یکی از این نقاط بحرانی نقطه‌ای است که در آن نیاز به استفاده از پنل افزونه تایید شده و نقطه دیگر تعیین کننده حداقل آسیب مجاز برای ماهواره است که رسیدن به آن معادل شکست مأموریت محسوب می‌شود. شبیه‌سازی انجام شده در بستر سیمیولینک امکان محاسبه این دو نقطه بحرانی را فراهم می‌آورد. با به دست آمدن نقطه بحرانی برای باز شدن پنل افزونه و استفاده از شبیه‌سازی، درصد رشد آسیب برای هر یک از پنل‌ها و برای پنل معادل از خروجی‌های شبیه‌سازی توسط الگوریتم توسعه داده، محاسبه می‌شود. شکل ۸، نشان دهنده رشد آسیب برای هر یک از پنل‌ها در دو حالت بدون استفاده و با استفاده از پنل افزونه را نشان می‌دهد.



شکل ۸. رشد آسیب برای هر یک از پنل‌ها بدون استفاده و با استفاده از پنل افزونه

یکی از نکات قابل توجه در شکل ۸، یکسان بودن رشد آسیب با توجه به متفاوت بودن برخوردها پس از میانگین‌گیری برای تمامی پنل‌ها است. هم‌چنان مطابق شکل ۸، بدون در نظر گرفتن استفاده یا عدم استفاده از پنل افزونه، نرخ رشد آسیب در ابتدا سریع بوده ولی به مرور زمان از شدت آن کاسته می‌شود.

در حالت استفاده از پنل افزونه، در ابتدا درصد آسیب سیر کندتری نسبت به حالت قبل پیدا می‌کند. نکته دیگر آن است که با توجه به نرخ متفاوت رشد آسیب برای حالت استفاده از پنل افزونه در پنل‌های اصلی و پنل افزونه، در نهایت این دو نمودار با هم به سمت هم‌گرا شدن حرکت می‌کنند.

- [۸] H. Krag *et al.*, "A 1 cm space debris impact onto the sentinel-1a solar array," *Acta Astronautica*, vol. 137, pp. 434-443, 201.V
- [۹] H. Toyota, T. Nakamura, S. Kanaya, T. Sumita, T. Hirai, and M. Kobayashi, "Evaluation of hypervelocity impact of micrometeoroids and orbital debris on next-generation space solar cells," *Japanese Journal of Applied Physics*, 2023.
- [۱۰] E. Grossman ,I. Gouzman, and R. Verker, "Debris/micrometeoroid impacts and synergistic effects on spacecraft materials," *MRS bulletin*, vol. 35, no. 1, pp. 41-47, 2010.
- [۱۱] S. K. Miller and B. Banks, "Degradation of spacecraft materials in the space environment," *MRS bulletin*, vol. 35, no. 1, pp. 20-24, 2010.
- [۱۲] M. I. Allende, J. E. Miller, B. A. Davis, E. L. Christiansen, M. D. Lepech, and D. J. Loftus, "Prediction of micrometeoroid damage to lunar construction materials using numerical modeling of hypervelocity impact events," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 138, p. 103499, 2020.
- [۱۳] X. H. Nguyen and M. P. Nguyen, "Mathematical modeling of photovoltaic cell/module/arrays with tags in Matlab/Simulink," *Environmental Systems Research*, vol. 4, pp. ۲۰۱۵ , ۱۳-۱ .
- [۱۴] O. Shekoofa and M. Taherbaneh, "Modelling of silicon solar panel by MATLAB/Simulink and evaluating the importance of its parameters in a space application," in *2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 20 : IEEE, pp. 719-724 .



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

۲۱ مرتبه افزایش پیدا کرده و به صورت کلی ۶۷ بروخورد برای رسیدن به آسیب نهایی نسبت به حالت عدم استفاده از پنل افزوونه رشد داشته که این میزان معادل ۴۵٪ رشد است و این در صورتی است که از یک پنل هم مساحت با پنل‌های اصلی استفاده شود. این نتایج می‌تواند برای یک سناپریو و محیط شناخته شده‌تر به انتخاب ابعاد و تعداد پنل افزونه و حتی به صرفه نبودن استفاده کردن از این رویکرد برای جرمان افت توان مؤثر باشد. هم‌چنین این روش می‌تواند به عنوان روشی برای رسیدن به یک پیکره‌بندی بهینه برای چیدمان سلول‌های خورشیدی نیز مورد استفاده قرار گیرد که این موضوع مناسبی برای پژوهش‌های آینده در این زمینه است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسنده‌گان بیان نشده است.

مراجع

- [۱] N. R. Council, *Orbital debris: A technical assessment*. National Academies Press, 1995.
- [۲] C. A. Belk, *Meteoroids and orbital debris: effects on spacecraft*. National Aeronautics and Space Administration, Marshall Space Flight Center, 1997.
- [۳] S. T. Lai, E. Murad, and W. J. McNeil, "Hazards of hypervelocity impacts on spacecraft," *Journal of spacecraft and rockets*, vol. 39, no. 1, pp. 106-114, 2002.
- [۴] D. Jiang, P. Zhang, and Y. Zhang, "The Study of Space Debris and Meteoroid Impact Effects on Spacecraft Solar Array," in *Protection of Materials and Structures from the Space Environment: ICPMSE-11*, 2017: Springer, pp. 337-345 .
- [۵] G. A. Graham, A. T. Kearsley, M. M. Grady, I. P. Wright, M. Herbert, and J. McDonnell, "Natural and simulated hypervelocity impacts into solar cells," *International journal of impact engineering*, vol. 23, no. 1, pp. 319-330, 1999.
- [۶] G. Drolshagen, "Hypervelocity impact effects on spacecraft," in *Meteoroids 2001 Conference*, 2001, vol. 495, pp. 533-541 .
- [۷] G. Drolshagen",Impact effects from small size meteoroids and space debris," *Advances in space Research*, vol. 41, no. 7, pp. 1123-1131, 2008.



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.:123-144
2023

DOI:

10.22034/jssa.2023.385587.1111

Article Info

Received: 2023-02-14
Accepted: 2023-07-01

Keywords

infrastructure, Socio-
Economic effects of space
weather

How to Cite this article

Seyedeh Elahe Khatoonabadi Kalali, Aida Kazemi Hokmabad, Amirreza Kosari, Reza Amjadifard, Vahid Bohlouri, "The Effects of Space Weather on Economic Processes and Human Civilization Infrastructures", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 123-144, 2023.

The Effects of Space Weather on Economic Processes and Human Civilization Infrastructures

**Seyedeh Elahe Khatoonabadi Kalali¹, Aida Kazemi Hokmabad²,
Amirreza Kosari^{3*}, Reza Amjadifard⁴, Vahid Bohlouri⁵**

¹MSc., Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran
elahe.khatonabadi@ut.ac.ir

²MSc., Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran
aida.kazemi.hkm@ut.ac.ir

³Associate Prof., Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran
kosari_a@ut.ac.ir

⁴ Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center (ISRC), Tehran, Iran
r.amjadifard@isrc.ac.ir

⁵ Assistant Professor, Department of Electrical Engineering, Technical and Vocational University,
Tehran, Iran, v_bohlouri@tvu.ac.ir

*Corresponding Author

Abstract

This paper investigates solar activities and its phenomena from the perspective of risks on the functioning of urban infrastructures, industrial systems and economic structure affected by such phenomena. Also, according to the existing analyzes and results, the basic requirements to prevent the severity of the resulting injuries have been introduced. Space weather events can cause disruptions in the power grid, telecommunications and radio communications, airlines, railways, and in addition cause damage to pipelines, oil and mining industry, and aviation each of these cases it is examined as an economic infrastructure in this paper. Also, the effect of these phenomena in damage and dysfunction in satellites that are used for global positioning, telecommunications and weather forecasting has been investigated. Considering the importance of the items mentioned in this article, an attempt has been made to investigate the research done in some other countries regarding the impact of space weather phenomena on socio-economic systems and to study the disruptions and failures caused by this impacts in the industries and socio-economic infrastructures of the society. This studies can help in the formation of the necessary fields and preventive actions in facing the dangers of space weather in order to lead the scientific community to investigate similar cases in the country in order to create management arrangements and related technological.



مقاله پژوهشی

تأثیرات اقلیم فضا بر فرایندهای اقتصادی و زیرساخت‌های تمدنی بشر

سیده الهه خاتون‌آبادی کلالی^۱، آیدا کاظمی حکم‌آباد^۲، امیررضا کوثری^{*۳}،
رضا امجدی‌فرد^۴، وحید بهلouri^۵

- ۱- کارشناس ارشد، دانشکده علوم و فنون نوین دانشگاه تهران، تهران، ایران elahe.khatonabadi@ut.ac.ir
۲- کارشناس ارشد، دانشکده علوم و فنون نوین دانشگاه تهران، تهران، ایران aida.kazemi.hkm@ut.ac.ir
۳- دانشیار، دانشکده علوم و فنون نوین دانشگاه تهران، تهران، ایران kosari_a@ut.ac.ir
۴- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران r.amjadifard@isrc.ac.ir
۵- استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران v_bohlouri@tvu.ac.ir

*نویسنده مسئول

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

دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۱۴۴-۱۲۲
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
[10.22034/jsta.2023.385587.1111](https://doi.org/10.22034/jsta.2023.385587.1111)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۱۱/۲۵

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۱۰

واژه‌های کلیدی

اقليم فضا، خورشید، زیرساخت‌های شهری، اثرات اقتصادی-اجتماعی

نحوه استناد به این مقاله

سیده الهه خاتون‌آبادی کلالی، آیدا کاظمی حکم‌آباد، امیررضا کوثری، رضا امجدی‌فرد، وحید بهلouri. " تاثیرات اقلیم فضا بر فرایندهای اقتصادی و زیرساخت‌های تمدنی بشر" ، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۱۲۲-۱۴۴، ۱۴۰۲

چکیده
این مقاله، فعالیت‌های خورشیدی و پدیده‌های آن را از منظر مخاطرات بر نحوه عملکرد زیرساخت‌های شهری، سیستم‌های صنعتی و ساختار اقتصادی متأثر از این‌گونه پدیده‌ها بررسی می‌نماید. هم‌چنین، با توجه به تحلیل‌ها و نتایج موجود، نیازمندی‌های اساسی به منظور جلوگیری از شدت آسیب‌های وارد ناشی از این پدیده‌ها نیز معرفی شده است. رویدادهای اقلیم فضا می‌تواند باعث اختلال در شبکه انرژی الکتریکی، ارتباطات مخابراتی-رادیویی، خطوط حمل و نقل هوایی، زمینی، ریلی و علاوه بر آن باعث آسیب به خطوط لوله، صنعت نفت و معدن، و هوانوردی شود که هر کدام از این موارد به عنوان یک زیرساخت اقتصادی در این مقاله بررسی شده است. هم‌چنین، اثر این پدیده‌ها در آسیب و اختلال بر عملکرد در ماهواره‌ها با مأموریت موقعیت‌یابی جهانی، مخابراتی و پیش‌بینی آب و هوا بررسی شده است. با توجه به اهمیت موارد مذکور، در این مقاله سعی شده، به بررسی تحقیقات صورت پذیرفته در پاره‌ای از کشورهای دیگر درخصوص تاثیر پدیده‌های اقلیم فضا در سیستم‌های اقتصادی-اجتماعی نیز پرداخته و اختلالات و خرابی‌های ناشی از آن در صنایع و زیرساخت‌های اقتصادی-اجتماعی جامعه مورد مطالعه قرار گیرد. این امر به نوبه خود می‌تواند در شکل‌گیری زمینه‌های لازم و اقدامات پیش‌گیرانه در مواجهه با مخاطرات اقلیم فضا و نیز سوق دادن جامعه علمی به بررسی موارد مشابه در کشور برای ایجاد تمهیدات مدیریتی و فناوری‌های مرتبط کمک نماید.

۱- مقدمه

این آسیب علاوه بر جنبه اقتصادی از منظر از کار افتادن سامانه موقعیت‌یابی جهانی و اختلال در آن نیز حائز اهمیت بوده است [۲]. بتسدا^۴ در تحقیقات انجام شده، به طور مستقل تأثیرات رویدادهای اقلیم فضایی لیالات متعدد را که از چهار بخش مختلف برق، هوانوردی، ماهواره و GNSS^۵ تشکیل می‌شوند، در نظر گرفته و تخمین هزینه خسارات مربوطه را مورد بررسی قرار داده است [۳]. ایشی^۶ و همکاران در مطالعه‌ای، رابطه بین مقیاس رویدادهای اقلیم فضایی و میزان وقوع آنها در کشور ژاپن را بررسی کرده و تأثیرات اجتماعی این پدیده‌ها را در طی سال‌های ۲۰۱۵ تا ۲۰۱۹ مورد بحث قرار داده‌اند [۴]. این مطالعه، با تمرکز بر زمینه‌های برق، عملیات ماهواره‌ای، ارتباطات و پخش، استفاده از موقعیت‌یابی ماهواره، هوانوردی، فعالیت‌های فضایی انسان و زندگی روزمره در سطح زمین خلاصه‌ای جامع از این بررسی را رائه کرده است.

ورمن^۷ و همکاران در پژوهشی، تعداد محدودی از مطالعات تأثیری که وجود داشت را مورد بررسی قرار داده، همچنین پارامترها و هزینه‌ها را برای رویدادهای متوسط، رویدادهایی با شدت پایین‌تر و حتی با شدت بیشتر برآورد کرده‌اند [۵]. بررسی رویدادهای شدید این امکان را فراهم می‌کند تا حد بالای هزینه‌های بالقوه برآورد شده و درک کلی انسان را از اثرات بالقوه اقلیم فضای ارتقا دهد. شکوفا و باقراسکویی نیز به موضوع اقلیم فضای چالش‌ها و اهمیت بین‌المللی آن و نقشه راه پیشنهادی برای فعالیت‌ها در این حوزه پرداخته‌اند [۶].

علاوه بر این، شکوفا و همکاران بنا به ضرورت انجام مطالعات، پایش و ارائه سرویس‌های مرتبط با رخدادهای اقلیم فضایی و ایجاد یک مرکز ملی برای نیل به این اهداف اشاره کرده‌اند [۷]. خاتون آبادی و همکاران، در پژوهشی دیگر با مطالعه تحقیقات و گزارش‌های موجود در زمینه اقلیم فضایی، به تأثیرات مخرب اقلیم فضایی بر تعدادی از زیرساخت‌های جامعه پرداخته و اثرات اقتصادی و اجتماعی ناشی از رویدادهای اقلیم فضایی را مورد بررسی قرار دادند [۸].

با توجه به اهمیت و ضرورتی که آسیب‌های اقلیم فضایی می‌تواند بر زیرساخت‌های تمدنی و فرایندهای اقتصادی داشته

رویدادهای اقلیم فضایی که عمدتاً ناشی از فعالیت‌های خورشیدی است؛ به سبب تولید جریان‌های مغناطیسی می‌تواند اختلالات شدیدی در اتمسفر فریقانی و محیط نزدیک به زمین ایجاد کرده و به نوبه خود قادر است تحت شرایط خاص، اختلالات و خساراتی را در زیرساخت‌های شهری و صنعتی برخی مناطق مسکونی سطح کره زمین یا در سیستم‌های هوایی و فضایی یا حتی بر سلامتی موجودات کره زمین و انسان‌ها وارد نماید [۱]. به طور نمونه، پدیده‌های اقلیم فضایی می‌توانند باعث ایجاد اختلال در شبکه توزیع انرژی الکتریکی، شبکه تلفن، شبکه اینترنت، شبکه ریلی و هوایی و ایجاد خرابی در لوله‌های انتقال نفت و پتروشیمی شود. همچنین، اقلیم فضایی اثرات مخربی بر عملکرد سیستم‌های هوافضایی، تشدید مخاطرات سلامتی سرنشینان از جمله فضانوردان، مسافران و خدمه خطوط هوایی به همراه خواهد داشت. این موارد، لزوم دستیابی به دانش‌هایی در خصوص پیش‌بینی دقیق تهدیدات ناشی از نظام اقلیم فضایی زمان‌بندی رویدادها، برنامه‌ریزی و آماده‌سازی تمهیداتی به منظور به حداقل رساندن اثرات اقتصادی- اجتماعی این پدیده‌ها را در ذهن مبتادر می‌سازد [۲].

بزرگ‌ترین رویداد ثبت شده از زمان نظارت علمی بر فعالیت توفان‌های مغناطیسی، توفان کارینگتون^۱ است که بین ۲۷ آگوست تا ۷ سپتامبر ۱۸۵۹ رخ داد و سیستم تلگراف را در سراسر جهان مختل کرد [۱]. امروزه، بروز چنین رویدادهایی در سطح کارینگتون می‌تواند باعث شود که منابع انرژی، حمل و نقل هوایی، مخابرات و سایر زیرساخت‌های حیاتی به صورت جدی تهدید شود. یک رویداد عظیم اقلیم فضایی، امروزه به طور بالقوه بیش از ۲ تریلیون دلار در سطح جهان هزینه در بی خواهد داشت. در شاهد مثالی دیگر از آسیب‌های رویدادهای اقلیم فضایی می‌توان به واقعه دسامبر ۲۰۰۶ اشاره کرد که طی آن توفان خورشیدی ماهواره‌ای GOES^۲ آسیب وارد نمود و باعث اختلال شدید غیرمنتظره در سیستم ناوبری GPS این ماهواره شد که

¹ Carrington

² Geostationary Operational Environmental Satellite

³ Bethesda

⁴ Global Navigation Satellite Systems

⁵ Ishii

⁶ Worman

این رویدادها می‌توانند در حالاتی خاص، تأثیرات قابل توجهی در لایه‌های مختلف سیستم‌های اقتصادی-اجتماعی داشته باشند و از این‌رو، تدوین برنامه‌های متناسب با سطح مخاطرات آن برای مدیریت جوامع مرتبط، امری خطیر است. با توجه به شیوه عملکرد این رویدادها، برنامه‌ریزی و تأمین بودجه برای توانمندسازی^۴ در حوادث غیرمتربقه و مدیریت مناسب این رخدادها، دشوار به نظر می‌رسد. علاوه بر این، واکنش‌های اجتماعی و سازمانی به رویدادهای اقلیم فضانیازمند روش‌شناسی جداگانه و منحصر به‌فردی نسبت به موارد مرسوم است [۱].

۲-۱- ارزیابی تأثیرات اقلیم فضای بر اقتصاد

در ابتدا با مرور تاریخچه‌ای از اثرات اقلیم فضای بر اقتصاد می‌توان دید بهتر و جامع‌تری از اهمیت این موضوع پیدا کرد. حدود ۲۰۰ سال پیش، ستاره‌شناس معروف ویلیام هرشل^۵، این فرضیه را طرح کرد که قیمت گندم در انگلستان به طور مستقیم با تعداد لکه‌های خورشیدی مرتبط است. او متوجه شد که وقتی تعداد لکه‌های خورشیدی کم است، باران کم‌تری می‌بارد [۱۱]. مشاهدات هرشل که بر اساس قیمت‌های منتشر شده گندم بود نشان می‌داد که پنج دوره طولانی، تعداد لکه‌های خورشیدی با گندم گران قیمت همبستگی دارد. این مشاهدات باعث شد، این ایده توسط اقتصاددان و منطقدان انگلیسی، ویلیام استنلی جوونز^۶ نیز اتخاذ شود. او توجه خود را به نوسانات قیمت گندم از ۱۲۵۹ تا ۱۴۰۰ معطوف نمود و نشان داد که فواصل زمانی بین قیمت‌های بالا، نزدیک به ۱۰ تا ۱۱ سال است. این اثر بعداً توسط راجرز^۷ منتشر شد. همزمانی این فواصل با دوره چرخه ۱۱ ساله فعالیت خورشیدی، او را بر آن داشت تا پیشنهاد کند که چرخه فعالیت خورشیدی یک عامل "همگام‌سازی" در نوسانات قیمت گندم است. به عنوان گام بعدی، او نظریه خود را به بازارهای سهام قرن نوزدهم در انگلستان تعمیم داد و تحت تأثیر هم‌زنمانی نزدیک پنج اختلال حاد مالی در بورس، با حداقل پنج لکه خورشیدی قرار گرفت که قبل از این موارد اتفاق افتاده بود. او پیشنهاد کرد که هم فعالیت‌های خورشیدی و هم فعالیت‌های

باشد، همچنان که مطالعات پیشین نیز نشان می‌دهد؛ بررسی و دسته‌بندی این مخاطرات و نحوه مواجهه با آن‌ها در این مقاله مطالعه شده است. علاوه بر این، به دلیل وابستگی تأثیرات پدیده‌های اقلیم فضای در زیرساخت‌های حیاتی بشر، اختلال در یک زیرساخت می‌تواند باعث اخلال در زیرساخت‌های دیگر نیز شود. در راستای ضرورت مطالعه این تأثیرات بر زیرساخت‌های جامعه، پس از معرفی سیستم‌های متأثر، به اهمیت پایش اقلیم فضای در سطح جهانی و ملی پرداخته شده است. از طرفی اقدامات پیش‌گیرانه‌ای در سطح دنیا برای کاهش اثرات مخرب اقلیم فضای انجام گرفته که در این مقاله تمهدیات مورد نیاز نیز بررسی شده و زیرساخت‌ها و نظام سازمان‌یافته‌ای نیز در ایران به منظور نیل به این اهداف معادل‌سازی شده است.

۲- تأثیرات اقلیم فضای بر زیرساخت‌های اقتصادی

در این بخش، به بررسی مخاطرات ناشی از پدیده‌های اقلیم فضای بر زیرساخت‌های شهری و سیستم‌های فناورانه ساخته دست بشر پرداخته می‌شود. در ابتدا، زیرساخت‌های آسیب‌پذیر معرفی شده و اختلالات ناشی از بروز پدیده‌های اقلیم فضای بر آن‌ها و تخمین هزینه‌های آسیب به زیرساخت‌ها شرح داده می‌شود. رویدادهای اقلیم فضای در فضای پیما می‌توانند ناهنجاری‌های عملیاتی کوتاه مدتی را توسط ذرات پرانرژی و کمربند تشعشعی به دلیل تشعشعات^۱ کیهانی ایجاد کند. علاوه بر تخریب تجهیزات الکترونیکی حیاتی و آسیب به تراشه‌ها، آرایه‌های خورشیدی^۲ و سیستم‌های اپتیکی، ردیاب‌های ستاره‌ای^۳ و برخی از حسگرهای نیز تحت تاثیر قرار می‌گیرند [۱] و [۹].

سیستم‌های فناوری‌ای که اقلیم فضای بر آنها تأثیر می‌گذارد، از سیستم‌های تلگراف ایزوله در دهه ۱۸۴۰ به سیستم‌های ارتباطی کابلی اقیانوسی و قاره‌ای، از یک ژنراتور برق‌سانی چند بلوک شهر در دهه ۱۸۸۰ تا شبکه‌های انتقال نیروی بین قاره‌ای، از تلگراف بی‌سیم در دهه ۱۸۹۰ تا ارتباطات سراسری از طریق رادیو و ماهواره‌ها توسعه یافته‌اند [۱۰].

¹ Exposure

² solar arrays

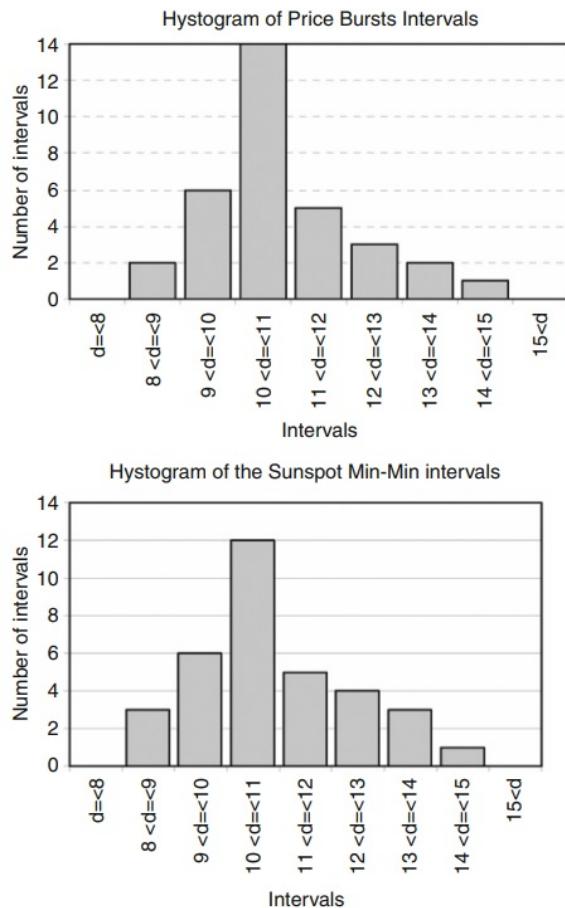
³ star trackers

⁴ Rehabilitation

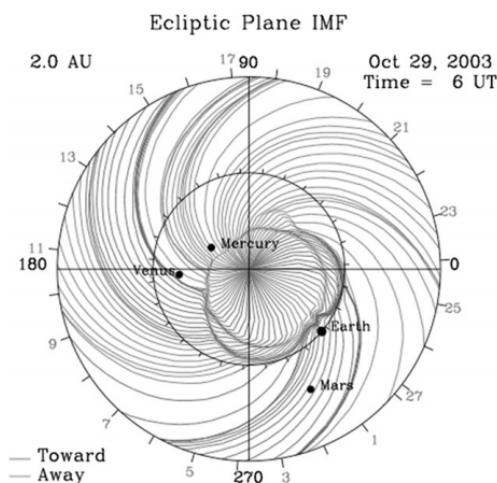
⁵ William Hersche

⁶ William Stanley Jevons

⁷ Rogers

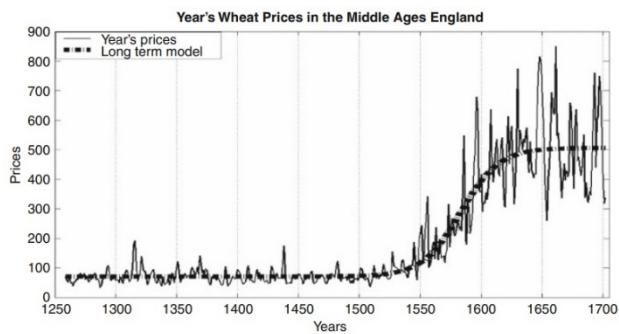


شکل ۲: هیستوگرام توزیع بازه‌ای برای جهش‌های قیمت گندم برای دوره [۱۱] ۱۲۴۹-۱۷۰۲، و فواصل حداقل لکه‌های خورشیدی در طول [۱۱] ۱۷۰۲-۱۲۴۹



شکل ۳: پیش‌بینی میدان مغناطیسی بین سیاره‌ای پس از رویداد بسیار بزرگ X17.2/4B خورشیدی در ۲۸ آکتبر [۲] ۲۰۰۳

اقتصادی تحت یک فرایند هارمونیک با دوره ثابت یکسان ۱۱ سال است. با این حال، کشف بعدی رفتار غیرهارمونیک چرخه‌های خورشیدی، همراه با دوره‌های متغیر از ۸ تا ۱۵ سال و مشاهده بعدی عدم تطبیق بین اختلالات حاد مالی پیش‌بینی شده توسط او و اختلال‌های واقعی، استدلال او را از بین بردا. راجرز برای تحلیل داده از تأثیرات احتمالی فعالیت خورشیدی و شدت CR^۱ بر قیمت گندم (از طریق تغییرات آب و هوایی) استفاده کرده است. در ادامه، نمودار قیمت گندم انگلستان به عنوان تابعی از زمان در سال‌های ۱۲۵۰ تا ۱۷۰۰ میلادی در شکل ۱ آورده شده است.



شکل ۱: قیمت گندم در انگلستان در طول [۱۱] ۱۲۵۰-۱۷۰۲ با تغییر قیمت در [۱۱] ۱۶۳۰-۱۵۳۰

در ادامه در شکل ۲، داده‌ها تجزیه و تحلیل شدند و توزیع فواصل تغییرات قیمت با توزیع فواصل بین حداقل چرخه‌های خورشیدی مورد مقایسه قرار گرفتند [۱۱]. در تجزیه و تحلیل صورت گرفته مشخص شد که برای توزیع فاصله حداقل لکه‌های خورشیدی پارامترهای آماری برآورده شده عبارت بودند از میانه ۱۰/۷ سال، میانگین ۱۱۰/۲ سال، انحراف استاندارد ۱/۵۳ سال و برای توزیع بازه جهش قیمت، پارامترهای آماری برآورده شده عبارتند از میانه ۱۱۰/۱ سال، میانگین ۱۱/۱۱ سال و انحراف معیار ۱/۴۴ سال [۱۱]. بنابراین، در این تحلیل تأثیر دوره‌های خورشیدی بر قیمت گندم به دست آمد و مشخص شد این قیمت ارتباطی با دوره‌های خورشیدی دارد.

در یک بررسی دیگر از اثرات توفان‌های خورشیدی، اثرات مرتبط با توفان اواخر اکتبر و اوایل نوامبر سال ۲۰۰۳ مورد مطالعه قرار گرفته که موثر در قطع برق اروپا و آسیب دائمی ترانسفورماتورها در آفریقای جنوبی بوده است. شکل ۳، موج شوک بین سیاره‌ای و CME را درست زمانی نشان می‌دهد که در ساعت UT ۰۶۰۰، ۲۹ اکتبر ۲۰۰۳ به زمین رسیدند و توفان ژئو-مغناطیسی شدیدی را آغاز کردند [۲].

^۱ Cosmic ray

متنابوب معمولی (AC) تولید شده در نیروگاهها جریان می‌یابند و در طول خطوط برق به ایستگاه‌های برق منتقل می‌شوند. ناسازگاری‌های اساسی بین جریان‌های DC و AC ممکن است در عملکرد ترانسفورماتورهای ولتاژ فوق العاده بالا (EHV) اختلال ایجاد کند [۳] و [۱۲].

در مارس ۱۹۸۹، GIC ناشی از یک توفان مغناطیسی در مقیاس بزرگ، باعث از کار افتادن سیستم انتقال نیرو به دلیل عملکرد غیرضروری رله‌های حفاظتی و خاموشی ۹ ساعته در اطراف شهر کبک کانادا شد که حدود ۶ میلیون نفر را تحت تأثیر قرار داد. در ۳۰ اکتبر ۲۰۰۳، یک ترانسفورماتور در آفریقای جنوبی بر اثر گرمای بیش از حد در نزدیکی هسته آهنه خود سوخت که به GIC نسبت داده شد. GIC در ژاپن نیز مشاهده شده است [۴].

۳-۲- خطوط لوله

آشفتگی‌های مغناطیسی ناشی از رویدادهای خورشیدی می‌تواند در خوردگی خطوط لوله تأثیر بگذارد. خطوط لوله با ترکیبی از فلزات، از جمله آهن ساخته شده‌اند. در صورت وجود رطوبت، آهن زنگ می‌زند. این واکنش که کاهش اکسیژن^۵ نامیده می‌شود، زمانی رخ می‌دهد که الکترون‌ها از فلز جدا شوند [۱۴]. خطوط لوله نفت و گاز مدفون زیرزمین یا زیر آب مستعد خوردگی هستند که ممکن است در نقاطی رخ دهد که جریان الکتریکی از فلز به زمین اطراف جریان می‌یابد. بنابراین، خطوط لوله توسط یک پوشش عایق پوشانده می‌شود. با این حال، عایق کامل نیست و به خصوص سوراخ‌های احتمالی در پوشش مشکل‌ساز است. برای جلوگیری از خوردگی، خطوط لوله به یک سیستم حفاظت کاتدی مجهز شده‌اند که سعی می‌کند خط لوله را در پتانسیل کمی منفی نسبت به زمین (بین ۹۵۰-۸۰۰ میلی ولت و ۱۱۰۰-۱۳۰۰ میلی ولت [۱۵]) نگه دارد. اگر پتانسیل منفی بیش از حد بزرگ شود، ممکن است فرایندهای مضر مختلفی اتفاق بیفتد، بنابراین باید در تنظیم پتانسیل دقت شود [۱۲].

۳- اثرات اقلیم فضایی بر روی سیستم‌های فناوری

مطالعه‌ای در اروپا در سال ۲۰۱۹ صورت گرفت که بر اساس آن خسارات اقتصادی به زیرساخت‌های زمینی و فضایی ناشی از رویدادهای متوسط اقلیم فضایی را طی ۱۵ سال بعد از آن، ۱۳ میلیارد یورو برآورد کرد که در صورت وقوع حوادث شدید ممکن است بسیار بیشتر از این مقادیر نیز شود. بهره‌گیری از سیستم‌های هشدار اولیه و اقدامات متناظر با کاهش شدت آسیب‌ها می‌تواند این هزینه را تا ۳/۲ میلیارد یورو کاهش دهد. جریان‌های الکتریکی بزرگ به طور مداوم در مگنتوسفر^۱ و یونوسفر^۲ وجود دارند. برخورد باد خورشیدی با مگنتوسفر باعث ایجاد تغییر در سیستم فعلی می‌شود و در پیامد آن، میدان مغناطیسی زمین به ویژه در عرض‌های جغرافیایی بالا منجر به ایجاد شفق‌های قطبی قابل مشاهده و یک سری جریان یونوسفری شدید می‌شود [۱۲].

تغییرات جریان‌های مگنتوسفر و یونوسفر به عنوان اختلالات یا توفان‌های ژئومغناطیسی در سطح زمین دیده می‌شوند و مطابق با نظریه قانون القای فارادی^۳، تغییرات ژئومغناطیسی با یک میدان ژئوالکتریک همراه است. اگرچه سیستم الکترووجت شفق از اهمیت ویژه‌ای در مورد اختلالات ژئو-مغناطیسی برخوردار است، اما اثرات مشابهی در عرض‌های جغرافیایی پایین‌تر نیز مشاهده شده است. زمین از مواد رسانا تشکیل شده، بنابراین میدان ژئوالکتریک جریان‌های درون زمین را به حرکت در می‌آورد. این‌ها همچنین بر اختلال ژئوالکترو-مغناطیسی مشاهده شده در سطح زمین تأثیر می‌گذارند و به ویژه در میدان الکتریکی، سهم زمین قابل توجه است [۱۲].

۳-۱- برق

یک رویداد اقلیم فضایی می‌تواند جریان‌های القای ژئومغناطیسی^۴ (GIC^۴) را تولید کند که ممکن است توسط رساناهای موثر روی سطح زمین مانند شبکه برق منتقل شود. هنگامی که GIC‌ها وارد شبکه برق می‌شوند، به عنوان منابع جریان مستقیم (DC) عمل می‌کنند که در کنار جریان‌های

⁴ Geomagnetically induced current

⁵ Oxydoreduction

¹ Magnetosphere

² Ionosphere

³ Faraday's law of induction

۳-۳- صنایع نفت و معدن

اندازه‌گیری‌های مغناطیسی به طور گستردگی برای جستجوی منابع طبیعی در داخل زمین و همچنین به منظور هدایت حفاری و یافتن این منابع استفاده می‌شود. اندازه‌گیری‌ها برای تعیین جهت رشته مته و در نتیجه برای هدایت جهت حفاری استفاده می‌شود. توفان‌های مغناطیسی ناشی از اقلیم فضایی می‌توانند میدان مغناطیسی را مختل کرده و منجر به کاهش دقیق در جهت حفاری شود. بسیاری از کسب و کارهای پیش‌رو در گیر در حفاری، مانند BP، Shell، Schlumberger، Statoil و ConocoPhillips، به دنبال اطلاعاتی در مورد شرایط ژئومغناطیسی نزدیک هستند تا بتوانند در دوره‌های آرام، برآوردها را برنامه‌ریزی کنند. آنها اغلب از برآورد در شرایط آشفته اجتناب می‌کنند زیرا نتایج تولید شده ممکن است بی‌ارزش باشند. در توفان مغناطیسی سال ۱۹۸۹، یک شرکت اکتشافی دریای شمال گزارش داد که ابزارهایی که برای هدایت سرمهته‌ها به سمت پایین استفاده می‌شوند، نوسانات حدود ۱۲ درجه را تجربه کردند. این کسب و کارها بلاید هزینه توقف عملیات حفاری (که صدها هزار دلار در روز هزینه دارد) را در مقابل هزینه‌هایی که ممکن است ناشی از اشتباكات در مسیر رشته حفاری باشد بستجد، به ویژه خطر تلاقي مسیرهای چاه دیگر، که می‌توانند منجر به انفجار شود [۱۷].

۳-۴- راه آهن

عموماً پیشرفت‌های فناورانه خطر اثرات نامطلوب ناشی از توفان‌های خورشیدی را افزایش داده است. پیش از این، قطارهای بخار به دلیل ساختار عمده مکانیکی، کمتر در معرض توفان خورشیدی بودند، اما قطارهای الکتریکی فعلی از این منظر بسیار آسیب‌پذیر هستند. علاوه بر این، راه‌آهن‌ها می‌توانند به دلیل وابستگی^۴ (از طریق ریل‌های بلند) جریان‌های الکتریکی اضافی را از مدارهای مسیر به سیستم‌های علامت‌دهی راه‌آهن برگردانند. اساساً این پدیده مشابه جریان‌های الکتریکی است که شبکه برق را در صورت وقوع توفان مغناطیسی بزرگ بی‌ثبات می‌کنند [۱].

خوردگی توسط جریان‌های الکتریکی که در طول توفان‌های مغناطیسی و توفان‌های فرعی^۱ در زمین پخش می‌شوند، افزایش می‌یابد. اختلاف پتانسیل با زمین می‌تواند چندین ولت مثبت شود و منجر به نشت الکترون شود. به ویژه عرضهای جغرافیایی بالا در معرض خطر هستند و خط لوله‌ای که در آلاسکا از شمال به جنوب می‌گذرد یا شبکه خطوط لوله اسکاندیناوی در معرض خوردگی تسريع شده قرار دارند و در شرایطی که اغلب بسیار سخت هست نیاز به نظارت دائمی دارند. تعمیرات خطوط لوله گران است، نه تنها به دلیل محیط متخصص عرضهای جغرافیایی بالا یا بیابان‌ها، بلکه به این دلیل که قطع جریان الکتریکی، یک عملیات طولانی و ظرفی است. اگر اندازه‌گیری دقیق جریان‌های ناشی از توفان‌های فرعی امکان‌پذیر بود، تعمیر و نگهداری سخت‌تر و مقرن به صرفه‌تر می‌شد. در این مورد، به جای پیش‌بینی فعالیت خورشیدی، تمایل بیشتر به نظارت است [۱۴]. میدان الکتریکی در سطح زمین پارامتر کلیدی هنگام محاسبه GIC در یک شبکه است زیرا تحت تأثیر تغییرات پیکربندی شبکه قرار نمی‌گیرد [۱۶].

در این راستا، پژوهشی درباره خطوط لوله نفت و گاز کشور آذربایجان انجام گرفته است. نکته قابل اشاره به این تحقیق، نزدیک بودن کشور آذربایجان به ایران از لحاظ جغرافیایی و مشترک بودن این دو کشور از نظر خطوط نفت و گاز است. تولید مقادیر زیادی نفت و گاز در آذربایجان مستلزم انتقال آنها به بازارهای جهانی است. خطوط لوله انتقال نفت و گاز از سه کشور آذربایجان، گرجستان و ترکیه با ساختارهای زمین‌شناسی و جغرافیایی متفاوت عبور می‌کنند. این خطوط لوله، چه در حال استفاده و چه در حال ساخت، تأثیر مهمی بر اقتصاد آذربایجان و منطقه کریدور انرژی جنوب^۲ با هزینه حدود یک میلیون دلار یا بیش‌تر در هر کیلومتر دارند. هزینه سیستم حفاظت کاتندی برای پروژه‌های بسیار بزرگ (دها یا صدها میلیون دلار) بین ۰/۰۱٪ و ۰/۲٪ متغیر است. این مبالغ بسیار زیاد سرمایه‌گذاری شده در این خطوط لوله فرامی^۳ را نشان می‌دهد که می‌تواند بالقوه در معرض اختلال ناشی از تغییرات شدید اقلیم فضایی باشد [۱۵]. با توجه به این تحقیق، می‌توان اهمیت حفاظت از خطوط نفت و گاز در ایران را خاطر نشان کرد.

¹ Sub-storms

² South Energy Corridor Region

³ Transnational

⁴ Insufficient isolation

۳-۵ - خودرو

اتومبیل‌ها و سایر وسایل نقلیه جاده‌ای، حاوی مقدار فزاینده‌ای از الکترونیک دیجیتال (مثلاً برای مدیریت فعالیت‌های متور) هستند که ممکن است توسط SEE^۳ در اثر پرتوهای کیهانی و توفان‌های تشعشع خورشیدی مختل شوند. این موضوع در بخشی از یک مطالعه رسمی در ایالات متحده آمریکا در خصوص کنترل الکترونیکی وسایل نقلیه و برآورد شتاب ناخواسته آمده است. این گزارش که در تابستان ۲۰۱۱ منتشر شده، حاوی مجموعه‌ای جامع از توصیه‌ها در خصوص بهترین راهکارهای تضمین ایمنی و قابلیت اطمینان در کنترل الکترونیکی وسایل نقلیه جاده‌ای است که به نوعی شامل استانداردهای طراحی و آزمون‌های کاهش خطرات ناشی از SEE می‌شود [۱۷].

مشاغل حوزه حمل و نقل می‌توانند در معرض مجموعه‌ای از اثرات اقلیم فضا نیز قرار گیرند. کسب وکارهایی که سیستم‌های حمل و نقل را اداره می‌کنند، به توصیه‌های هدفمند در مورد این‌گونه مخاطرات و راهکارهایی برای کاهش اثرات آن‌ها نیاز دارند. این گزینه‌ها شامل رویه‌های عملیاتی خوب و دسترسی به اطلاعات در مورد شرایط اقلیم فضا است. کسب وکارهایی که از صنعت حمل و نقل حمایت می‌کنند، می‌توانند به فرصت‌هایی برای ارائه خدماتی که به اپراتورها کمک می‌کند تا خطرات ناشی از پدیده‌های اقلیم فضا را کاهش دهند نیز نگاه جامع‌تری داشته باشند [۱۷].

۳-۶ - مخابراتی و رادیویی

اولین مشاهدات و گزارشات ناشی از اثرات اقلیم فضا بر سیستم‌های تکنولوژیکی بیش از ۱۵۰ سال پیش در تجهیزات تلگراف انجام شد. از آن زمان تاکنون، سیستم‌های راه دور بارها از اضافه ولتاژ، وقفه در عملیات و حتی آتش‌سوزی ناشی از جریان GIC تجهیزات رنج برده‌اند. چنین مشکلاتی حداقل در اروپای شمالی و هم‌چنین در آمریکای شمالی بارها گزارش شده است [۱۲].

امواج با طول موج بلند (۳۰۰ تا ۳۰۰۰ کیلوهرتز) و امواج با طول موج متوسط (۳۰۰ تا ۳۰۰۰ کیلوهرتز) که برای ناوبری یا ارسال رادیویی استفاده می‌شوند، زمین را در یونوسفر ارتفاع پایین دربر

از طرفی GIC‌ها می‌توانند سیستم‌های علامت‌دهی^۱ را مختل کنند، اگرچه خوش‌بختانه این یک اتفاق مکرر نیست ولی به طور قطع در سوئد سال ۱۹۸۲ چنین بود. این واقعیت که این رخداد خیلی به ندرت اتفاق می‌افتد به این معنی نیست که می‌توان نسبت به این امر بی‌تفاوت بود، زیرا یک تصادف ریلی جان افراد زیادی را به خطر می‌اندازد. تشعشعات کیهانی نیز احتمالاً بر راه آهن تأثیر می‌گذارد. هم‌چنان، از دست رفتن برق در قطار سریع السیر آلمان، به محض راه‌اندازی در سال ۱۹۹۰ مشاهده شد. یک مطالعه دقیق نشان داد که اجزای الکترونیکی تحت تأثیر پرتوهای کیهانی قرار گرفتند که اثرات آن توسط میدان‌های الکتریکی شدید دستگاه نظرات^۲ تقویت شد [۱۴].

شواهدی مبنی بر اثرات اقلیم فضا بر سیستم‌های راه آهن نه تنها در سوئد بلکه در کشورهای دیگر مانند روسیه، سیبری و غیره نیز وجود دارد که در جدول ۱ نشان داده شده است [۱]. تحقیق در مورد رویدادهای اقلیم فضا اگرچه در سیستم‌های دیگر کاملاً تکامل یافته است، اما در زیرساخت‌های راه آهن هنوز در مراحل اولیه است [۱].

جدول ۱: رویدادهای اقلیم فضایی در راه آهن در چندین کشور [۱]

| سال | مکان | رویداد |
|-------------|---------------------|--|
| مارس ۱۸۴۷ | بریتانیا | جریان‌های الکتریکی خود به خودی بر روی تلگراف در چندین بخش از مسیر راه آهن مشاهده شد. |
| مای ۱۹۲۱ | ایالات متحده / سوئد | به دلیل انفجار تلگراف در ایستگاه راه آهن نیویورک و سوئد، ایستگاه تلفن آتش گرفت. |
| جولای ۱۹۸۲ | سوئد | سیگنال‌های راه آهن به طور خودکار توسط ولتاژ القابی از سیز به قرمز تبدیل شدند. |
| مارس ۱۹۸۹ | روسیه | توفان ژئومغناطیسی سیستم‌های خودکار راه آهن را مختل و سیگنال‌های متعددی را با گزارش انسداد کاذب مسیر راه آهن ایجاد کرد. |
| آپریل ۲۰۰۰ | روسیه | ناهنجاری‌های غیرقابل توضیح در مدارهای راه آهن روسیه گزارش شد. |
| مارس ۲۰۰۱ | روسیه | مدارهای راه آهن انسداد مسیرهای کاذب را با فعالیت توفان ژئومغناطیسی شدید توصیف کردند. |
| اکتبر ۲۰۰۳ | روسیه | ناهنجاری‌های غیرقابل توضیح در مدارهای راه آهن مشاهده شد. |
| نوامبر ۲۰۰۴ | روسیه | سیگنال‌های حاکی از انسداد کاذب در خطوط راه آهن روسیه با رفتار تصادفی سیگنال‌ها مرتبط است. |

³ Single event effects

¹ Signaling

² The monitoring apparatus

جدول ۲: اثرات یونوسفر در VLF [۱۸]

| نتیجه سیستم | تغییر یونوسفر | رویداد |
|---|--|---------------------------------|
| ناهنجاری فاز ناگهانی SPA) یا افزایش فاز موجی) | اختلالات ناگهانی یونوسفر (SIDS): اشعه ایکس خورشیدی باعث یونیزاسیون بیش از حد در زیرلایه D معمولی، در سمت تابش نور خورشید به زمین می‌شود و ارتفاع موثر بازتاب را تغییر می‌دهد. (رویداد وسیع و آنی) | شاره خورشیدی |
| تاخیر فاز و دامنه کاهش می‌یابد: چندین ساعت در عرض‌های میانی ۱۰ تا ۲۰ روز مسیرهای hi-lat /transpolar | اختلال قطبی به دلیل پدیده ذرات پرانرژی. این اختلال باعث یونیزاسیون بیش از حد در لایه D در کلاهک قطبی می‌شود. (رویداد گستردگ و آنی) | رویداد پروتون خورشیدی |
| تفعیلات نامنظم در فاز و دامنه با تناوب ۱۰- ثانیه، به ویژه در شب و در مسیرهای طولانی | بارش در ناحیه شفق قطبی باعث یونیزاسیون بیش از حد در ناحیه D می‌شود، اما این رویدادها در مکان و زمان بیشتر محلی هستند. | توفان مغناطیسی و پدیده شفق قطبی |

مجموعه متنوعی از سیستم‌های آسیب‌پذیر از اثرات ناشی از لایه یونوسفر در شکل ۴ آمده است. این موارد که وابسته به ساعات شبانه روز، ارتفاع و طول و عرض جغرافیایی تنوع و پراکندگی خاصی را داراست شامل ارتباطات فرکانس بالا زمین-زمین (HF)، ارتباطات فضای-زمین، سیستم‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی)، مانند GPS (سیستم GNSS (سیستم‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی) و گالیلو^۶ - به ویژه سیستم‌های تک فرکانس، رادارهای HF فرا افق^۷، ارتفاع سنج‌های ماهواره‌ای^۸ و رادارهای فضای‌پایه^۹ است. ارتباطات (HF) و سیستم‌های راداری برای عملکرد خود به یونوسفر متکی هستند ولی برای حفظ کارکرد مناسب در مواجهه با اختلالات ناشی از پدیده‌هایی نظیر اقلیم فضای نیز باید چاره‌اندیشی شود [۱۹].

می‌گیرد. امواج کوتاه یا با فرکانس بالا (۳۰ تا ۳۰۰ مگاهرتز) که توسط رادیو هامز^۱، تلفن‌های همراه، رادیو FM یا تاکسی استفاده می‌شود، روی یونوسفر منعکس می‌شود. امواج UHF یا VHF (کمتر از ۳ گیگاهرتز) که برای تلفن، تلویزیون یا رادیو FM استفاده می‌شوند در همه شرایط از یونوسفر عبور می‌کنند، اما تحت تضعیف و تغییرات فازی قرار می‌گیرند که به ساختار ستون الکترونی^۲ که باید از آن عبور کنند، بستگی دارد [۱۴].

یونوسفر تا حد زیادی تحت تأثیر تشعشعات یونیزه ساطع شده از خورشید، شامل شار الکترومغناطیسی و ذرات پرانرژی است. منابع اصلی این تابش مربوط به مناطق فعال خورشید است که امکان دارد میزان لکه‌های خورشیدی باشد. محققان در طی سال‌های متمادی سعی بر این داشته‌اند تا الگوهایی را توسعه دهند که رابطه بین تعداد لکه‌های خورشیدی و اثرات یونوسفری در آن مشاهده و توصیف ریاضیاتی شود. از جمله سایر عوامل تأثیرگذار در نقش‌دهی وضعیت یونوسفر در دوره‌های آشفته آن، می‌توان به سایر پدیده‌های خورشیدی نظیر پرتاگری جرم تاجی (CMES) و پیکربندی‌های میدان مغناطیسی بین سیاره‌ای (IMF)^۳ اشاره کرد. لکه‌های خورشیدی در روندهای بلندمدت رفتار یونوسفر نیز نقش قابل توجهی دارند و خواص آماری یونوسفر را می‌توان با دقت مناسبی بر حسب تعداد لکه‌های خورشیدی پارامتریزه کرد [۱۸]. در جداول ۲ و ۳ به ترتیب می‌توان اثرات یونوسفر در VLF^۴ و اختلالات یونوسفر در سیستم‌های رادیویی فرکانس بالا HF را مشاهده کرد.

اقلیم فضای به طرق مختلف بر ارتباطات رادیویی تأثیر می‌گذارد. تغییرات در چگالی و ساختار لایه یونوسفر مسیر انتقال را تغییر می‌دهد و حتی می‌تواند از انتقال سیگنال‌های رادیویی HF به طور کامل جلوگیری کند. افزایش لایه D^۵ به دلیل یونیزاسیون توسط شاره‌های خورشیدی که به عنوان بازتاب دهنده امواج رادیویی در فرکانس‌های مختلف و جاذب در فرکانس‌های اضافی عمل می‌کند، می‌تواند منجر به خاموشی رادیویی شود [۱].

⁶ Galileo⁷ HF over-the-horizon radars⁸ Satellite altimeters⁹ Space-based radars¹ Radio hams² Electron column³ Interplanetary magnetic field⁴ Very Low Frequency⁵ لایه D درونی ترین لایه است که از سطح زمین ۴۸ تا ۹۰ کیلومتر فاصله دارد.

۷-۳- هوانوردي

عوامل مهمی در هوانوردی وجود دارد که می‌تواند تحت تأثیر اقلیم فضا قرار گیرد که مهم‌ترین آن ارتباطات رادیویی، موقعیت‌یابی و دوز قرار گرفتن اعضای خدمه تحت تشушعات است. یک پدیده اقلیم فضا ممکن است منجر به از دست دادن یکی از معیارها شود، به عنوان مثال ارتباط رادیویی فرکانس بالا (HF). در این راستا اگر چندین پدیده خورشیدی به طور همزمان اتفاق بیفتد، حتی ممکن است به تعلیق پروازها نیاز باشد [۴]. امروزه استفاده از GNSS برای موقعیت‌یابی در هوانوردی در حال افزایش است. ناوبری منطقه وسیع (RNAV)، که از امواج رادیویی از جمله GNSS استفاده می‌کند، مسیرهای هوایی کوتاه‌تری را نسبت به مسیرهای تعیین شده توسط روش‌های ناوبری قبلی امکان‌پذیر می‌کند. بنابراین نصب RNAV در حال ترویج و استفاده از آن در حال گسترش است که البته پدیده‌های خورشیدی تاثیر زیادی بر آن و در نتیجه هوانوردی خواهد داشت. موقعیت‌یابی کد هم به عنوان یکی از انواع موقعیت‌یابی تک فرکانس با استفاده از یک شبکه برد^۱، در ناوبری هوانوردی استفاده می‌شود. از طرفی تأثیر تأخیر یونوسفر در موقعیت‌یابی تک فرکانس زیاد است. اختلالات یونوسفر مانند توفان‌های مثبت یونوسفر و حباب‌های پلاسمای باعث افزایش خطاهای محدوده‌یابی و کاهش دقت موقعیت‌یابی، در این دستگاه می‌شود [۴].

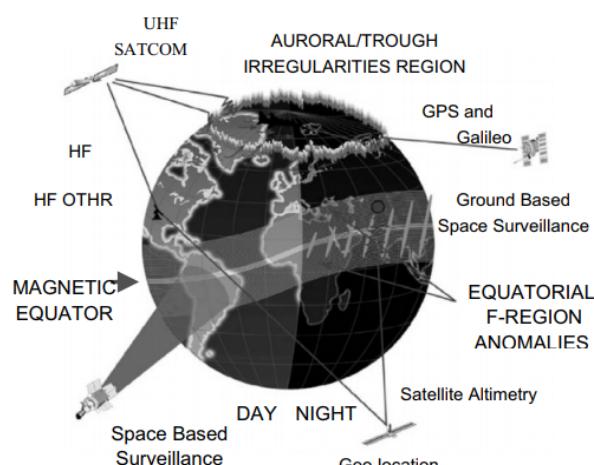
هنگامی که پرتوهای کیهانی کهکشانی (GCRs) یا SEPهای پر انرژی به جو برخورد می‌کنند، با تولید ذرات ثانویه مختلف مانند نوترون‌ها، یک بارش هوا^۱ ایجاد می‌کنند. خدمه هواپیما و مسافران به دلیل این ذرات ثانویه در معرض دوز تشعشع افزایش یافته قرار می‌گیرند. نرخ دوز GCR به پتانسیل مدولاسیون خورشیدی بستگی دارد و به تدریج با یک دوره تقریباً ۱۱ ساله تغییر می‌کند. در مقابل، نرخ دوز SEP به طور ناگهانی هنگامی که یک رویداد بزرگ ذرات خورشیدی رخ می‌دهد افزایش می‌یابد و SEPs مم تواند یک خط بالقه را، خدمه هم‌اسما و مسافران، یاشد [۴].

۳-۸ - ماهواره و ناویجی

صنعت ماهواره بسیار متنوع است و به مهندسان و اپراتورهایی نیاز دارد که در ارتباط با مدارهای مختلف زمین فعالیت کرده و بر

جدول ۳: اختلالات یونوسفر موثر بر سیستم های رادیویی HF

| اختلالات یونوسفر | | | | | | |
|--|---|--|--|---------------|------------------------------------|--|
| | | | تقریب فرکانس و قوع | | | |
| علت احتمالی | اثرات انتشار | زمان و مدت | حداکثر خورشیدی | حداقل خورشیدی | اختلال | |
| افزایش شار اشعه ایکس EUV و شراره‌های خورشیدی | در نیم کره نور خورشید، جذب قوی لایه D (محو شدن موج کوتاه)، انعکاس VLF غیرعادی، اثرات F ناچیه | همه اثرات تقریباً به طور همزمان شروع می‌شود. مدت زمان - ۱۱۲ ساعت | /۲ هفته | /۲ سال | (الف) اختلال ناگهانی یونوسفر (SID) | |
| پروتون‌های خورشیدی ۱ تا ۱۰۰ مگا ولت | جذب شدید امواج رادیویی در مناطق قطبی مغناطیسی، انعکاس VLF غیرعادی | چند ساعت پس از شعله ور شدن شروع می‌شود. یک تا چند روز | /۱ ماه | * | (ب) جذب کلاهک قطبی (PCA) | |
| برهم‌کنش پلاسمای کم انرژی خورشیدی با میدان مغناطیسی زمین، باعث بارش الکترون‌های پرانرژی، اثرات شفق، گرمایش و تولید TID می‌شود. | اثرات ناچیه F، افزایش fOF2 در طول روز اول، سپس کاهش fOF2، با تغییرات MUFI مربوطه در | ممکن است برای روزها با تغییرات روزانه قوی ادامه یابد. | /۲۶ سال | /۲۲ سال | (ج) توفان مغناطیسی | |
| بارش الکترون‌هایی با انرژی چند ده keV در یک بیضی شکل، ناچیه استوای کلاهک قطبی | افزایش جذب در امتداد بیضی شرق در مناطق صد تا هزار کلومتری، اسپوراتیک K MUFI ممکن است را افزایش دهد. | پدیده‌های پیچیده‌ای که از ساعت‌ها تا روزها طول می‌کشد. | اساساً همه جا حاضر است. | | (د) جذب شفق (AA) | |
| امواج جوی | تغییرات fOF2 با تغییرات مانتناظر MUFI بعضی دوره‌ای | معمولآً دوره‌ها از ده‌ها تا ساعت است. | اساساً همه جا وجود دارد و مقیاس‌های بزرگتر در طول توفان‌های مغناطیسی افزایش می‌یابد. | | (ه) اختلال سفر (جابجایی) (TID) | |



2 Air-shower

¹ Pseudo-range

برنامه دائمی). SEEها به عنوان رویدادهای پروتون خورشیدی، نوترون‌ها را در ارتفاعات پایین ایجاد می‌کنند و می‌توانند مستقیماً در ارتفاعات بالاتر تعامل داشته باشند، به ویژه برای پرتابهای GTO^۹ و بین سیاره‌ای با لانچر Ariane ۷ [۱۲].

یک دلیل فرسودگی سلول‌های خورشیدی همان‌طور که در ماهواره GOES^{۱۰} در طی توفان بزرگ ماه مارس ۱۹۹۱ نیز مشاهده شد، به دلیل جابه‌جایی اتم‌ها^{۱۱} در داخل سلول بود که ناشی از اثر ذرات با انرژی بالا است. با توجه به پوشش شیشه‌ای که روی سلول قرار دارد، ذرات باید انرژی کافی برای عبور از این پوشش را داشته باشند (اما نه آنقدر زیاد که از کل سلول عبور کنند)، بخشی از انرژی خود را در آن باقی بگذارند و باعث آسیب دائمی می‌شوند. جابه‌جایی اتم همچنین می‌تواند توسط ذرات کم انرژی در نزدیکی سطح سلول‌های خورشیدی ایجاد شود که اثرش آنی است. آشفتگی‌های رویداد منفرد در طول پرتاب Ariane بدون هیچ‌گونه رویداد ذرات پرانرژی خورشیدی در حال انجام، ثبت شد. تعداد SEUها^{۱۲} می‌تواند در طول چنین رویدادی افزایش یابد. با این وجود، افزونگی رایانه‌های روی این لانچر، خطای مهلك را دور از انتظار می‌سازد [۱۲]. به طور نمونه در ژانویه ۱۹۹۴ نیز دو ماهواره مخابرایی کانادا دچار اختلال شد که بازیابی آن ۶ ماه طول کشید [۲۲].

عموماً اثرات فیزیکی که باعث نگرانی می‌شود شامل دوز تجمعی^{۱۳}، ناهنجاری‌ها (آنومالی‌ها)^{۱۴}، اختلالات پیوند^{۱۵}، از دست دادن ارتفاع^{۱۶} و از دست دادن جهت‌گیری^{۱۷} است. ساخت ماهواره‌های مخابرایی برای کار در مدار زمین ثابت (GEO) و GNSS برای کار در مدار متوسط زمین (MEO) که در آن محیط تشعشع بسیار شدید است؛ مستلزم فراهم نمودن تدبیر و بسترهای حفاظتی خاصی در طراحی است تا کارکرد مناسب ماهواره‌ها در برابر دوزهای تجمعی تابشی زیاد^{۱۸} و رفتارهای ناهنجاری^{۱۹} ماهواره که می‌تواند ناشی از شارژ سطحی و عمیق دی‌الکتریک باشد.

¹⁰ NOAA meteorological satellite series

¹¹ Atom displacements

¹² Single event upsets

¹³ Cumulative dosage

¹⁴ Anomalies

¹⁵ Link disruptions

¹⁶ Loss of altitude

¹⁷ Loss of orientation

¹⁸ High cumulative radiation dosages

¹⁹ Anomalous

طیفی از چالش‌های زیست محیطی غلبه کنند تا انواع مختلف خدمات ماهواره‌ای را ارائه دهند (مانند ارتباطات، سنجشی، رصد زمین و غیره) [۵] و [۲۰].

بسیاری از اجزای فضای می‌توانند بر ماهواره‌ها و راکتها تأثیر بگذارند. تاثیر اقلیم فضای اساساً به انرژی اجزا بستگی دارد. اجزای کم انرژی در تعامل با سطوح ماهواره‌ها (پوشش‌های حرارتی، سلول‌های خورشیدی، آتن‌ها) عبارتند از فوتون‌ها (از UV تا رادیو)، باد خورشیدی، جو و اتم‌ها و مولکول‌های مختلف آن، یونوسفر، پلاسمای مگنتوسفر، گرد و غبار سبک، ریزشهاب‌ها و ریزگردها. این تعامل به موقعیت ماهواره/پرتاب‌گر در فضای بستگی دارد. ماهواره‌ها و پرتاب‌گرها در ارتفاع پایین تحت تأثیر همه این اجزا (به جز باد خورشیدی) قرار می‌گیرند، در حالی که مأموریت بین سیاره‌ای می‌تواند با شهاب سنگ‌ها، فوتون‌ها، باد خورشیدی، پرتوهای کهنه‌ای کهکشانی و خورشیدی و مگنتوسفرهای مختلف تعامل داشته باشد. با افزایش انرژی، ذرات و فوتون‌ها می‌توانند در بدنه ماهواره نفوذ کنند. همچنین این اجزا با فضانوردان، به ویژه در طول فعالیت‌های اضافی (EVA) تعامل دارند [۱۲].

یون‌های پر انرژی همچنین می‌توانند سبب ایجاد یک رویداد منفرد (SEEs) در تجهیزات الکترونیک شوند (خطاهای سختافزاری منفرد^۲، آشفتگی‌های یک رویداد^۳، لج‌آپ‌ها^۴، فرسودگی^۵، تحريك گیت^۶ و قطع دی الکتریک^۷). این اثرات معمولاً ناشی از یون‌های سنگین است، اما ذرات سبک مانند پروتون‌ها یا نوترون‌ها می‌توانند از طریق واکنش‌های هسته‌ای با سیلیکون در داخل تجهیزات الکترونیک، اثراتی مانند یون‌های سنگین را ایجاد کنند (در آینده، به دلیل کوچکسازی فزاینده، پروتون‌ها ممکن است بتوانند مستقیماً القا کنند) [۲۱]. اثرات SEE از آنجایی که پراکنده هستند، نگرانی عمدہ‌ای برای اقلیم فضای دارند. برخی از آنها دائمی هستند، یا به طور مستقیم (مثلًا لج‌آپ، فرسودگی کاری) یا غیرمستقیم (مثلًا تغییرات در حافظه

¹ Extra vehicular activities

² Single hard errors

³ Single event upsets

⁴ Latchups

⁵ Burnouts

⁶ Gate

⁷ Dielectric ruptures

⁸ Nuclear reactions

⁹ Geostationary transfer orbit

متفاوت اقلیم فضا بر روی ماهواره‌ها ابراز کردند که در جدول ۴ آورده شده است [۳].

جدول ۴: اثرات فیزیکی مختلف اقلیم فضا بر ماهواره‌ها [۳].

| نکاتی از ذینفعان مورد تحقیق | تعریف | اثر فیزیکی |
|---|--|--------------------|
| * سیار وابسته به مخصوصات ماموریت، استانداردها برای LEO‌ها راحت و برای GEO‌ها بالاترین است. | مقدار کل تشعاعات یونیزه کننده یا غیریونیزه کننده که یک ماهواره در طول عمر خود در معرض آن قرار می‌گیرد. | دوز تجمیعی |
| * فیزیکی یک فرآیند طبیعی و پذیرفته شده در صفت است که باعث سایش آسمه و پیوسته می‌شود. به طور مخالفه کارانه با مهندسی و طراحی به حساب می‌آید. | | |
| * مهندسی پیش از حد (جاشیه ۲x-۳ معمولی است) پرهیزنه است اما کمتر از تاوش برای طراحی کامل یک ماهواره (غم) بر مادربرت بزنایری شده به پایان مررسد. باز دست دادن روزگاران از هزینه دارد. | | |
| * تجربه نشان می‌دهد که حداقل خورشیدی ممکن است برای ماهواره‌ها آسیب پیش‌تری داشته باشد، زیرا فعالیت خورشیدی قوی از آنها در برابر یون‌های سیگنین واقعاً آسیب‌بران در پرتوایونی کهایانی محافظت می‌کند. | | |
| * افزایش استفاده از فناوری‌های تجارتی خارج از دسترس با مشخصات دوز تجمیعی کمتر در حال حاضر نشان‌های مهندسی برای خدمات ماهواره‌ای تأثیر پذیراند و می‌توانند مربوط کنند. اختلال در سیستم‌های حمل و نقل، به ویژه از طریق تأثیر بر سامانه‌های ناوبری و کنترل دارد. کسب و کارها باید از اتکا به ناوبری ماهواره‌ای به عنوان تنها منبع داده‌های موقعیت خودداری کنند. خطر اصلی در این زمینه، احتمال از دست دادن سیگنال ناوبری ماهواره‌ای به طور کامل است [۱۷]. | | |
| * طبق وسیعی از نقص‌ها امکان‌پذیر است و نیاز به افزایش حجم کاری برای اپراتورها برای مهندسی و بازیابی عملیات نامی دارد. ناچاری‌ها به ندرت به اندازه‌ای شدید هستند که برای خدمات ماهواره‌ای تأثیر پذیراند و می‌توانند مربوط به اقلیم فضا نباشند. | هر گونه نقص در فرatar عادی و پیش‌بینی شده یک ماهواره یا زیرسیستم ماهواره‌ای (مانند برق، وضعیت، پایداری، چهت‌گیری) که به راحتی قابل توضیح نیست. | ناهنجاری‌ها |
| * بخش بزرگی از ناچاری‌ها تکرار می‌شوند، موارد جدید به منابع پیش‌تری نیاز دارند و حل آنها می‌تواند هزینه‌های افزایش قابل توجهی را به همراه داشته باشد. | | |
| * برجسته از طرح‌ها مستبنت به سایرین حساستر هستند و حل ناچاری‌ها مستلزم روش‌های احتمالی است که هزینه‌های عملیاتی دارند. | | |
| * تنها ناچاری‌هایی که توانایی ماهواره را کاهش می‌دهند، نگرانی اصلی هستند. | | |
| * از این فناوری استفاده از ماهواره، معلمکرد آن و نحو تأثیر رویداد بر آن فناوری خاص (مانند چرخ‌های مومنتومی، ردیاب‌های ستاره‌ای و غیره) بستگی دارد. | | |
| * فلیپ اطمینان یک اتصال ماهواره‌ای خاص پیش‌تر به سبب دلایل مختلف غیراقلیم فضایی (مانند باران، آب و هوای کاهش می‌ابد). | هر گونه تخریب یا وقفه در انتشار یا دریافت سیگنال‌هایی که برای انتقال اطلاعات به یا از ماهواره از شود. | اختلالات اتصال |
| * احتمال و قوع بستگی به این دارد که از چه باندهای برای ارسال/ دریافت سیگنال‌ها استفاده می‌شود و این که چگونه قضا بر این باندهای تأثیر می‌کنند. | | |
| * ماهواره‌ها از فرکاسن‌های سیگنال مخففن برای تلفیقی (مسافت‌سنجی)، دیلای و کنترل (T&C) و برای ارائه خدمات استفاده می‌کنند. | | |
| * هزینه‌ها برای دستیابی به سطوح بالایی از قابلیت اطمینان به سرعت افزایش می‌باشد و بنابراین به ارزش خدمات برای کاربر نهایی و هم‌چنین بوجه آنها می‌رسنگی دارد. | | |
| * برای ماهواره‌های تجارتی که باید ۲۴/۷ سیگنال ارسال و دریافت کنند بنابراین هرگونه وقفه در سیگنال (حتی یک دقیقه) مشکل است. مان بول است و هزینه‌ها به صورت غیرخطی با مدت زمانی که یک مشکل سیگنال به طول می‌انجامد مقاس می‌شود. | | |
| * نگرانی بزرگی برای اپراتورهای ماهواره‌ای است زیرا می‌توانند مستقیماً بر درآمد تأثیر پذیرند. | | |
| * روند عادی که اقلیم فضا به سادگی می‌تواند تسریع کند. | کاهش سرعت ماهواره و به نوبه خود ارتفاع، به دلیل افزایش پسای اتمسفر. | از دست دادن ارتفاع |
| * از دست دادن ارتفاع به دلیل افزایش نیروی درگ فقط مربوط به ماهواره‌های LEO. تلفات کوچک (تفقیباً ۱۰-۱۰۰ m) (تفقیباً ۱۰) تها در صورت اجداد خطوط برخورد باعث عمل می‌شود، اما تلفات بزرگ (تفقیباً ۱-۱۰ km) ممکن است باعث تغییر موقعیت شود. روش‌دهایی که در آن تراستهای باید روش شوند، نگرانی خاصی دارند، زیرا سوخت را کاهش می‌دهند و سوخت در نهایت حدودیت کلیدی در طول عمر ماموریت است. | | |
| * با شلوغ شدن حریم فضایی، ممکن است او مسکل سازتر شود: یک پرخورد ناشی از اقلیم فضا می‌تواند باعث برخورد راهیان اشتاری شود (مثلاً سدرمن کسل). | | |

را حفظ کند [۵]. مهندسان و اپراتورهای LEO توضیح دادند که دارایی‌های آنها نسبتاً بیشتر توسط اتمسفر محافظت می‌شود، اما با این وجود نگران تشушعت، به خصوص در شرایط سخت تر که بیش تر از حد معمول به اتمسفر نفوذ می‌کند، هستند. هم‌چنین نگرانی در مورد رویداد شدید اقلیم فضایی و تعداد زیاد فضایپیماهای LEO که به طور بالقوه ممکن است به دلیل گرمای بیش از حد اتمسفر ارتفاع را از دست بدند امری قابل تامی است [۲۳]. یک برخورد تصادفی می‌تواند باعث برخورد راهی آبشاری شده (به عنوان مثال، سندروم کسلر) و به طور بالقوه بسیاری از خدمات اجتماعی حیاتی مانند پایش زمین و تصویربرداری را تحت الشعاع قرار می‌دهد [۳]. پیدیده‌های اقلیم فضا پتانسیل قابل توجهی برای اختلال در سیستم‌های حمل و نقل، به ویژه از طریق تأثیر بر سامانه‌های ناوبری و کنترل دارد. کسب و کارها باید از اتکا به ناوبری ماهواره‌ای به عنوان تنها منبع داده‌های موقعیت خودداری کنند. خطر اصلی در این زمینه، احتمال از دست دادن سیگنال ناوبری ماهواره‌ای به طور کامل است [۱۷].

کاربران موقعیت‌یابی جهانی مهواره در حال افزایش هستند؛ راکتها نظامی، وسایل هوانوردی، ماهواره‌ها، وسایل نقلیه اورژانسی، تعداد فزاینده‌ای از خودروها، کشتی‌ها و غیره از این جمله‌اند. فرکانس‌های مورد استفاده در محدوده یک گیگاهرتز هستند. یک اغتشاش مغناطیسی قوی که منجر به تغییرات در غلظت الکترونی در جو می‌شود، می‌تواند منجر به خطاهاست بین چند ده برابر متر تا یک کیلومتر در تعیین موقعیت شود. این خطاهای می‌تواند در برخی موارد عواقب غیرقابل صرف نظری برای ماموریت هواپیماها یا کشتی‌ها به همراه داشته باشد [۱۴] و [۲۴]. اقلیم فضا می‌تواند روی سیگنال‌های GNSS تداخل ایجاد کند و باعث ایجاد خطاهاست موقعیت‌یابی و از دست دادن قفل با اثرات بالقوه وابسته به استفاده مخصوص از اطلاعات منتشر شده موقعیت، ناوبری و زمان‌بندی با منظمه‌های ماهواره‌ای GNSS، (بطور مثال سیستم موقعیت‌یاب جهانی ایالات متحده GPS)، GLONASS (روسی) شود [۵] و [۲۵]. مهندسان و اپراتورهای ماهواره باید بر طیفی از چالش‌های محیطی غلبه کنند تا مأموریت‌های ماهواره‌ای در مدارهای مختلف بتوانند انواع مختلفی از خدمات ماهواره‌ای را ارائه دهند. بنابراین، ذی‌نفعان در سراسر صنعت سطوح مختلفی از اثرات فیزیکی را در مورد تأثیرات فیزیکی

برق، طراحان خطوط لوله و کاربران سیستم‌های ناوبری مبتنی بر ماهواره و غیره) و سلامت انسان، اثر می‌گذارند. در اروپا، مطالعات انجام گرفته توسط ESA و PwC³ تخمین زده که خدمات برنامه اقلیم فضای ESA می‌تواند در مقایسه با سناریوی «اقدام نکردن»، صرفه جویی ۲۶۵۶ میلیون یورویی داشته باشد. به علاوه در صورت عدم صرفه جویی می‌تواند ۱۳۱۳۵ میلیون یورو هزینه دربر داشته باشد. جدول ۶ جزئیات این تخمین هزینه را از سال ۲۰۱۶ تا ۲۰۳۲ نشان می‌دهد [۲۶].

جدول ۶: گزارش تخمین هزینه ESA از سال ۲۰۱۶ تا ۲۰۳۲

| هزینه/سود | ستاربوی عدم اقدام | عمل به ستاربوی | ارزش افزوده خدمات ESA |
|--|-------------------|----------------|-----------------------|
| هزایانه کاربر | | | |
| عملیات ماهواره‌ای | -€۲۸۷ م | -€۲۶۷ م | €۴۶ م |
| عملیات پرتاب | -€ ۰.۱ م | -€ ۰.۱ م | € ۰.۱۲ م |
| بهره‌برداری از منابع | -€۳۲۷ م | -€۳۲۵ م | € ۱۹۲ م |
| عملیات شبکه برق | -€۵۷۱ م | -€۵۴۶ م | € ۱۲۲۵ م |
| هوانوردی | -€۳۲۱۲ م | -€۳۰۶۶ م | € ۲۴۶ م |
| لجه‌شک ^۱ / حمل و نقل جاده‌ای | -€۳۴۴۲ م | -€۸۸۸ م | € ۵۴۴ م |
| هزایی سرمایه‌گذاری | | | |
| تاثیر تولید ناخالص داخلی (GDP) | - | € ۹۵۲ م | € ۵۲ م |
| مزایای کل | -€۱۳۱۳۵ م | -€۹۵۰ م | € ۲۱۸۵ م |
| هزینه‌های برنامه | - | -€۵۲۹ م | -€ ۸۲۹ م |
| مجموع مزایای خالص | -€۱۳۱۳۵ م | -€۰۴۷۹ م | € ۲۶۵۶ م |
| نسبت سود/هزینه | ۶ | | |

۱-۹-۳- تخمین هزینه برق

در سال ۲۰۱۶ تخمین زده شد که هزینه مقاوم کردن^۵ شبکه برق ایالات متحده در برای تأثیرات احتمالی اقلیم فضایی ممکن است ۵۰ میلیون تا ۱ میلیارد دلار باشد. همچنین، طیف گسترده‌ای از هزینه‌هایی را که می‌تواند با مقاوم شدن ترانسفورماتورهای آس ییب‌پذیر مرتبط باشد، برآورد شد. کم

۳-۹- تخمین هزینه

رویدادهای شدید اقلیم فضایی می‌تواند تعداد زیادی از سیستم‌های فناوری مدرن را در بخش‌های مختلف صنعت مختلف کند. هزینه‌های اجتماعی- اقتصادی آن‌ها اگر به طور موثر پیش‌بینی نشده و کاهش نیابد، بسیار زیاد خواهد بود. پیش‌بینی پدیده‌ها و برآورد خسارات، اهمیت زیادی در ارائه خدمات برای پیش‌گیری یا جبران‌سازی اثر رویداد اقلیم فضایی قبل از وقوع یا بعد از آن در یک رویداد بزرگ دارد.

به دلیل اهمیت خسارات وارد شده توسط رویدادهای اقلیم فضایی، تحقیقات متعددی در زمینه برآورد هزینه خسارات انجام شده است. برای مثال آژانس فضایی اروپا (ESA)^۱ با توجه به شرایط اقتصادی سال ۲۰۱۶ در طی گزارشی تخمین هزینه‌ای ارائه داد. در این گزارش، یک رویداد اقلیم فضایی شدید (شامل خاموشی رادیویی، توفان رئومغناطیسی و توفان تشعشع خورشیدی) فرض شده که می‌تواند ۱۴.۹۷۱ میلیون یورو در تعدادی از صنعت‌ها هزینه داشته باشد. جدول ۵ جزئیات این تخمین را از سال ۲۰۱۶ تا ۲۰۳۲ ارائه می‌کند [۲۶].

جدول ۵: آماری که به عنوان NPV^۲ در دوره ۲۰۳۲-۲۰۱۶ گزارش شده است

| دامنه | ۲۰۱۶ (۱ سال) | ۲۰۲۴ (۹ سال) | ۲۰۲۳ (۱۷ سال) |
|----------------------|---------------|---------------|---------------|
| طرافقایی و عملیات | M ۹۱۲۹/- € | M ۱۱۲۳/۲ - € | M ۱۳۸۹/۴ - € |
| عملیات پرتاب | M ۰/۰۰۸ - € | M ۰/۰۳۷ - € | M ۰/۰۵۱ - € |
| هوانوردی | M ۶۶۳۵/۶ - € | M ۱۱۱۳۹/۸ - € | M ۱۸۷۰/۱۵ - € |
| بهره‌برداری از منابع | M ۱۹۷/۵ - € | M ۲۲۴/۹ - € | M ۲۷۹/۵ - € |
| اپراتورهای سیستم برق | M ۵۶۳۰/۵ - € | M ۶۳۶۴ - € | M ۷۱۹۵/۲ - € |
| حمل و نقل جاده‌ای | M ۱۵۹۵/۴ - € | M ۱۷۸۳ - € | M ۱۹۹۲/۸ - € |
| کل | M ۱۴۹۷۱/۹ - € | M ۲۰۶۴۴/۹ - € | M ۲۹۵۵۸/۴ - € |

اکثر مخاطراتی که بر اساس تأثیرات مستقیم و غیرمستقیم اجتماعی- اقتصادی ناشی از رویدادهای اقلیم فضایی ایجاد می‌شوند، عمدها بر زیرساخت‌های تکنولوژیکی (مانند خطوط هوایی تجاری، صنعت ماهواره، عملیات حفاری و نقشه‌برداری، اپراتورهای شبکه

⁴ Logistics⁵ Hardening¹ European Space Agency² Net Present Value³ PricewaterhouseCoopers

دلار تا ۳ میلیارد دلار) و اگر رویداد به جای آن بر جنوب شرق تأثیر بگذارد (حدود ۷ میلیارد دلار تا ۲۰ میلیارد دلار) بیشترین هزینه را دارد.

جدول ۸: حد بالا برای هزینه بالقوه قطعی برق ۹ ساعته که در تمام بازارهای برق وجود دارد

| هزینه قطعی ۹ ساعته | پیک تقاضا (MW) | بازار برق |
|--------------------|----------------|-------------------------|
| b ۲-۵~\$ | ۵۰۰۰ | California (CAISO) |
| b ۶-۱۰~\$ | ۱۲۷۱۲۵ | Midcontinent ISO (MISO) |
| b ۱-۳~\$ | ۲۸۱۳۰ | New England (ISO-NE) |
| b ۱-۳~\$ | ۳۳۹۵۶ | New York (NYISO) |
| b ۳-۶~\$ | ۶۹۶۲۱ | Northwest |
| b ۸-۱۰~\$ | ۱۶۵۴۹۲ | PJM |
| b ۸-۲۰~\$ | ۱۷۰۰۰ | Southeast |
| b ۲-۴~\$ | ۴۲۰۰۰ | Southwest |
| b ۲-۴~\$ | ۴۵۲۷۹ | SPP |
| b ۳-۶~\$ | ۶۹۶۲۱ | Texas |

۳-۹-۲- تخمین هزینه هوانوردی

یک رویداد اقلیم فضای شدید ممکن است برای اپراتورهای هواپیمایی حدود ۱ تا ۳۰ میلیون دلار هزینه داشته باشد. یک رویداد اقلیم فضایی متوسط نیز ممکن است برای اپراتورهای هواپیمایی ایالات متحده حدود ۴۰۰۰۰ تا ۵ میلیون دلار هزینه داشته باشد. این تخمین فقط بر شرکت‌های هواپیمایی که در مسیرهای قطبی پرواز می‌کنند تأثیر می‌گذارد. هنگامی که مرکز پیش‌بینی اقلیم فضایی NOAA یک توفان S3 یا شدیدتر را پیش‌بینی می‌کند، همه اپراتورهای هواپیمایی مسیر پروازهای قطبی برنامه‌ریزی شده را به عرض‌های جغرافیایی پایین‌تر تغییر می‌دهند. برآورد هزینه‌ای که انجام شده شامل ترکیب اطلاعات در مورد هزینه‌های مسیریابی مجدد قطبی، تعداد پروازهای تغییر مسیر یافته و درصد پروازهای قطبی انجام شده توسط شرکت‌های هواپیمایی ایالات متحده است. برای کاهش خسارات ناشی از رویدادهای اقلیم فضایی، هزینه‌های مرتبط با مسیریابی مجدد قطبی حدود ۵ هزار تا صدهزار دلار در هر پرواز است. فواصل طولانی‌تر بین مقاصد، مصرف سوخت، زمان سفر را افزایش می‌دهد و اغلب به توقفهای اضافی به اضافه هزینه فرود برای سوخت‌گیری و تغییر خدمه نیاز دارد. این تخمین هزینه با صرفه‌جویی در هزینه‌های گزارش شده در پروازهای قطبی آورده شده در جدول ۹ مطابقت دارد. این جدول شامل نمونه کوچکی از تمام

هزینه‌ترین گزینه معمولًاً نصب دستگاه‌های مسدود کننده GIC است که می‌تواند حداقل ۵۰۰۰۰۰ دلار برای هر ترانسفورماتور EHV^۱ هزینه داشته باشد. اگر این اقدام مهندسی در تمام ترانسفورماتورهای آسیب‌پذیر اجرا شود، کل هزینه‌ها ۵۰ میلیون دلار تا ۱۰۰ میلیون دلار می‌شود. گران‌ترین گزینه، جایگزینی ترانسفورماتورهای آسیب‌پذیر است. اگر همه ترانسفورماتورهای آسیب‌پذیر جایگزین شوند، هزینه‌های صنعت حدود ۵۰۰ میلیون دلار تا ۱ میلیارد دلار خواهد بود (جدول ۷). تخمین هزینه نهایی برای سرمایه‌گذاری حفاظتی حدود ۵۰ میلیون دلار و ۱ میلیارد دلار است. اگر یک رویداد اقلیم فضایی باعث قطع برق شود، هزینه‌های مصرف کنندگان برق ایالات متحده برآورده شده است که امکان دارد برای یک رویداد متوسط حدود ۴۰۰ تا ۱۰ میلیارد دلار و برای یک رویداد شدیدتر حدود ۱ تا ۲۰ میلیارد دلار باشد .[۳]

جدول ۷: برآوردهزینه بالقوه استاندارد "NERC TPL-007-1" برای مقاوم کردن سیستم انتقال ولتاژ فوق العاده بالا (EHV) ایالات متحده در برابر اقلیم فضا

| تخمین هزینه | تعداد (%) | تعداد | هزینه نصب | هزینه F.O.B ^۲ | نوع ترانسفورماتور |
|--|--------------------------------------|------------------|-----------|--------------------------|-------------------|
| گزینه هزینه بالا (جایگزینی) کمبینین هزینه مسدود کردن) | ممکن است نیاز به مقام شدن داشته باشد | ۱۷۰۰~ | ۵۷~\$ m | m۴/۵~\$ | نک فاز |
| b ۰/۵-۱۳~\$ | ۵۰-۹۰~\$ m | ۱۰۲-۱۷۰~ (٪۱۰-۶) | | | سه فاز |
| m۳۰-۱۰~\$ | m۳۰-۸~\$ | ۳-۱۵~ (٪۵ تا ۱۰) | ۳۰~ | m۹/۶~\$ m۷/۵~\$ | |
| b ۰/۵-۱۳~\$ | -۱۰۰~\$ m۵۰ | ۱۰۵-۱۸۵~ | ۴۰۰~ | | کل |

تخمین زده می‌شود که قطعی ناشی از رویدادهای اقلیم فضا ممکن است حداقل ۹ ساعت طول بکشد. مدت زمان این وقفه سرویس مناسب با دیگر نمونه‌های قطعی‌ها است که مناطق وسیعی را تحت تاثیر قرار داده (مانند قطعی هیدرو-کبک در سال ۱۹۸۹، قطعی غرب آمریکای شمالی در سال ۱۹۹۶ و قطعی شمال شرق در سال ۲۰۰۳) اما آسیب زیرساختی قابل توجهی دربر نداشته است. اگرچه دو مورد آخر از این خاموشی‌ها به دلیل رویدادهای اقلیم فضا نبودند، اما در نظر گرفتن آنها به عنوان رویدادهای مشابه مناسب است زیرا آنها به تلاش‌ها و روش‌های بلوزیابی مشابهی نیاز دارند و بنابراین مدت زمان خاموشی مشابهی دارند (جدول ۸). برای مثال اگر رویداد شدیدی بر نیوانگلند تأثیر بگذارد، هزینه‌های تخمینی کمتر است (حدود ۱ میلیارد

^۲ Factory on Board

^۱ Extra-High Voltage(e.g. 765-345 kV)

جدول ۱۰: بروآوردهزینه سرمایه‌گذاری‌های محافظتی انجام شده توسط صنعت
جهانی ماهواره در سال ۲۰۱۶ [۳]

| تخمین هزینه سرمایه‌گذاری‌های محافظتی ۲۰۱۶ | آیالات متعدد | در سطح جهانی | مهندسی تکرارشونده (NRE) | مهندسي غير تكرارشونده (RE) | درآمد تولید جهانی | نوع ماموریت |
|--|-----------------|--------------|-------------------------------|----------------------------------|----------------------|-------------------------------|
| ۶۰۰۰۰~\$ m | | • | | | b6/۱~\$ | نظارت نظامی |
| m1۰۰۰~\$ | | | • | | b2/۲~\$ | ارتباطات تجاري |
| m8۰۰~\$ | | • | | | b0/۸۳~\$ | ارتباطات غیرنظمی/ نظایي |
| m8۰۰~\$ | | | • | | b1/۷~\$ | نظارت زمین |
| m8۰۰~\$ | | | • | | b1/۷~\$ | ناوبری (GNSS) |
| m7۰۰~\$ | | • | | | b0/۷۰~\$ | علمی |
| m6۰۰~\$ | | • | | | b0/۵۶~\$ | هوانتسانی |
| m1۴~\$ | | • | | | b0/۱۴~\$ | تحقيق و توسعة |
| -۴۰~\$ m۷۰۰ | | b1۰۰/۶~\$ | | | b1۲۹~\$ | کل |

رویداد اقلیم فضایی در هر دو حالت متوسط و شدید شامل خسارت دارایی‌های ماهواره می‌شود. با هزینه‌های صنعت ماهواره‌ای آیالات متعدد این خسارات به ترتیب حدود ۲۰۰ میلیون دلار تا ۲ میلیارد دلار و حدود ۲ میلیارد دلار تا ۸۰ میلیارد دلار تخمین زده می‌شود. همچنین تخمین ۴ زده می‌شود که یک رویداد متوسط ممکن است برای کاربران GNSS ۸ میلیون دلار هزینه داشته باشد، در حالی که یک رویداد شدیدتر ممکن است حدود ۱۰۰ تا ۶۰۰ میلیون دلار هزینه دربر داشته باشد. هزینه‌ها بسته به مشخصات ماموریت، سازنده و مشتری بسیار متفاوت است. تخمینی از این هزینه‌ها در جدول ۱۱ آورده شده است [۳]. طبق برنامه ESA، از دست دادن GPS در صورت عدم اقدامات مناسب، خسارت ۳۴۳۲ میلیون یورو ایجاد می‌کند. اگر طبق برنامه ESA اقدامات انجام گیرد این خسارات به ۲۸۸۸ میلیون یورو کاهش می‌یابد که ۵۴۴ میلیون یورو مزیت بیشتری نسبت به عدم اقدام حاصل می‌شود [۲۷].

همچنین با توجه به تخمین هزینه ایالات متعدد آمریکا در این زمینه در جدول ۱۲، ۹ نوع مختلف از برنامه‌های کاربردی GNSS با تمرکز در بازارهای انبوه آنها ترسیم شده است. محدوده وسیعی در قیمت و کیفیت گیرنده GNSS، از تقریباً ۱۰ دلار تا بیش از تقریباً ۱۰۰,۰۰۰ دلار برای هر گیرنده گزارش شده است. منافع اقتصادی فناوری‌های

مسیرهای قطبی است که توسط خطوط هوایی مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرد.

جدول ۹: صرفه‌جویی در زمان و هزینه مسیرهای قطبی بین دو شهر نمونه

| دو شهر | صرفه‌جویی در هزینه (دلار کانادا) | صرفه‌جویی در هزینه (دلار آمریکا) | صرفه‌جویی در زمان |
|--------------------|--|--|----------------------|
| آتلانتا تا سئول | ۴۴۰۰\$ | ۴۱۰۰\$ | ۱۲۴ دقیقه |
| بوستون تا هنگ‌کنگ | ۳۳۰۰\$ | ۳۱۰۰\$ | ۱۳۸ دقیقه |
| لس‌آنجلس تا پانکوک | ۳۳۰۰\$ | ۳۱۰۰\$ | ۱۴۲ دقیقه |
| تیپیورک تا سنگاپور | ۴۴۰۰\$ | ۴۱۰۰\$ | ۲۰۹ دقیقه |

علاوه بر تحميل هزینه‌های مالی بر صنعت هوایی، رویدادهای اقلیم فضای ممکن است از لحظه وقفه سرویس‌های پروازی بر کاربران خطوط هوایی با هزینه‌های تخمینی حدود ۵۰۰ هزار تا ۵ میلیون دلار و ۶ میلیون تا ۲۰۰ میلیون دلار برای توفان‌های مفروض متوسط و شدید تأثیر بگذارد [۳].

۳-۹-۳- تخمین هزینه ماهواره و ناوبری

به علاوه تخمین زده شد که ساخت ماهواره‌هایی که قادر به مقاومت در برابر اثرات اقلیم فضای هستند ممکن است حدود ۴۰۰ تا ۷۰۰ میلیون دلار برای تولیدات آیالات متعدد هزینه‌بر باشد (جدول ۱۰). تعیین کمیت این که چه درصدی از هزینه ساخت ماهواره ممکن است به طور خاص به اقلیم فضای نسبت داده شود، امر دشواری است ولی برآوردهای ارائه شده کلی چیزی مابین ۱۰٪ تا ۱۰٪ از هزینه‌های ساخت‌یک ماهواره را تقریب می‌زنند. محدوده پایین تر برآورد (حدود ۱-۰.۵٪) مربوط به ماهواره‌هایی با مهندسی تکرارشونده (RE) می‌شود، در حالی که محدوده بالاتر (حدود ۶-۱۰٪) برای ماهواره‌هایی با مهندسی غیر تکرارشونده (NRE) اعمال می‌شود. به عنوان یک نمونه، هزینه مربوط به ساخت ماهواره با کاربرد نظارت نظامی، ۶/۱ میلیارد دلار در سال ۲۰۱۶ بود. از آنجایی که این ماهواره‌ها معمولاً مستلزم NRE هستند، این گونه می‌توان برآورد کرد که سرمایه‌گذاری محافظتی ۶ تا ۱۰ درصد کل هزینه با رقمی مابین ۴۰۰ تا ۶۰۰ میلیون دلار، در این زمینه تخصیص داده شده است [۲].

^۲ Non-recurring engineering

^۱ Recurring engineering

در جدول ۱۳ می‌توان پیش‌بینی هزینه قطعی سیستم GNSS را مشاهده کرد.

جدول ۱۳: پیش‌بینی هزینه قطعی سیستم GNSS در سناریوی رویداد

شید (۱- ۳ روز) [۲]

| هزینه‌های تخمین زده شده | | حدوده مزایا (میلاردها)/ سال | % از کاربرد با خاموشی | نیازهای کفی | بازار گیرنده | کاربرد GNSS |
|-------------------------|--------------|-----------------------------|-----------------------|-------------|---|-------------------------------|
| در بازار | در کاربرد | | | | | |
| -۲۰\$ m۲۰۰ | ۲۰۰-۲۵\$ m | ۱۸/۹-۷۲\$ | %۱۰۰ | کم | بازار آبیوه | خدمات مبتنی بر مکان صرف کننده |
| -۸\$ m۵۰۰ | ۰/۴۰-۰/۷\$ m | ۰/۰-۰/۲۵\$ ۰/۰۵- | %۱۰۰ | متوسط | دقت بالا، زمان‌بندی و راه حل های مدیریت دارایی دقیق | زمان‌سنجی |
| | ۱۰۰-۳\$ m | ۱۷/۷-۱\$ | | | | کشاورزی |
| | ۱۰۰-۳\$ m | ۱۳/۴-۹/۸\$ | | | | نقشه‌برداری |
| | ۰/۶۰-۰\$ | ۷/۷-۲/۲\$ | | | | ساخت و ساز |
| | ۱۰۰-۳\$ m | ۱۶/۳-۷/۶\$ | | | | تلناتیک وسایل نقلیه و ناوگان |
| -۰/۰\$ m/۰\$ | ۰/۲۰-۰/۰\$ m | ۰/۰-۱۰\$ ۰/۰۶ | %۱۰ | بالا | راه حل های مهم، مسئولیت حمل و نقل و اینشتی | حمل و نقل دریایی |
| | ۰/۱۰-۰/۰\$ m | ۰/۰-۱۱\$ ۰/۱۶۸ | | | | حمل و نقل هوایی |
| | -۰۰۰\$ ۸۰۰\$ | -۰/۰۱\$ ۰/۱۰ | | | | حمل و نقل ریلی |
| m۶۰۰-۱۰۰-\$ | | کل | | | | |

علاوه بر تخمین هزینه صنایع ذکر شده، یکی از موارد موثر سوسوزن^۱ است که می‌تواند به دلیل کاهش سیگنال GNSS، عملیات اکتشافی و ساخت و ساز را مجبور به توقف کند. خسارتهای که در صورت عدم اقدامات مناسب در مورد سوسوزن ایجاد می‌شود، ۳۳/۳ میلیون یورو است. اگر طبق برنامه ESA اقدامات انجام گیرد، این خسارات به نسبت به عدم اقدام حاصل می‌شود. همچنین، ۱٪ از ماموریت‌های اکتشافی ناموفق از دست رفته در زمان حداکثر خورشیدی به اقليم فضا نسبت داده می‌شود. خسارتهای که در صورت عدم اقدامات مناسب در ماموریت‌های اکتشافی ایجاد می‌شود، ۲۴۸ میلیون یورو است. اگر طبق برنامه ESA اقدامات انجام گیرد، این خسارات به ۱۰۲ میلیون یورو کاهش می‌یابد که ۱۴۶ میلیون یورو مزیت بیشتری نسبت به عدم اقدام حاصل می‌شود [۲۷].

فعال GNSS در این ۹ برنامه مختلف ممکن است در مجموع ۳۷/۱ تا ۷۴/۵ میلیارد دلار در سال باشد [۲].

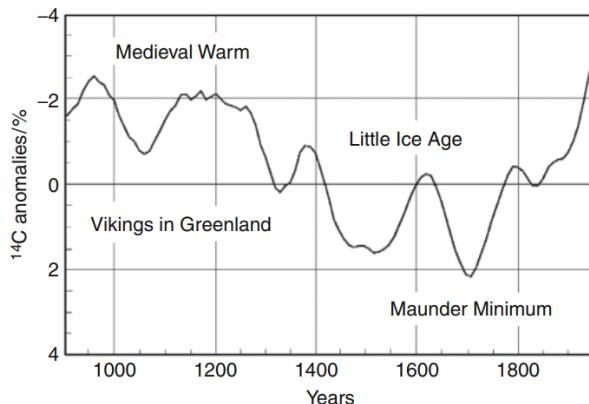
جدول ۱۱: هزینه‌های معمول انواع مختلف دارایی‌های ماهواره بر اساس ماموریت تغییر می‌کند [۲]

| نوع ماموریت | ارزش دارایی‌های معمول (به ازای هر ماهواره) | | |
|----------------------------|--|----------------------|--------------|
| | تخمین نهایی | پرتاب‌های از ۲۰۱۶ کل | درآمد تولیدی |
| نظارت زمین | m۳۰-\$ |)/۵۱(۶۴ | b۱/۷~\$ |
| ارتباطات تجاری | m۱۰-\$ |)/۱۶(۲۰ | b۲/۲~\$ |
| ناوبری (GNSS) | m۱۰-\$ |)/۱۰(۱۳ | b۱/۷~\$ |
| نظمی | m۵۰-\$ |)/۱۰(۱۳ | b۶/۱~\$ |
| تحقيق و توسعه | m۲-\$ |)/۶(۸ | b۰/۱۴~\$ |
| هواشناسی | m۱۰-\$ |)/۷(۴ | b۰/۱۶~\$ |
| علمی | m۲۰-\$ |)/۲(۴ | b۰/۲۰~\$ |
| ارتباطات غیر نظامی / نظامی | m۴۰-\$ |)/۲(۲ | b۰/۰۳~\$ |
| کل | ۲۰-۵۰-\$ m |)/۱۰(۱۲۶ | b۱۳/۹\$ |

جدول ۱۲: برآورد هزینه حوزه‌های کاربردی مختلف ناشی از قطعی یک ساعته سیستم GNSS در ایالات متحده [۲]

| هزینه‌های تخمین زده شده | حدوده مزایا (میلاردها)/ سال | محدوده مزایا (میلاردها)/ سال | % از کاربرد با خاموشی | نیازهای کفی | درآمد تولیدی | دقت | بازار گیرنده | کاربرد GNSS |
|-------------------------|-----------------------------|------------------------------|-----------------------|-------------|---|------|--------------|-------------------------------|
| در بازار | در کاربرد | | | | | | | |
| -۲\$ m۱ | m۲-۶\$ | ۷/۲-۱۸/۹\$ | %۱۰۰ | کم | کم | کم | بازار آبیوه | خدمات مبتنی بر مکان صرف کننده |
| -۷\$ m۱ | ۹۰-\$ -۲۰۰ | ۰/۰-۲۵-\$ ۰/۰۵- | %۱۰ | متوسط | دقت بالا، زمان‌بندی و راه حل های مدیریت دارایی دقیق | بالا | بالا | زمان‌سنجی |
| | ۰/۳-۰/۶\$ m | ۱۰-۱۷/۷\$ | | | | کم | بالا | کشاورزی |
| | ۰/۳-۰/۵\$ m | ۹/۸-۱۳/۴\$ | | | | کم | بالا | نقشه‌برداری |
| | ۰/۰-۰/۰\$ m | ۷/۲-۷/۷\$ | | | | کم | بالا | ساخت و ساز |
| | ۰/۳-۰/۶\$ m | ۷/۶-۱۶/۳\$ | | | | کم | بالا | تلناتیک وسایل نقلیه و ناوگان |
| \$ ۸... ۲... | \$ ۰-۰\$ | \$ ۳۶ | %۱ | بالا | دقت بالا، زمان‌بندی و راه حل های مدیریت دارایی دقیق | بالا | بالا | حمل و نقل دریایی |
| | -۴۰-\$ ۶۰-\$ | -۵۶۸ | | | | بالا | بالا | حمل و نقل هوایی |
| | ۳۰-۵۰-\$ | -۵... | | | | بالا | بالا | حمل و نقل ریلی |
| | m۷-۸-\$ | -۷۵ | | | | | | کل |

شارههای بزرگ خورشیدی، بارش الکترون‌ها و پروتون‌های پرانرژی از مغنتوسفر زمین در خلال اختلالات مغناطیسی و غیره.



شکل ۵: تغییر شدت CR در غلظت رادیو کربن در طول هزاره گذشته منعکس شده است. حداقل CR به دوره ۱۶۴۵-۱۷۱۵ می‌شود. اشاره دارد، زمانی که لکه‌های خورشیدی نادر بودند [۱۱]

رابطه آشکار مشاهده شده در عرض‌های جغرافیایی بالا و متوسط، با کاهش شدت CR کهکشانی (انرژی در محدوده MeV و GeV) با افزایش فعالیت خورشیدی و ژئومغناطیسی و با ظهور شارهای CR خورشیدی که جو را یونیزه می‌کنند، توضیح داده می‌شود. در نزدیکی خط استوا، در ناحیه ناهنجاری مغناطیسی برزیل^۲ (BMA)، بخش اصلی CR کهکشانی و خورشیدی توسط یک میدان ژئومغناطیسی محافظت می‌شود. این میدان در ارتفاع ۲۰۰ تا ۳۰۰ کیلومتری قرار دارد و شامل شارهای بزرگی از پروتون‌های پرانرژی و الکترون‌هایی است که در کمریند تابشی داخلی به دام افتاده‌اند. اختلالات مغناطیسی قابل توجه می‌تواند باعث بارش این ذرات و متعاقب آن یونیزه شدن جو شود. در منطقه BMA دو نوع همبستگی مشاهده شد: (۱) همبستگی در مقیاس زمانی کوتاه و طولانی بین شاخص فعالیت ژئومغناطیسی Kp و بارندگی در ایالت سائوپائولو^۳; (۲) همبستگی ناهمبستگی^۴ بارندگی‌ها با چرخه‌های ۱۱ و ۲۲ ساله فعالیت خورشیدی برای ۱۸۶۰-۱۹۹۰ در فورتالزا.^۵ شکل ۶، رابطه زمانی بین شاخص Kp و باران را در کامپیناس^۶ و در اباجارا^۷ در طی سال ۱۹۸۶ نشان می‌دهد. از شکل ۶ می‌توان مشاهده کرد که با تاخیر ۵ تا ۱۱ روزه، تقریباً هر افزایش قابل توجه (<۳/۰>) شاخص Kp با افزایش بارندگی همراه است [۱۱].

فعالیت‌های حفاری افقی نیز مستلزم نظارت مداوم بر شرایط ژئومغناطیسی است. خسارati که در صورت عدم اقدامات مناسب در حفاری افقی ایجاد می‌شود، ۲۵ میلیون یورو است. اگر طبق برنامه ESA اقدامات انجام گیرد، این خسارات به ۱۳ میلیون یورو کاهش می‌باید که ۱۲ میلیون یورو مزیت بیشتری نسبت به عدم اقدام حاصل می‌شود. بهینه‌سازی حفاری و کاهش زمان تخلیه چاه مستلزم خواندن مداوم ژئومغناطیس است. خسارati که در صورت عدم اقدامات مناسب در بهینه‌سازی حفاری ایجاد می‌شود، ۱۹/۹ میلیون یورو است. اگر طبق برنامه ESA اقدامات انجام گیرد این خسارات به ۴/۵ میلیون یورو کاهش می‌باید که ۲۴/۴ میلیون یورو مزیت بیشتری نسبت به عدم اقدام حاصل می‌شود [۲۷].

۴- اثرات اقلیم فضای بر محیط‌های اجتماعی

در این بخش به تغییراتی که اقلیم فضای بر آب و هوای زمین دارد و متعاقب آن اثری که این تغییرات آب و هوایی بر جوامع بشری می‌گذارد، پرداخته می‌شود. سطح فعالیت خورشیدی از مشاهدات مستقیم حدود ۴۵۰ سال گذشته و از داده‌های هسته‌های کیهانی (تغییرات شدت CR^۱) برای بیش از ۱۰۰۰ سال شناخته شده است. در طول این دوره، یک همبستگی کیفی قابل توجه بین دوره‌های آب و هوای سرد و گرم و سطوح بالا و پایین شدت CR کهکشانی (فعالیت کم و زیاد خورشیدی) وجود دارد. از شکل ۵ می‌توان دید که در طول ۱۰۰۰ تا ۱۳۰۰ سال پس از میلاد، شدت CR کم و فعالیت خورشیدی بالا بود، که مصادف با دوره گرم قرون وسطی بود (در این دوره وایکینگ‌ها در گرینلند ساکن شدند). بعد از سال ۱۳۰۰ پس از میلاد، فعالیت خورشیدی کاهش و شدت CR افزایش یافت که یک دوره سرد طولانی به دنبال داشت (به اصطلاح عصر یخ‌بندان کوچک، که شامل حداقل ۱۶۴۵-۱۷۱۵ پس از میلاد بود و تا اواسط قرن نوزدهم ادامه داشت [۱۱] و [۲۸]).

تعدادی پدیده فضایی وجود دارد که بر آب و هوای زمین تأثیر می‌گذارند و تغییرات بلندمدت و کوتاه مدت آن را تعیین می‌کنند مانند [۱۱] تغییرپذیری انرژی شار تابش خورشیدی، فعالیت متغیر خورشیدی، میدان مغناطیسی خورشیدی عمومی همراه با پدیده‌های مرتبط با باد متغیر خورشیدی، جهش‌های جرم تاجی و شوک‌ها در هلیوسfer و پرتوهای کیهانی مدوله شده کهکشانی، CR خورشیدی تولید شده در طول

⁶ Campinas

⁷ Ubajara

¹ Cosmic rays

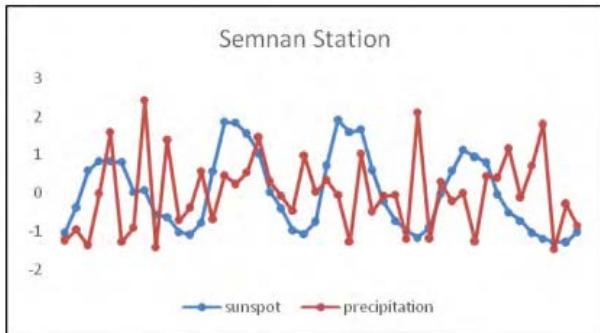
² Brazilian Magnetic Anomaly

³ São Paulo State

⁴ Correlation-anti-correlation

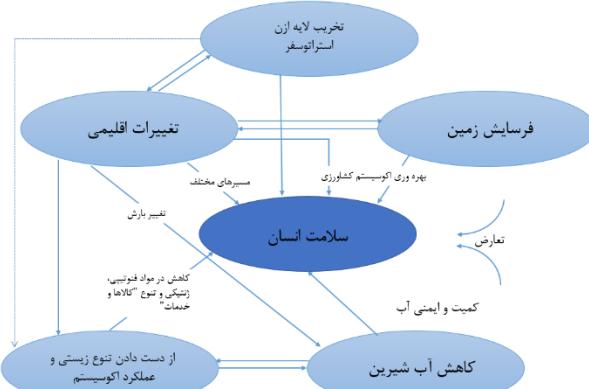
⁵ Fortaleza

بارندگی کاهش یافته و مقادیر بارش پایین‌تر از حد نرمال است و در زمان کم شدن لکه‌ها شرایط بالعکس رخ داده است [۲۹].



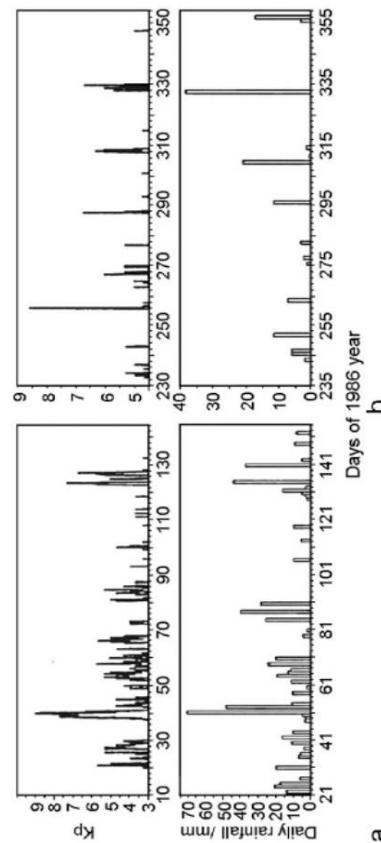
شکل ۷: نمودار سری زمانی بارندگی سالانه و تعداد لکه‌های خورشیدی ایستگاه سمنان [۲۹]

اثرات سلامت، انواع دیگری از تأثیرات تغییرات آب و هوای جهانی است که بخشی از مجموعه بزرگ‌تری از تغییرات محیطی جهانی به شمار می‌آید. همان‌طور که در شکل ۸ نشان داده شده، این تغییرات بر یکدیگر اثر می‌گذارند و اغلب تأثیرات متقابلی را اعمال می‌کنند. با در نظر گرفتن روندهای آتی در تجارت و توسعه اقتصادی، مطالعات مدل‌سازی تخمین زده‌اند که تغییرات آب و هوای باعث کاهش جزئی در سطح جهانی در حدود ۲ تا ۴ درصد در بازده غلات (که نشان دهنده دو سوم ارزشی غذایی جهان است) می‌شود. کاهش میزان تخمین زده شده در عملکرد مناطق نامن غذایی در جنوب آسیا، خاورمیانه، شمال آفریقا و آمریکای مرکزی به طور قابل توجهی بیش تر خواهد بود [۳۰].



شکل ۸: روابط متقابل بین انواع عمدۀ تغییرات محیطی جهانی، از جمله تغییرات آب و هوای [۳۰]

^۲ پرفشار آزور که در آمریکا با نام پر فشار برخودا یا پرفشار اطلس شمالی نیز شناخته می‌شود، مرکز عظیمی از هوای نیمه استوایی پرفشاری است که بر فراز جزایر آزور در اقیانوس اطلس قرار دارد.



شکل ۶: شاخص Kp فعالیت ژئومغناطیسی (پانل‌های بالا) و سطح بارندگی (پانل‌های پایین) در (a) کامپیناس پنل سمت چپ و در (b) اباچارا پنل‌های سمت راست در سال ۱۹۸۶ [۱۱]

همچنین در ایران نیز در زمینه تاثیر لکه‌ها بر بارندگی استان سمنان پژوهشی انجام گرفته است. به منظور بررسی لکه‌های خورشیدی و تأثیر آن بر روی بارندگی استان سمنان، با مراجعه به تارنمای سازمان ژئوفیزیک آمریکا (NGDC^۱) آمار ۴۵ ساله (۱۹۶۵-۲۰۱۰) تعداد لکه‌ها دریافت شده است. نتایج نشان داد با افزایش بیش از حد نرمال لکه‌های خورشیدی، مقادیر انرژی رسیده به سطح زمین افزایش یافته است، در نتیجه افزایش انرژی و به وجود آمدن مازاد انرژی، سبب تقویت سامانه‌هایی از جمله پرفشارهای دینامیکی چون آزور^۲ گشته و سبب شده است تا مانع از ورود جریانات غربی به منطقه و کاهش بارش در منطقه شود. در شکل ۷، خط قرمز مقادیر بارندگی و خط آبی مقادیر لکه‌های خورشیدی است و با توجه به این نمودار مشخص شد در زمان بالا بودن تعداد لکه‌ها به دلیل بالا بودن فعالیت خورشیدی، شرایط برای

^۱ National Geophysical Data Center

کارایی نحوه تدوین پروتکلهای واکنش به یک رویداد نیز موثر است.

کشور چین نیز همانند ایالات متحده و کشورهای اروپایی اقدامات و سیاست‌گذاری‌هایی در راستای مقابله با خطرات رخداد اقلیم فضای انجام گرفته است [۳۵].

طرح ریزی نقشه راه یکی از مهم‌ترین مراحل سیاست‌گذاری و اقدام به منظور پیشرفت پایش و نظارت اقلیم فضای است [۳۶]. در این راستا پژوهشگران و محققان مطالعات و فعالیت‌های چشم‌گیری در زمینه اقلیم فضای داشته‌اند که با بررسی و تجزیه و تحلیل این مطالعات نقشه راهی در سطح جهانی ارائه شده است. کشور ایران نیز می‌تواند با الگوبرداری نقشه راه توصیه شده جهانی و امکان‌سنجی درون کشوری، نقشه راهی متناسب با سیاست‌های کشور مد نظر قرار دهد.

برای پیشبرد نقشه راه جهانی و جلوگیری از خسارات و آسیب‌های واردۀ توسط رویدادهای اقلیم فضای، لازم و ضروری است که همه کشورها جدا از اختلافات سیاسی و منطقه‌ای با یکدیگر همکاری کنند و به منظور بهبود استانداردهای زندگی و سلامت انسان بکوشند. در راستای این سیاست، ایران نیز باید در زمینه اقلیم فضای در جوامع بین‌الملل و در کنفرانس‌های جهانی حضور و فعالیت مستمر و مفید داشته باشد. گام اول این است که با الگوبرداری از کشورهای پیش‌رو در زمینه اقلیم فضای، بستری مناسب برای پیشبرد اهداف کوتاه مدت و بلند مدت پایش اقلیم فضای فراهم شود. لازمه تحقق این امر پیوستگی مطالعه و بررسی مقالات روز دنیا و گزارش‌های سازمان‌های مطرح دنیا (مانند ناسا و ایسا) است تا با علم روز دنیا همگام شویم. در گام دوم، به منظور الگوبرداری مناسب نیاز است سازمان‌ها و وزارت‌خانه‌های ایران همانند کشورهای پیش‌رو، هماهنگی و تعامل داشته باشند. برای مثال سازمان‌ها و وزارت‌خانه‌های درگیر ایالات متحده آمریکا در جدول ۱۴ آورده شده و نقش آنها در برنامه اقدام نیز به اختصار نمایش داده شده است. همچنین در این جدول سازمان‌ها و نهادهای مختلف در ایران معادل‌سازی شدند.

از دیگر اثراتی که اقلیم فضای بر اجتماع می‌گذارد می‌توان به تأثیر توفان‌های ژئومغناطیسی (GMS) بر بازده بازار سهام جهان و کشورها اشاره نمود. برای شاخص جهانی و اکثر شاخص‌های بین‌المللی، سطوح غیرمعمول بالای فعالیت مغناطیسی در هفته گذشته، تأثیر منفی آماری و اقتصادی قابل توجهی بر بازده سهام امروز دارد. نتایج با نظریه‌های روانشناسی "عدم تبیین خلق و خو" مطابقت دارد، زیرا مشخص شده که GMS بر قضاوت و رفتار افراد تأثیر منفی می‌گذارد [۳۱] و [۳۲]. بنابراین، از آنجاکه این رویدادها بر بازار سهام تأثیر می‌گذارد، اثرات اقتصادی آن نیز گربان‌گیر جامعه است.

۵- اقدامات پیش‌گیرانه در مواجهه با مخاطرات اقلیم

فضای و معادل‌سازی اقدامات برای ایران

شواهد تاریخی نشان می‌دهد که بسیاری از زیرساخت‌های حیاتی انسان در فضای و روی زمین در برابر اثرات رویدادهای اقلیم فضای آسیب‌پذیر هستند. از آنجایی که جامعه به طور فزاینده‌ای به خدماتی که این زیرساخت‌ها ارائه می‌دهند متکی است، همواره آمادگی کافی در برابر خطرات ناشی از رویداد شدید اقلیم فضایی در صنعت و جامعه باید ارزیابی شود. بنابراین، پایش اقلیم فضای برای پیش‌بینی و محافظت از زیرساخت‌های جوامع بشری امری ضروری به نظر می‌رسد. اصولاً پایش اقلیم فضای به سه مرحله اصلی تقسیم می‌شود: نظارت، هشدار و اعلام خطر [۳۳]. مهم‌ترین مرجع جهانی برای پیش‌بینی و نظارت بر اقلیم فضای و همچنین منبع رسمی هشدار دهنده در خصوص پدیده‌های اقلیم فضای، مرکز پیش‌بینی اقلیم فضایی است که بخشی از اداره ملی اقیانوسی و جوی ایالات متحده آمریکا^۱ (NOAA) است. در سال‌های گذشته این تنها مرکز ۲۴/۷ (۲۴ ساعته و در ۷ روز هفته) غیرنظامی پیش‌بینی اقلیم فضایی بود [۲۹] و [۳۰]. این هشدارها به هزاران نفر ارسال می‌شود و توسط سازمان‌های دولتی و اپراتورهای زیرساخت به طور مقتضی مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳۳]. با این حال، اداره Met بریتانیا اکنون قابلیت پیش‌بینی و هشدار خود را توسعه داده که از اکتبر ۲۰۱۴ به طور کامل عملیاتی شده است [۳۴]. برای مدیریت تأثیرگذار در کاهش اثرات یک رویداد بزرگ اقلیم فضایی تأثیرات ایجاد شبکه‌های بین‌المللی در این حوزه امری حائز اهمیت است. این مشارکت‌های بین‌المللی حتی در

^۱ National Oceanic and Atmospheric Administration

است. این یک مساله فراملی است و علاوه بر این که توجه به آن در ایران از ضروریات است، لزوم ملاحظه و سنجش آن از مزدهای یک کشور فراتر می‌رود. برای جلوگیری از آسیب به این خطوط در سطح بین‌الملل باید مشارکت بین کشورها برقرار باشد. همچنین، صنعت معدن یکی دیگر از صنایع پرکاربرد در ایران است. اکتشاف و حفاری هم در صنعت معدن و هم در صنعت نفت و گاز یکی از نیازهای اولیه و اساسی است که می‌تواند تحت تاثیر رویدادهای اقلیم فضا دچار مشکلات و خطاها بیش شود، بنابراین، بررسی این تاثیرات بر صنایع اهمیت بالایی دارد.

ایران از کشورهای پرتاب‌کننده ماهواره است که روز به روز صنعت فضایی در آن پیشرفت‌های تر می‌شود. پرتاب‌گر و تزریق ماهواره‌ها در مدار می‌تواند تحت تاثیر پدیده‌های اقلیم فضا قرار گیرد و باعث اختلال یا به طور کلی شکست عملیات یا از دست رفتن ماهواره شود. در زمینه ارتباطات مانند سیستم‌های مخابراتی و اینترنتی نیز این پدیده‌ها آسیب‌زا هستند و می‌تواند موجب خسارات مادی و روانی شوند.

برق نیز از حیاتی‌ترین زیرساخت‌ها است که قطعی آن می‌تواند مشکلات عدیدهایی برای جامعه به خصوص برای نیروهای فوریتی و اورژانسی ایجاد نماید. به عنوان مثال قطعی برق در اتاق عمل و بخش مراقبت‌های ویژه بیمارستان، قطعی سیستم‌های بانکی، اختلال در سیستم‌های راهنمایی و رانندگی، قطعی آتن‌های مخابراتی و همچنین قطعی تلفن و اینترنت از مواردی است که می‌تواند مشکل‌آفرین باشد.

زیرساخت‌های ریلی، کشتی‌رانی و هوانوردی هم صنایع دیگری هستند که می‌توانند متأثر از این پدیده‌ها باشند و در حمل و نقل و تجارت برای ایران نقشی حیاتی دارند و جان و مال انسان‌ها را تحت تاثیر قرار می‌دهند. همچنین، در زمینه هوانوردی، تاخیر در پروازها هم می‌تواند خسارت مالی در پی داشته باشد و هم می‌تواند افکار عمومی را مختل کند و باعث ایجاد هرج و مرج فراوان شود. با توجه به تحقیقات و اطلاعات گسترده در زمینه اقلیم فضا ایالات متحده آمریکا، برای تخمین تقریبی خسارت‌های مالی ناشی از اقلیم فضا در کشور ایران، می‌توان ایالت‌هایی که

جدول ۱۴: استراتژی ملی اقلیم فضای ایالات متحده آمریکا در سال ۲۰۱۹^۱
اهداف برنامه اقدام و مقایسه آن با سازمان‌ها و وزارتخانه‌های ایران

| لوقات ایالت متحده | سازمان‌ها | جزویها و محدودیت | | |
|---|-----------------------------------|------------------------------------|----------------|--|
| | | ایجاد برپاهمه و روزهای ابری و اکشن | توسعه و انتشار | تقویت حفاظت از امنیت ملی امنیت داخلی و دارایی‌ها و بروابار اقتصادی |
| وزارت اطلاعات | سازمان‌ها و ادارات معادل در ایران | × | × | × |
| وزارت امور اقتصادی و دارایی | | × | × | DOC |
| وزارت دفاع و پشتیبانی نیروهای مسلح | | × | × | DOD |
| وزارت نیرو | | × | × | DOE |
| وزارت کشور | | × | × | DOI |
| وزارت امور خارجه | | × | × | DOS |
| سازمان حمل و نقل کشور (سازمان هوایپمایی، سازمان کشت‌دانی، سازمان حمل و نقل جاده‌ای، سازمان حمل و نقل درون شهری، شرکت راه آهن) | | × | × | DOT |
| سازمان حفاظت از محیط زیست | | × | × | EPA |
| وزارت ارتباطات و فناوری اطلاعات | | | × | FCC |
| وزارت بهداشت، درمان و آموزش پرورشی | | × | × | HHS |
| سازمان اقاضی | | × | × | NASA |
| سازمان انرژی اتمی | | × | × | NRC |
| وزارت علوم، تحقیقات و فناوری | | × | × | NSF |
| سازمان شزانه‌داری کل کشور | | × | × | Treas. |

در ایران گردآوری مشکلات و خرابی‌های صنایع و زیرساخت‌های مختلف مانند نیروگاه‌های برق، خطوط انتقال نفت و گاز، صنایع فضایی، حمل و نقل جاده‌ای، کشتی‌رانی، ریلی، هواپی و غیره از اهمیت بالایی برخوردار است. هم‌زمانی این مشکلات با رویدادهای اقلیم فضایی باید مورد مقایسه و بررسی قرار گیرد و برای رفع یا پیش‌گیری از آنها تمهیدات اساسی در نظر گرفته شود. در راستای ایجاد این تمهیدات ضروری است که از دانش متخصصان در این حوزه استفاده شود. همچنین گسترش روابط بین‌الملل با کشورهای پیشرفته که در این حوزه پیش‌رو هستند، زیرینای علمی سازمانی برای پایش این اطلاعات را می‌تواند شکل دهد.

ایران یکی از بزرگ‌ترین و مهم‌ترین قطب‌های صادرات نفت و گاز در جهان است و یکی از مهم‌ترین زیرساخت‌هایی که تحت تاثیر اقلیم فضا قرار می‌گیرد، خطوط لوله نفت و گاز است و از آنجایی که درآمد اصلی ایران از صادرات نفت و گاز است، از این‌رو، مدیریت و سیاست‌های مربوط به اقلیم فضا حائز اهمیت فراوان

= Federal Communications Commission; HHS = Department of Health and Human Services; NASA = National Aeronautics and Space Administration; NRC = Nuclear Regulatory Commission; NSF = National Science Foundation; and Treas. = Department of the Treasury.

¹ DHS = Department of Homeland Security; DOC = Department of Commerce; DOD = Department of Defense; DOE = Department of Energy; DOI = Department of the Interior; DOS = Department of State; DOT = Department of Transportation; EPA = Environmental Protection Agency; FCC

نیاز است تا یک روند درون سازمانی معین برای پیش‌بینی اقلیم فضای در ایران تدوین شود. با پیش‌بینی دقیق و موثر اقلیم فضای می‌توان خدمات رسانی مفید و به موقعی به سازمان‌ها و زیرساخت‌های جامعه ارائه داد. در نتیجه پیش‌بینی اقلیم فضای، زیرساخت‌ها می‌توانند از بروز خسارات و آسیب‌های احتمالی ناشی از اقلیم فضای جلوگیری کنند.

۶- نتیجه‌گیری

پدیده‌های اقلیم فضای شامل توفان‌های خورشیدی، شارش ذرات پرانرژی و توفان‌های الکترومغناطیسی بر فرایندهای اقتصادی و برخی زیرساخت‌های جامعه بشری از جمله انرژی الکتریکی، صنعت کشاورزی، ارتباطات رادیویی، نفت و معدن، هوانوردی، عملکرد ماهواره‌ها، موقعیت‌یابی، حمل و نقل (زمینی- هوایی-ریلی-دریایی) و آب و هوای تأثیر داشته که می‌تواند باعث اختلال در آن‌ها و به تبع آن‌ها اختلال در زندگی بشر و کاهش عملکرد اقتصادی جوامع و صنایع شود. در این مقاله، تأثیر پدیده‌های اقلیم فضای بر شبکه برق، تولید محصولات کشاورزی، سرویس‌دهی ماهواره‌ها، موقعیت‌یابی، خودرو، حمل و نقل و تجارت و آب و هوای زمین، از نظر فنی و اقتصادی، به طور مجزا بررسی شده و اختلالات مربوط به هر کدام مطالعه شد. از طرفی اقدامات پیش‌گیرانه در مواجهه با مخاطرات پدیده‌های اقلیم فضای در صنایع مختلف مورد بررسی قرار گرفت. در این راستا سعی شد تمهیدات سازمان‌ها و صنایع مختلف بررسی شود و همچنین معادل‌سازی برخی از این تمهیدات برای سازمان‌های موجود در کشورمان نیز پیشنهاد شد. واکنش‌های اجتماعی و سازمانی به رویدادهای اقلیم فضای نیازمند روش‌شناسی جداگانه و منحصر به‌فردی است که برای مطالعات آتی در این حوزه پیشنهاد می‌شود.

مراجع

- [1] A. Thaduri, D. Galar, and U. Kumar, "Space weather climate impacts on railway infrastructure," *Int. J. Syst. Assur. Eng. Manag.*, vol. 11, pp. 267–281, 2020.
- [2] E. K. Fry, "The risks and impacts of space weather: Policy recommendations and initiatives," *Space Policy*, vol. 28, pp. 180–184, 2012.
- [3] M. Bethesda, "Social and Economic Impacts of Space Weather in the United States," 2017.
- [4] M. Ishii *et al.*, "Space weather benchmarks on Japanese society," *Earth, Planets Sp.*, vol. 73, 2021.

دارای عرض جغرافیایی مشابه با ایران (بین ۲۵ تا ۴۰ درجه شمالی) هستند را به عنوان نمونه همسان‌سازی کرد. در اینجا فهرستی از این ایالت‌ها نام برده شده است:

۱. کالیفرنیا: حدوداً عرض ۳۲ تا ۴۲ درجه شمالی را شامل می‌شود.
۲. آریزونا: عرض حدوداً ۳۷ تا ۳۲ درجه شمالی دارد.
۳. نیومکزیکو: بخشی از آن در حدود ۳۱ تا ۳۷ درجه شمالی قرار دارد.
۴. نوادا: عرض جغرافیایی حدوداً ۳۵ تا ۴۲ درجه شمالی دارد.
۵. یوتا: عرض حدوداً ۳۷ تا ۴۲ درجه شمالی را شامل می‌شود.
۶. کلرادو: عرض جغرافیایی حدوداً ۳۷ تا ۴۱ درجه شمالی دارد.
۷. نیویورک: بخشی از نیویورک در حدود ۴۰ تا ۴۵ درجه شمالی قرار دارد.
۸. نیوجرسی: عرض جغرافیایی حدوداً ۳۹ تا ۴۱ درجه شمالی دارد.
۹. دلاور: بخشی از دلاور در حدود ۳۲ تا ۳۶ درجه شمالی قرار دارد.

با توجه به جدول ۸ و ایالت‌های نام برده شده می‌توان تخمین حدودی برای قطعی برق ۹ ساعته در ایران نیز در نظر گرفت.

علاوه بر تعامل سازمان‌ها در داخل کشور برای پیشبرد اقدامات موثر در این زمینه و دسترسی به داده‌های دقیق و تخصصی‌تر، نیازمند تعامل و ارتباط نهادهای داخلی با سازمان‌های بین‌المللی آن‌ها هستیم. داشتن و فراهم نمودن تجهیزات (نرم-افزاری و سخت‌افزاری) و استفاده از فناوری به روز دنیا، بنیان‌های اساسی نظارت و پایش اقلیم فضای است که می‌تواند نقش بسیار موثری در پیش‌بینی و اقدامات به موقع در مقابل رویدادهای اقلیم فضای داشته باشد. از این‌رو، بهبود تجهیزات موجود و اضافه کردن ابزارهای کاربردی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. استفاده از تجهیزات پیشرفته و مدیریت سازمانی کارآمد دو عامل مهم و جدانشدنی در راستای فعالیت‌های اقلیم فضای هستند و باید در هماهنگی کامل و مفید با یکدیگر باشند.

- [23] Technology." P. Cannon, "Extreme space weather: impacts on engineered systems and infrastructures," 2013.
- [24] A. Coster and A. Komjathy, "Space Weather and the Global Positioning System," *Sp. Weather*, vol. 6, no. 6, p. 6, 2008.
- [25] "Report of the Assessment Committee for the National Space Weather Program," 2006.
- [26] M. Aliberti and L. Wells, "European Weather Services: Status and Prospects," *Eur. Sp. Policy Inst.*, 2019.
- [27] "Space Weather Study Results: Summary of CBA, Results by domain Summary Charts, Sensitivity analyses, Downstream market."
- [28] L. I. Dorman, "Space weather and dangerous phenomena on the Earth: Principles of great geomagnetic storms forecasting by online cosmic ray data," *Ann. Geophys.*, vol. 23, pp. 2997–3002, 2005.
- [29] M. Kayanian, H. H. Mohammadi, and F. Rasouli, "Investigation of sunspots and its relationship with rainfall in Semnan province." (In Persian).
- [30] A. J. McMichael *et al.*, "Climate change and human health: RISKS AND RESPONSES," *World Heal. Organ.*, vol. 90, no. 2, pp. 93–99, 2003.
- [31] A. Krivelyova and C. Robotti, *Playing the Field: Geomagnetic Storms and International Stock Markets*. 2003.
- [32] J. Štetiarová and K. Kudela, "A MONITORING OF SPACE WEATHER EFFECTS ON SOME PARAMETERS OF MENTAL PERFORMANCE AND HEALTH IN AVIATION PERSONNEL-," 2006.
- [33] E. Krausmann, E. Andersson, T. Russell, and W. Murtagh, "Space Weather & Critical Infrastructures: Findings and Outlook," 2016.
- [34] Department for Business Innovation and Skills, "Space Weather Preparedness Strategy," 2015.
- [35] China National Space Administration, "China's Space Capacity Building," 2017.
- [36] C. J. Schrijver *et al.*, "Understanding space weather to shield society: A global road map for 2015–2025 commissioned by COSPAR and ILWS," *Adv. Sp. Res.*, vol. 55, no. 12, pp. 2745–2807, 2015.
- [5] S. Worman, S. Taylor, T. Onsager, J. Adkins, D. N. Baker, and K. F. Forbes, "The social and economic impacts of moderate and severe space weather," in *Extreme Events in Geospace: Origins, Predictability, and Consequences*, Elsevier Inc., 2018, pp. 701–710.
- [6] O. Shekoofa and F. Baghereskouei, "Looking at space climate phenomena, monitoring and forecasting systems, and the road map for preparing against them," 2020. (In Persian).
- [7] O. Shekoofa, M. Khoshhsima, S. Ghazanfarinia, and F. Baghereskouei, "Toward the Establishment of a National Center for Space Weather Services: Vision, Mission and Organization," *Science, Technology and Space Applications*, vol. 1, no. 2, pp. 34–48, 2022. (In Persian).
- [8] E. Khatoonabadi Kalali, A. Kazemi HokmAbad, A. Kosari, and O. Shekoofa, "Social and Economic Effects Caused by Space Weather," in *20st International Conference Of Iranian Aerospace, Tehran, Iran*, 2022. (In Persian).
- [9] P. Song, H. J. Singer, and G. L. Siscoe, *Geophysical Monograph Series*. 2000.
- [10] G. Siscoe, "The space-weather enterprise: past, present, and future," *J. Atmos. Solar-Terrestrial Phys.*, pp. 1223–1232, 2000.
- [11] L. I. Dorman, "The Role of Space Weather and Cosmic Ray Effects in Climate Change," 1st ed., Elsevier B.V., 2009, pp. 43–76.
- [12] H. Koskinen *et al.*, "Space Weather Effects Catalogue," pp. 1–41, 2001.
- [13] J. P. Eastwood *et al.*, "The Economic Impact of Space Weather: Where Do We Stand?," *Risk Anal.*, vol. 37, no. 2, pp. 206–218, 2017.
- [14] J. Liliensten and J. Bornarel, *Space Weather, Environment and Societies*. 2006.
- [15] E.S.Babayev *et al.*, "Technological, Socio-Economic and Ecological Aspects of Space Weather Impacts on the Normal Operation of Oil and Gas Pipeline Systems and Reliability of Electric Power Supply Grids in Azerbaijan and the South Energy Corridor Region," *Euro-Asian J. of Sustainable energy Dev. policy Technol.*, pp. 15–26.
- [16] R. Pirjola, A. Pulkkinen, and A. Viljanen, "Studies of space weather effects on the Finnish natural gas pipeline and on the Finnish high-voltage power system," *Adv. Sp. Res.*, vol. 31, pp. 795–805, 2003.
- [17] M. Hapgood and A. Thomson, "Its impact on Earth and implications for business," 2010.
- [18] J. M. GOODMAN, *SPACE WEATHER & TELECOMMUNICATIONS*. 2005.
- [19] I. A. Daglis, *Effects of Space Weather on Technology Infrastructure*. 2004.
- [20] N. Romanova, N. Crosby, and V. Pilipenko, "Relationship of worldwide rocket launch crashes with geophysical parameters," *Int. J. Geophys.*, vol. 2013, p. 15, 2013.
- [21] D. N. Baker, "Space science: How to cope with space weather," *Science (80-.)*, vol. 297, no. 5586, pp. 1486–1487, 2002.
- [22] D. N. Baker, "Impact of Space Weather on Human



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)