



Article Info

Received: 2020-9-21

Accepted: 2021-7-25

Keywords

Atomic oxygen corrosion,
LEO orbit, Silicon
coating 135ng

How to Cite this article

Maedeh Sadat Zoei, et al.
"Investigation of Atomic
Oxygen Corrosion of Satellite
Components Coating Under
Equivalent LEO Orbit
Conditions", *Journal of Space
Science, Technology and
Applications*, vol 1 (1), p.: 126-
135, 2021.

Investigation of Atomic Oxygen Corrosion of Satellite Components Coating Under Equivalent LEO Orbit Conditions

Maedeh Sadat Zoei^{*1}, Hadi Gorabi², Mohammadreza Asharf Khorasani³,
Saeed Asghari⁴ and S. Javid Mirahmadi⁵

1. Faculty Member, Institute of Materials and Energy, Iranian Space Research Center, Isfahan, Iran, m.zoei@isrc.ac.ir
 2. Institute of Materials and Energy, Iranian Space Research Center, Isfahan, Iran, h.gurabi@isrc.ac.ir
 3. Institute of Materials and Energy, Iranian Space Research Center, Isfahan, Iran, mr.khorasani@isrc.ac.ir
 4. Institute of Materials and Energy, Iranian Space Research Center, Isfahan, Iran, s.asghari@isrc.ac.ir
 5. Faculty Member, Institute of Materials and Energy, Iranian Space Research Center, Isfahan, Iran, sj.mirahmadi@isrc.ac.ir
- *Corresponding author

Abstract

Space systems in Low Earth Orbit (LEO) expose to the destructive parameter of atomic oxygen. In long-term missions, the rate of degradation of the material resulting from the reaction with atomic oxygen is significant and reduces the performance of the structure. Due to the harmful effects of atomic oxygen on materials, the choice of atomic oxygen resistant materials or the use of durable surface coatings is very common. In this study, the corrosion resistance of atomic oxygen of an interconnector part of a solar cell has studied by applying a silicone base coating. In order to investigate the corrosion behavior of atomic oxygen, ground test method with equivalent conditions of LEO orbit has used by DC plasma equipment. Initially, the parameters of the atomic oxygen corrosion ground test determined under the equivalent conditions of the LEO orbit. The results of atomic oxygen application in this study showed that the amount of atomic oxygen erosion yield of silicon coating is significantly lower than the amount of atomic oxygen erosion yield of silver substrate. The study of the coating surface after applying atomic oxygen by SEM images led to the determination of the optimal coating thickness. EDX results showed that after applying atomic oxygen, no significant change in the chemical composition of the coating has achieved.



دو فصلنامه

علوم، فناوری و
کاربردهای فضاییسال اول، شماره ۱، صفحه ۱۲۶-۱۳۵
بهار و تابستان ۱۴۰۰

دسترسی پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir/article_
137481.html

DOI:

10.22034/JSSTA.2021.249059.1006

بررسی خوردگی اکسیژن اتمی پوشش اجزای ماهواره در شرایط معادل
مدار LEOمائده السادات ضوئی^{۱*}، هادی گورابی^۲، محمدرضا اشرف خراسانی^۳،سعید اصغری^۴، سید جاوید میراحمدی^۵

۱. * استادیار، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران، اصفهان، m.zoei@isrc.ac.ir (نویسنده مسئول)

۲. کارشناس پژوهشی، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران، اصفهان، h.gurabi@isrc.ac.ir

۳. مربی، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران، اصفهان، mr.khorasani@isrc.ac.ir

۴. دانشیار، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران، اصفهان، s.asghari@isrc.ac.ir

۵. استادیار، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران، اصفهان، sj.mirahmadi@isrc.ac.ir

چکیده

سامانه‌های فضایی که در مدار نزدیک زمین (LEO) قرار می‌گیرند، در معرض عامل مخرب اکسیژن اتمی هستند. در مأموریت‌های طولانی مدت، نرخ تخریب مواد حاصل از واکنش با اکسیژن اتمی قابل توجه بوده و موجب افت عملکرد سازه می‌شود. با توجه به اثرات زیان‌بار اکسیژن اتمی بر روی مواد، انتخاب مواد مقاوم به اکسیژن اتمی یا استفاده از پوشش‌های مقاوم سطحی بسیار متداول است. در این پژوهش، مقاومت به خوردگی اکسیژن اتمی قطعه اینترکانکتور از یک سلول خورشیدی با اعمال پوشش پایه سیلیکونی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. به منظور بررسی رفتار خوردگی اکسیژن اتمی، از روش تست زمینی با شرایط معادل مدار LEO توسط تجهیز پلاسمای DC استفاده شده و در ابتدا پارامترهای تست زمینی خوردگی اکسیژن اتمی در شرایط معادل مدار LEO تعیین می‌شود. نتایج اعمال اکسیژن اتمی در این مطالعه نشان می‌دهد که مقدار حد فرسایش اکسیژن اتمی پوشش سیلیکونی در مقایسه با مقدار حد فرسایش اکسیژن اتمی زیرلایه نقره، به میزان قابل توجهی کمتر است. همچنین، بررسی سطح پوشش پس از اعمال اکسیژن اتمی توسط تصاویر SEM، منجر به تعیین ضخامت بهینه پوشش می‌شود. نتایج EDX نشان می‌دهد که پس از اعمال اکسیژن اتمی، تغییر قابل توجهی در ترکیب شیمیایی پوشش حاصل نشده است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۳۹۹/۰۶/۳۱

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۵/۰۳

واژه‌های کلیدی

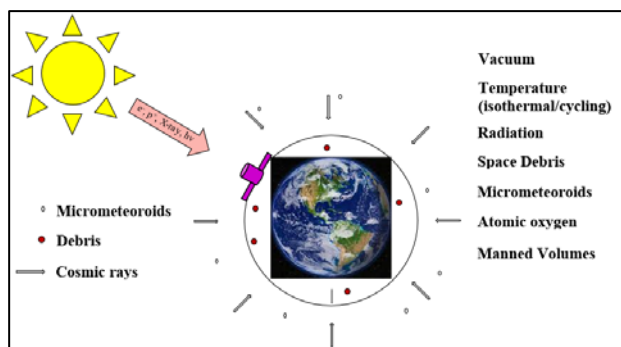
خوردگی اکسیژن اتمی، مدار

LEO، پوشش سیلیکونی

نحوه استناد به این مقاله

مائده السادات ضوئی و همکاران، "بررسی خوردگی اکسیژن اتمی پوشش اجزای ماهواره در شرایط معادل مدار LEO"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره اول، صفحات ۱۳۵-۱۴۰، ۱۴۰۰.

۱- مقدمه



شکل ۱. عوامل مخرب در فضا [۴]

در سال‌های اخیر، اثرات مخرب اکسیژن اتمی بر روی مواد مختلف به طور گسترده توسط پرواز و آزمایش‌های شبیه‌سازی آزمایشگاهی (تست زمینی^۱) مورد بررسی قرار گرفته است. در مطالعات مختلفی، به تعیین حد فرسایش خوردگی اکسیژن اتمی مواد مختلف در تست‌های پروازی پرداخته شده است. بنکس و همکارانش [۶]، به اندازه‌گیری حد فرسایش اکسیژن اتمی ۳۸ نوع پلیمر و گرافیت پیرولیتی در مدار LEO پس از ۳/۹۵ سال به عنوان بخشی از آزمایش ایستگاه فضایی بین‌المللی مواد^۲ (MISSE) پرداختند. در حال حاضر، نتایج حاصل از این بررسی با ضریب همبستگی ۰/۸۹۵ و عدم قطعیت $10^{-25} \times \pm 6/3$ ، به عنوان ابزاری برای پیش‌بینی حد فرسایش اکسیژن اتمی مورد استفاده قرار می‌گیرد. استامبلر و همکارانش [۷] در بررسی مشابه به مطالعه قبلی، به تعیین حد فرسایش اکسیژن اتمی چندین ماده پرداختند. یوکوتا و همکارانش [۸] نشان دادند که رزین پلی‌اورتان بیشتر از رزین سیلیکونی تحت تأثیر فرسایش ناشی از اکسیژن اتمی قرار می‌گیرد، زیرا انرژی پیوندی باندهای C-C کمتر از انرژی پیوندی باندهای Si-O است. مطالعه‌ای دیگر نشان داده است که نرخ فرسایش ناشی از اکسیژن اتمی برای پلیمرهای سیلیکونی نسبت به کپتون^۳ حدود صد برابر کمتر است. همچنین مشخص شده است حتی افزودن ترکیبات حاوی عنصر سیلیکون به پلیمرهای مختلف از جمله کپتون نیز سبب بهبود مقاومت این مواد در برابر اکسیژن اتمی می‌شود [۹]. بنکس و همکارانش [۱۰، ۱۱]، پدیده تخریب اکسیژن اتمی بر روی فضاپیماها را گذشته و جدید را بررسی کرده و ملاحظات مربوط به ارائه حفاظت از اکسیژن اتمی برای مواد مورد استفاده در فضاپیما کاربرد در مدار LEO را ارائه دادند. همچنین در این مطالعه، به بررسی کپتون به عنوان پوشش محافظ اکسیژن اتمی پرداخته

مواد مورد استفاده در سطوح قطعات فضاپیما، در معرض انواع عوامل محیطی قرار دارند که می‌توانند موجب تخریب سطوح شوند. این عوامل مطابق شکل ۱ عبارتند از خلاء، دما (تأثیرات دمایی و سیکل حرارتی)، تابش ذرات ($\alpha, \beta, \gamma, p^+, e^-$)، میکروشهاب سنگ‌ها، زباله‌های فضایی، اتمسفر باقی‌مانده (H, N_2, N, O_2, O) با محوریت اکسیژن اتمی، تشعشعات خورشیدی (شامل تابش UV)، پرتو کیهانی (انرژی منتشر شده از زمین) [۱-۳].

اکسیژن اتمی در محیط LEO از طریق تفکیک نوری از اکسیژن دو اتمی (O_2) تشکیل می‌شود. تابش خورشیدی با طول موج کوتاه (کمتر از ۲۴۳ نانومتر)، دارای انرژی کافی برای شکستن پیوند دو اتمی O_2 ($5/12$ eV)، در محیطی است که میانگین مسیر آزاد به اندازه کافی طولانی (810 m) بوده و در نتیجه احتمال ترکیب مجدد یا تشکیل ازن (O_3) بسیار کم است [۲]. حرکت مداری فضاپیما (تقریباً $7/7$ km/s) در میان اکسیژن اتمی اتمسفر می‌تواند فلاکسی با انرژی قابل توجهی در حدود 5 eV در سطوح فضاپیما ایجاد کند. این انرژی برای شروع رویدادهای شیمیایی و فیزیکی زیادی بر روی سطح کافی است. برخورد جریان اتمی به سطوح سامانه‌های فضایی وابسته به پارامترهایی چون فعالیت چرخه خورشیدی ۱۱ ساله ($F10.7$)، شاخص خاصیت مغناطیسی زمین (Ap Index)، بردار سرعت مداری، پارامترهای مداری فضاپیما از قبیل ارتفاع، جهت‌یابی سطح، زمان محلی و عمر مأموریت است. معمولاً جریان اکسیژن اتمی با افزایش فعالیت خورشیدی افزایش می‌یابد و با افزایش ارتفاع ماهواره کاهش می‌یابد. برهم‌کنش اکسیژن اتمی با مواد ممکن است سبب فرسایش سطح، تغییر در ترکیب شیمیایی، ریخت سطح، خواص نوری و تشکیل ذرات و آلودگی مولکولی در سطح فضاپیما شود. یکی از راه‌های متداول حفاظت از سامانه‌های فضایی، استفاده از پوشش‌های محافظ است. این پوشش‌ها نه تنها به طور ذاتی در برابر اکسیژن اتمی مقاوم هستند و از سامانه در برابر تمامی عوامل مخرب محافظت می‌کنند، بلکه با داشتن خواص نوری و گرمایی ویژه، دمای سیستم را نیز در محدوده مناسب (زیر $100^\circ C$) حفظ می‌کنند [۲-۵].

اتمی و ضخامت مناسب پوشش تعیین شد. محدوده ضخامت پوشش را شرکت مپ ارائه نموده و در این مقاله با توجه به شرایط کاربردی، ضخامت مناسب پوشش تعیین شد. ترکیب شیمیایی پوشش نیز قبل و پس از قرارگیری در معرض اکسیژن اتمی مورد مطالعه قرار گرفت.

۲- مواد و روش‌ها

یک سامانه فضایی در صورت استقرار در مدار پایینی زمین (LEO)، در معرض خطر فرسایش ناشی از برخورد اکسیژن اتمی تحت عنوان خوردگی اکسیژن اتمی قرار می‌گیرد. پدیده خوردگی اکسیژن اتمی شامل اصطلاحات زیر است:

- حد فرسایش اکسیژن اتمی^۴، F_s : حجم ماده خورده شده توسط اکسیژن اتمی به ازای برخورد یک اتم اکسیژن (بر حسب cm^3/atom).
- چگالی اکسیژن اتمی^۵: تعداد اکسیژن اتمی موجود در واحد حجم (بر حسب atoms/cm^3).
- جریان اکسیژن اتمی^۶، F_k : جریان برخورد اکسیژن اتمی به واحد سطح (بر حسب atom/cm^2).
- فلاکس اکسیژن اتمی^۷، f_k : نرخ برخورد اکسیژن اتمی به یک سطح در واحد سطح و زمان (بر حسب $\text{atom}/\text{cm}^2 \cdot \text{s}$). [۲۴].

روش بررسی خوردگی اکسیژن اتمی شامل سه روش تست واقعی، تست زمینی و بررسی نرم‌افزاری است. تست واقعی عبارت است از آزمایشات پرواز که در این آزمایشات نمونه‌های آزمایشگاهی از جنس مواد مورد بررسی بر روی قسمتی از ماهواره نصب شده و در موقعیت مورد نظر در زمان مشخصی تحت تأثیر محیط قرار می‌گیرد و پس از بازگشت، بررسی‌های مربوط به خوردگی اکسیژن اتمی بر روی آن صورت می‌پذیرد [۲۴].

به دلیل هزینه بالا و دسترسی محدود به آزمایشات پرواز، استفاده از آزمون‌های شبیه‌سازی محیط فضا تحت عنوان تست زمینی متداول شده است. تجهیزات شبیه‌سازی زمینی مختلفی برای مطالعه تخریب مواد تحت تأثیر اکسیژن اتمی شامل منابع

شد. رموری و همکارانش [۱۲]، به بررسی رفتار پوشش‌های جدیدی با قابلیت عملکردی بالا و هزینه پایین تحت عنوان منعکس‌کننده‌های انعطاف‌پذیر خورشیدی^۱ (FSR) به عنوان جایگزین آینه‌های سطح دوم^۲ (SSM)، در شرایط شبیه‌سازی شده مدار LEO پرداختند. آن‌ها در این مطالعه رنگ سیلیکون و رنگ‌های پلی‌اورتان سیاه و سفید تحت اکسیژن اتمی (AO) را بررسی کردند. نتایج این تحقیق نشان داد که رنگ‌های پلی‌اورتان در برابر اکسیژن اتمی، پایدار نیستند، اما رنگ‌های سیلیکون پایدار هستند. گیولمن و همکارانش [۱۳]، خواص فیزیکی، مکانیکی، الکتریکی و نوری MAPSIL QS 1123 را به عنوان یک پوشش محافظ در برابر اکسیژن اتمی مورد بررسی قرار دادند. همچنین سامول [۱۴] در یک مطالعه با مواد مختلف پوشش نشان داد که تفلون دارای بیشترین مقاومت برای برخورد اکسیژن اتمی در میان پلیمرها و تنگستن دارای بیشترین مقاومت در برابر برخورد اکسیژن اتمی در میان فلزات است. در تحقیقات انجام شده، علاوه بر روش‌های پروازی و تست زمینی، مدل‌های عددی و روش‌های نرم‌افزاری نیز به منظور پیش‌بینی فلاکس اکسیژن اتمی و مقدار خوردگی اکسیژن اتمی مواد در شرایط نزدیک به شرایط کاربردی فضاپیماها ارائه شده است [۲۳-۱۵].

در این پژوهش، مقاومت به خوردگی اکسیژن اتمی زیرلایه نقره پوشش داده شده توسط پوشش سیلیکونی با نام تجاری MAP ATOX 41-B مورد بررسی قرار گرفت. یکی از کاربردهای مهم ماده نقره در ماهواره، قطعه اینترکانکتورهای سلول خورشیدی در پانل خورشیدی است. قرارگیری ماهواره در مأموریت‌های بلندمدت در مدار LEO، موجب خوردگی اکسیژن اتمی این قطعه شده و در نتیجه عملکرد پانل خورشیدی را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

در این مطالعه، ابتدا تست زمینی مناسب معادل شرایط مأموریت در مدار LEO انتخاب و پارامترهای مربوطه تعیین شد. سپس، حد فرسایش پوشش انتخاب شده، پس از اعمال اکسیژن اتمی محاسبه شد. پوشش تجاری MAP ATOX به عنوان یک گزینه پوشش ضد خوردگی توسط شرکت مپ^۳ معرفی شده و تا به امروز مقاله‌ای در زمینه تعیین عدد فرسایش این پوشش ارائه نشده است. پس از تعیین حد فرسایش پوشش، با توجه به نتایج بررسی، ساختار سطح پوشش پس از خوردگی اکسیژن

5 Density of atomic oxygen
6 Atomic oxygen fluence
7 Atomic oxygen flux

1 Flexible Solar Reflector
2 Second Surface Mirrors
3 Map
4 Atomic oxygen erosion yield

در این رابطه ΔM_s کاهش جرم نمونه اصلی بر حسب گرم، A_s مساحت سطح نمونه اصلی در معرض اکسیژن اتمی بر حسب cm^2 ، ρ_s چگالی ماده نمونه اصلی بر حسب g/cm^3 و F_k جریان مؤثر برخورد اکسیژن اتمی بر حسب atom/cm^2 است [۲۴].

در این مطالعه، به بررسی خوردگی اکسیژن اتمی اینترکانکتورهای سلول‌های خورشیدی پرداخته شده است. اینترکانکتورهای سلول‌های خورشیدی یکی از اجزای پانل‌های خورشیدی به منظور اتصال بین سلول‌های خورشیدی هستند که از جنس نقره بوده و در معرض اکسیژن اتمی دچار خوردگی اکسیژن اتمی می‌شوند. نمونه‌های آزمایشگاهی از جنس نقره مطابق جنس اینترکانکتورهای سلول‌های خورشیدی تهیه شد. سپس، با توجه به مطالعات اولیه انجام شده و خواص ارائه شده توسط پوشش‌های فضایی شرکت مپ، پوشش پایه سیلیکونی با نام تجاری MAP ATOX 41-B، به‌عنوان پوششی مناسب با مقاومت خوردگی در برابر اکسیژن اتمی بر روی زیرلایه نقره انتخاب شد. پوشش MAP ATOX 41-B، دارای دو جزء پایه و کاتالیزور است که بر اساس کاتالوگ مربوطه به‌ترتیب با نسبت ۱۰۰ به ۱۰ ترکیب شدند. نسبت تینر پوشش MAP ATOX 41-B به مقدار کل ترکیب دو جزء پوشش MAP ATOX 41-B مقدار ۶۰ تا ۸۰ درصد انتخاب شد. در این بررسی، به دلیل ابعاد کوچک اینترکانکتورهای سلول خورشیدی (شکل ۲)، در انتخاب روش اعمال پوشش محدودیت‌هایی وجود دارد، بنابراین از روش قلم‌مو به منظور اعمال پوشش استفاده شد. پس از اعمال پوشش ابتدا نمونه‌ها به مدت ۴ ساعت در جریان هوای آزاد در دمای 65°C قرار گرفته و سپس به مدت ۱۲ ساعت در دمای 65°C پخت شدند که برای پخت در دمای بالا از آون مدل ممرت^۳ استفاده شد.

پلاسمای DC^1 و RF^2 ، منابع انفجار لیزری و فراصوت استفاده می‌شود. در تست زمینی مطابق استاندارد ASTM E 2089-00 [۲۴]، دو روش به منظور تحلیل خوردگی اکسیژن اتمی وجود دارد. در روش اول، مقدار چگالی اکسیژن اتمی در تجهیز مورد استفاده با تنظیمات پارامترهای ورودی تجهیز، به نمونه اعمال می‌شود. مقدار جریان اکسیژن اتمی به عواملی همچون ارتفاع ماهواره، زاویه تمایل ماهواره، مدت زمان مأموریت، شرایط مغناطیسی زمین و شدت فعالیت خورشیدی بستگی دارد [۵-۲]. اگر اطلاعات مربوط به شرایط کاربردی ماهواره موجود نباشد، از روش دوم به منظور تحلیل خوردگی اکسیژن اتمی ماده مورد نظر استفاده می‌شود. در این روش، از نمونه شاهد با مقدار مشخص حد فرسایش اکسیژن اتمی، برای اندازه‌گیری فلاکس یا جریان اکسیژن اتمی مؤثر استفاده می‌شود. در این حالت، نمونه شاهد در کنار نمونه اصلی تست، داخل تجهیز و در معرض برخورد اکسیژن اتمی قرار می‌گیرد. در این شرایط، سطوح نمونه تست و نمونه شاهد دارای اندازه و جهت‌گیری یکسان هستند. سپس، مقدار خوردگی اکسیژن اتمی نمونه شاهد و نمونه اصلی توسط کاهش جرم یا کاهش ضخامت اندازه‌گیری می‌شود. در این روش، ابتدا مقدار فلاکس مؤثر اکسیژن اتمی و جریان مؤثر اکسیژن اتمی در تست زمینی توسط مقدار کاهش جرم نمونه شاهد و پارامترهای مرتبط با نمونه شاهد، به‌ترتیب توسط رابطه‌های (۱) و (۲) تعیین می‌شود [۲۴]:

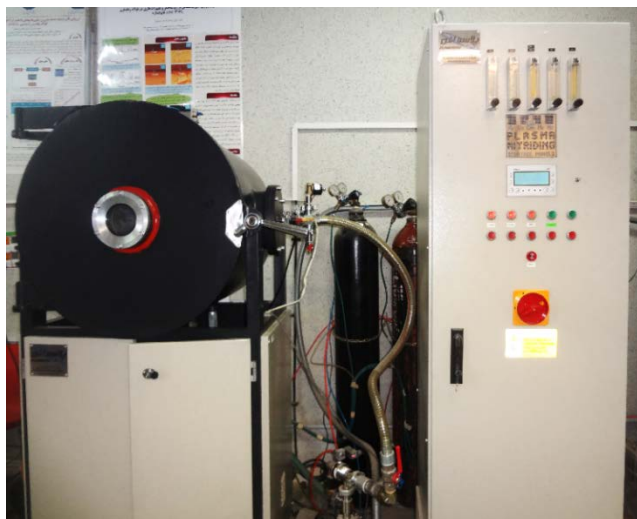
$$f_k = \frac{\Delta M_k}{A_k \rho_k E_k t} \quad (1)$$

$$F_k = f_k t = \frac{\Delta M_k}{A_k \rho_k E_k} \quad (2)$$

که در این رابطه‌ها، ΔM_k تغییر جرم نمونه شاهد بر حسب گرم، A_k مساحت سطح نمونه شاهد در معرض اکسیژن اتمی بر حسب cm^2 ، ρ_k چگالی نمونه شاهد بر حسب g/cm^3 ، E_k حد فرسایش ماده نمونه شاهد در فضا و t مدت زمان برخورد اکسیژن اتمی بر حسب ثانیه است. سپس مقدار حد فرسایش اکسیژن اتمی ماده نمونه اصلی بر حسب cm^3/atom توسط رابطه (۳) تعیین می‌شود [۲۴]:

$$E_s = \frac{\Delta M_s}{A_s \rho_s F_k} \quad (3)$$

شاهد انجام پذیرفت، به‌ازای هر زیرلایه نقره پوشش داده شده با MAP ATOX 41-B، به یک نمونه شاهد به جنس کپتون HN نیز نیاز است. سپس نمونه‌ها پس از تست، اندازه‌گیری وزن شده و مقدار حد فرسایش اکسیژن اتمی پوشش MAP ATOX 41-B تعیین شد.

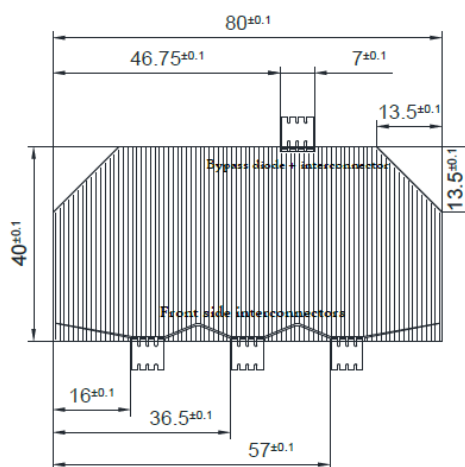


شکل ۳. تجهیز پلاسمای DC به‌منظور انجام تست زمینی خوردگی اکسیژن اتمی



شکل ۴. نمونه‌های آزمایشگاهی قرار گرفته در محیط تجهیز پلاسمای DC

پس از قرارگیری نمونه‌های آزمایشگاهی پوشش داده شده در معرض اکسیژن اتمی معادل مدار LEO، به منظور بررسی تغییرات ساختار و ترکیب شیمیایی سطح در اثر اکسیژن اتمی



شکل ۲. نمایش شماتیک سلول خورشیدی به همراه اینترکانکتورها (تمامی ابعاد به واحد cm است)

در این بررسی، به منظور شبیه‌سازی محیط اکسیژن اتمی از روش تست زمینی توسط تجهیز پلاسمای DC ساخت شرکت پلاسمافن (شکل ۳) استفاده شد. به دلیل عدم وجود پارامترهای دقیق مداری، از مطالعات پیشین به منظور استخراج عدد جریان اکسیژن اتمی استفاده شد. مطالعات مشابه در مدار LEO [۱۰]، عدد $2/3 \times 10^{-2}$ را به عنوان عدد جریان اکسیژن اتمی در ماموریت مدار LEO در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری به مدت یک سال معرفی کرده‌اند. به منظور دستیابی به شرایط تست در تجهیز پلاسمای DC برای حصول به عدد مذکور، نمونه‌های آزمایشگاهی کپتون HN با عدد مشخص حد فرسایش خوردگی به مدت زمان ۳۰، ۱۲۰، ۱۶۰ و ۳۰۰ دقیقه در تجهیز پلاسمای DC قرار گرفتند. در هر زمان تست، نمونه‌های آزمایشگاهی قبل و پس از قرارگیری در محیط تجهیز پلاسمای DC توسط ترازو با دقت $0/0001$ وزن شدند و مقدار کاهش وزن نمونه کپتون HN تعیین شد. سپس توسط رابطه‌های (۱) و (۲) به ترتیب مقادیر فلاکس اکسیژن اتمی و جریان اکسیژن اتمی مربوط به این کاهش وزن تعیین شد. در رابطه‌های بالا، مقدار E_k و ρ_k برای کپتون HN به ترتیب برابر با $2/81 \times 10^{-24} \text{ cm}^3/\text{atom}$ و g/cm^3 است [۶]. پس از تعیین مدت زمان تست زمینی به منظور دستیابی به جریان اکسیژن اتمی معادل مدار LEO، نمونه‌های شاهد با نمونه‌های زیرلایه نقره با و بدون پوشش MAP ATOX 41-B در چهار ضخامت متفاوت به منظور تعیین حد فرسایش اکسیژن اتمی پوشش MAP ATOX 41-B و تعیین ضخامت مناسب پوشش تحت تأثیر اکسیژن اتمی قرار گرفتند (شکل ۴). به دلیل آن‌که تست زمینی توسط تجهیز با شرایط کاربرد نمونه

$10^{-24} \times 10/5$ است [۶] که در مقایسه با مقدار به دست آمده برای پوشش MAP ATOX 41-B، به میزان قابل توجهی بیشتر بوده و این نتیجه، کاربرد پوشش MAP ATOX 41-B به منظور افزایش مقاومت به خوردگی هر یک از اجزای ماهواره به جنس نقره در معرض اکسیژن اتمی را توجیه می‌کند. علاوه بر این، اهمیت یافتن مقدار حد فرسایش اکسیژن اتمی، تعیین میزان خوردگی اکسیژن اتمی مواد به صورت مستقل از عدد جریان اکسیژن اتمی و در نتیجه پارامترهای مأموریتی است. بدین صورت که با تغییر هر یک از پارامترها می‌توان با داشتن مقدار حد فرسایش اکسیژن اتمی، مقدار خوردگی اکسیژن اتمی در شرایط جدید را از طریق رابطه (۳) تعیین نمود.

جدول ۲. نتایج حد فرسایش اکسیژن اتمی پوشش MAP ATOX 41-B

ضخامت پوشش (μm)	مساحت سطح نمونه (cm^2)	کاهش جرم (g)	حد فرسایش اکسیژن اتمی (cm^3/atom)
۲۱	$2 \times 2/6$	3×10^{-4}	0.23×10^{-24}
۲۵	$2 \times 2/6$	2×10^{-4}	0.16×10^{-24}
۳۳	$2 \times 2/6$	2×10^{-4}	0.16×10^{-24}
۳۸	$2 \times 2/6$	3×10^{-4}	0.23×10^{-24}

در این بررسی، با توجه به ضخامت استاندارد در بازه $20 \mu\text{m}$ تا $40 \mu\text{m}$ (ارائه شده در کاتالوگ پوشش MAP ATOX 41-B)، چهار ضخامت برای پوشش مطابق جدول ۲ انتخاب شد. نتایج تصاویر SEM، سطح پوشش MAP ATOX 41-B در چهار ضخامت پس از اعمال اکسیژن اتمی معادل مدار LEO، در شکل ۵ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که در ضخامت‌های $21 \mu\text{m}$ و $25 \mu\text{m}$ ، ترک‌های سطحی مشاهده شده که می‌تواند نشان دهنده خوردگی بیشتر پوشش را در زمان‌های قرارگرفتن این دو ضخامت در محدوده استاندارد، کاربرد آن‌ها برای شرایط مأموریت مورد بررسی، مناسب است و کاربرد ضخامت‌های بیشتر از $30 \mu\text{m}$ برای شرایط این مأموریت پیشنهاد می‌شود.

به ترتیب از تصاویر میکروسکوپ الکترونی^۱ (SEM) و روش EDX^۲، توسط تجهیز Philips XL30 استفاده شد.

۳- بحث و بررسی

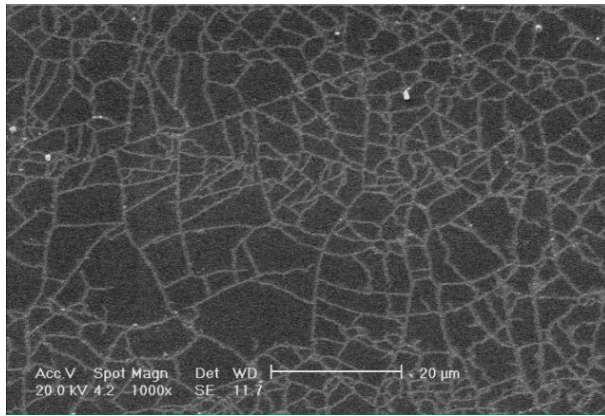
در این بررسی، تست زمینی اکسیژن اتمی مطابق با استاندارد ASTM E 2089-00 توسط تجهیز پلاسما DC و کاربرد نمونه شاهد انجام شد. نتایج جریان اکسیژن اتمی در زمان‌های متفاوت در تست نمونه‌های شاهد کپتون HN در جدول ۱ نشان داده شده است. با توجه به نتایج جریان اکسیژن اتمی به دست آمده در جدول ۱ و مقایسه این نتایج با مقدار مبنای جریان اکسیژن اتمی، مدت زمان 300 دقیقه به عنوان زمان تست خوردگی اکسیژن اتمی برای نمونه‌های آزمایشگاهی زیرلایه نقره با و بدون پوشش MAP ATOX 41-B در نظر گرفته شد.

جدول ۱. نتایج جریان اکسیژن اتمی در زمان‌های متفاوت در

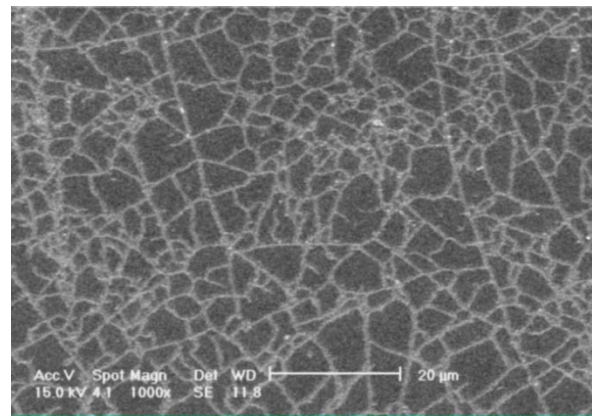
تست نمونه‌های شاهد کپتون HN

شماره نمونه کپتون HN	مدت زمان اعمال اکسیژن اتمی (min)	مساحت سطح نمونه (cm^2)	کاهش جرم (g)	جریان اکسیژن اتمی (atom/cm^2)
۱	۳۰	$2 \times 2/6$	8×10^{-4}	0.38×10^{-24}
۲	۱۲۰	$2 \times 2/6$	31×10^{-4}	1.49×10^{-24}
۳	۱۶۰	$2 \times 2/6$	36×10^{-4}	1.73×10^{-24}
۴	۳۰۰	$2 \times 2/6$	53×10^{-4}	2.55×10^{-24}

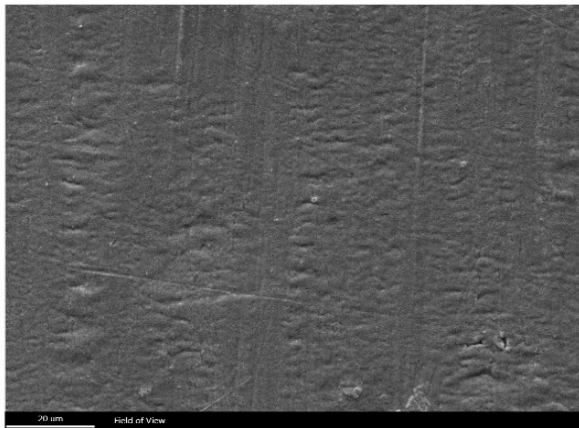
سپس نمونه‌های آزمایشگاهی زیرلایه نقره با ضخامت‌های متفاوت از پوشش MAP ATOX 41-B همراه با نمونه‌های شاهد کپتون HN در تجهیز پلاسما DC قرار گرفته و توسط مقدار F_k مطابق جدول ۱ برابر با $2/55 \times 10^{-24} \text{ atom}/\text{cm}^2$ ، کاهش جرم نمونه‌های آزمایشگاهی مطابق جدول ۲ و رابطه (۳)، مقدار حد فرسایش اکسیژن اتمی هر یک از نمونه‌های آزمایشگاهی تعیین شد. در این بررسی، ρ_s برای پوشش MAP ATOX 41-B برابر با $1 \text{ g}/\text{cm}^3$ بوده و نتایج حد فرسایش اکسیژن اتمی پوشش MAP ATOX 41-B، در جدول ۲ نشان داده شده است. حد فرسایش اکسیژن اتمی نقره در شرایط مشابه برابر با cm^3/atom



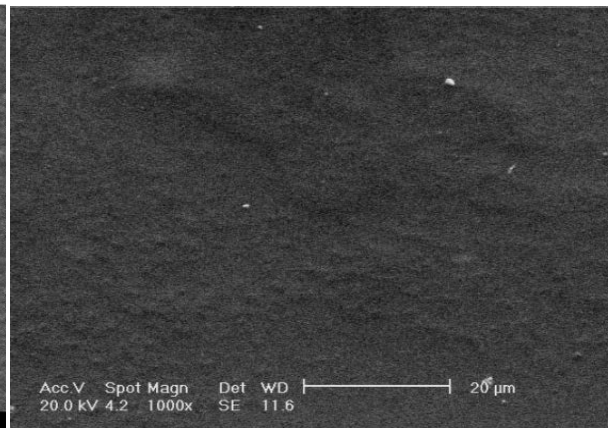
(ب)



(الف)



(د)

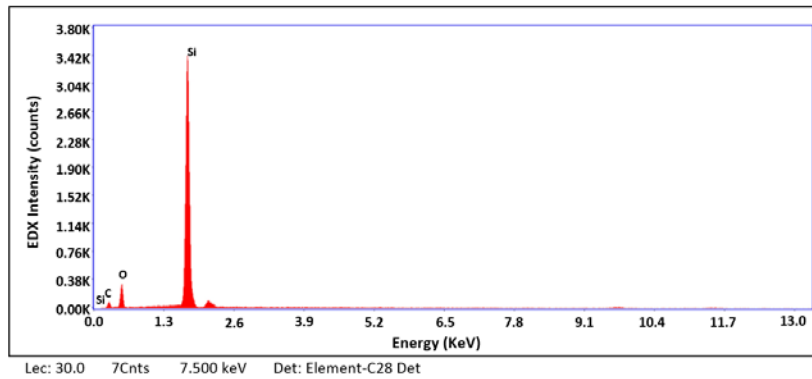


(ج)

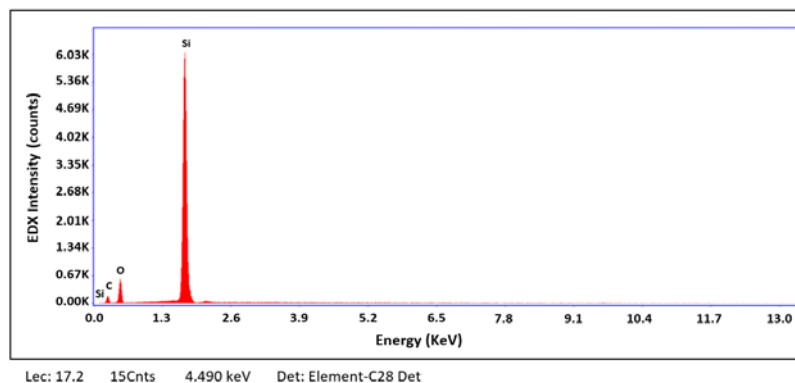
شکل ۵. نتایج SEM از سطح پوشش MAP ATOX 41-B پس از اعمال اکسیژن اتمی در ضخامت پوشش برابر با (الف) ۲۱ μm، (ب) ۲۵ μm، (ج) ۳۳ μm و (د) ۳۸ μm

نمی‌دهد [۸، ۱۲]. نتایج به‌دست آمده در این بررسی نیز عدم تغییر ترکیب سطحی را نشان می‌دهد. این نتیجه اطمینان از دستیابی به خواص پوشش در مدت زمان ماموریت با وجود خوردگی اکسیژن اتمی را حاصل می‌نماید.

نتایج ترکیب شیمیایی پوشش توسط روش EDX، قبل و پس از اعمال اکسیژن اتمی به ترتیب در شکل ۶ و شکل ۷ نشان داده شده است. مقایسه این دو شکل نشان می‌دهد که ترکیب پوشش پس از خوردگی اکسیژن اتمی تغییر نیافته است. تحت تأثیر حمله اکسیژن اتمی، زنجیره‌های پلیمری گسسته شده و در نهایت سبب تخریب و سایش پوشش می‌شود. در پوشش‌های کنترل گرمایی، بخش آلی پوشش توسط اکسیژن پلاسما خورده شده و ذرات اکسید فلزی باقی می‌مانند. در این شرایط، رنگ-دانه‌ها بدون تغییر و ثابت باقی می‌مانند و جزء آلی پوشش (رزین) در اثر سایش اکسیژن اتمی از بین می‌رود. پوشش‌های سیلیکونی در زمره پوشش‌های خنثی هستند، به این معنی که عموماً اکسیژن اتمی هیچ تأثیری بر ساختار و ترکیب شیمیایی سطح ندارد. پیوندهای اکسیژن-سیلیکون دارای انرژی بالایی هستند به نحوی که اکسیژن اتمی قادر نیست آن‌ها را تحت تأثیر قرار دهد یا بشکند. از طرف دیگر چون تمام پیوندهای موجود در سطح از نوع Si-O است، اکسیژن با سطح، ترکیب دیگری تشکیل



شکل ۶. نتایج EDX از سطح پوشش MAP ATOX 41-B قبل از اعمال اکسیژن اتمی



شکل ۷. نتایج EDX از سطح پوشش MAP ATOX 41-B پس از اعمال اکسیژن اتمی

ضخامت بهینه پوشش شد و نتایج EDX نشان داد که ترکیب شیمیایی پوشش پس از اعمال اکسیژن اتمی تغییر نمی‌یابد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

اد

مراجع

- [1] P. H. Howard, "Handbook of environmental degradation rates," *CRC Press ed*, 1991.
- [2] M. Kutz, "Handbook of environmental degradation of materials," *William Andrew*, 2018.
- [3] R. H. Hansen, J. V. Pascale, T. De Benedictis, and P. M. Rentzepis, "Effect of atomic oxygen on polymers," *Journal of Polymer Science Part A: General Papers*, vol. 3, no.6, pp. 2205-2214, 1965.

۴- نتیجه‌گیری

در مدار LEO، اکسیژن اتمی به دلیل جدایش O_2 توسط اشعه ماوراء بنفش تشکیل می‌شود. تعامل بین اکسیژن اتمی و سطوح فضاپیما می‌تواند تغییرات قابل توجهی در خواص مواد سطحی فضاپیما ایجاد کند. در این مقاله به بررسی تأثیر اکسیژن اتمی بر پوشش پایه سیلیکونی پرداخته شد. در ابتدا، پارامترهای ایجاد کننده شرایط معادل مأموریت سامانه فضایی در مدار LEO تعیین شد. سپس مقدار حد فرسایش پوشش تعیین شد. نتایج نشان داد که حد فرسایش پوشش در مقایسه با مقدار حد فرسایش زیرلایه به میزان قابل توجهی کمتر است و در نتیجه کاربرد پوشش به منظور ایجاد مقاومت در برابر خوردگی اکسیژن اتمی ضروری است. با یافتن حد فرسایش اکسیژن اتمی این پوشش، با تغییر هر یک از پارامترهای مأموریت، مقدار خوردگی اکسیژن اتمی در شرایط جدید تعیین می‌شود. در این بررسی نتایج مطالعه سطح پوشش توسط تصاویر SEM منجر به تعیین

- silicone adhesive for space use: MAPSIL® QS 1123,” In *Proceedings of the 11th ISMSE meeting, Aix en Provence, France*, vol. 1087, pp. 1-6, 2009.
- [14] S. W. Samwel, “Low earth orbital atomic oxygen erosion effect on spacecraft materials,” *Space Research Journal*, vol. 7, no.1, pp.1-13, 2014.
- [15] L. Chen, Z. Li, C. H. Lee, and W. Jiahong, “Unified model for low-Earth-orbital atomic-oxygen and atomic-oxygen/ultraviolet induced erosion of polymeric materials,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 53, pp.194-206, 2016.
- [16] G. Allegri, S. Corradi, M. Marchetti, and S. Scaglione, “Analysis of the effects of simulated synergistic LEO environment on solar panels,” *Acta astronautica*, vol. 60, no. 30, pp.175-185, 2007.
- [17] D. Heynderickx, B. Quaghebeur, J. Wera, E. J. Daly, and H. D. R. Evans, “New radiation environment and effects models in the European Space Agency’s Space Environment Information System (SPENVIS),” *Space Weather*, vol. 2, no. 10, 2004.
- [18] Z. Hooshangi, S. A. H. Fegghi, and R. Saeedzadeh, “The effects of low earth orbit atomic oxygen on the properties of Polytetrafluoroethylene,” *Acta Astronautica*, vol. 119, pp.233-240, 2016.
- [19] D. Heynderickx, B. Quaghebeur, E. Speelman, and E. Daly, “ESA’s Space Environment Information System (SPENVIS)-A WWW interface to models of the space environment and its effects,” In *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. 371, 2000.
- [20] S. Calders, N. Messios, E. Botek, E. De Donder, M. Kruglanski, H. Evans, and D. Rodgers, “Modeling the space environment and its effects on spacecraft and astronauts using SPENVIS,” In *2018 SpaceOps Conference*, p. 2598, 2018.
- [21] T. A. K. A. Nishikawa, K. A. T. S. U. M. I. Sonoda, and K. Nakanishi, “Effect of atomic oxygen on polymers used as surface materials for spacecrafts,” In *Proceedings of the Twenty-First Symposium on Electrical Insulating Materials*, pp. 191-194, 1988.
- [22] B. A. Banks, J. A. Backus, and K. K. de Groh, “Atomic oxygen erosion yield predictive tool for spacecraft polymers in low earth orbit,” *NASA TM*, 2008.
- [23] B. A. Banks, and R. Demko, 2002, “Atomic oxygen protection of materials in low Earth orbit,” In [4] Dr. Semprimoschnig, .O. A. Christophe, “Challenges for Components/Materials in the Space Environment, European Space Agency (Esa),” *European Space Research and Technology Centre (ESTEC)*, 2008.
- [5] B. A. Banks, A. Snyder, S. K. Miller, K. K. De Groh, and R. Demko, “Atomic-oxygen undercutting of protected polymers in low earth orbit,” *Journal of spacecraft and rockets*, vol. 41, no.3, pp.335-339, 2004.
- [6] B. A. Banks, J. A. Backus, M. V. Manno, D. L. Waters, K.C. Cameron, and K. K. deGroh, “Atomic oxygen erosion yield prediction for spacecraft polymers in low earth orbit,” In *Proceedings of the International Symposium on Materials in a Space Environment (ISMSE-11)*, 2009.
- [7] A. H. Stambler, K. E. Inoshita, L. M. Roberts, C. E. Barbagallo, K. K. deGroh, and B. A. Banks, “Ground-Laboratory to In-Space Atomic Oxygen Correlation for the Polymer Erosion and Contamination Experiment (PEACE) Polymers,” 2011.
- [8] K. Yokota, S. Abe, M. Tagawa, M. Iwata, E. Miyazaki, J. I. Ishizawa, Y. Kimoto, and R. Yokota, “Degradation property of commercially available Si-containing polyimide in simulated atomic oxygen environments for low earth orbit,” *High Performance Polymers*, vol. 22, no.2, pp.237-251, 2010.
- [9] A. De Rooy, “The degradation of metal surfaces by atomic oxygen,” In *Proceedings of the 3ed European Symposium on Spacecraft Materials in a Space Environment*, pp. 99-108, 1985.
- [10] B.A. Banks, and R. Demko, “Atomic oxygen protection of materials in low Earth orbit,” In *INTERNATIONAL SAMPE SYMPOSIUM AND EXHIBITION*, pp. 820-832, 2002.
- [11] B. A. Banks, K.K. de Groh, and S. K. Miller, “Low earth orbital atomic oxygen interactions with spacecraft materials,” In *MRS Online Proceedings Library Archive*, vol. 851, 2004.
- [12] S. Remaury, J. C. Guillaumon, and P. Nabarra, “Behavior thermal control coatings under oxygen and ultraviolet radiation,” *Protection of materials and structures from space environment*, Vol. 5, JI Kleiman, Z. Iskanderova, 2003.
- [13] O. Guillaumon, S. Remaury, P. Nabarra, P. Guigue-Joguet, and H. Combes, “Development of a new

INTERNATIONAL SAMPE SYMPOSIUM AND EXHIBITION, pp. 820-832, 1999.

- [24] E. ASTM, "2089-00 Standard Practices for Ground Laboratory Atomic Oxygen Interaction Evaluation of Materials for Space Applications," *Annual book of ASTM standards*, 2000.



COPYRIGHTS

© 2021 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/>)