

بررسی عوامل تأثیر گذار بر انتخاب پوشش‌های مناسب برای زیرسامانه کنترل حرارت ماهواره

یکی از چالش‌های پیش‌رو در ماهواره‌ها فرایند کنترل حرارت ماهواره است. وظیفه سیستم کنترل حرارت ماهواره، نگهداری دمای اجزای ماهواره در محدوده‌های مجاز در طول مأموریت است. رادیاتورها به عنوان کنترل‌کننده حرارت تولیدی داخل ماهواره مورد استفاده قرار می‌گیرند. از آنجاکه در خلأ تنها راه تبادل حرارت تابش است، لذا پوشش سطح رادیاتورها مهمترین نقش را در این زمینه ایفا می‌کنند. از سوی دیگر، شرایط محیطی خلأ و مدار ماهواره به شدت سطوح خارجی از جمله سطح رادیاتور را تحت تأثیر قرار می‌دهند که از آن جمله می‌توان به مواردی چون تابش‌های فرابنفش و ذرات باردار، آلودگی‌ها، ریزشهاب سنگ‌ها و فرسایش اکسیژن اتمی اشاره کرد. این پژوهش با تشریح هر یک از موارد یادشده به تفکیک و بررسی عوامل تأثیرگذار بر انواع پوشش‌های متداول مورد استفاده در سطوح خارجی رادیاتور به منظور راهنمایی و تسهیل در انتخاب پوششی مناسب برای رادیاتور به‌کار رفته در ماهواره‌های مختلف از قبیل ماهواره‌های دانشجویی، ارتباطی - مخابراتی، هواشناسی، رادیویی-تلویزیونی، تحقیقاتی، نظامی و ... می‌پردازد و مقایسه‌ای بین پوشش‌های متداول ماهواره‌های امروزی انجام داده است.

واژه‌های کلیدی: پوشش‌های کنترل حرارت، رادیاتورهای ماهواره، انتخاب پوشش رادیاتورها

محمدصادق برنج‌کوب*، کارشناس ارشد، پژوهشکده مواد و انرژی اصفهان، پژوهشگاه فضایی ایران
عبداله فانی‌ثانی، کارشناس ارشد، پژوهشکده مواد و انرژی اصفهان، پژوهشگاه فضایی ایران
کمال برزو اصفهانی، مربی، پژوهشکده مواد و انرژی اصفهان، پژوهشگاه فضایی ایران
سعید اصغری، استادیار، پژوهشکده مواد و انرژی اصفهان، پژوهشگاه فضایی ایران

*نویسنده مخاطب، آدرس: اصفهان، کدپستی: ۱۹۶۱۵-۸۱۵

ms.berenjkoub@isrc.ac.ir

Investigating the Factors Affecting the Choice of Thermal Control Coatings in Satellite Radiators

One of the challenges facing satellites is the satellite thermal control process. The mission of the satellite thermal control system is maintaining the temperature of the satellite's components in the permitted temperature range during the satellite mission. Because the radiation is the only way to exchange heat in vacuum, so the surface coating of the radiators plays the most important role in this field. On the other hand, the environmental conditions of the vacuum and the satellite orbit strongly affect the external surfaces, including the radiator surface, such as ultraviolet radiation and charged particles, contamination, micrometeoroids and the erosion of atomic oxygen. This research aims to guide and facilitate the selection of radiator coating for satellites with various missions, such as student satellites, Telecommunication, Weather, radio-television, research, military, etc. To fully examine the role of factors Effect on the radiator coating and the comparison between the current coatings of modern satellites.

Keywords: Control Coatings, Satellite Radiators, Selection of Radiator Coating

M. S. Berenjkoub*, M. Sc. Department of Institute of Materials and Energy of Isfahan, Iran Space Research Institute.

A. Fanisaberi, M. Sc., Department of Institute of Materials and Energy of Isfahan, Iran Space Research Institute.

K. Borzoefehani, Educator, Department of Institute of Materials and Energy of Isfahan, Iran Space Research Institute.

S. Asghari, Assistant professor, Department of Institute of Materials and Energy of Isfahan, Iran Space Research Institute.

*Corresponding Author, Postal Code: 19615-815, Esfahan, IRAN

ms.berenjkoub@isrc.ac.ir

مقدمه

کنترل حرارت یک ماهواره، فرایندی از مدیریت انرژی است که به وسیله آن بین حرارت محیطی و حرارت داخلی ماهواره تعادل برقرار می‌شود. یک ماهواره در مدار تحت تأثیر بارهای حرارتی خارجی شامل نور مستقیم خورشید، شار آلبدو^۱ و تشعشعات مادون قرمز زمین و بارهای حرارتی داخلی شامل تلفات حرارتی اجزاء ماهواره قرار می‌گیرد. مجموع این بارهای حرارتی باعث افزایش دمای ماهواره می‌شوند. همچنین، به هنگام قرارگیری ماهواره در شرایط سرد مداری، به‌عنوان مثال در زمان قرار گرفتن ماهواره در سایه زمین، دمای ماهواره تا حد زیادی کاهش می‌یابد. در هر دو حالت، وظیفه سیستم کنترل حرارت ماهواره استفاده از سخت‌افزارهای کنترل حرارت مناسب برای نگهداری دمای اجزاء ماهواره در محدوده‌های مجاز در طول مأموریت است. بنابراین، لازم است در طراحی سیستم کنترل حرارت یک ماهواره، سخت‌افزارهای حرارتی به‌گونه‌ای انتخاب شوند تا بالانس انرژی در دمای مجاز و مورد نظر مابین تلفات حرارتی داخلی ماهواره، بارهای تشعشعی محیطی و تشعشع از ماهواره به فضا برقرار شود. فضا انتخاب مواد را برای طراحی سامانه‌های فضایی محدود می‌کند. شدت تأثیر محیط فضا بر روی مواد وابسته به مأموریت و مدار ماهواره می‌باشد.

در جدول ۱ برخی از ویژگی‌های محیطی در مدارهای پایین زمین و زمین آهنگ آورده شده است. محیط فضا اثرات خطرناک زیادی ایجاد می‌کند. ماهواره بایستی از برخورد با ریز شهاب‌سنگ‌ها، زباله‌های فضایی و ذرات باردار در امان باشد و بتواند در برابر شرایطی همچون خلأ، نوسانات شدید دمایی، محیط خورنده و طیف کامل تشعشعات خورشیدی دوام بیاورد. در فضا به علت نزدیک شدن فشار محیط به فشار بخار مواد، برخی پیوندهای شیمیایی مولکول‌ها شکسته شده و پدیده گازروی^۲ ایجاد می‌شود. این پدیده باعث افت خواص مکانیکی، الکتریکی، حرارتی و اپتیکی مواد به کار رفته در قطعات و سامانه‌های فضایی می‌شود. همچنین، مولکول‌های متصادم شده که به عنوان آلاینده‌های مولکولی شناخته می‌شوند، می‌توانند بر روی سطوح مختلف سامانه‌های فضایی رسوب کرده و باعث ازکارافتادن آن‌ها شوند [۲].

در فضا به علت اینکه هیچ اتمسفری برای کاهش نفوذ فوتون‌ها وجود ندارد، اشعه ماوراءبنفش بیشتر از سطح زمین است و به موجب آن ماهواره در معرض تابشی قرار می‌گیرد که هرگز به سطح زمین نمی‌رسد. این پدیده تأثیر زیادی روی

سطوح خارجی ماهواره می‌گذارد [۳]. به‌طور کلی، تشعشعات فضایی نمی‌توانند تغییری در خصوصیات فلزات ایجاد کنند.

جدول ۱- ویژگی‌های محیطی مدارهای پایین زمین^۳ و زمین آهنگ^۴ [۱]

مأموریت‌های بین سیاره‌ای و خارج از منظومه شمسی	مدار زمین آهنگ	مدار پایین زمین	
مدارهای سهموی و هذلولوی با ارتفاع‌های مختلف	36000 km	200 to 800 km	مدار
Outer: 180°C to 260°C Inner solar system very hot	-150 °C to +120 °C; 1 cycle /day	-100°C to +100 °C; 16 cycles/day	دما
Up to 10 ⁻¹⁴ mbar	10 ⁻⁹ to 10 ⁻¹⁰ mbar	10 ⁻⁴ to 10 ⁻⁹ mbar	خلأ
تشعشعات کیهانی، trapped planetary radiation	Van Allen belts (partial), Cosmic Rays, Sun activity	hν [X-ray (V)UV, Vis, IR] Particles (98% e-, 2% p+, Van Allen Belts)	تابش
دیسک کوئپرا ابر اورت	ریز شهاب‌سنگ‌ها/ ذرات	ریز شهاب‌سنگ‌ها/ ذرات	برخورد
غبارها، یخ‌ها و ذرات گازی سیارات	پون‌های و ذرات پر انرژی	اکسیژن اتمی	جو

محیط حرارتی فضا شامل دماهای بسیار بالا و بسیار پایین است که این امر می‌تواند به خاطر تفاوت ضریب انبساط حرارتی مواد مختلف به‌کار گرفته شده در ماهواره موجب آسیب در تجهیزات شود. همچنین، تغییرات دما در دامنه وسیع می‌تواند در مواد منجر به خستگی حرارتی شود. خستگی ایجاد شده در اثر چرخه‌های حرارتی تکرار شونده بین دماهای بیشینه و کمینه باعث ایجاد ترک‌های میکروسکوپی در مواد می‌شود که می‌تواند منجر به شکست قطعات شود.

پوشش‌های داخلی و خارجی رادیاتورهای

فضایی

پوشش‌های کنترل‌کننده حرارت^۵ یا TCC به‌طور کلی به سه دسته تقسیم می‌شوند:

- پوشش‌های جاذب نور خورشید^۶: این پوشش‌ها به دلیل ضریب جذب به نشر ($\frac{\alpha_s}{\epsilon}$) بالا به ندرت در ماهواره‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند.
- پوشش‌های یکنواخت^۷: این پوشش‌ها میزان جذب و نشر تقریباً یکنواخت و برابری نسبت به تابش‌های خورشیدی و

3. Low Earth Orbit (LEO)

4. Geostationary Equatorial Orbit (GEO)

5. Thermal Control Coating

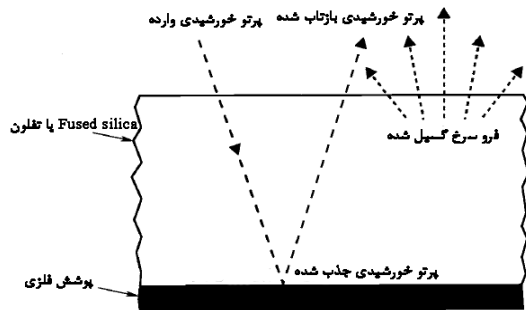
6. Solar Absorber

7. Flat Coating

1. Albedo

2. Outgasing

آکرلیک و سیلیکونی روی سطح رادیاتور متصل می‌شوند (در مواقعی که زیرلایه فلزی است، چسب آکرلیک نباید در ماه‌های زیر ۴۵- درجه سانتی‌گراد استفاده شود زیرا ممکن است آینه‌ها ترک برداشته یا از روی سطح کنده شوند) [۵]. پوشش خارجی رادیاتورها عموماً آینه‌های سطح دوم و یا رنگ سفید است. به‌طور کلی، همه رنگ‌ها ضریب نشر بالایی دارند و تفاوت آن‌ها در میزان جذب خورشیدی (و میزان افت کیفیت آن‌ها در محیط) است. ویژگی‌هایی چون اجرای آسان و هدایت الکتریکی مناسب، امکان استفاده از رنگ را در بسیاری از ماهواره‌ها هموار کرده که در فضای داخل بیشتر از رنگ سیاه و در بخش‌های خارجی مانند رادیاتورها از رنگ سفید استفاده می‌شود.



شکل ۱- شماتیک سطح OSR [۵]

عوامل مؤثر در انتخاب پوشش‌های خارجی رادیاتور

سطوح نهایی شده کنترل‌کننده دما هنگامی که در مدار قرار می‌گیرند تحت تأثیر عواملی چون تابش فرابنفش، خلأ شدید، اکسیژن اتمی، ذرات باردار و فیلم ذرات و آلودگی‌های ناشی از گازروی که تقریباً روی تمامی سطوح سامانه رسوب می‌کند، قرار می‌گیرند. تأثیر کلی این عوامل، افزایش ضریب جذب خورشیدی و تأثیر اندک و یا عدم تأثیر بر ضریب نشر پوشش‌ها و سطوح مورد نظر است. این موضوع از نقطه نظر سطوح کنترل‌کننده دما که اغلب در رادیاتورها قرار دارند، پدیده ناخوشایندی محسوب می‌شود چراکه محاسبات انجام گرفته جهت دفع حرارت اضافه را با افزایش ضریب جذب سطوح به هم می‌زند. در این شرایط استفاده از رادیاتورهای با بالاتر به دلیل حفظ کارایی در دوره آخر مأموریت سامانه موجب بیش از حد سرد شدن آن در اوایل مأموریت می‌شود. در برخی موارد این دفع حرارت بالا در ابتدای کار می‌تواند برخی سیستم‌های الکترونیکی را مختل کند که حتی در این موارد استفاده از هیتر ضروری است. لذا، پایداری ویژگی‌های پوشش به لحاظ محدود کردن ماکزیمم دما و به حداقل رساندن توان گرمایشی اهمیت بالایی دارند.

IR^۸ دارند. از جمله این پوشش‌ها رنگ سیاه است که هم زمان دو پارامتر α_s و ϵ بیش از ۰/۸ است. همچنین، رنگ‌های فلزی با α_s بین ۰/۵- تا ۰/۲۵ و مقدار مشابه ϵ در این دسته قرار می‌گیرند. رنگ سیاه به‌طور گسترده‌ای برای داخل بدنه ماهواره‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد که از این جمله می‌توان به سطوح بیرونی کاور تجهیزات الکترونیکی اشاره کرد. هدف از کاربرد این پوشش مبادله حرارت توسط تابش با تجهیزات دیگر است [۴].

پوشش‌های بازتاب‌دهنده نور خورشید^۹: این پوشش‌ها عمدتاً جذب پایینی از خورشید دارند ولی میزان نشر آن‌ها بالاست، لذا از آن‌ها بیشتر در محیط‌های مورد تابش خورشید و یا آلبدو استفاده می‌شود. این دسته از پوشش‌ها میزان بالایی از انرژی ورودی را بازتاب کرده و در عین حال نشر IR بالایی دارند، به همین علت وظیفه خروج حرارت اضافه سامانه فضایی را بر عهده دارند. رنگ سفید یکی از انواع این پوشش‌هاست که نسبت ضریب جذب خورشیدی به نشر آن $\frac{\alpha_s}{\epsilon} = 0.2$ است. همچنین، از OSR^{۱۰} می‌توان به‌عنوان نوع دیگر این پوشش‌ها یاد کرد [۴]. این پوشش جزو آینه‌های سطح دوم طبقه‌بندی می‌شود. به این ترتیب که یک لایه شفاف (مانند تفلون و شیشه) با ضریب نشر بالا روی سطح وجود دارد که نور خورشید را عبور می‌دهد و یک لایه فلزی در زیر آن وظیفه بازتاب را عهده‌دار می‌شود. شکل ۱ شماتیک عملکرد یک آینه سطح دوم را نشان می‌دهد. یکی از OSRهای شناخته شده که در صنایع فضایی مورد استفاده قرار می‌گیرد پوشش منعطف تفلون با روکش نقره^{۱۱} است. ضخامت لایه تفلونی تقریباً $127 \mu m$ است که در بخش بیرونی رو به محیط قرار دارد. این پوشش در ضخامت‌های مختلف و عموماً به‌صورت نوار یا ورق تولید می‌شود که به‌منظور سهولت کار با چسب‌های آکرلیک به سطح زیرین متصل می‌شود. نسبت ضریب جذب خورشیدی به نشر این پوشش $\frac{\alpha_s}{\epsilon} = \frac{0.07}{0.79}$ است. یکی دیگر از OSRهای مطرح آینه‌های کوارتز^{۱۲} هستند که از حیث مقاومت به واکنش‌های شیمیایی و پایداری دراز مدت در محیط‌های تحت تابش منحصر به فرد هستند. نسبت ضریب جذب خورشیدی به نشر این پوشش $\frac{\alpha_s}{\epsilon} = \frac{0.08}{0.78}$ است. این پوشش به‌صورت موزاییک‌های چند سانتی‌متری با ضخامت حداکثر ۰/۲۵ میلی‌متر تولید شده و با چسب‌های

8. Infrared Radiation
9. Solar Reflectors
10. Optical Solar Reflectors
11. Flexible Silvered Teflon
12. Quartz Mirror

در ادامه اثرات آلودگی، تابش UV و ذرات باردار بر سطوح و مواد کنترل‌کننده دما در سامانه فضایی مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

آلودگی

در موارد زیادی از آلودگی به عنوان یکی از عوامل اصلی افت مشخصات اپتیکی سطوح سامانه یاد شده است. افت مشخصات اپتیکی در طول مأموریت سامانه فضایی عبارت است از افزایش جذب خورشیدی سطوح کنترل‌کننده دما و یا کاهش میزان نشر و بازتاب سطوح حساس مانند تلسکوپ‌ها و دتکتورها است. آلودگی‌ها شامل مواردی چون ذرات ناشی از احتراق زمان پرتاب، نشت گاز، رطوبت باقی‌مانده بر سطوح، فرسایش سطوح، ورقه شدن رنگ‌ها و گازرویی از مواد موجود است.

فرایند گازرویی به مفهوم آزاد شدن گازهای حل شده، حبس شده، منجمد شده یا جذب شده از مواد تحت شرایط خلأ است. در فشار کاهش یافته و یا دمای بالای محیط، تراوش مواد گازی افزایش می‌یابد. میزان گازرویی بستگی به نوع و سطح ماده و ترکیبات اتمسفر دارد. منابع عمومی تولیدکننده گازرویی در سامانه‌های فضایی، ساختارهای پلیمری، روکش‌ها، بسته‌بندی‌ها، چسب‌ها، سیم‌کشی‌ها، کابل‌ها، رنگ‌ها، نوارها و حتی فلزات می‌باشند. بیشتر اپوکسی‌ها از نظر گازرویی قابل قبول هستند اما به رطوبت در زمان عمل‌آوری نسبتاً حساس‌اند. اپوکسی‌های اصلاح‌شده، مخصوصاً انواع انعطاف‌پذیر آن می‌توانند دارای نرخ گازرویی مناسب باشند. گازهای جوی محبوس داخل ترک‌ها و حفره‌های پوشش‌ها می‌توانند تحت خلأ، روی پوشش سوراخ ایجاد کنند. ترک‌های تشکیل شده در خلأ می‌توانند در یک فشار یکنواخت به وسیله محصولات تصعید شده پر شوند. خلأ روی آلیاژهای آلومینیوم تأثیری ندارد ولی باعث افزایش تمایل به جوش سرد فلزات در تماس باهم می‌شود. برخی فلزات، پلیمرها و چسب‌ها در اثر فرایند گازرویی، گازهای هیدروژن، مونواکسید کربن، دی‌اکسید کربن و آب تولید می‌کنند. این گازها به سرعت با یون‌های اکسیژن اتمی واکنش می‌دهند و از مهم‌ترین آلاینده‌ها به شمار می‌روند [۶].

ذرات آلاینده اغلب در مراحل اولیه پرتاب و احتراق موشک و مراحل جدایش تولید می‌شوند و نزدیک‌ترین سطوح سامانه به محل احتراق از دانسیته بالاتری از این ذرات برخوردار هستند. این ذرات معمولاً در اثر تماس مستقیم دود احتراق بر روی سطح قرار می‌گیرند. همچنین، در اثر اغتشاشات ایجاد شده در مراحل بعد این ذرات از روی سطوح جدا شده و در محیط به چرخش در می‌آیند و سطوح دورتر را نیز متعاقباً تحت تأثیر قرار می‌دهند.

منبع دیگر آلودگی ذرات مولکولی پلیمری است که در طول زمان مأموریت تبخیر شده و عموماً روی سطوح خنک‌تر مانند

رادیاتورها رسوب می‌کنند. نرخ این گازرویی در زمان‌های ابتدایی مأموریت بیشتر و به تدریج با گذر زمان کاهش می‌یابد ولی، از آنجا که این فرایند به کندی صورت می‌گیرد تا چند سال ادامه پیدا می‌کند. در سطوح در معرض تابش، این رسوب‌گذاری سریع‌تر انجام می‌شود زیرا تابش اشعه فرابنفش سرعت اتصال شیمیایی سطح را افزایش می‌دهد. همچنین، تابش فرابنفش باعث می‌شود ذراتی که بر روی سطوح رسوب کرده‌اند با گذر زمان تیره شوند که این امر افزایش ضریب جذب خورشیدی را به همراه دارد. نتایج به دست آمده از تجارب پروازهای فضایی، آزمون‌های آزمایشگاهی و مدل‌سازی نشان می‌دهد که به‌طور متوسط ضریب جذب خورشیدی به ازای هر A° ۱۰۰ رسوب ذرات روی سطح حدود ۰/۰۱ افزایش می‌یابد. هرچند گستره اعداد گزارش شده در این مورد بسیار وسیع است. در دهه‌های گذشته تلاش‌های بسیاری در زمینه توسعه مواد پلیمری صورت گرفته که بتوان تا حد امکان میزان گازرویی این مواد و در نتیجه اثر مخرب این ذرات را کاهش دهند. میزان گازرویی مواد از آزمونی که در استاندارد ASTM E 595-77/84 مورد تأیید قرار گرفته حاصل می‌شود. در این آزمون قطعه به مدت ۲۴ ساعت تحت دمای ۱۲۵ درجه سانتی‌گراد قرار گرفته و مواد جمع‌آوری شده از گازرویی روی سطحی با دمای ۲۵ درجه سانتی‌گراد انباشته می‌شود. در این حالت مقدار کل جرم از دست رفته 13 و میزان جرم قابل رسوب ناشی از گازرویی 14 مورد محاسبه قرار می‌گیرند. معیار پذیرش ناسا مربوط به میزان گازرویی مواد به کار رفته در سامانه‌های فضایی برای مقدار کل جرم از دست رفته حداکثر ۱٪ و برای مقدار جرم قابل رسوب حداکثر ۰/۱٪ است. در جدول ۲ دو پارامتر ذکر شده در مورد میزان گازرویی مواد مورد استفاده در سامانه‌های فضایی آورده شده است که این اعداد غالباً توسط ناسا به دست آمده‌اند. از آنجا که میزان گازرویی فلزات قابل صرف‌نظر است و به عنوان مواد تمیز لحاظ می‌شوند، این لیست ذکر نشده‌اند [۷، ۵].

جدول ۲- جرم از دست رفته و میزان جرم قابل رسوب ناشی

از گازرویی پوشش‌های فضایی [۵]

مواد	جرم کل از کاهش یافته (%)	مواد فرار چگالش‌پذیر جمع‌آوری شده (%)
OSR	۰.۰۰	۰.۰۰
تفلون FEP	۰.۷۷	۰.۳۵
کپتون	۰.۷۸	۰.۰۳
کپتون سیاه	۰.۵۰	۰.۰۲
رنگ سفید پلی‌اورتانی	۰.۹۹	۰.۰۸
رنگ سیاه پلی‌اورتانی	۱.۹۱	۰.۲۸
رنگ سفید سیلیکونی	۰.۵۴	۰.۱۰
رنگ سیاه سیلیکونی	۰.۴۳	۰.۰۴
رنگ سفید غیرآلی	< ۱.۰۰	۰.۰۰

اکسیژن اتمی

عامل اصلی تخریب پوشش‌های کنترل حرارتی در مدارهای کوتاه زمین، اکسیژن اتمی^{۱۵} است. اکسیژن اتمی سبب فرسایش شدید روی پوشش خارجی به ویژه انواع هیدروکربنی آن می‌شود. همچنین، اکسیژن اتمی در اثر تابش UV به اکسیژن مولکولی و تجزیه آن در لایه‌های بالای اتمسفر ایجاد می‌شود. دانسیته اکسیژن اتمی با افزایش ارتفاع مدار از ۱۰۰ کیلومتر به ۱۰۰۰ کیلومتر کاهش می‌یابد و با افزایش فعالیت خورشیدی و در نتیجه افزایش تشعشع VUV افزایش می‌یابد. فرسایش اکسیژن اتمی در مدارهای بالای ۱۰۰۰ کیلومتر ناچیز است و می‌توان از آن صرف نظر نمود.

اکسیژن اتمی از لحاظ شیمیایی بسیار فعال است زیرا در لایه ظرفیت آن یک الکترون جفت نشده وجود دارد. علاوه بر این، به دلیل سرعت بالای ماهواره‌ها (حدود ۸ کیلومتر بر ثانیه) در مدارهای کوتاه زمین نسبت به اتمسفر موجود یک انرژی مضاعفی به ذرات اکسیژن اتمی معادل ۵ eV داده که توان اکسیژن اتمی را در جهت تخریب به شدت افزایش می‌دهد. این انرژی برای شکست پیوند ترکیبات معمول پلیمری و آلودگی‌های رسوب کرده کفایت می‌کند. در مواردی که از مواد کنترل حرارتی هیدروکربنی استفاده می‌شود، محصول تشکیل شده از تهاجم اکسیژن اتمی موادی فرار بوده (CO، CO₂ و H₂O) که از روی سطح تبخیر می‌شوند، لذا سطح زیرین مجدداً در معرض این تهاجم قرار گرفته و این روند تخریب ادامه می‌یابد. در مواردی که مواد سیلیکونی در پوشش‌های کنترل حرارتی استفاده می‌شود (که در تمامی آن‌ها هیدروکربن‌ها نیز موجودند)، فرسایش اکسیژن اتمی معمولاً به چند لایه اتمی محدود می‌شود. در این حالت اجزای هیدروکربنی پلیمر سیلیکونی که مورد هجوم واقع شده‌اند، یک لایه با ساختار سیلیکاتی (مشابه شیشه) روی سطح خارجی ساخته که در مقابل اکسیداسیون از مقاومت بیشتری برخوردار است. به دلیل ایجاد این لایه شیشه‌مانند، پوشش‌های سیلیکونی به‌عنوان یک پوشش پایدار در محیط اکسیژن اتمی لحاظ می‌شوند.

نرخ فرسایش اکسیژن اتمی مربوط به پوشش‌های کنترل حرارتی معمول در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۴- نرخ فرسایش اکسیژن اتمی مربوط به پوشش‌های

کنترل حرارتی [۵]

راندمان واکنش با اکسیژن اتمی (Ao atom / 10 ⁻²⁴ cm ³)	مواد
ناچیز	Fused Silica
۰/۰۵	تفلون FEP و TFE
۲/۶	کپتون

تابش فرابنفش

در حالت کلی محدوده فرابنفش، به عنوان بخشی از طیف الکترومغناطیس شامل طول موج‌هایی در محدوده ۴۰۰-۴ نانومتر تعریف می‌شود. هر چند در ارتباط با افت خواص مواد در فضا، راحت تر است که فقط طول موج‌هایی که در طیف خورشیدی AM0 قابل توجه هستند، بررسی شوند. تابش پیوسته خورشیدی در محدوده طول موج‌های مختلف همراه با بخشی از تابش خورشیدی نمایش دهنده همان محدوده طول موج در جدول ۳ نشان داده شده اند.

جدول ۳- تابش پیوسته خورشیدی AM0 [۸]

رنج طول موج	تشدید پیوسته خورشیدی در رنج طول موج (W/m ²)	درصد ثابت خورشیدی در رنج طول موج
$\lambda \leq 1000 \mu m$	۱۳۶۶.۱	۱۰۰
$\lambda \leq 400 nm$	۱.۰۶۶	۷/۸
$\lambda \leq 200 nm$	۰.۱۰	۰/۰۰۷
$\lambda \leq 120/5 nm$	$3/12 * 10^{-4}$	$2/28 * 10^{-5}$

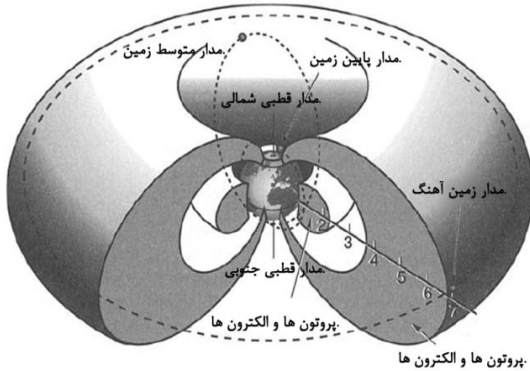
همانطور که در جدول ۳ مشاهده می‌شود، طول موج‌هایی که تقریباً از ۱۲۰ نانومتر کوتاه تر هستند بخش قابل صرف نظر طیف خورشیدی را نمایش می‌دهند. در ارتباط با مطالعه اثرات محیطی فضا بر مواد، محدوده طول موج فرابنفش به دو دسته تقسیم می‌شود:

- فرابنفش نزدیک (NUV) در محدوده ۴۰۰-۲۰۰ نانومتر و
- فرابنفش خلاً (VUV) در محدوده ۲۰۰-۱۰۰ نانومتر.

پوشش‌های پایدار فضایی با ضریب جذب خورشیدی کم و نشر حرارتی زیاد در کنترل حرارتی ماهواره‌ها با اهمیت هستند. دو رنگ Z93 و YB-71 به ترتیب با رنگدانه‌های اکسید روی (ZnO) و ارتوتیتانات روی (Zn₂TiO₄) در بایندر سیلیکات پتاسیم، از لحاظ پایداری خواص نوری-حرارتی در محیط فضا اثبات شده‌اند. فرمولاسیون یک رنگ با رنگدانه اکسید روی در یک بایندر سیلیکون متیل که به عنوان S13G/LO شناخته می‌شود، گزینه‌های منعطف بیشتری را برای پوشش رنگ سفید در اختیار می‌گذارد. توسعه این سه نوع رنگ بر پایه رنگدانه‌های ZnO و Zn₂TiO₄ مقاوم در برابر UV است. دیگر رنگدانه‌های بررسی شده مانند زیرکونیا، آلومینا و سیلیکا کاهش خواص زیادی را در معرض UV نشان می‌دهند [۸].

مواد	راندمان واکنش با اکسیژن اتمی (Ao atom/ 10 ⁻²⁴ cm ³)
رنگ سفید پلی اورتانی شیشه‌ای	۲/۵
رنگ سیاه پلی اورتانی مسطح	۰/۹
رنگ سیاه پلی اورتانی شیشه‌ای	۰/۹
رنگ‌های سیلیکونی	۴/۵
رنگ سفید Z-93	ناچیز
رنگ سفید YB-71	ناچیز
آلومینیوم خام و آنودایز شده	ناچیز
برلیوم	ناچیز
منیزیوم	ناچیز
فولاد زنگ نزن	ناچیز
تیتانیوم خام و آنودایز شده	ناچیز

در نتیجه، این مولکول‌های یونیزه شده با مولکول‌های اطراف واکنش داده و یک مولکول بزرگ‌تر ایجاد می‌شود. در این مولکول بزرگ‌تر باندهای جذب اپتیکی جدیدی در بخش طیف خورشیدی ایجاد می‌شود که این موضوع سبب افزایش در ضریب جذب سطح می‌شود. برای مثال ضریب جذب کپتون پس از قرارگیری در مدار زمین آهنگ بسیار افزایش می‌یابد. البته، برخی مواد شفاف مانند سیلیس گذاشته شده در مقابل تابش ذرات باردار مقاوم بوده و تغییری در ضریب جذب آن‌ها ایجاد نمی‌شود.



شکل ۲- کمر بند تابشی ون-آلن [۵]

زباله‌های فضایی و ریز شهاب‌سنگ‌ها

بر اساس تخمین‌های موجود، در مدار کوتاه زمین احتمال مواجهه با زباله‌های فضایی ۱۰ برابر سنگ‌های آسمانی خیلی ریز است. نتایج مطالعات در مدارهای کوتاه زمین و زمین آهنگ که براساس داده‌های مراکز زمینی مانند تلسکوپ‌های اپتیکی و رادارها و داده‌های موجود ماهواره‌هایی بازگشتی از این مدارها نشان می‌دهد که میزان زباله‌های فضایی در حال افزایش است. این تکنیک‌های اپتیکی و راداری قادر به تشخیص زباله‌های متلاشی‌شده‌ای تا ابعاد ۱۰ cm در قطر هستند. همچنین، از آثار به‌جامانده از زباله‌هایی با قطر کمتر از ۱ cm روی سامانه‌های بازگشتی از فضا می‌توان تعداد این دسته از زباله‌ها را نیز تخمین زد. البته، هنوز مکان و میزان آسیب زباله‌هایی با ابعاد ۱۰-۱ cm بر سامانه‌های موجود در مدارهای کوتاه زمین به‌درستی مشخص نیست. تاکنون تقریباً ۱۶۰۰۰ زباله فضایی در مدارهای کوتاه زمین ردیابی شده از این تعداد حدود ۶۰۰۰ مورد هنوز در این مدارها موجودند که باقیمانده آن‌ها به تدریج به درون جو زمین کشیده می‌شوند. همچنین، از این تعداد با پیک فعالیت‌های خورشیدی به‌کندی کاسته می‌شود.

آسیب تخلیه الکتریکی

سامانه‌های فضایی در مناطقی پرواز می‌کنند که محیط شدید پلاسمایی وجود دارد و نیاز است تمهیدی برای بار الکتریکی شارژ شده روی سطح خارجی اندیشیده شود. چراکه، اگر این بار

این اطلاعات غالباً از آزمایش‌های فضایی در بازه زمانی حداکثر ۲ هفته‌ای به‌دست آمده است. آزمایش‌ها نشان داده پوشش تفلون با لایه نقره‌ای به‌شدت در محیط اکسیژن اتمی دچار فرسایش می‌شود. از آنجاکه چندین سال از شناسایی اثر اکسیژن اتمی می‌گذرد، پوشش‌های مقاوم به اکسیداسیون جهت اعمال روی کپتون و تفلون توسعه یافته است. البته این پوشش‌ها بسیار حساس و نازک بوده و خطر از بین رفتن آن در حین فرایند ساخت و حمل و نقل زمینی وجود دارد.

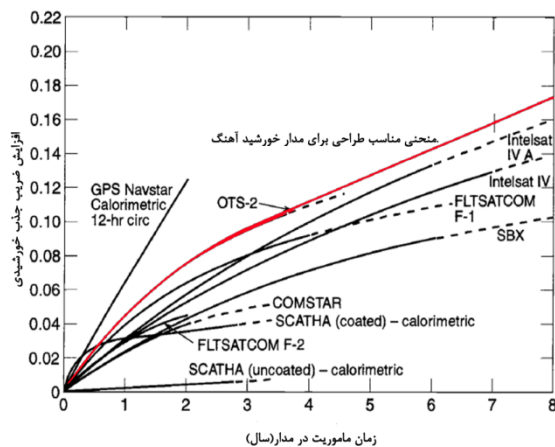
پروتون، الکترون و نوترون

پروتون‌ها و الکترون‌ها ذرات باردار موجود در فضا هستند که همراه با اشعه فرابنفش توان تخریب اکثر سطوح کنترل‌کننده دما را دارند. نوترون‌ها علیرغم قدرت نفوذ بالا، به دلیل بار خنثی تأثیر چندانی بر این سطوح ندارند.

همان‌طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، پروتون‌ها و الکترون‌های پرنرژی به دلیل میدان مغناطیسی زمین درون و بیرون کمر بند تابشی ون-آلن متمرکز شده‌اند. کمر بند ون-آلن دو حلقه هم‌محور دونات-شکل در بالای استواست. مدارهای زمین آهنگ در بیرون این کمر بند قرار دارد. بنابراین، سطوح خارجی سامانه‌هایی که در این مدار قرار دارند در معرض تابش شدید یونیزه قرار می‌گیرد. ذرات باردار در کمر بند ون-آلن در تمامی جهات موجودند به همین علت تمامی سطوح خارجی به‌طور یکنواخت تحت این تابش قرار می‌گیرند و فقط سطح رو به خورشید سامانه به‌طور هم‌زمان تحت هر دو تابش فرابنفش و ذرات باردار قرار می‌گیرد. مرز داخلی کمر بند ون-آلن در ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتری زمین واقع شده، لذا سامانه‌هایی که در مدار کوتاه زمین حرکت می‌کنند به‌طور قابل توجهی در معرض تابش یونیزه نیستند. افزایش ضریب جذب خورشیدی در مدارهای کوتاه زمین عموماً در اثر تابش فرابنفش رخ می‌دهد. مکانیزم تخریب در این تابش‌ها عمدتاً برخورد سریع این ذرات با مولکول‌های سطح است که سبب یونیزاسیون آن‌ها می‌شود.

نرخ افت کیفیت سطوح حرارتی متداول

سطوح حرارتی مختلف با قرارگیری در فضا از طرق مختلف که مواردی از آن ذکر شد می‌توانند تحت تأثیر قرار گیرند. برخی از این سطوح با تمامی موارد ذکر شده دچار افت کیفیت شده و برخی از سطوح در برابر تعدادی از موارد مخرب ایمن بوده و در مقابل تعداد دیگر آسیب‌پذیرند. لذا با تغییر مدار و محیط به‌کارگیری، میزان مقاومت سطوح می‌تواند به‌کلی متفاوت شود. تجربه‌آینه‌های کوارتز نشان داد این پوشش تقریباً به‌کلی به تابش فرابنفش و ذرات باردار و فرسایش اکسیژن اتمی مقاوم بوده و فقط موضوع آلودگی می‌تواند بر افزایش ضریب جذب اثرگذار باشد. از آنجاکه نرخ گازروی در ابتدای مأموریت بیشتر است، لذا در ابتدا ضریب جذب به‌طور نسبی افزایش زیادی داشته و در ادامه این روند رشد، کاهش یافته تا به حالت پایدار برسد. شکل ۳ شکل اثر آلودگی بر ضریب جذب رادیاتورهایی که از آینه کوارتز استفاده کرده در ماهواره‌های مختلف مشاهده می‌شود.



شکل ۳- تنزل خواص آینه‌های کوارتز در مدار زمین آهنگ [۵]

دلیل تفاوت منحنی‌های به‌دست‌آمده در سامانه‌های مختلف هنوز به‌درستی مشخص نیست. ولی می‌توان گفت مواردی مانند مواد به کار رفته در سامانه، میزان نزدیکی منابع گازروی استفاده شده در جوار سطوح حرارتی و میزان حضور در معرض خورشید که سبب افزایش رسوب ذرات و آلودگی روی سطح شده و همچنین سبب تیرگی این آلودگی‌ها می‌شوند، از مهم‌ترین دلایل تفاوت این منحنی‌هاست.

از آنجاکه تأثیر آلودگی بر آینه‌های کوارتز شناخته شده است، لذا اکثر برنامه‌های جدید به تحقیق روی موادی با میزان گازروی پایین‌تر و ایجاد مسیرهای خروج گاز جهت هدایت محصولات گازروی به فضا و عدم رسوب بر آینه‌های کوارتز می‌پردازند. این مشخصات، آینه‌های کوارتز را به عنوان یکی از بهترین پوشش‌های قابل استفاده در فضا قرار می‌دهد. تنها

به‌اندازه کافی زیاد شود، احتمال تخلیه الکتریسیته ساکن از روی سطح خارجی به سازه یا تجهیزات الکتریکی داخلی وجود دارد. این امر می‌تواند سبب مختل شدن عملکرد هر یک از این اجزاء شود. این مشکل بیشتر در مدارهای زمین آهنگ، مدارهای متوسط زمین و مدارهای کوتاه زمین بلند دیده می‌شود. مشابه آنچه که در مدارهای مشتری و زحل وجود دارد. از این رو، در سامانه‌هایی که در این مدارها کار می‌کنند باید از یک سطح کنترل حرارتی رسانا استفاده شود. میزان رسانایی سطوح به مدار قرارگیری ماهواره و حد حساسیت تجهیزات الکتریکی آن بستگی دارد.

تعدادی از سطوح کنترل‌کننده دما مانند رنگ سیاه Z307، رنگ سفید PCBZ و کپتون سیاه از هدایت الکتریکی خوبی برخوردار هستند و به‌راحتی شارژ الکتریکی روی سطح را به سازه منتقل می‌کنند. اما، غالب سطوح دیگر عایق‌های الکتریکی خوبی بوده و برای استفاده از آن‌ها نیاز به استفاده از تکنیک‌های هدایت الکتریکی ویژه‌ای وجود دارد. فیلم‌های عایقی چون کپتون طلایی، آینه‌های کوارتز و تفلون را می‌توان با اعمال یک پوشش نازک از جنس اکسید قلع ایندیم (ITO) و اتصال این پوشش به سازه، به زمین (نول) تبدیل کرد. البته لازم به ذکر است، این پوشش بسیار نازک و شکننده بوده و با کوچک‌ترین ضربه دچار افت کیفیت می‌شود. هرگونه مالش با هدف تمیزکاری سطح و یا خمش حین اجرا و یا در دیگر مراحل این پوشش را تخریب می‌کند. حتی، استفاده از پتوی حرارتی روی این سطح می‌تواند به این پوشش آسیب برساند.

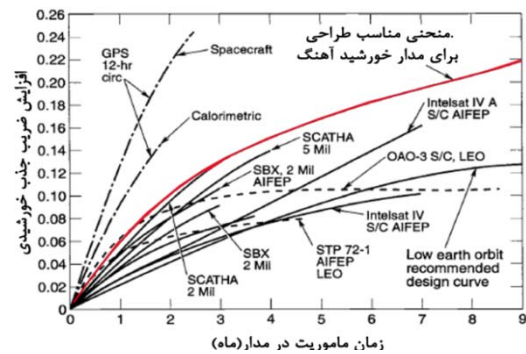
از آنجاکه اعمال ITO روی تفلون به‌سختی امکان‌پذیر است، پوشش تفلون جهت استفاده در مدارهای زمین آهنگ تقریباً حذف شده است. در مواردی که از سطوح متالایز شده مانند تفلون با پوشش نقره، کپتون آلومینایز شده و آینه‌های کوارتز استفاده می‌شود، لایه فلزی می‌تواند نقش زمین را ایفا کند. البته، باید بین ذرات فلز اتصال مکانیکی برقرار بوده و یا از یک چسب هادی استفاده شود.

وزن و هزینه

از دیگر عوامل مؤثر در انتخاب پوشش‌های کنترل حرارتی می‌توان به وزن و هزینه تأمین و اجرای این پوشش‌ها اشاره کرد. این دو عامل فارق از موارد یاد شده می‌توانند به شدت بر انتخاب پوشش اثرگذار باشند. برای مثال در ماهواره‌هایی که عوامل وزن و مصرف حداقل انرژی، پر اهمیت است نمی‌توان از پوشش‌های سنگین استفاده کرد. همچنین، هزینه تمام شده پوشش‌ها بسیار متفاوت است. به‌طوری‌که، این هزینه می‌تواند بالغ بر ۱۰۰ برابر، بسته به نوع پوشش افزایش یابد که قطعاً از این پارامتر در انتخاب پوشش نمی‌توان صرف نظر کرد.

محمدصادقی برنج کوب، عبدالله فانی ثانی، کمال برزو اصفهانی و سعید اصغری

عوامل محدودکننده این پوشش هزینه بالا (در مقایسه با دیگر پوشش‌ها)، وزن نسبتاً زیاد و اجرا دشوار این پوشش است. فیلم‌های تفلون با پوشش آلومینیوم یا نقره در اثر دو عامل تابش ذرات باردار و آلودگی دچار افت کیفیت می‌شوند. این میزان تخریب در مدار زمین آهنگ به دلیل تابش‌های شدیدتر بیشتر است. همان‌طور که در شکل ۴، منحنی سامانه‌های مختلف استفاده کننده از این پوشش مشاهده می‌شود. در مدارهای ۱۲ ساعته تخریب پوشش تفلون با سرعت بسیار بیشتر انجام شده که دلیل این امر قرار گرفتن روی مرز کمربند ون-آلن (تحت تابش‌های بسیار شدید) است و ضریب جذب خورشیدی به سرعت افزایش می‌یابد.



شکل ۴- تنزل خواص تفلون پوشش داده شده [۵]

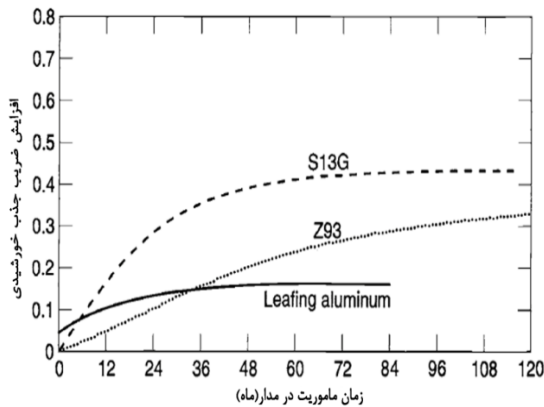
در مدارهای کوتاه زمین عامل تخریب غالب، خوردگی اکسیژن اتمی است که با توجه به شکل ۵ اثر تخریبی کمتری نسبت به تابش ذرات باردار در مدارهای زمین آهنگ دارد. برخی سطوح حرارتی نه تحت تابش فرابنفش و نه در برابر ذرات باردار کیفیت خود را از دست نمی‌دهند. از این دسته سطوح می‌توان به فلزات پولیش شده اشاره کرد. ولی این مواد نیز همانند آینه‌های کوارتز با قرارگیری ذرات و آلودگی‌ها روی سطحشان دچار افت کیفیت می‌شوند.

شکل ۵ به مقایسه یکی از این سطوح (آلومینیوم پولیش شده) با دو رنگ سفید متداول به کار گرفته شده در فضا پرداخته است.

رنگ‌های سفید به دو دسته آلی و غیرآلی تقسیم می‌شوند. رنگ‌های سفید آلی مانند S13GLO توسط تابش فرابنفش و ذرات باردار دچار افت کیفیت شده که در بعضی از موارد ضریب جذب از ۰/۲ به ۰/۷ در طی چند سال مأموریت افزایش می‌یابد. همچنین، این نوع رنگ‌ها در مدارهای پایین‌تر توسط فرسایش اکسیژن اتمی دچار افت کیفیت می‌شوند. از این رنگ‌ها غالباً در مدارهای کوتاه زمین و برای مأموریت‌های کوتاه استفاده

می‌شود. رنگ‌های سفید غیرآلی (سرامیکی) مانند Z93 و YB-71 هر چند در محیط‌های یاد شده تغییرات کمتری دارند ولی همچنان مشخصات اپتیکی آنها تا حدودی دچار تنزل می‌شود، برای مثال ۵۰۰۰ ساعت در معرض فرابنفش خورشیدی قرار گرفتن، جذب خورشیدی برای سه رنگ Z93 و YB-71 و S13G/LO را به ترتیب، ۰/۰۲، ۰/۰۳ و ۰/۰۶ افزایش دهد [۸]. از جمله محدودیت‌های این رنگ‌ها اجرا سخت‌تر نسبت به رنگ‌های آلی، به دلیل عدم انعطاف‌پذیری و شکننده بودن و مراقبت‌های شدیدتر بعد از اجراست. از دیگر سطوح با رنگ سفید، می‌توان به آلومینیوم آندایز شده اشاره کرد. این پوشش‌ها هر چند در برابر فرسایش اکسیژن اتمی و آلودگی مقاومت بهتری نسبت رنگ‌های سفید از خود نشان می‌دهند ولی در برابر تابش‌های فرابنفش و ذرات باردار با سرعت بیشتری کدر می‌شوند. همچنین، از دیگر محدودیت‌های این پوشش بروز ترک‌های ریز در سطح، در اثر اعمال سیکل‌های حرارتی متعدد و عدم تکرارپذیری (کنترل بسیار دشوار) مشخصات اپتیکی در حین ساخت می‌باشد.

رنگ‌های سیاه و رنگ‌هایی که از ضریب جذب بالایی برخوردارند، عموماً در محیط‌های مختلف در فضا دچار تغییر چندانی نمی‌شوند. رنگ‌های سیاه معمولاً در معرض تابش فرابنفش با گذر زمان تنها چند درصد ضریب جذبشان کاهش می‌یابد.



شکل ۵- تنزل خواص رنگ [۵]

نتیجه مطالعات و پژوهش انجام شده در خصوص پوشش رادیاتورهای فضایی در جدول ۵ آورده شده است. این جدول به مقایسه و ارزیابی نقش عوامل تأثیرگذار مختلف بر پوشش‌ها پرداخته و به منظور سهولت استفاده جهت انتخاب پوشش مناسب به کار می‌رود.

جدول ۵- مقایسه چند نمونه از پوشش‌های متداول [۵، ۹-۱۴]

ردیف	نام رنگ	ضریب جذب	ضریب نشر	مقاومت در برابر اکسیژن اتمی	مقاومت در برابر UV	الودگی سطح	مقاومت در برابر ذرات باردار	مدار مناسب برای کاربرد	عدم شارژ الکتریکی استاتیکی	گاز روی	ویژگی‌های خاص
۱	Silver-Backed Teflon/SiO ₂ coating	0.08	0.8	متوسط	خوب	رسوب آلودگی باعث UV/AO افت خواص	خوب	GEO	ضعیف	<0.1%VCM <1%TML	اجرای آسان / انعطاف پذیر / ضعف در برابر AO
۲	S13GP: 6N/LO-1	0.18	0.9	ضعیف	خوب	رسوب آلودگی در تخلخل ۴۵٪ سطح	خوب	LEO/GEO	خوب	<0.02% VCM <2%TML	اجرای آسان / انعطاف پذیر / ضعف در برابر AO
۳	YB71 white paint	0.18	0.9	بسیار خوب	بسیار خوب	رسوب آلودگی در تخلخل ۴۵٪ سطح	بسیار خوب	LEO/GEO	خوب	<0% VCM <1.5%TML Initial H ₂ O release	قیمت بالا
۴	Z93-P*	0.16	0.92	بسیار خوب	بسیار خوب	رسوب آلودگی در تخلخل ۴۵٪ سطح	بسیار خوب	LEO/GEO	خوب	<0% VCM <1.5%TML Initial H ₂ O release	قیمت مناسب
۵	MAP® SG122FD	0.2	0.9	بسیار خوب	بسیار خوب	رسوب آلودگی در تخلخل ۴۵٪ سطح	خوب	LEO/GEO	بسیار خوب	<0.08% VCM <1.3%TML	-
۶	MAP® PCBE	0.27	0.88	-	بسیار خوب	رسوب آلودگی در تخلخل ۴۵٪ سطح	خوب	LEO/GEO	بسیار خوب	<0.08% VCM <0.43%RML	تجربه اندک در فضا
۷	MAP® PSB	0.14	0.9	بسیار خوب	خوب	رسوب آلودگی در تخلخل ۴۵٪ سطح	متوسط	LEO/GEO	بسیار خوب	<0% VCM <3.04%TML	تجربه اندک در فضا
۸	Sulfuric Acid Anodized Al	0.19	0.92	بسیار خوب	متوسط	به اندازه رنگ مشکل ساز نیست	بسیار خوب	LEO/GEO	خوب	امکان آزاد شدن آب	قیمت پایین / وزن بسیار کم / عدم تکرارپذیری اجرا
۹	OSR Quartz mirror	0.06	0.8	بسیار خوب	بسیار خوب	قابل تمیز شدن	بسیار خوب	LEO/GEO	خوب	<0.1% VCM <1%TML	اجرای دشوار / وزن بالا / قیمت بالا
۱۰	EKOM -LG-2	0.1	0.93	بسیار خوب	بسیار خوب	رسوب آلودگی در تخلخل ۴۵٪ سطح	خوب	LEO/GEO	بسیار خوب	<0.02% VCM <0.08%RML	-

مراجع

- [1] Semprimoschnig, Dr. Christopher .O. A. "Challenges for Components/Materials in the Space Environment, European Space Agency (Esa)." *European Space Research and Technology Centre (ESTEC)*, 2008.
- [2] Dunn, Barrie D. "Metallurgical Assessment of Spacecraft Parts and Materials." *Simon & Schuster Ltd, Wolsey House, Wolsey Road, Hemel Hempstead, Hertfordshire HP 2 4 SS, UK, 1989.* 363, 1989.
- [3] Glicklin, Max Jay. "Development of a Ground Based Atomic Oxygen and Vacuum Ultraviolet Radiation Simulation Apparatus." 2012.
- [4] Karam, Robert D. *Satellite Thermal Control for Systems Engineers*. Vol. 181: Aiaa, 1998.
- [5] Gilmore, DG. "Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. 1. Fundamental Technologies." El Segundo, California, Aerospace Press, 2002.
- [6] Narcisi, RS. "Quantitative Determination of the Outgassing Water Vapor Concentrations Surrounding Space Vehicles from Ion Mass Spectrometer Measurements." *Advances in Space Research* 2, no. 10, 1982, 283-286.

نتیجه گیری

با توجه حساسیت عملکرد پوشش‌های کنترل حرارتی و عواملی متعددی که این پوشش‌ها را متأثر می‌کنند، دقت در انتخاب این پوشش‌ها حیاتی به نظر می‌رسد. لذا، در انتخاب این پوشش‌ها باید ابتدا مواردی چون مدار مأموریت ماهواره اعم از کوتاه و زمین آهنگ و یا مدارهای دیگر کرات، میزان حساسیت بر انرژی مصرفی و وزن ماهواره، طول مأموریت، میزان حساسیت تجهیزات الکترونیکی به کار گرفته شده در ماهواره و هزینه مأموریت را مد نظر قرار داد. با توجه به موارد یاد شده بسته به نوع محدودیت می‌توان اولویت پارامترهای اثرگذار بر پوشش مانند میزان مقاومت و حفظ مشخصات اپتیکی در برابر تابش‌های فرابنفش و ذرات باردار، انواع آلودگی‌ها، فرسایش اکسیژن، میزان رسانایی سطح پوشش، وزن و هزینه پوشش را در انتخاب پوشش مورد نظر قرار داد.

محمدصادقی برنج کوب، عبدالله فانی ثانی، کمال برزو اصفهانی و سعید اصغری

- [12]Booth, RE and JE Stoyack. "Thermal Control Coating Selection and Verification for the Space Station Freedom." *A IAA Paper* 2, no. 169, 1992: 1-13.
- [13]Harada, Yoshiro and Mukund Deshpande. *Requalification of White Thermal Control Coatings*. DTIC Document, 1994.
- [14]Kauder, Lonny. "Spacecraft Thermal Control Coatings References," 2005.
- [7] Macdonald, Malcolm and Viorel Badescu. *The International Handbook of Space Technology*: Springer, 2014.
- [8] Kutz, Myer. *Handbook of Environmental Degradation of Materials*: William Andrew, 2005.
- [9] "Kompozit" www.kompozit-mv.ru, 2017.
- [10]"Map" www.map-space.com, 2017.
- [11]Agency, European Space. "Data for Selection of Space Materials and Processes." *ECSS-Q-70-71A*, 2004.