



Scientific Extension Paper

## A Review of Satellite Thermal Simulation Facilities in the Environmental Conditions of Earth's Orbits for Composite Structures

Mehdi Jafari<sup>1</sup>, Amir Reza Ardebili<sup>2</sup> , and Amir Kaveh<sup>3\*</sup> 

1. Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2, 3. Materials and Manufacturing Technology Faculty, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

### ARTICLE INFO

#### Article History:

Received 15 April 2023

Revised 08 July 2023

Accepted 09 July 2023

Available Online 09 July 2023

#### Keywords:

Thermal barrier coating satellite

Low Earth Orbit (LEO)

Simulation facility

High vacuum

Composite

### ABSTRACT

Components of the LEO environment consisting of high vacuum, ultraviolet radiation, thermal cycles, atomic oxygen, charged particles, electromagnetic radiation, micrometeorites, and space debris significantly degrade the material properties of polymer matrix composite materials. Therefore, in the design of space structures using composite materials, the possible deterioration of mechanical properties due to long-term exposure in LEO space environment should be carefully considered. Accordingly, a reliable understanding of the LEO environment in its effects on composite materials as well as investigating its properties is very important. The space simulator system under vacuum is designed with the aim of creating a standard environment with the ability to reach high vacuums and also the ability to create low temperatures, as well as to check the qualification of space components and research materials used in the satellite. These systems analyze the behavior of satellite components, evaluate their thermal balance and performance to ensure mission success and survivability.

\*Corresponding Author's E-mail: [p90132910@aut.ac.ir](mailto:p90132910@aut.ac.ir)

### How to Cite this Article:

M. Jafari, A. Ardebili, and A. Kaveh, "A Review of Satellite Thermal Simulation Facilities in the Environmental Conditions of Earth's Orbits for Composite Structures," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 79-95, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.6>

### COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)





## مروری بر تأسیسات شبیه‌سازی حرارتی ماهواره در شرایط محیطی مدارهای زمین برای سازه‌های کامپوزیتی

مهدی جعفری<sup>۱</sup>، امیررضا اردبیلی<sup>۲</sup>، و امیر کاوه<sup>۳\*</sup>

- ۱- استادیار، مجتمع دانشگاهی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران  
۲- دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری‌های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران  
۳- استادیار، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری‌های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران

### چکیده

اجزای محیط LEO متشکل از خلأ بالا، تابش فرابنفش، چرخه‌های حرارتی، اکسیژن اتمی، ذرات باردار، تابش الکترومغناطیسی، میکروشهاب سنگ‌ها و زباله‌های فضایی، به‌طور قابل توجهی ویژگی‌های مواد کامپوزیتی زمینه پلیمری را تخریب می‌کنند. بنابراین، در طراحی سازه‌های فضایی با استفاده از مواد کامپوزیتی، خرابی احتمالی خواص مکانیکی ناشی از قرار گرفتن طولانی مدت در محیط فضایی LEO باید به دقت مورد توجه قرار گیرد. بر این اساس، درک قابل اعتماد از محیط LEO در اثرات بر روی مواد کامپوزیت و همچنین بررسی ویژگی‌های آن بسیار مهم است. سیستم شبیه‌سازی فضایی تحت خلأ با هدف ایجاد محیطی استاندارد با قابلیت رسیدن به خلأهای بالا و همچنین قابلیت ایجاد دماهای پایین طراحی می‌گردد، همچنین برای بررسی صلاحیت اجزای فضایی و تحقیقات مواد مورد استفاده در ماهواره استفاده می‌شوند. این سیستم‌ها رفتار قطعات ماهواره را تجزیه و تحلیل می‌کنند، تعادل حرارتی و عملکرد آن را ارزیابی می‌کنند تا از موفقیت و بقای مأموریت اطمینان حاصل کنند.

### اطلاعات مقاله

#### ناریخچه مقاله:

دریافت ۲۶ فروردین ۱۴۰۲  
بازنگری ۱۷ تیر ۱۴۰۲  
پذیرش ۱۸ تیر ۱۴۰۲  
اولین انتشار ۱۸ تیر ۱۴۰۲

#### واژه‌های کلیدی:

ماهواره  
مدار پایین زمین (LEO)  
تأسیسات شبیه‌سازی  
خلا بالا  
کامپوزیت

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [p90132910@aut.ac.ir](mailto:p90132910@aut.ac.ir)

#### How to Cite this Article:

M. Jafari, A. Ardebili, and A. Kaveh, "A Review of Satellite Thermal Simulation Facilities in the Environmental Conditions of Earth's Orbits for Composite Structures," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 79-95, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.6>

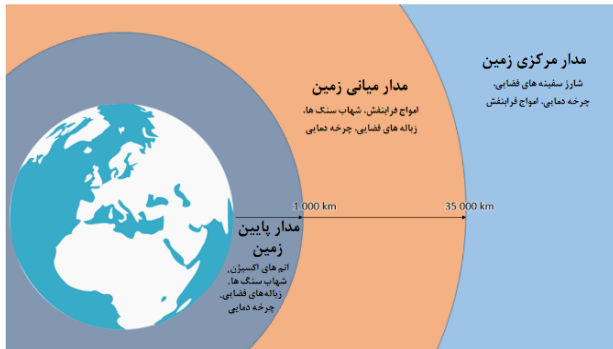
#### COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



تابعی از ارتفاع مدار نشان می‌دهد. برای تعیین مقیاس، شعاع زمین حدود ۶۳۷۰ کیلومتر است.



شکل ۱- تعریف مدارهای زمین [۷]

مدار پایین زمین به مدارهایی در محدوده ارتفاعی ۱۰۰ تا ۱۰۰۰ کیلومتری اشاره دارد که شامل ماهواره‌های رصد زمین<sup>۴</sup> می‌شود. یک مورد خاص که باید به آن اشاره کرد ایستگاه فضایی بین‌المللی (ISS) در حدود ۴۰۰ کیلومتر است. محیط تابش در مدار پایین زمین، با نرخ دوز معمولی حدود ۰/۱ کراد<sup>۵</sup> در سال، نسبتاً ملایم است. برای یک مأموریت با مدت معمول ۳ تا ۵ سال دوز کل کمتر از ۰/۵ کراد است. بیشتر مدار قطبی زمین<sup>۴</sup> و مدار پایین زمین با تمایلات بالا (بیشتر از ۵۵ درجه) هستند. شب زیاد، مدار را از میان نواحی شفق قطبی عبور می‌دهد که می‌تواند مملو از پرتوهای کیهانی یونی و ذرات شعله‌ور خورشید باشد. دوز بالاتر تشعشع در طول عبور از این مناطق انباشته می‌شود. با این حال، زمان انتقال معمولاً در مقایسه با زمان کامل مدار، کمتر است. بنابراین مشابه شرایط آن در مدار پایین زمین، نرخ دوز چند کراد در سال است. محیط تشعشع در مدار میانی زمین<sup>۵</sup> از ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتر تا ۳۵۰۰۰ کیلومتر، خشن است. زیرا مسیرهای ماهواره، عمدتاً در کمربند تشعشعی ون آلن محدود شده‌است. میزان دوز از هر دو پروتون و الکترون می‌تواند در مرتبه ۱۰۰ کراد در سال باشد و به دلیل اثرات قوی چرخه خورشیدی بسیار متغیر است. به این دلیل مدار میانی زمین تنها در صورتی استفاده می‌شود که جایگزین دیگری وجود نداشته باشد (به عنوان مثال: GPS). مدار مرکزی زمین<sup>۶</sup> در ارتفاع ۳۵۰۰۰ کیلومتری قرار دارد. ماهواره‌های مدار مرکزی زمین در معرض کمربندهای تشعشع خارجی، شاره‌های خورشیدی و پرتوهای کیهانی قرار دارند [۴ و ۳]. پدیده‌های محیطی فضا در شکل ۲ نشان داده شده‌است.

## ۱ مقدمه

تا به امروز، تعدادی از مطالعات در مورد اثرات محیط فضا بر سازه‌های مرکب برای درک مکانیسم‌های اصلاح خواص مواد پس از قرارگرفتن در معرض اجزای محیط فضا و انتخاب مواد مناسب برای سازه‌های کامپوزیت فضایی انجام شده‌است. دو روش مختلف برای انجام آزمایش قرارگرفتن در معرض محیط فضا برای آزمایش ویژگی‌های مواد در محیط فضا وجود دارد: آزمایش در پرواز و آزمایش شبیه‌سازی زمین شتاب‌دار. آزمایش حین پرواز اطلاعات دقیق و قابل‌اعتمادی را در مورد تخریب خواص مواد در محیط فضا ارائه می‌دهد، زیرا نمونه‌های مواد حمل‌شده در ایستگاه‌های فضایی یا فضاییماها می‌توانند در معرض اثرات هم‌افزایی واقعی محیط فضایی قرار بگیرند. از سوی دیگر، آزمایش شتاب‌دار شبیه‌ساز زمین، تعداد نامحدودی از مواد آزمایشی و همچنین کاهش هزینه و زمان مصرف را ارائه می‌دهد. هر دو آزمایش قرارگرفتن در معرض محیط فضایی در هنگام پرواز و شبیه‌سازی زمین برای ارائه اطلاعات ارزشمند برای طراحی و ساخت سازه‌های فضایی و/یا اجزای ساختاری با استفاده از مواد کامپوزیتی استفاده شده‌اند.

تاکنون تعداد زیاد آزمایش‌های شبیه‌سازی زمین برای تأیید تغییرات ویژگی‌های لایه‌های پلیمری و کامپوزیت ماتریس پلیمری<sup>۱</sup> ناشی از اجزای فردی محیط خشن مدار پایین زمین، توسط محققان مختلف انجام شده‌است. آسیب‌های مشابهی در ماتریس‌ها و لایه‌های پلیمری توسط عوامل محیطی خشن مدار پایین زمین شبیه‌سازی شده، به‌ویژه حمله اکسیژن اتمی مشاهده شد. هنگامی که عوامل نامطلوب به‌طور هم‌زمان در ترکیب دو یا سه مورد استفاده قرار می‌گیرند، نرخ پیری بسیار بالاتر از عوامل محیطی فردی مدار پایین زمین به دلیل اثرات هم‌افزایی بود [۱، ۲]. بنابراین، ویژگی‌های کامپوزیت ماتریس پلیمری باید تحت کل اجزای محیط فضایی مدار پایین زمین که به‌طور هم‌زمان اعمال می‌شود، درک شود. از قبل، تحقیق در مورد روش‌های محافظت از مواد کامپوزیتی در برابر محیط فضایی مدار پایین زمین باید انجام شود.

تأثیر نسبی هر یک از تأثیرات محیطی فضا بر مواد به نوع مأموریتی که فضاییما باید انجام دهد، بستگی دارد (به عنوان مثال: ارتباطات، دفاع، رصد زمین) و مهم‌تر از آن، مداری که فضاییما در آن قرار می‌گیرد. شکل ۱ عوامل اصلی تخریب سطح ماهواره در محیط مدارهای زمین را به‌عنوان

4. Polar Earth Orbit  
5. Medium Earth Orbit  
6. Geocentric Earth Orbit

1. Polymer Matrix Composite  
2. Earth Observing System (EOS)  
3. Krad (Kilo Radiation)

اگرچه آزمایش اثرات محیط فضایی را می‌توان در تأسیسات آزمایشگاهی زمینی انجام داد، اما تأسیسات زمینی اغلب اثرات محیطی ترکیبی را به‌طور دقیق شبیه‌سازی نمی‌کنند و بنابراین، همیشه عملکرد یا تخریب مشاهده شده در محیط فضا را به‌طور دقیق شبیه‌سازی نمی‌کنند. با این حال، هم‌افزایی همه عناصر محیط فضایی به‌سختی در زمین تکرار می‌شود؛ بنابراین، آزمایش‌های واقعی پرواز فضایی دقیق‌ترین داده‌های دوام ماهواره را ارائه می‌کنند.



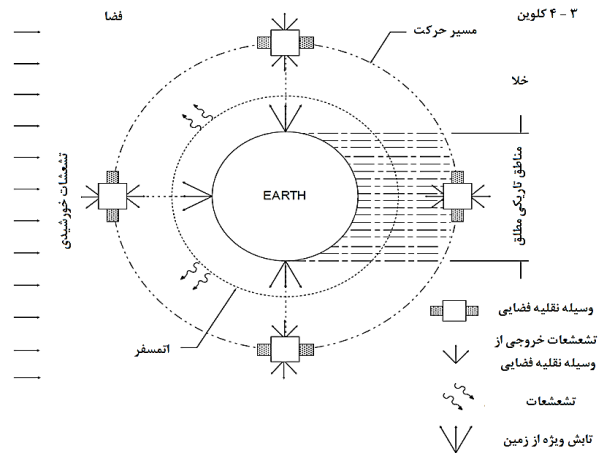
شکل ۳- شکاف‌های بزرگ ناشی از تشعشع در لایه بیرونی عایق چند لایه تلسکوپ هابل پس از ۶۸ سال قرار گرفتن در فضا [۱۵]



شکل ۴- تخریب شدید عایق چند لایه بیرونی تفلون-آلومینیومی تلسکوپ هابل پس از ۱۹ سال قرار گرفتن در فضا [۱۶]

## ۱.۲ تأثیر خلأ بر قطعات

خلأ فضا (۶- تا ۱۰-۹ تور-۴- هر تور ۱۳۳/۳۳۳ پاسکال است) باعث خروج گاز می‌شود که آزاد شدن مواد فرار از قطعات است. سپس



شکل ۲- ویژگی‌های محیطی فضا [۶،۵]

## ۲ اولویت‌های پژوهشی برای اثرات محیطی فضا

دانشمندان و مهندسان مواد پیشرفته‌ای را برای فضایی‌های سرشنین‌دار و ماهواره‌ها برای طیف وسیعی از کاربردهای پیچیده در اکتشاف فضا، حمل‌ونقل، موقعیت‌یابی جهانی و ارتباطات توسعه داده‌اند. مواد مورد استفاده در نمای بیرونی فضاپیماها در معرض تهدیدات زیست‌محیطی زیادی قرار دارند که می‌توانند بسیاری از مواد و اجزاء را تخریب کنند. این تهدیدها شامل خلأ، تابش اشعه ماوراء بنفش خورشیدی، تابش ذرات باردار (یونی‌اسیون)، پلاسما، شارژ سطحی و قوس الکتریکی<sup>۱</sup>، دمای شدید، چرخه حرارتی، ضربه‌های ناشی از میکرومتئورئوئیدها (شهاب‌سنگ‌های ریز)<sup>۲</sup> و زباله‌های مداری<sup>۳</sup> و آلودگی ناشی از محیط است. از نظر تخریب مواد در فضا، محیط مدار پایین زمین که به‌عنوان ۲۰۰ تا ۱۰۰۰ کیلومتر بالاتر از سطح زمین تعریف می‌شود، محیطی سخت برای اکثر مواد غیرفلزی است، زیرا اکسیژن اتمی همراه با سایر اجزای محیطی وجود دارند [۱۴]. تهدیدات محیطی فضایی برای اجزای ماهواره بر اساس مواد، ضخامت و سطوح تنش، بسیار متفاوت است. همچنین باید مدت‌زمان مأموریت و محیط مأموریت خاص، از جمله پارامترهای مداری برای مأموریت، چرخه خورشیدی و رویدادهای خورشیدی، زاویه دید سطوح ماهواره نسبت به خورشید و جهت‌گیری سطوح ماهواره باتوجه به بردار سرعت ماهواره در مدار پایین زمین در نظر گرفته شود [۱۴]. نمونه‌هایی از فرسایش اکسیژن اتمی و شکنندگی ناشی از تشعشع مواد در شکل‌های ۳ و ۴ ارائه شده‌است.

تعیین اینکه قرارگرفتن طولانی مدت در شرایط فضایی چگونه بر مواد مختلف تأثیر می‌گذارد و کدام مواد برای ساخت فضاپیما مناسب‌ترین هستند، می‌تواند به‌طور مؤثر از طریق آزمایش واقعی در فضا انجام شود.

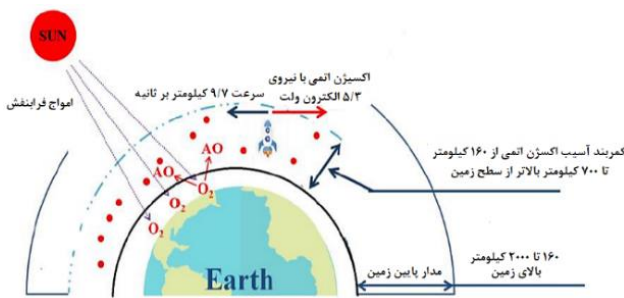
3. Micrometeoroids and Orbital Debris (MMOD)  
1. Torr

1. Surface Charging and Arcing  
2. Micrometeoroids

## ۲.۲ تأثیر اکسیژن اتمی بر قطعات

چندین شکل (آلوتروپ<sup>۲</sup>) از اکسیژن وجود دارد، درحالی‌که O<sub>2</sub> (اکسیژن مولکولی) آشناترین شکل است. ازن (O<sub>3</sub>) و اکسیژن اتمی (O<sub>1</sub>)، تک اتم، به‌اختصار (AO)، هر دو در اتمسفر فوقانی رخ می‌دهند و آلوتروپ‌های واکنشی متمایز ایجاد می‌کنند. اکسیژن اتمی از نظر شیمیایی بسیار فعال است و جزء اصلی اتمسفر در مدار پایین زمین است [۱۲ و ۱۱]. اکسیژن اتمی اغلب مواد آلی را فرسایش می‌دهد با بسیاری از فلزات و سایر مواد معدنی واکنش نشان می‌دهد. اکسیژن اتمی فقط در مدار پایین زمین وجود دارد.

اکسیژن اتمی به‌عنوان منبع اصلی فرسایش تابشی ماهواره‌ها در مدار پایین زمین در نظر گرفته می‌شود. ماهواره‌های مدار پایین زمین همیشه دارای فرورفتگی سطحی و ازدست‌دادن جرم مواد کاربردی در ساختار هستند. برد مدار پایین زمین تقریباً از ۱۶۰ کیلومتر تا ۲۰۰۰ کیلومتر بالاتر از سطح دریا است. از آنجایی که حرکت مداری اولین سرعت کیهانی ۷/۹ کیلومتر بر ثانیه است، ذره اکسیژن اتمی دارای انرژی جنبشی بیش از ۵ الکترون ولت است. شکل ۵ نمای کلی مختصری از محیط مدار پایین زمین را نشان می‌دهد که شرایط محیط تابش اکسیژن اتمی مدار پایین زمین را نشان می‌دهد. توزیع ذرات اکسیژن اتمی از ارتفاع مداری از ۸۰ کیلومتر تا ۷۰۰ کیلومتر گسترش می‌یابد. ذرات اکسیژن اتمی از تفکیک مولکول‌های اکسیژن که در معرض تابش فرابنفش خورشیدی قرار می‌گیرند، تولید می‌شوند. هنگامی که یک ماهواره در مدار با ذرات اکسیژن اتمی برخورد می‌کند، سرعت نسبی آن ۷ تا ۸ کیلومتر بر ثانیه است و باعث انرژی برخورد از ۴ تا ۵ الکترون ولت در هر اتم اکسیژن اتمی می‌شود. تحت این شرایط، ذرات پراثری AO در یک سری از فعل و انفعالات شیمیایی و فیزیکی با مواد ساختاری در معرض قرار می‌گیرند [۱۳].



شکل ۵- ماهواره‌های در شرایط خدمت رسانی در مدار پایین زمین [۱۳]

اکسیژن اتمی زمانی تولید می‌شود که پرتوهای فرابنفش با طول موج کوتاه با اکسیژن مولکولی در اتمسفر مدار پایین زمین واکنش نشان دهند. این مهم‌ترین جزء محیط فضایی در ارتفاع ماهواره از نظر تخریب مواد است. اکسیژن اتمی بسیاری از فلزات به‌ویژه نقره، مس و اسمیم را اکسید می‌کند. اکسیژن اتمی به‌شدت با هر ماده‌ای حاوی

مولکول‌های خارج‌شده روی سطوح خارجی رسوب می‌کنند و به احتمال زیاد روی سطوح سرد رسوب می‌کنند. این آلودگی مولکولی می‌تواند بر خواص نوری سطوح وسیله نقلیه و محموله و عملکرد فضاپیما، به‌ویژه برای اپتیک‌های حساس، تأثیر بگذارد. برای کاهش این مشکل، ایستگاه فضایی بین‌المللی در SSP 30426 ناسا، الزامات کنترل آلودگی خارجی ایستگاه فضایی، محدودیت‌های رسوب مولکولی، تراکم ستون‌های مولکولی القایی و انتشار ذرات را مشخص کرده است.

یک محقق باید فهرستی از تمام مواد مورد استفاده در آزمایش پرواز تهیه کند و این فهرست را برای بررسی به‌موقع ارائه کند. ناسا یک پایگاه داده از نتایج آزمایش‌های ASTM E1559، روش استاندارد آزمایشی برای ویژگی‌های خروج گاز از آلودگی مواد ماهواره، ASTM E595، روش تست استاندارد برای ازدست‌دادن جرم کل و مواد متراکم فرار جمع‌آوری شده ناشی از خروج گاز در یک محیط خلأ، نگهداری می‌کند. شناسایی مواد، مکان، مساحت سطح در معرض خلأ، محدوده دمای عملیاتی و داده‌های نرخ خروجی قابل چگالش توسط مدل شار برگشتی برنامه ISS برای محاسبه هرگونه ضربه به‌وسیله نقلیه استفاده می‌شود [۱۷]. ماده‌ای مناسب شناخته می‌شود که باید حداقل به مدت ۲۴ ساعت در دمایی بالاتر از دمای مورد انتظار در مدار یا اگر مشخص نیست در ۱۰۰ درجه سانتیگراد در خلأ حرارتی پخته شود. مجموعه‌ها ممکن است قبل از پرواز با خلأ حرارتی پخته شوند. اگر هیچ جایگزینی برای خارج شدن گازهای مواد وجود نداشته باشد، ممکن است در حین مونتاژ، یک پخت خلأ حرارتی باعث برآورده‌ساختن الزامات خروج گاز قطعات ماهواره می‌شود. پخت باید در دمای بالاتر از حد انتظار در مدار باشد، در خلأ  $10^{-6}$  تور یا بیشتر و برای حداقل ۲۴ ساعت یا تا زمانی که یک میکروبالانس کریستال کوارتز کنترل شده با دما<sup>۱</sup> در محفظه خلأ نشان دهد که دیگر مواد در حال تکامل نیستند. مواد سیلیکونی که در خلأ پخته نشده‌اند، اغلب می‌توانند حاوی مولکول‌های زنجیره کوتاهی باشند که فرار هستند و به راحتی به سطوح همسایه منتقل می‌شوند. هنگامی که این سطوح ماهواره آلوده در معرض اکسیژن اتمی در مدار پایین زمین قرار می‌گیرند، سیلیکون‌ها اکسید می‌شوند و سیلیکا (یا سیلیکات) تشکیل می‌دهند. در طول این فرآیند، هیدروکربن‌ها نیز می‌توانند روی سطح به دام بیفتند. رسوب حاصل می‌تواند یک پوشش محافظ اکسیژن اتمی را تشکیل دهد که می‌تواند در نتیجه قرار گرفتن در معرض تابش بیشتر خورشید تیره شود. این آلودگی همچنین می‌تواند اندازه‌گیری بازده فرسایش را منحرف کند، جذب خورشیدی را افزایش دهد و به مواد نوری آسیب جبران ناپذیری وارد کند.

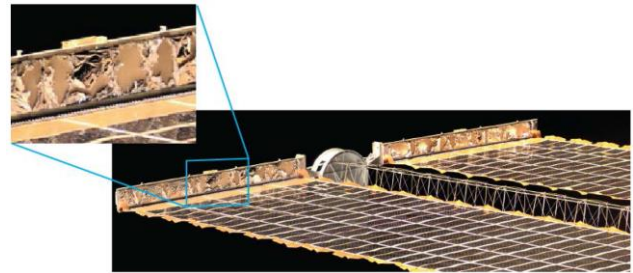
3. Allotropes

2. Temperature-Controlled Quartz Crystal Microbalance (TQCM)

به جای اتم‌های خنثی تولید می‌کنند. علاوه بر این، جهت برخورد اکسیژن اتمی ممکن است متفاوت از فضا متفاوت باشد. این تفاوت‌ها ممکن است نتایج اشتباهی به ویژه برای پلیمرهایی با دمای انتقال شیشه‌ای پایین بدهد. استامبلر [۲۱] شبیه‌سازی زمینی را با نتایج پرواز برای ۴۰ پلیمر مختلف مقایسه کرد و بازده فرسایش در آشر پلاسما<sup>۴</sup> بالاتر از آن در فضا برای هر ماده بود. منابع انرژی حرارتی اکسیژن اتمی مشکل گرمایش را برطرف می‌کنند، اما انرژی لازم برای شکستن برخی پیوندهای شیمیایی را ندارند و ممکن است برای تکرار همان فرسایش در مدار به جریان بسیار بالاتری نیاز داشته باشند.

تأسیسات پرتو اکسیژن اتمی ممکن است از انفجار لیزر یا منابع میکروویو برای تولید اکسیژن اتمی در انرژی‌های نزدیک به انرژی در ارتفاع ایستگاه بین‌المللی استفاده کند. برای پلیمرهایی که حاوی فلوتور نیستند، شبیه‌سازی‌ها در این تأسیسات عموماً نزدیک به پرواز هستند و واکنش‌پذیری اکسیژن اتمی،  $\pm 10\%$  درصد است. پلیمرهای دارای فلوتور به اشعه ماوراء بنفش تولید شده همزمان با اکسیژن اتمی حساس‌تر هستند و در نتیجه واکنش‌پذیری بالاتری در تأسیسات پرتو نسبت به مشاهده در مدار دارند. Kapton® H و Kapton® HN پلی امید رایج ترین موادی هستند که برای این منظور انتخاب می‌شوند. پلی اتیلن، پلی پروپیلن و گرافیت پیرولیتیک نیز استفاده شده‌است. با پیروی از ASTM E2089، روش‌های استاندارد برای ارزیابی برهم‌کنش اکسیژن اتمی آزمایشگاه زمینی مواد برای کاربردهای فضایی، می‌تواند نتایج را کاهش دهد. برخی از مواد نباید در مدار پایین زمین قرار بگیرند. NASA-STD-6012، حفاظت از خوردگی برای سخت افزار ماهواره، آبرکاری کادمیوم و روکش روی نباید به دلیل نگرانی‌های آلودگی استفاده شود. نقره و اسمیم به شدت با اکسیژن اتمی واکنش نشان می‌دهند و نباید بدون پوشش محافظ استفاده شوند. در برخی از لوازم الکترونیکی "بدون سرب" ممکن است از قلع خالص و لچیم کاری استفاده شود. این ممکن است به خوردگی قلع (رسوب قلع)<sup>۵</sup> یا رشد ریش ریش شدن قلع<sup>۶</sup> در مدار الکترونیکی منجر شود که به‌طور بالقوه از طریق انتشار ذرات رسانا بر قطعات الکترونیکی تأثیر منفی می‌گذارد. تصاویر مورفولوژی سطح C/C و SiC-C/C بدون پوشش قبل و بعد از آسیب اکسیژن اتمی در شکل ۷ نشان داده شده‌است. شکل ۷ (a) سطح اصلی کامپوزیت C/C را نشان می‌دهد. سطح شکسته دست نخورده است و پیروکربن سطحی که از طریق CVI تهیه شده‌است، ساختاری دوباره دارد. شکل ۷ (b) سطح C/C را پس از ۲۰ ساعت قرار گرفتن

پیوندهای کربن، نیتروژن، گوگرد و هیدروژن واکنش نشان می‌دهد، به این معنی که بسیاری از پلیمرها واکنش نشان می‌دهند و فرسایش می‌یابند. پلیمرهای حاوی فلوتور، مانند تفلون، به‌صورت هم‌افزایی واکنش نشان می‌دهند، به این معنی که واکنش‌پذیری نسبت به اکسیژن اتمی با قرارگرفتن طولانی‌تر در معرض اشعه ماوراء بنفش افزایش می‌یابد [۱۸]. حتی مواد با پوشش محافظ اکسیژن اتمی می‌توانند به دلیل فرسایش زیر برش اکسیژن اتمی در محل‌های نقص پوشش محافظ تخریب شوند (شکل ۶).



شکل ۶- کاهش اکسیژن اتمی پوشش جعبه روکش بال آرایه خورشیدی در ایستگاه فضایی بین‌المللی را پس از یک سال قرار گرفتن در فضا نشان می‌دهد [۱۹]

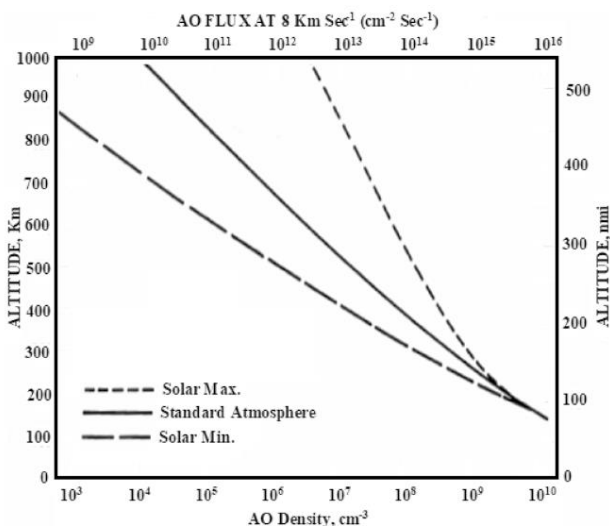
قرار گرفتن در معرض اکسیژن اتمی که با شار<sup>۱</sup> (اتم/سانتی‌متر مربع) در یک آزمایش مشخص می‌شود، نه تنها به جهت‌گیری و ارتفاع ماهواره بلکه به فعالیت خورشیدی در زمان پرواز نیز بستگی دارد. می‌تواند یک تفاوت بزرگی در شار اکسیژن اتمی بین حداکثر خورشیدی (شار بالاتر) و حداقل خورشیدی (شار پایین‌تر) وجود داشته باشد [۲۰]. آزمایشی برای تعیین واکنش‌پذیری اکسیژن اتمی که به‌عنوان بازده فرسایشی<sup>۲</sup> (اتم/سانتی‌متر مکعب) نیز شناخته می‌شود، به نوردهی به‌اندازه کافی طولانی برای وقوع فرسایش قابل‌اندازه‌گیری نیاز دارد. نرم‌افزاری مانند مدل پراکندگی نامنسجم طیف‌سنج جرمی<sup>۳</sup> (MSIS) می‌تواند برای تخمین نفوذ اکسیژن اتمی برای یک مأموریت خاص استفاده شود که سپس برای تعیین اینکه آیا آزمایش سطح بالایی از اکسیژن اتمی را برای اندازه‌گیری‌های موردنظر دریافت می‌کند یا خیر، استفاده می‌شود. ضخامت نمونه در صورتی که جریان مورد انتظار زیاد باشد، کافی است.

نتایج به‌دست‌آمده شبیه‌سازی زمینی، به حرکت، شدت و منبع اکسیژن اتمی مورد استفاده در آزمایشگاه بستگی دارد. اکسیژن اتمی در مدار حدود ۵/۲ الکترون ولت انرژی دارد که عمدتاً در نتیجه سرعت مداری ماهواره است. خاکسترهای پلاسما اکسیژن اتمی ایجاد می‌کنند، اما گرمایش، تشعشعات ماوراء بنفش شدید و درصد قابل توجهی از یون‌ها را

4. The Plasma Asher  
5. Tin Pest (Tin Plague)  
6. Tin Whisker

1. The Fluence  
2. Erosion Yield  
3. The Mass Spectrometer Incoherent Scatter

است که چگالی اکسیژن اتمی و مقادیر شار اکسیژن اتمی در طول حداکثر فعالیت خورشیدی به جای حداقل فعالیت خورشیدی زیاد است. میانگین جریان اکسیژن اتمی در سال و عمق فرسایش مربوطه در نتیجه تغییر فعالیت‌های خورشیدی در چرخه خورشیدی تغییر می‌کند. به‌طور کلی AO، از این رو O + گونه غالب در محیط مدار پایین زمین هستند. انتظار می‌رود با رسیدن رویدادهای شعله‌ور خورشید به زمین، O و O + افزایش یابد [۲۳].

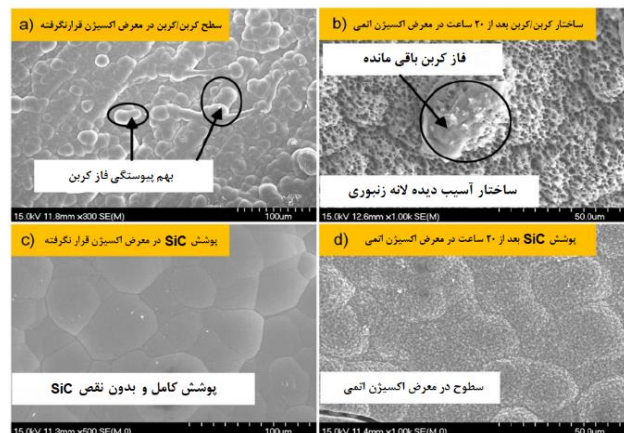


شکل ۸- رابطه بین اکسیژن اتمی و فعالیت خورشیدی [۲۳]

### ۳.۲ تأثیر اشعه ماوراء بنفش و پلازما بر قطعات

جو زمین بیشتر نور مضر خورشید را فیلتر می‌کند، اما مواد قطعات ماهواره بیشترین آسیب فوتون‌های خورشیدی را متحمل می‌شوند. درحالی‌که اکسیژن اتمی ممکن است مواد را سفید کند، اشعه ماوراء بنفش، به‌ویژه در حضور آلودگی به‌طور کلی آن‌ها را تیره می‌کند (شکل ۹). همچنین اشعه ماوراء بنفش با اتصال عرضی<sup>۲</sup> (سخت‌شدن) یا بریدگی زنجیره‌ای<sup>۳</sup> (ضعیف‌شدن) به پلیمرها آسیب می‌رساند. اشعه ماوراء بنفش تحت خلأ بالا همچنین می‌تواند فضای خالی اکسیژن در اکسیدها ایجاد کند که منجر به تغییرات رنگ قابل توجهی می‌شود. عادی‌سازی شبیه‌سازی‌های زمینی به نتایج پرواز، بستگی به مواد و نوع لامپ مورد استفاده، اعم از دوتریوم، جیوه یا جیوه-زنون و شدت لامپ (خورشید) دارد. آزمایش سریع اشعه ماوراء بنفش همچنین ممکن است به کنترل یا عدم کنترل دمای نمونه بستگی داشته باشد. هر گونه قرار گرفتن در معرض اشعه ماوراء بنفش بر روی زمین، باید با نمونه‌ها در خلأ انجام شود [۷].

در معرض اکسیژن اتمی نشان می‌دهد. آسیب گسترده سوراخ لانه زنبوری در ساختار ظاهر می‌شود، و مقداری مواد سطحی بدون تأثیر به عنوان فاز گرافیت باقی مانده باقی می‌ماند. قطعات ناشی از ضربه اکسیژن اتمی بر روی سطح فاز گرافیت باقیمانده ظاهر می‌شوند و تعداد کمی سوراخ لانه زنبوری روی سطح فاز گرافیت باقی مانده می‌توان یافت. بنابراین، پس از ۲۰ ساعت قرار گرفتن در معرض اکسیژن اتمی، مواد خوردگی انبوه و ضربه مکانیکی ناشی از آسیب اکسیژن اتمی را نشان می‌دهند. شکل ۷ (c) مورفولوژی سطح پوشش SiC را نشان می‌دهد. سطح اصلی SiC-C/C دست نخورده و کامل است. مورفولوژی سطح پوشش SiC که در معرض اکسیژن اتمی قرار گرفته‌است در شکل ۷ (d) نشان داده شده‌است. پس از ۲۰ ساعت قرار گرفتن در معرض AO، سطح پوشش SiC نشان می‌دهد که دچار تخریب و سوختگی شده‌است. ساختار آسیب دیده C/C بدون پوشش با C/C پوشش داده شده با SiC مقایسه شد. برای مدت زمان مشابه قرار گرفتن در معرض، آسیب سطحی C/C بدون پوشش بدتر است. مکانیسم‌های آسیب بیشتر تغییرات سطح پس از قرار گرفتن در معرض اکسیژن اتمی همچنان آشکار می‌شود [۲۲].



شکل ۷- مقایسه میکرومورفولوژی C/C و SiC-C/C قبل از قرار گرفتن در معرض اکسیژن اتمی (a) سطح اصلی C/C، (b) سطح C/C پس از ۲۰ ساعت قرار گرفتن در معرض اکسیژن اتمی، (c) SiC-C، (d) سطح اصلی C/C، و (d) سطح SiC-C/C پس از ۲۰ ساعت قرار گرفتن در معرض اکسیژن اتمی [۲۲]

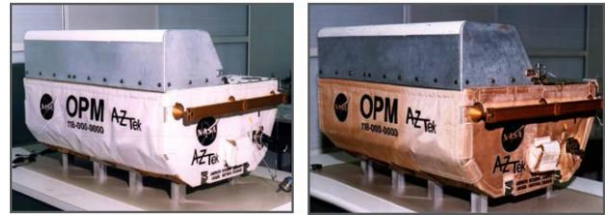
رابطه بین اکسیژن اتمی و فعالیت خورشیدی<sup>۱</sup> در شکل ۸ نشان داده شده‌است. فعالیت خورشیدی تأثیر زیادی بر چگالی اکسیژن اتمی در یونوسفر دارد و این منجر به افزایش عمق فرسایش برای مواد سطوحی می‌شود که مستقیماً در معرض اکسیژن اتمی هستند. از شکل مشخص

ضروری می‌کند. در مدار پایین زمین، اثرات تخریب اکسیژن اتمی و ماوراء بنفش می‌تواند عواقب مخربی برای ساختارهای پلیمری و کامپوزیت در ماهواره‌ها و تأسیسات فضایی داشته باشد. مواد کامپوزیتی مانند پلیمر تقویت شده با فیبر کربن (CFRP) یا مواد پلیمری مانند پلی اتریمید و پلی استایرن به‌طور گسترده در ساخت ماهواره برای کاربردهای مختلف از جمله اجزای ساختاری، عایق حرارتی و مهم‌تر از مجموعه‌های فرکانس رادیویی استفاده می‌شود. حفاظت از مواد چندلایه، یک مانع حفاظتی چندلایه، اثرات اکسیژن اتمی و اشعه ماورای بنفش را بدون ایجاد اختلال در عملکرد مجموعه‌های آزمایش شده، کاهش می‌دهد. این سد حفاظتی چند لایه که از طریق سیستم رسوب شیمیایی بخار (PECVD) با پلاسما ساخته شده‌است، به گونه‌ای طراحی شده که تمام لایه‌های لازم را بدون شکستن خلأ رسوب دهد تا چسبندگی به سطح زیرلایه به حداکثر برسد و از فرسایش (حفرات سوزنی شکل) اطمینان حاصل شود [۱۰].

## ۴.۲ تأثیر درجه حرارت شدید و چرخه حرارتی بر قطعات

همان‌طور که ماهواره در طول گردش خود به‌دور زمین به داخل و خارج از نور خورشید حرکت می‌کند، درجه‌ای که یک ماده دچار نوسانات دمایی چرخه‌های حرارتی می‌شود، به ویژگی‌های حرارتی-اپتیکی (جذب خورشید<sup>۱</sup> و گسیل حرارتی<sup>۲</sup>)، دید آن به خورشید و به زمین، مدت‌زمان در نور خورشید و در سایه، جرم حرارتی آن و تأثیر تجهیزات یا اجزایی که گرما تولید می‌کنند، بستگی دارد [۲۴]. یک قانون کلی برای این تغییرات دمایی چرخه‌ای ۱۲۰- تا ۱۲۰+ درجه سانتی‌گراد است، اما جذب خورشیدی بالا با تابش مادون‌قرمز کم به نوسانات دما بیشتر کمک می‌کند.

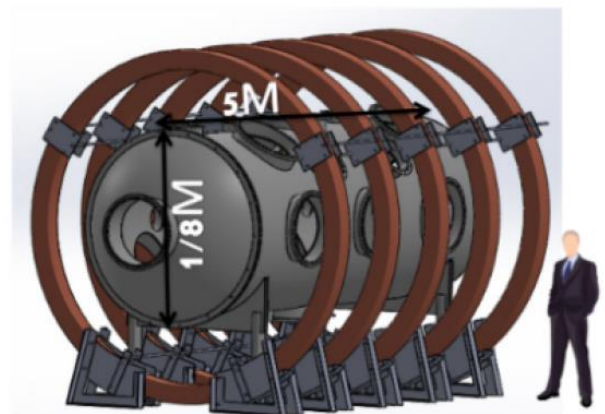
به دلیل فراتر از حد مجاز دمای لمس برای دستکش فضانوردان، ممکن است مناطق وسیعی از مواد با خواص حرارتی ضعیف در ایستگاه فضایی بین‌المللی مجاز نباشد. در صورت وجود عدم تطابق در ضرایب انبساط حرارتی<sup>۳</sup> بین پوشش و زیرلایه، پوشش‌های محافظ ممکن است در محیط مدار ماهواره تخریب شوند. شانزده چرخه حرارتی در روز (ایستگاه فضایی بین‌المللی تقریباً هر ۹۲ دقیقه یک‌بار به‌دور زمین می‌چرخد) ممکن است منجر به ترک خوردن، پوسته‌پوسته شدن یا تشکیل سوراخ‌هایی در پوشش



شکل ۹- تصاویر قبل و بعد قطعه‌ای از ایستگاه فضایی میر پس از ۹ ماه قرار گرفتن در معرض ماوراء بنفش [۷]

دستگاه‌های شبیه‌سازی پلاسمای فضایی برای ارائه پلاسمای مشابه مانند پلاسمای فضایی ساخته شده‌اند و نقش اصلی بررسی فیزیک بنیادی پلاسمای فضایی مانند امواج پلاسمای فضایی و ناپایداری، مدل‌سازی محیط‌های فضایی زمین و سیاره، شبیه‌سازی گرمایش یونوسفر، مغناطیسی را دارند. تولید میدان و اتصال مجدد [۸].

اتاق‌های شبیه‌سازی پلاسمای فضایی (شکل ۱۰) برای انجام مطالعات و شبیه‌سازی‌های فیزیک پلاسما، یونوسفر و مگنتوسفر استفاده می‌شوند. همچنین این محفظه برای آزمایش ماهواره، رانشگر، برد الکترونیکی، ابزارهای فضایی و حسگرهای مورد استفاده در یونوسفر مناسب است. استفاده دیگر از این حفره توسط حالت تشدید و فرکانس مگنترون تعیین می‌شود. درحالی‌که فرکانس مگنترون ثابت است (۲/۴۵ گیگاهرتز)، یک حالت رزونانسی که یک میدان الکتریکی ثابت به‌عنوان تابعی از شعاع ایجاد می‌کند، انتخاب می‌شود [۹].



شکل ۱۰- اتاق شبیه‌سازی پلاسمای فضایی ایران [۹]

با تحقق تأسیسات فضایی بزرگ‌تر و پیچیده‌تر، افزایش سطح در معرض اثرات اکسیژن اتمی و اشعه ماورای بنفش انتظار می‌رود که یکپارچگی ساختاری سازه‌های فضایی را برای توسعه آینده

3. Coefficients of Thermal Expansion

1. Solar Absorptance  
2. Thermal Emittance

طولانی نیاز دارد. آزمایشات زمینی، معمولاً با سرعت‌های آهسته‌تر (کمتر از ۸ کیلومتر بر ثانیه) نسبت به آنچه در مدار یافت می‌شوند، انجام می‌شود. بنابراین ممکن است تبخیر، پوسته شدن یا نفوذ را دقیقاً مدل‌سازی نکند. ابزارهای تحلیلی مانند کد هیدرودینامیک ذرات صاف<sup>۱</sup> در دسترس هستند و برای پیش بینی اثرات ضربه استفاده می‌شوند. این ابزارها فقط تا حد سرعت تأسیسات آزمایش زمین فعلی تأیید شده‌اند.



**شکل ۱۲** - برخورد میکروشهاب سنگ یا بقایای مداری بر پوشش Tiodize با قطر ۲/۵۴ سانتی متر روی تیتانیوم منجر به یک شکاف با عمق ۰/۶ میلی متر و قطر تقریباً ۳ میلی متر (از بین رفتن پوشش) شده‌است [۷]

در کنار پخت در خلأ و انتخاب مواد مناسب، رویکرد دیگر برای کاهش آلودگی، آگاهی از دید به اپتیک‌های حساس و طراحی مسیرهای درجه بر این اساس است. NASA SSP 30426 مشخص می‌کند که محدودیت تولید ذرات از یک آزمایش، ۱ ذره (قطر کوچکتر از ۱۰۰ میکرومتر) در هر مدار، در هر میدان دید  $1 \times 10^{-5}$  استرادیانی<sup>۲</sup> است که توسط تلسکوپ دیافراگم با قطر ۱ متر دیده می‌شود. این الزام تولید ذرات در مورد قطعات متحرک و درجه‌ها نیز صدق می‌کند. تولید زباله‌هایی که در فوریه ۲۰۱۵ رخ داد، یک میدان زباله‌ای متشکل از ۴۳ شی قابل ردیابی در نزدیکی ماهواره هواشناسی DMSP-F13 نیروی هوایی ایالات متحده مشاهده شد، که باعث شد برخی به این نتیجه برسند که باتری‌های بیرونی ماهواره توسط برخورد زباله‌های فضایی متلاشی شده‌اند [۲۶]. تجمع زباله‌های مداری توسط اجسام و جرم در شکل ۱۳ نشان داده شده‌است. در سال ۲۰۰۹، ماهواره عملیاتی ایالات متحده ایریدیوم ۳۳<sup>۳</sup> با ماهواره روسی کاسموس ۲۲۵۱<sup>۴</sup> غیرعملیاتی در ارتفاع ۷۹۰ کیلومتری و با سرعت بیش از ۱۱ کیلومتر بر ثانیه برخورد کرد که باعث تولید بیش از ۲۰۰۰ شی زباله

شود که سپس به اکسیژن اتمی اجازه می‌دهد تا به مواد زیرین حمله کند (شکل ۱۱).



**شکل ۱۱** - عکس پس از پرواز، نمونه‌هایی از ایستگاه فضایی بین‌المللی [۷]

## ۵.۲ تأثیر برخورد میکرو شهاب‌سنگ و زباله مداری بر قطعات

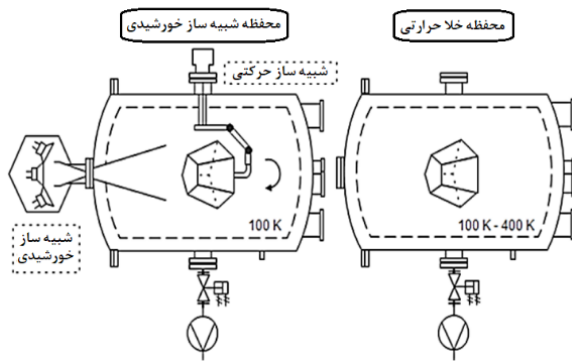
همه نواحی یک ماهواره ممکن است تحت تأثیر شهاب‌سنگ‌هایی که با سرعت ۶۰ کیلومتر بر ثانیه حرکت می‌کنند، قرار بگیرند. سطوحی که در جهت پیشرونده (رم) قرار دارند، بیشتر از سطوحی که در جهت بیداری قرار دارند، با زباله‌های فضایی برخورد می‌کنند و با سرعت متوسط ۱۰ کیلومتر بر ثانیه حرکت می‌کنند. زباله‌های فضایی با چرخه خورشیدی تغییر می‌کنند: با افزایش فعالیت خورشید، اتمسفر گرم می‌شود و کشش زباله‌های فضایی در مدار افزایش می‌یابد. زباله‌های فضایی بزرگ را می‌توان ردیابی کرد تا ماهواره بتواند مانورهای اجتنابی را انجام دهد، اما هیچ راه کنونی برای جلوگیری از برخورد زباله‌های کوچک وجود ندارد. بیشتر ضربه‌ها بر روی بدنه کوچک بوده‌اند و گودی‌های با قطر بزرگتر از ۰/۵ میلی‌متر ایجاد کرده‌اند. به عنوان مثال، تکه تکه شدن فضاییامی Fengyun 1-C در سال ۲۰۰۷ و برخورد به ماهواره‌های ایریدیوم ۳۳ و کاسموس ۲۲۵۱ در سال ۲۰۰۹، زباله‌های فضایی قابل ردیابی را تا ۶۰ درصد افزایش داد. در نتیجه این دو رویداد، تعداد ذرات غیرقابل ردیابی ممکن است تا ۲۵۰۰۰۰ عدد یا بیشتر افزایش یافته باشد [۲۵].

برخورد میکرو شهاب‌سنگ یا زباله‌های فضایی، ممکن است قطعات را بشکافتند و پوشش را از بین ببرند (شکل ۱۲) یا یک سلول خورشیدی را کوتاه کنند (قسمتی از سلول خورشیدی از کار بیفتد یا کنده شود). محافظت از ماهواره در برابر ضربه‌ها و قرار دادن آن در معرض محیط فضایی بیخطر دشوار است. به همین ترتیب، اگر آزمایشی طرح‌های مختلف محافظت در برابر زباله‌های فضایی را آزمایش کند، به یک منطقه بزرگ و بدون محافظ در فضا برای مدت

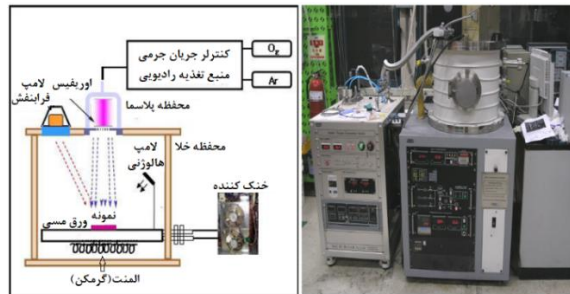
3. Iridium 33  
4. Cosmos 2251

1. The Smooth Particle Hydrodynamic Code  
2. Steradian Field

قابل ردیابی شد. در سال ۲۰۰۷، چینی‌ها ماهواره هواشناسی غیرعملیاتی Fengyun-1C خود را در طی یک آزمایش تسلیحات ضدماهواره<sup>۱</sup> منهدم کردند.



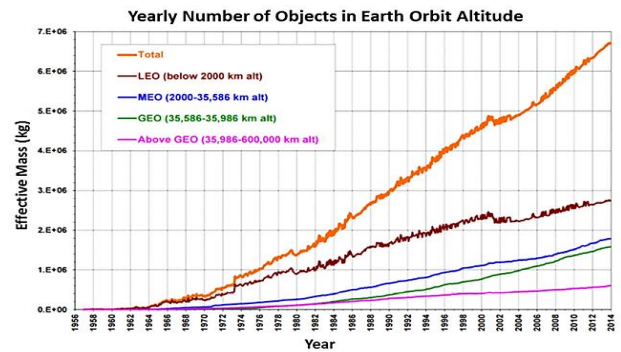
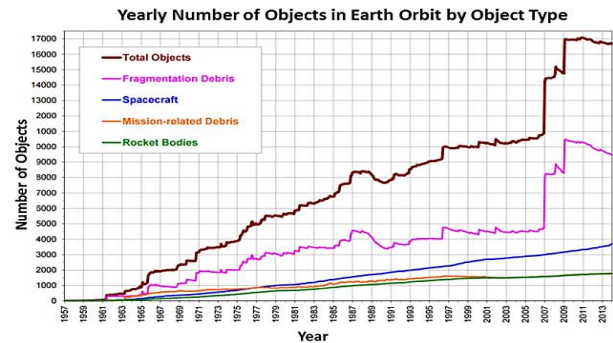
شکل ۱۴- انواع اتاق‌های شبیه‌سازی فضا [۳۲]



شکل ۱۵- شماتیک و نمونه واقعی تأسیسات شبیه‌سازی مدار پایین زمین با قابلیت ایجاد فشار اتمسفری در حدود  $10^{-6}$  تور، چرخه حرارتی ۱۰۰ الی ۳۰- درجه سانتی‌گراد، امواج فرابنفش و پلاسما [۳۳]

در تأسیسات شبیه‌سازی مورد استفاده آن‌ها، تابش ماوراء بنفش محیط مدار پایین زمین با استفاده از یک لامپ ماوراء بنفش که تابش را در طول موج نزدیک به ۲۰۰ نانومتر ساطع می‌کند، شبیه‌سازی شد. دمای سطح‌رو به خورشید با استفاده از یک لامپ هالوژن، در داخل محفظه شبیه‌سازی شد، درحالی‌که دمای سطح سایه با استفاده از یخچال شبیه‌سازی شد که خنک‌کننده قابل استفاده مجدد را از طریق یک لوله در محفظه به گردش درآورد. حداکثر و حداقل دمای عملیاتی برای شبیه‌سازی چرخه حرارتی به ترتیب ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد و ۳۰- درجه سانتی‌گراد بود. با افزایش دما در حدود ۲۲ درجه سانتی‌گراد در دقیقه و کاهش دما در حدود ۵/۳ درجه سانتی‌گراد در دقیقه، یک چرخه حرارتی کامل (از ۳۰- درجه سانتی‌گراد تا ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد و بازگشت به ۳۰- درجه سانتی‌گراد) حدود ۳۰ دقیقه طول می‌کشد [۳۳، ۳۱].

در ارتفاع حدود ۳۰۰ کیلومتری، چگالی AO از تقریباً  $10^9 \times 8$  اتم بر سانتی‌متر مکعب (در طول حداکثر فعالیت خورشیدی) تا تقریباً  $10^9 \times 2$  اتم بر سانتی‌متر مکعب (در طول حداقل فعالیت خورشیدی) متغیر است.



شکل ۱۳- تجمع زباله‌های مداری ۱۹۵۶-۲۰۱۴ [۲۷-۳۰]

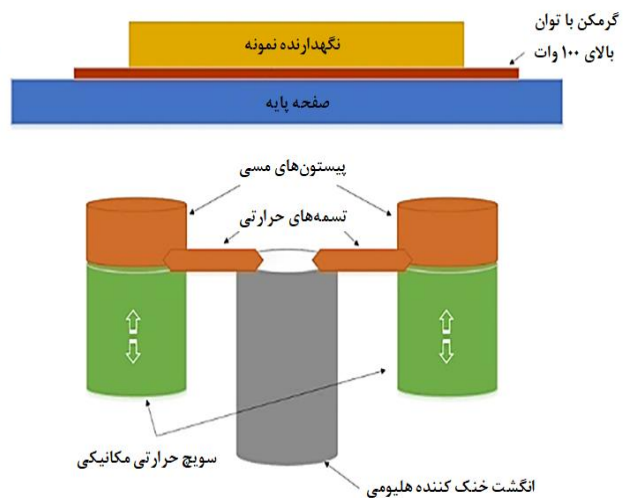
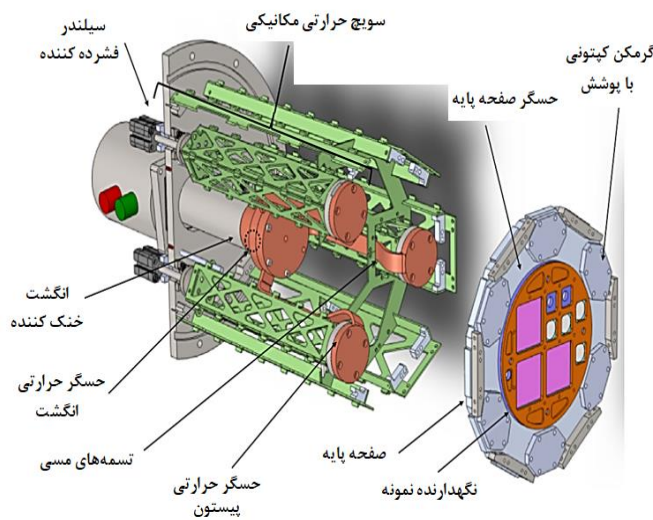
### ۳ تأسیسات شبیه‌سازی محیط مدارهای زمین

دو نوع شبیه‌ساز محیط فضایی وجود دارد، آن‌هایی که دارای شبیه‌ساز خورشیدی<sup>۲</sup> هستند و آن‌هایی که بدون شبیه‌ساز خورشیدی هستند [۵] (شکل ۱۴). سیستم‌های دارای شبیه‌ساز خورشیدی امکان انجام آزمایش‌هایی را برای تعیین تعادل حرارتی و شناخت ویژگی‌های توزیع حرارتی تجربه‌شده توسط ماهواره در طول قرارگرفتن در معرض خورشید را فراهم می‌کنند. سیستم‌های بدون شبیه‌ساز خورشیدی به عنوان محفظه‌های خلأ حرارتی [۵] شناخته می‌شوند. این سیستم‌ها همچنین شرایط محیطی فضا، از جمله تابش خورشیدی را با استفاده از دستگاه‌های مختلف در تنظیمات آزمایشی بازسازی می‌کنند. پارک و همکاران [۳۳] جهت آزمون قطعات کامپوزیتی خود از محفظه خلأ در تأسیسات شبیه‌سازی برای ایجاد فشار اتمسفر در حدود جو مدار پایین زمین استفاده کردند. در شکل ۱۵، شماتیک محیط فضای مدار پایین زمین و تصویر تأسیسات شبیه‌سازی مورد استفاده آن‌ها نشان داده شده‌است.

می‌شود، استفاده شد. زیرسیستم چرخه خلا حرارتی<sup>۲</sup> چرخه دما هنگام نگهدارنده نمونه را ارئه می‌داد. برای انجام این کار یک منبع داغ، منبع سرما؛ مکانیزم سوئیچینگ حرارتی؛ و ایزوله حرارتی بین نگهدارنده نمونه و محفظه خلا لازم است. شماتیک زیرسیستم چرخه خلا حرارتی [۳۶] در شکل ۱۶ نشان داده شده‌است. در طراحی آن‌ها، یک کرایو کولر هلیومی (به عنوان منبع سرد، ۸۰ کلوین)، المنت به عنوان منبع گرم و یک کلید حرارتی مکانیکی استفاده شد. کلیدهای حرارتی مکانیکی می‌توانند تماس فیزیکی یا غیر فیزیکی بین پیستون‌های مسی (که به منبع سرد متصل هستند) و صفحه پایه (جایی که نگهدارنده نمونه مونتاژ می‌شود) ایجاد کنند. در طول گرم شدن، کلیدهای حرارتی مکانیکی پس زده می‌شوند و المنت‌ها روشن می‌شوند و صفحه پایه AA5083 و نگهدارنده نمونه گرم می‌شوند. در حین خنک شدن المنت‌ها خاموش هستند و کلیدهای حرارتی مکانیکی پیستون‌های مسی را به حرکت در می‌آورند و آن‌ها را به پشت صفحه پایه فشار می‌دهند. برای رسیدن به بالاترین دما، سطوح پیستون جدا می‌شوند (یعنی به سمت عقب حرکت می‌کنند) و المنت‌ها (هیترهای کپتون نازک) روشن می‌شوند.

اگر یک ماهواره در آن ارتفاع با سرعت ۸ کیلومتر بر ثانیه بچرخد، با ذرات اکسیژن اتمی با انرژی جنبشی در حدود ۵ الکترون ولت در شار اسمی اکسیژن اتمی که تقریباً بین  $10^{14}$  تا  $10^{15}$  اتم بر سانتی‌متر مربع است، مواجه می‌شود [۳۴]. در تأسیسات شبیه‌سازی مدار پایین زمین، سیستمی برای تولید شار اکسیژن اتمی از طریق منبع پلاسمایی فرکانس رادیویی ساخته شد. منبع پلاسما از طریق منبع گاز  $O_2$  و  $Ar$  و منبع تغذیه ۶۰۰ وات و  $13/56$  مگاهرتز کار می‌کرد. هنگام کار با سیستم تولید اکسیژن اتمی، با نرخ جریان گاز اکسیژن ۵ sccm<sup>۱</sup> و توان ۲۰۰ وات، حداکثر اسکن اکسیژن اتمی در میان سایر نرخ‌های جریان مخلوط گازی مختلف یافت شد. حداکثر چگالی اکسیژن اتمی تقریباً  $10^{11} \times 5/13$  اتم بر سانتی‌متر مکعب بود. دمای تخمین زده شده اکسیژن اتمی خنثی در پلاسمای اکسیژن تقریباً  $0.04$  الکترون ولت بود [۳۳].

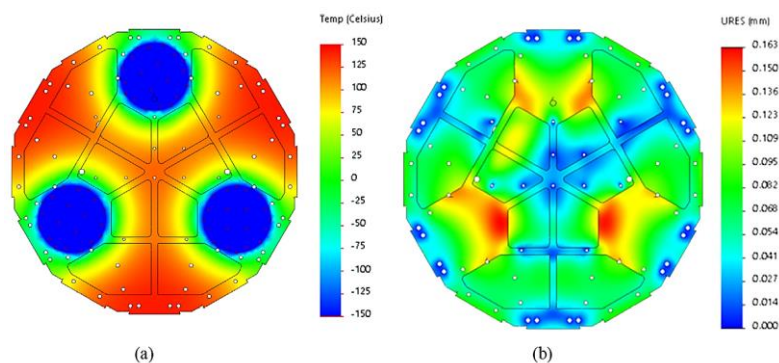
گردو و همکاران [۳۵] دستگاه شبیه ساز محیط فضایی را طراحی و ساختند. محفظه خلا یک استوانه فولادی ضد زنگ با طول ۹۸۶ میلی‌متر و شعاع پایه ۳۲۱ میلی‌متر است. مکانیسم پمپ خلا شامل یک پمپ خلا توربومولکولی است که برای بدست آوردن و حفظ فشار داخل محفظه زیر ۱۰ میلی بار تا ۶ میلی بار که توسط حسگر خلا نظارت



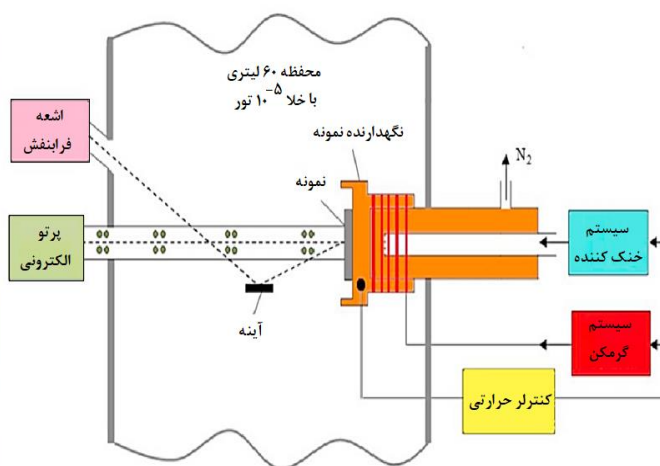
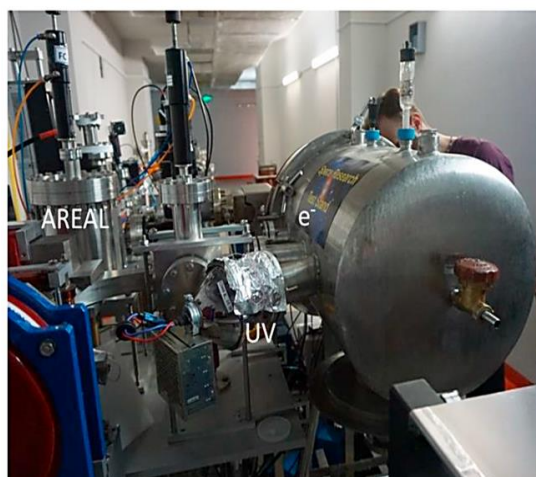
شکل ۱۶- اجرای مکانیکی کامل سه بعدی زیرسیستم چرخه خلا حرارتی [۳۶]

۱۷ نشان داده شده‌است. در شکل ۱۷ (a) نشان داده شده‌است که گرادیان حرارتی یکنواخت به نظر می‌رسد که کاهش سطح مقطع را نادیده گرفته‌است. در شکل ۱۷ (b) نشان داده شده‌است که حداکثر جابه‌جایی کمتر از ۲۰۰ میلی‌متر است. بر اساس این شبیه‌سازی یک صفحه پایه جدید تولید شد [۳۵].

باتوجه به این تغییر سیستم، دو تحلیل المان محدود انجام شد، یکی برای مشاهده گرادیان حرارتی (در حین فعال‌سازی سوئیچ حرارتی) و دیگری تغییر مکان. هر دو مطالعه از یک مطالعه گذرا بازیابی شدند که در آن کل صفحه پایه در دمای  $150^+$  درجه سانتی‌گراد بود و سپس در دمای  $150^-$  درجه سانتی‌گراد در مناطقی که پیستون‌ها صفحه پایه را لمس می‌کنند، اعمال شد که در شکل



شکل ۱۷- (a) گرادیان دما، (b) تغییر شکل بر اساس گرادیان دمایی مشابه [۳۵]



شکل ۱۸- پایه آزمایش تحقیقات فضایی<sup>۱</sup> متصل به تأسیسات شتاب‌دهنده AREAL [۳۷]

بالاترین درجه تقارن را برای همه فلنچ‌ها فراهم می‌کند. بنابراین تراز عوامل مختلف برای اعمال همزمان را تسهیل می‌کند. دو روش برای قرار گرفتن آسان نمونه با هر هندسه پیچیده در محفظه خلأ شامل: یک درب دسترسی برای تعویض نمونه و دیواره‌های دو قسمتی جدا شدنی برای نصب نمونه‌های بزرگتر [۴۳]. در صورت اعمال جانبی پرتو لیزر در منبع اکسیژن اتمی (شکل ۲۰)، پالس لیزر با استفاده از سیستم نوری متشکل از یک راهنما، درگاه ZnSe (۶) و مجموعه‌ای از محفظه TMMEs اعمال می‌شود. آینه‌های مادون قرمز، با لنز ZnSe با فاصله کانونی ۵۰۰ میلی‌متری (۵) که با استفاده از سیستم فوکوس تنظیم می‌شوند (۴) فوکوس می‌شوند. یک آینه مسطح مولیبدن (۷) که بر روی تکیه گاه آینه کنترل شده با استپر موتور ثابت شده‌است، (۸) اجازه می‌دهد تا زاویه برخورد پرتو لیزر بین ۱۰ تا ۱۲ درجه تنظیم شود و پالس لیزر به نازل مخروطی منعکس شود (۱۰). نمونه‌هایی که در معرض پرتو اکسیژن اتمی قرار دارند روی نگهدارنده

بریتسیان و همکاران [۳۷] یک محفظه خلأ برای شبیه‌سازی شرایط مدار پایین زمین مربوط می‌شود، طراحی و ساختند (شکل ۱۷). این محفظه در تأسیسات شتاب‌دهنده الکترون AREAL (مؤسسه کندل ارمنستان) امکان تولید الکترون‌های شتاب‌دار با مدت‌زمان پالس بسیار کوتاه ( $4 \times 10^{-13}$  ثانیه) و انرژی ۳/۵ مگاولت را می‌دهد. دستگاه شبیه‌ساز از فولاد زنگ‌نزن ساخته شده‌است، دارای فرم استوانه‌ای با حجم محفظه ۶۰ لیتر است و از طریق یک لوله خلأ به شتاب‌دهنده خطی AREAL متصل می‌شود که به الکترون‌ها اجازه می‌دهد تا با چگالی جریان بالا (حدود ۶۰ آم/سانتی متر مربع) برای هر پالس شتاب بگیرند (شکل ۱۸).

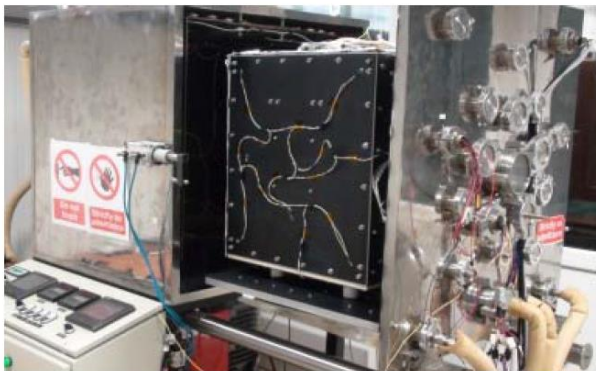
بر اساس معیارهای شبیه‌سازی محیط فضایی مدار پایین زمین، محفظه خلأ از فولاد ضدزنگ با تمام اتصالات (فلنچ) طراحی شده برای شرایط خلأ بالا ساخته شده‌است. طراحی کروی محفظه خلأ (شکل ۱۹)،

درگاه‌های مشاهدات بصری، تحریک الکترواستاتیک، کنترل حرکت و فرآیندهای مرتبط را تسهیل می‌کنند. نمای محفظه ECLIPS در شکل ۲۱ نشان داده شده‌است [۳۹، ۴۰].



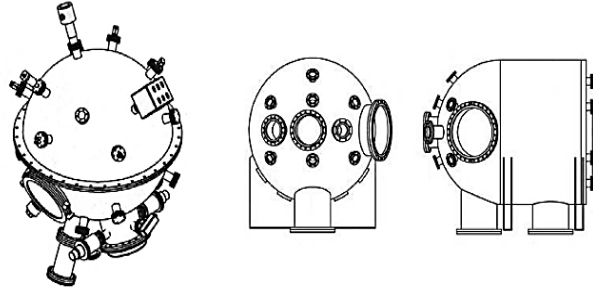
شکل ۲۱- تأسیسات شبیه‌سازی محیط‌های فضایی ECLIPS [۳۹، ۴۰]

آزمون بالانس حرارتی یکی از آزمون‌های الزامی در سطح زیرسیستمی و سیستمی است. در این تست علاوه بر ارزیابی طراحی حرارتی، عملکرد سخت‌افزارهای حرارتی نیز بررسی می‌شود. به‌طور معمول این آزمون‌ها روی مدل حرارتی یا مدل سازه‌ای - حرارتی اجرا می‌شود. محفظه‌ی خلاء دانشگاه صنعتی امیرکبیر که از ابتدای پروژه آتست برای انجام تست‌های سیکل خلاء حرارتی طراحی و ساخته شده‌است (شکل ۲۲)، یکی از معدود محفظه‌های خلاء عملیاتی داخل کشور است که ابعاد داخلی آن برای قرار دادن مدل حرارتی ماهواره آتست مناسب است. مشخصات این محفظه در جدول ۱ فهرست شده‌است [۴۱].

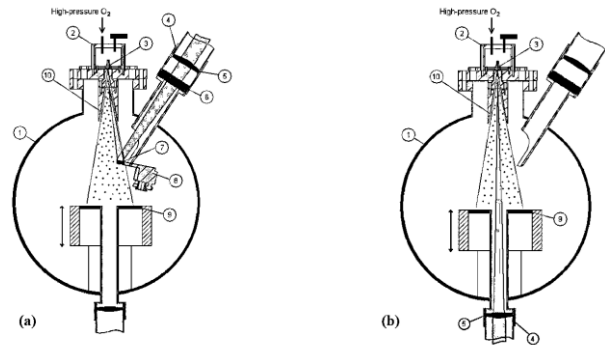


شکل ۲۲- محفظه‌ی خلاء دانشگاه صنعتی امیرکبیر و مدل حرارتی ماهواره داخل آن [۴۱]

نمونه (۹) قرار دارند. فشار در محفظه خلاء در طول پالس گاز از  $10^{-7}$  به  $4 \times 10^{-5}$  تور افزایش می‌یابد و به محض اینکه گاز وارد شده قبل از پالس گاز بعدی پمپ شود به  $10^{-6}$  تور باز می‌گردد [۳۸].



شکل ۱۹- طرح محفظه خلاء کروی [۳۸]



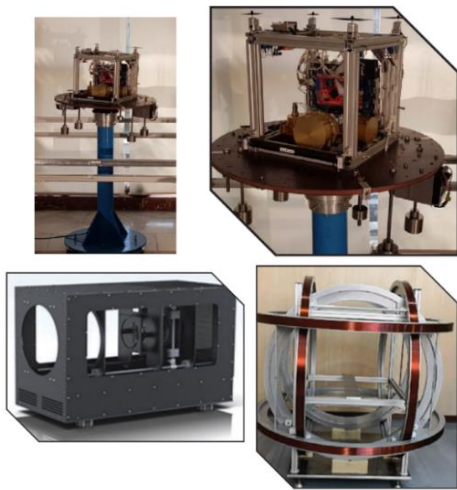
شکل ۲۰- ارائه شماتیک منابع برخورد لیزر با اکسیژن اتمی (a) جانبی و (b) محوری [۳۸]  
هدف محفظه ECLIPS سنجش قطعات ماهواره بدون تماس در مدار استوایی ژئوسنکرون<sup>۲</sup>، مطالعه تحریک الکترواستاتیک اجسام باردار و اجزای ساختاری و کاوش روش‌های تحریک الکترواستاتیک در پرتوهای پلاسما در مدار پایین زمین است. تجهیزات شامل یک تفنگ الکترونی که برای شارژ فعال جسم هدف به کار می‌رود و چندین منبع تغذیه با ولتاژ بالا داراست. پروژه‌های خاص به‌شدت به در دسترس بودن تجهیزات خاص بستگی دارد. به‌عنوان مثال، یک طیف ماوراء بنفش در محیط خلاء، درحالی‌که منابع جریان یونی و امواج پلاسما در حال اعمال است جهت مطالعه بدون تماس استفاده می‌شوند. برخی از کاربردهای مربوط به الکترون‌های ثانویه کم انرژی نیز ممکن است از توانایی کنترل محیط مغناطیسی استفاده شوند [۳۹].

یک محفظه خلاء به سبک بل چار<sup>۳</sup> با قطر ۷۵ سانتی متر و ارتفاع ۱ متر از فولاد زنگ نزن ساخته شده‌است و دارای رابط سنگ زنی شده که شامل یک شبکه از ۲۰ حفره برای دسترسی به اجزای داخلی می‌باشد. این محفظه در محدوده  $10^{-6}$  تا  $10^{-7}$  تور کار می‌کند و به یک سیستم پمپاژ دو مرحله‌ای متشکل از یک پمپ اسکرول Agilent IDP-15 و یک پمپ توربومولکولی ناوبری Agilent Turbo-V 1001 متصل است.

2. Geostationary Equatorial Orbit  
3. Bel Jar

1. The Electrostatic Charging Laboratory for Interactions Between Plasma and Spacecraft

آزمایشگاه قابلیت اطمینان و پایش سلامت شد. این آزمایشگاه مجهز به اتاق تمیز و استاندارد با ابعاد  $4 \times 3 \times 3$  مترمکعب و چهار دستگاه اندازه‌گیری، شامل: دستگاه پایش وضعیت بیرینگ و محاسبه عمر باقیمانده، دستگاه چمبر تست دما، دستگاه التراسونیک و دوربین دمانگاری می‌باشد (شکل ۲۴). چمبر تست دما، محفظه‌ای با حجم ۱۵۰ لیتر است که با استفاده از آن امکان انجام تست دمایی در محدوده  $40- \text{ تا } 180+$  درجه سانتی‌گراد، وجود دارد. بیشترین نرخ تغییر دما در این دستگاه ۶ درجه سانتی‌گراد بر دقیقه است. سیستم کنترلر این دستگاه متشکل از PLC و HMI است که قابلیت کنترل و پایش از راه دور نیز به آن اضافه شده‌است. این چمبر قابلیت تأمین تمامی دماهای درون گستره دمایی را دارد [۴۳].



شکل ۲۳- میز سه درجه آزادی شبیه‌ساز مدار زمین واقع در آزمایشگاه پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه هوافضا [۴۲]



شکل ۲۴- دستگاه چمبر دما، آزمایشگاه قابلیت اطمینان و پایش سلامت پژوهشگاه هوافضا [۴۳].

### جدول ۱- مشخصات محفظه‌ی خلأ دانشگاه صنعتی امیرکبیر [۴۱]

بخش	مشخصات
ابعاد مفید داخلی	عمق: ۶۵cm عرض: ۷۰cm ارتفاع: ۷۵cm
سیستم خلأ	یک پمپ روتاری برای خلأ پایین و یک پمپ توربو برای خلأ بالا محیط خلأ تمیز با فشار نهایی $10^{-7}$ mbar فشارسیج با محدوده‌ی اندازه‌گیری $10^{-9}$ تا $100$ mbar با خطای حداکثر ۱٪ ثبت کامل مقدار فشار در هر لحظه در رایانه
سیستم حرارتی	محدوده‌ی دمای $C(125+)$ تا $C(85-)$ کنترل صفحه‌ی اصلی، درب و جداره به صورت مجزا کنترل PID دما برای هر سه مورد قبل قابلیت استفاده از انواع حسگرها در سیستم داده‌برداری قابلیت کنترل کامل سیستم حرارتی با استفاده از رایانه
ابزارهای جانبی	انواع کانکتورهای ارتباطات (فیدتروها) الکتریکی و مخابراتی (SMA, SMD, BNC, DB9, DB15, DB24, ...) پوشش جداره‌ها: آنودایز سیاه‌رنگ پوشش صفحه‌ی اصلی: فولاد جلا یافته‌ی براق (قلیل تغییر به آنودایز سیاه) Residual Gas Analyzer (RGA)

مرکز آزمون پژوهشکده سامانه‌های ماهواره به‌منظور فراهم‌سازی بستر انجام پژوهش‌های بنیادی و کاربردی حوزه فضایی و ساماندهی امکانات و تجهیزات پیشرفته در سال ۱۳۸۸ در این پژوهشکده شروع به کار نموده و به نسبت افزایش پروژه‌ها و مأموریت‌های محوله گسترش یافته است. اینک، فضای تقریبی آزمایشگاه حدود ۴۰۰ متر مربع به همراه اتاق تمیز کلاس ۱۰۰۰۰ است. عمده فعالیت‌های مرکز آزمون در جهت تسهیل دسترسی به خدمات آزمایشگاهی پیشرفته در زمینه نیازهای توسعه علم و فناوری فضایی متمرکز شده‌است. در این مرکز آزمون گروه‌های تخصصی شامل مخابرات، توان الکتریکی، پردازش، سازه، کنترل حرارت و تعیین و کنترل وضعیت و موقعیت (ADCS) مشغول به فعالیت در زمینه تخصصی خود بوده و افزون بر اجرای پروژه‌های تحقیقاتی و توانمندساز، به توسعه مدل‌های مورد نیاز در پروژه‌های فضایی می‌پردازند [۴۲].

این آزمایشگاه دارای تجهیزات آزمون سخت‌افزار در حلقه زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت است. این تجهیزات شامل میز سه درجه آزادی، شبیه‌ساز خورشید، سیم پیچ هلمهولتز و شبیه‌ساز GPS است (شکل ۲۳). افزون بر این، امکان انجام آزمون‌های عملکردی المان‌های سخت‌افزاری زیرسیستم در این آزمایشگاه فراهم است [۴۲].

ارزیابی قابلیت اطمینان یک سیستم بر پایه‌ی المان‌های اساسی آن، یکی از مباحث بسیار مهم در سیستم‌های مهندسی است. پژوهشگاه هوافضا در راستای اهداف تحقیقاتی و پروژه‌های مختلف خود از جمله ارتقای سطح ایمنی و قابلیت اطمینان کاوشگرهای فضایی، در سال ۱۳۹۶ موفق به راه‌اندازی

با آن‌ها امکان اتصال چهار جفت کابل وجود دارد. بخش کنترل خلأ متشکل از پنل گرافیکی برای شناسایی آسان کنترل عملکرد پمپ‌های چرخشی است. شکل ۲۶ کل ساختار را در یک بلوک نشان می‌دهد [۴۵].



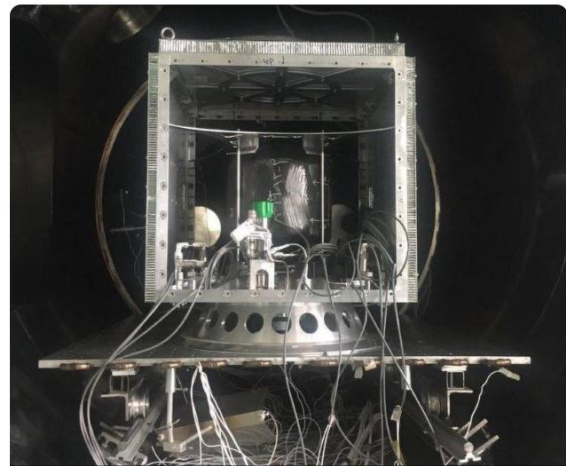
شکل ۲۶- اتاقک خلأ حرارتی برای آزمایش محیطی شرکت آریا سرمایش [۴۵]

#### ۴ نتیجه‌گیری

هر ماده‌ای که در قسمت بیرونی فضاپیما قرار می‌گیرد در معرض محیط خشن فضا قرار می‌گیرد که باعث تخریب مواد می‌شود. تأثیر نسبی تهدیدات فردی به نوع مأموریتی که باید انجام شود، مدت مأموریت، چرخه‌های خورشیدی، رویدادهای خورشیدی و مداری که فضاپیما در آن قرار می‌گیرد، بستگی دارد. تهدیدات محیطی از جمله اکسیژن اتمی، آلودگی، تشعشع، اثرات دما و چرخه دما و زباله‌های مداری، دچار تخریب یا آسیب می‌شوند. میزان تخریب یا آسیب محیط فضا به مواد بستگی به شرایط منحصربه‌فرد یک محیط ماهواره و حساسیت مواد به تغییر در اثر این قرارگرفتن در معرض محیط دارد. پیش‌بینی دقیق رفتار مواد در این محیط‌های فضایی پیچیده برای موفقیت مأموریت‌های فضایی مهم است، اما انجام آن می‌تواند دشوار باشد؛ بنابراین، در طراحی سازه‌های فضایی با استفاده از مواد کامپوزیتی، خرابی احتمالی خواص مکانیکی ناشی از قرارگرفتن طولانی‌مدت در محیط فضایی مدار پایین زمین باید به‌دقت موردتوجه قرار گیرد. براین‌اساس، درک قابل‌اعتماد از محیط مدار پایین زمین در اثرات بر روی مواد کامپوزیت و همچنین بررسی ویژگی‌های آن بسیار مهم است. سیستم شبیه‌ساز فضایی تحت خلأ باهدف ایجاد محیطی استاندارد باقابلیت رسیدن به خلأهای بالا و همچنین قابلیت ایجاد دماهای پایین طراحی می‌گردد. این سامانه می‌تواند به‌عنوان اساس کار در زمینه آزمایش قطعات در شرایط محیط فضایی مورد استفاده قرار گیرد.

تأسیسات شبیه‌سازی فضایی، سیستم‌هایی هستند که برای بازآفرینی تاحدامکان شرایط محیطی که فضاپیماها در فضا تجربه می‌کنند و برای بررسی صلاحیت اجزای فضایی و تحقیقات مواد مورد استفاده در

مهندس زینی‌وند سرپرست گروه پژوهشی مهندسی سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی پژوهشگاه فضایی ایران، اظهار داشت که طی آزمون خلأ حرارت سیستم پیشرانش ماهواره پارس ۱ (شکل ۲۵)، چهار سیکل حرارتی در شرایط خلأ انجام شد که ضمن اندازه‌گیری نشتی سیستم در شرایط خلأ و عملکرد تراسترها در محدوده دمای ۲۰- درجه تا ۵۵+ درجه سانتی‌گراد انجام شد و زیرسامانه، عملکرد قابل‌قبولی را به اجرا گذاشت و با انجام این تست، اطمینان حاصل شد که سامانه در شرایط محیطی فضایی نیز عملکرد موفقی خواهد داشت. وی افزود؛ سیستم پیشرانش ماهواره پارس ۱ در جهت اصلاح مدار ماهواره در چرخه عمر ماهواره در مدار عمل می‌کند و باعث می‌شود طول عمر ماهواره به‌صورت قابل‌توجهی افزایش یابد. شایان‌ذکر است که کل سامانه ماهواره پارس ۱ در پژوهشکده سامانه‌های ماهواره تعریف شده و در حال اجراست که سیستم پیشرانش آن به پژوهشکده حمل‌ونقل فضایی سپرده شده‌است [۴۴].



شکل ۲۵- آزمون خلأ حرارت سیستم پیشرانش ماهواره پارس ۱ [۴۴]

حالت کنترل در محفظه خلأ حرارتی را می‌توان به حالت تزریق نیتروژن مایع و حالت گردش مبرد تقسیم کرد. اولی یک سیستم کنترل حرارتی با استفاده از نیتروژن مایع و یک بخاری الکتریکی است و دومی یک سیستم کنترل حرارتی است که می‌تواند گرما را در محدوده وسیعی از دما از طریق خنک‌کردن و گرم‌کردن مبرد کنترل کند. حالت تزریق نیتروژن مایع این مزیت را دارد که با ساختار گردش ساده، داخل کف‌پوش را تا دمای بسیار پایین ۱۸۰- درجه سانتیگراد و پایین‌تر خنک می‌کند. این حالت می‌تواند دقیقاً کنترل حرارتی با دمای پایین و بالا را با ضرر هزینه نصب اولیه پرهزینه انجام دهد. شرکت آریا سرمایش با استفاده از حالت تزریق نیتروژن مایع که هزینه نصب مرحله اولیه پایین و ساختار ساده برای محفظه خلأ حرارتی دارد، ارائه می‌کند. ظرفیت محفظه خلأ ۷۵۰ لیتر است و دارای دو فلنج برای کانکتور ۲۵ پین و دو فلنج است که

materials in a low earth orbit," *ACS Applied Materials and Interfaces*, vol. 13, no. 5, pp. 6670-6677, 2021, <https://doi.org/10.1021/acsami.0c21552>.

- [11] J. W. Chamberlain and D. M. Hunten, *Theory of Planetary Atmospheres: An Introduction to Their Physics and Chemistry*, 2nd ed., Academic Press, 1990.
- [12] R. L. Kiefer and R. A. Orwoll, "Space environmental effects on polymeric materials," NASA, Tech. Rep. NAS 1.26:182454
- [13] G. Liu, L. Cheng, X. Luan, and J. Zhang, "Damage behavior of atomic oxygen on CVD SiC coating-modified carbon/carbon composite in low earth orbit environment," *Journal of Materials Science and Technology*, vol. 35, no. 12, pp. 2957-2965, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.jmst.2019.08.011>.
- [14] J. Dever, B. Banks, K. de Groh, and S. Miller, "Degradation of spacecraft materials," in *Handbook of Environmental degradation of materials*, Edited by M. Kutz, Elsevier, 2005, pp. 465-501, <https://doi.org/10.1016/B978-081551500-5.50025-2>.
- [15] J. A. Townsend, P. A. Hansen, M. W. McClendon, K. K. De Groh, B. A. Banks, and J. Triolo, "Ground-based testing of replacement thermal control materials for the Hubble Space Telescope," *High Performance Polymers*, vol. 11, no. 1, pp. 63-80, 1999, <https://doi.org/10.1088/0954-0083/11/1/006>.
- [16] J. C. Yang and K. K. de Groh, "Materials issues in the space environment," *MRS bulletin*, vol. 35, no. 1, pp. 12-20, 2010, <https://www.cambridge.org/core/journals/mrs-bulletin/article/abs/materials-issues-in-the-space-environment/F604D47B836AE9A030050263F0F0C17B>
- [17] C. Soares and R. Mikatarijan, "Understanding and control of external contamination on the international space station," in *9th International Symposium on Materials in a Space Environment, Noordwijk, Netherlands, 2003, Paper ESA SP-540*.
- [18] H. G. Pippin, E. Normand, S. L. Wolf, and R. Kamenetzky, "Analysis of metallized Teflon™ thin-film materials performance on satellites," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 41, no. 3, pp. 322-325, 2004, <https://doi.org/10.2514/1.10725>.
- [19] B. A. Banks, K. K. de Groh, and S. K. Miller, "Low earth orbital atomic oxygen interactions with spacecraft materials," 2- *MRS Online Proceedings Library, Volume 851: Symposium NN – Materials for Space Applications, 2004, Art. no. NN8.1*, <https://doi.org/10.1557/PROC-851-NN8.1>.
- [20] D. H. Hathaway, "Solar cycle prediction," (1999) NASA, MSFC, [Online]. Available: <http://solarscience.msfc.nasa.gov/predict.shtml>, 1999
- [21] A. H. Stambler, K. E. Inoshita, L. M. Roberts, C. E. Barbagallo, K. K. de Groh, and B. A. Banks, "Ground laboratory to in-space atomic oxygen correlation for the peace polymers," in *AIP conference proceedings*, American Institute of Physics, 2009, vol. 1087, no. 1, pp. 51-66, <https://doi.org/10.1063/1.3076865>.
- [22] G. Liu, C. Laifei, L. Xingang, and Z. Jiaxin. "Damage behavior of atomic oxygen on CVD SiC coating-modified carbon/carbon composite in low earth orbit environment," *Journal of Materials Science and Technology*, vol 35, no. 12, pp. 2957-2965, 2019,

فضاییما استفاده می‌شوند. این سیستم‌ها رفتار فضایما را تجزیه و تحلیل می‌کنند، تعادل حرارتی و عملکرد آن را برای اطمینان از موفقیت و بقای مأموریت ارزیابی می‌کنند. هدف این مقاله ارائه یک نمای کلی در مورد اتاق‌های شبیه‌سازی فضایی، توصیف پارامترهای محیطی فضا است که می‌توان در این نوع از امکانات آزمایش زمینی، انواع اتاق‌ها، کلاس پدیده‌های تولید شده در داخل و ویژگی‌های فنی شبیه‌سازی کرد.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

## مراجع

- [1] J. H. Han and C. G. Kim, "Low earth orbit space environment simulation and its effects on graphite/epoxy composites," *Composite structures*, vol. 72, no. 2, pp. 218-226, 2006, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2004.11.007>.
- [2] M. Tagawa and K. Yokota, "Atomic oxygen-induced polymer degradation phenomena in simulated LEO space environments: How do polymers react in a complicated space environment?," *Acta Astronautica*, vol. 62, no. 2-3, pp. 203-211, 2008, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.12.043>.
- [3] E. M. Silverman, "Space environmental effects on spacecraft: LEO materials selection guide," NASA, Rep. NASA-CR-4661-PT-1, 1995.
- [4] P. Gordo, T. Frederico, R. Melicio, S. Duzellier, and A. Amorim, "System for space materials evaluation in LEO environment," *Advances in Space Research*, vol. 66, no. 2, pp. 307-320, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.03.024>.
- [5] S. Mercer, "Cryogenics: A technological tool for space scientists," *Cryogenics*, vol. 8, no. 2, pp. 68-78, 1968, [https://doi.org/10.1016/0011-2275\(68\)90044-1](https://doi.org/10.1016/0011-2275(68)90044-1)
- [6] G. Maral, M. Bousquet, and Z. Sun, *Satellite communications systems: Systems, techniques and technology*, 6th ed., John Wiley, 2020.
- [7] M. M. Finckenor and K. de Groh, A, *Researcher's Guide to: Space Environmental Effects, the NASA ISS Research Integration Office*, 2015
- [8] Y. Liu, P. Shi, X. Zhang, J. Lei, and W. Ding, "Laboratory plasma devices for space physics investigation," *Review of Scientific Instruments*, vol. 92, no. 7, 2021, Art. no. 071101, <https://doi.org/10.1063/5.0021355>.
- [9] H. Mirzaei, M. Kazemi, G. Etaati, M. Abbasi, M. Karimi, and H. Rajabalinia Jelodar Kafshgari, "Analysis and design of microwave resonant plasma source for Iranian Space Plasma Simulation Chamber," *Journal of Theoretical and Applied Physics*, vol 16, no. 3, pp. 1-6, 2022, <https://oicpress.com/jtap/article/view/1926>.
- [10] C. T. G. Smith, M. Delkowi, J. V. Anguita, D. C. Cox, C. Haas, and S. R. P. Silva, "Complete atomic oxygen and uv protection for polymer and composite

- [34] R. vargas bernal, "Advances in electromagnetic environmental shielding for aeronautics and space applications," in *Recent Trends on Electromagnetic Environmental Effects for Aeronautics and Space Applications*, edited by Christos D. Nikolopoulos, IGI Global, 2021, pp. 80-96, <https://doi.org/10.4018/978-1-7998-4879-0.ch003>.
- [35] P. Gordo, T. Frederico, R. Melicio, S. Duzellier, and A. Amorim, "System for space materials evaluation in LEO environment," *Advances in Space Research*, vol. 66, no. 2, 2020, pp. 307-320, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.03.024>.
- [36] T. D. S. Frederico, "Development of a cryogenic facility for the generation of space debris," M.S. Thesis, Faculdade de Ciências, Universidade de Lisboa, Portugal, France 2017.
- [37] H. N. Yeritsyan *et al.*, "Space low earth orbit environment simulator for ground testing materials and devices," *Acta Astronautica*, vol. 181, 2021, pp. 594-601, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.01.030>.
- [38] J. Kleiman, S. Horodetsky, V. Sergeev, V. Issouпов, and R. Ng. "Critical review of the design of space environment simulators: lessons learnt." in *the 10th international symposium on materials in a space environment*, Collioure, France, 2006.
- [39] K. Wilson, R. C. Álvaro, M. Bengtson, J. Hammerl, J. Maxwell, and H. Schaub, "Development and characterization of the ECLIPS space environments simulation facility," *Acta Astronautica*, vol. 194, 2022, pp. 48-58, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.12.037>.
- [40] K. Wilson, M. Bengtson, Á. Romero-Calvo, J. Maxwell, and H. Schaub, "Characterization of the ECLIPS space environments simulation facility," in *AIAA Scitech 2021 Forum*, Virtual Event, 2021, Paper 1538.
- [41] H. Alisadesghi, H. Ramezani-Najafi, and H. R. Abbas, "Design and construction of the thermal model and thermal balance test of atest satellite," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 9, no. 2, pp. 61-76, 2016, (in Persian).
- [42] "Vacuum Test and Thermal Cycle," (2023, May. 1), (in Persian). [Online]. Available: <https://www.lab.isrc.ac.ir>.
- [43] "Aerospace Research Institute, Temperature Chamber Device," (2019, Jan. 29), (in Persian). [Online]. Available: <https://www.ari.ac.ir/index.php/fa/2019-01-29-06-35-49>.
- [44] H. Zinivand, "The Thermal Vacuum Test of the "Pars 1" Propulsion System was Successfully Completed," (2023, May. 1), (in Persian). [Online]. Available: <https://www.iranhavafaza.com/index/article/2306>.
- [45] "Atmospheric Test Chamber - Vacuum Chamber," (2022, Jan. 22), (in Persian). [Online]. Available: Products - aryasarmayesh. <https://doi.org/10.1016/j.jmst.2019.08.011>.
- [23] W. M. Mahmoud, D. Elfiky, S. M. Robaa, M. S. Elnawawy, and S. M. Yousef. "Effect of atomic oxygen on LEO CubeSat," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 22, pp. 726-733 2021, <https://doi.org/10.1007/s42405-020-00336-w>.
- [24] J. Dever, B. Banks, K. de Groh, and S. Miller, "Degradation of spacecraft materials," in *Handbook of environmental degradation of materials*: Elsevier, 2005, pp. 465-501, <https://doi.org/10.1016/B978-081551500-5.50025-2>.
- [25] D. Shoots, "Update on 3 major debris clouds," *Orbital Debris Quarterly*, vol. 14, no. 2, pp. 1-3, 2010, <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>.
- [26] B. Berger, "Battery likely caused explosion aboard military weather sat," (2015, Mar. 3). [Online]. Available: <http://spacenews.com/battery-likely-the-culprit-in-military-weather-satellite-explosion>
- [27] P. Anz-Meador, "Orbital debris quarterly news." *Orbital Debris Quarterly News (ODQN)*, vol. 24, no. 1, 2020, <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>.
- [28] NASA ODPO (National Aeronautics and Space Administration Orbital Debris Program Office). Spatial density distributions of the tracked objects in low Earth orbit (LEO) for 1 January 2007 and 1 January 2014. National Aeronautics and Space Administration Orbital Debris Quarterly News, vol. 18, no. 2, 2015, <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>.
- [29] NASA ODPO (National Aeronautics and Space Administration Orbital Debris Program Office). 2015a. Monthly effective mass of objects in Earth orbit by region. National Aeronautics and Space Administration Orbital Debris Quarterly News, vol. 19, no. 1, 2015, <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>.
- [30] NASA ODPO (National Aeronautics and Space Administration Orbital Debris Program Office). 2015b. International Space Station performs fourth and fifth debris avoidance maneuvers of 2014. National Aeronautics and Space Administration Orbital Debris Quarterly News vol. 19, no. 1, 2015, <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>.
- [31] J. H. Han and C. G. Kim, "Low earth orbit space environment simulation and its effects on graphite/epoxy composites," *Composite structures*, vol. 72, no. 2, pp. 218-226, 2006, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2004.11.007>.
- [32] R. S. Soler Chisabas, E. Escobar Burger, and G. Loureiro, "Space simulation chambers state-of-the-art," in *67th International Astronautical Congress (IAC)*, Guadalajara, Mexico, 2016, pp. 26-30.
- [33] S. O. Park, J. B. Moon, Y. G. Lee, C. G. Kim, and S. Bhowmik. "Usage of fiber Bragg grating sensors in low earth orbit environment," in *Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems*, Spie Smart Structures and Materials + Nondestructive Evaluation And Health Monitoring, San Diego, California, United States, vol. 6932, 2008, pp. 526-533, <https://doi.org/10.1117/12.776631>.