



ساخت و ارزیابی خواص رنگ کنترل حرارتی سفید سیلیکونی

ندا کیهان^{۱*}، رضا شجاع رضوی^۲

۱- کارشناس ارشد، دانشکده شیمی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد شهرضا، اصفهان، ایران، صندوق پستی: ۳۱۱-۸۶۱۴۵

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مواد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، اصفهان، ایران، صندوق پستی: ۸۳۱۴۵/۱۱۵

تاریخ دریافت: ۹۰/۸/۳ تاریخ پذیرش: ۹۰/۱۱/۳۰ در دسترس به صورت الکترونیکی از: ۱۳۹۱/۹/۲۰

چکیده

هدف از انجام این پژوهش ساخت پوشش سفید سیلیکونی کنترل حرارتی مخصوص ماهواره و بررسی اثرات آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی بر روی خواص نوری آن است. این رنگ با استفاده از رزین سیلیکونی و رنگدانه اکسید روی تهیه شده است. آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی بر روی آن انجام گرفت و اثرات آن با اندازه‌گیری کاهش وزن نمونه و دستگاه‌های میکروسکوپ الکترونی (SEM) و میکروسکوپ نیروی اتمی (AFM) بررسی شد. همچنین تخریب خواص نوری در طیف بازتابی، جذب خورشیدی و نشر حرارتی رنگ، قبل و بعد از آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی مطالعه شد. میزان جذب خورشیدی این رنگ، ۰.۲۵۶ و نشر حرارتی آن ۰.۸۷۰ بود. نتایج به دست آمده نشان داد، رنگ ساخته شده از مقاومت بالایی در مقابل آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی برخوردار بوده و برای کاربردهای فضایی مناسب می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: رنگ سفید سیلیکونی، اکسیژن اتمی، چرخه حرارتی، جذب خورشیدی، نشر حرارتی.

Preparation and Evaluation of White Silicone Thermal Control Paint Properties

N. Kayhan^{*1}, R. Shoja Razavi²

¹ Department of Chemistry, Shahreza Islamic Azad University, P.O.Box: 86145-311, Shahreza, Isfahan, Iran

² Department of Materials Engineering, Maleke-ashtar University of Technology, P.O.Box: 83145-115, Shahin shahr, Isfahan, Iran.

Received: 25-10-2011

Accepted: 19-02-2012

Available online: 10-12-2012

Abstract

The purpose of the present work is to prepare of white silicone thermal control paint for spacecraft and investigation the effects of atomic oxygen (AO) and thermal cycling on the optical properties. The white paint includes zinc oxide-pigmented silicone resin. The behavior of silicone paint under AO and thermal cycling, were studied by the mass loss of paint specimen and complementary techniques including scanning electron microscopy (SEM) and atomic force microscopy (AFM). Also the optical degradation in the reflectance spectra, solar absorptance and thermal emittance for silicone paint before and after AO and thermal cycle were investigated. Solar absorptance and thermal emittance of this paint were 0.256 and 0.870 respectively. The white silicone paint has promising AO and thermal cycling resistance properties that could be suitable for space applications. J. Color Sci. Tech. 6(2012), 233-239© Institute for Color Science and Technology.

Keywords: White silicone paint, Atomic oxygen, Thermal cycling, Solar absorptance, Thermal emittance.

۱- مقدمه

ماهواره‌ها در فضا در معرض پرتو فرابنفش، اکسیژن اتمی، تغییرات شدید دمایی (از -۸۰°C تا $+۸۰^{\circ}\text{C}$) و تخریب دمایی و آسیب‌های فیزیکی قرار می‌گیرند. در طول عمر کاری، قسمتی از آنها که به سمت خورشید است به واسطه جذب مستقیم تابش خورشیدی گرم می‌شود در حالی که طرف دیگر آن که به سمت فضای خالی است، به خاطر نشر پرتو گرمایی سرد می‌شود. اگر دمای ماهواره خیلی گرم یا سرد شود، انحراف‌هایی در سازه اتفاق می‌افتد که منجر به کاهش قابلیت آن می‌شود. در مدار، حرارت و چرخه حرارتی یک تهدید برای دوام مواد محسوب می‌شود. در مواد ناهمگن در تماس با یکدیگر، وجود عدم تطابق در ضرایب انبساط حرارتی ممکن است منجر به ایجاد ترک یا لایه‌لایه شدن شود. همچنین خواص مکانیکی مواد پلیمری تابع دما است. در طول سیر چرخه حرارتی در مدار، یک پلیمر ممکن است متحمل دماهایی شود که انعطاف‌پذیری و استحکام آن را کاهش داده و باعث ایجاد آسیب و خسارت در آن شود. به همین منظور برای حفظ دمای ماهواره‌ها در حد ایمنی عملیات، از پوشش‌های حرارتی و رنگ‌های کنترل حرارتی استفاده می‌شود که باید در مقابل این شرایط سخت در طول عمر مفید ماهواره از خود مقاومت نشان دهند. این پوشش‌ها بر حسب محل کاربرد به دو نوع سفید و سیاه تقسیم‌بندی می‌شوند. محدوده دمایی که یک ماهواره در طول سیکل حرارتی متحمل می‌شود به خواص نوری حرارتی (ضریب جذب و شدت نشر حرارتی) آن، وابسته است. در آزمایشات جهت پیش‌بینی دمای ماهواره خواص نوری، قبل و بعد از تخریب پوشش؛ در ابتدای عمر و انتهای عمر ماهواره تعیین می‌شود. خواص نوری رنگ‌ها شامل جذب خورشیدی (α) و شدت نشر (ϵ) به مواد خام استفاده شده در رنگ و روش‌های به کار رفته شده در آنها وابسته می‌باشند. آزمایشات اهمیت پایداری خواص نوری پوشش‌های حرارتی را جهت کنترل دمای طولانی مدت ماهواره نشان می‌دهد. در رنگ سفید میزان جذب پایین (۰,۲-۰,۳) و میزان نشر بالا (۰,۸-۰,۹) است [۱, ۲]. پوشش‌های سفید نظیر AZ276 بر پایه پلی‌یورتان، SG121FD بر پایه رزین سیلیکونی و رنگ سفید سرمایی AZW-11LA در ماهواره‌ها به کار می‌روند. پوشش‌های سیاه Z302 و Z306 بر پایه پلی‌یورتان، D111 بر پایه رزین سیلیکاتی و MH21S/LO با رزین سیلیکونی نیز به عنوان رنگ‌های سیاه کنترل حرارتی ماهواره شناخته شده‌اند [۳-۵]. رزین سیلیکونی پایداری حرارتی بالایی دارد و ساختار آن دارای انرژی پیوند بالا و خصوصیات یونی قوی در پیوندهای Si-O است. رزین‌های سیلیکونی به دلیل دمای انتقال شیشه‌ای پایین (123°C) پایداری خوبی در دماهای پایین دارند. این رزین‌ها با انعطاف‌پذیری بالا، مقاومت خوب در برابر شوک حرارتی، قابلیت اعمال با ضخامت بالا، قابلیت تحمل چرخه حرارتی در محدوده دمایی -100 تا 100°C ، مقاومت دمایی بالا، مقاومت عالی در برابر آب و عدم جذب آب و مقاومت بالا در برابر شرایط مخرب محیطی شناخته می‌شوند [۶]. همچنین میزان فرسایش آنها در برابر اکسیژن

اتمی کم است. زیرا پوشش‌های سیلیکونی هنگامی در برابر اکسیژن اتمی قرار می‌گیرند؛ اجزاء آلی آنها در سطح کاهش یافته و یک لایه غیر آلی محافظ با ترکیب SiO_2 روی آنها تشکیل می‌شود. این لایه محافظ سبب کاهش اکسید شدن و تخریب مواد زیرآیند می‌گردد. بنابراین رزین‌های سیلیکونی انتخابی مناسب برای پوشش‌های محافظ کنترل حرارتی است [۷-۹].

برای تولید پوشش‌های کنترل حرارتی ماهواره مطالعه به سمت پایداری خواص نوری آنها در مأموریت‌های فضایی سوق می‌یابد، زیرا مشخصات نوری سطح ماهواره از مشخصات اصلی کنترل درجه حرارت آن می‌باشد. کنترل گرمایی با تنظیم انرژی خورشیدی جذب شده و توانایی نشر آن انجام می‌شود و رنگ تولید شده باید از مقاومت لازم در برابر عوامل مخرب فضا برخوردار بوده و خواص نوری آن دچار تغییر نشده یا حداقل تغییر بدون آسیب و ترک خوردگی مطابق استانداردهای آزمون‌های فضایی را داشته باشد. این مورد به نوع رنگدانه و ضرایب جذب و نشر آن وابسته است. در رنگ‌های کنترل حرارتی سفید از رنگدانه‌های اکسید تیتانیوم، ارتو تیتانات روی و اکسید روی با درصد خلوص بالا استفاده می‌شود، زیرا ناخالصی‌های موجود ممکن است بر میزان انعکاس نور اثر منفی داشته باشند، اندازه ذرات حدود 200 تا 1000 nm در نظر گرفته می‌شود [۱۰]. وجود اکسید روی در پوشش می‌تواند پرتو فرابنفش را جذب کند و عمر پوشش را افزایش دهد. اکسید روی با پخش کردن و منعکس کردن مانع فیزیکی برای نور خورشید است و طول موج فرابنفش مرئی (UVB) را به همان خوبی طول موج کوتاه (UVA-2, $320-340\text{ nm}$) و طول موج بلند (UVA-1, $340-400\text{ nm}$) می‌پوشاند. اکسید روی معمولی نور مرئی تا طول موج 700 nm را سد می‌کند در حالی که نانو اکسید روی فقط تا $400-380\text{ nm}$ را پوشش می‌دهند [۱۱].

در یک پژوهش، سازمان فضایی آمریکا ناسا تحقیقات وسیعی بر روی ساخت رنگ و سپس بررسی مقاومت به شرایط فضایی و خواص نوری رنگ‌های سفید و سیاه کنترل حرارتی بر روی ماهواره‌های ال‌دی‌ای اف^۱ و میر^۲ انجام داده است. در جدول ۱ چند نمونه رنگ سفید ناسا با ترکیبات مختلف ذکر شده و مقادیر α جذب خورشیدی و ϵ نشر حرارتی این رنگ‌ها که از ترکیب رنگدانه سفید در رزین شفاف ساخته شده‌اند، مشخص شده است. در تحقیقی دیگر، شرکت مپ سیلیکون^۳ فرانسه فعالیت‌هایی در زمینه ساخت رنگ‌های کنترل حرارتی ماهواره انجام داده است. رنگ‌های PSB، SCK-5، PSX Primer و SG121FD ساخت این شرکت بر روی ماهواره‌هایی از قبیل هاتبرد^۴، چایناسات^۵ و تعداد زیادی دیگر اعمال شده است [۱۰].

1- Long Duration Exposure Facility

2- MIR

3- Map Silicone

4- Hotbird

5- China Sat

حدود ۱۰-۸ میکرون) با قلم مو اجرا و به مدت ۱ ساعت در دمای اتاق خشک شد. بر روی آستری واش پرایمر سخت‌شده، مخلوط دو جزء رنگ توسط پیستوله با فشار ۳۰ Psi اعمال گردید. سپس درون گرم‌خانه با دمای ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد به مدت ۸ دقیقه قرار داده شد. بعد از سخت‌شدن، رنگ از درون گرم‌خانه خارج شده و به مدت ۷ روز در دمای اتاق نگهداری شد. ضخامت فیلم خشک شده در حدود 10 ± 10 میکرومتر بود. بعد از سخت‌شدن عمقی نمونه پوشش تحت آزمون‌های عمومی چسبندگی، خمش استوانه‌ای با قطر میله ۲ میلی‌متر، آزمون ضربه با وزنه ۹۰۷،۱۸ گرم با ارتفاع ۴۵ سانتی‌متر از روبرو و پشت ورق و سایش قرار گرفت. نتایج در جدول ۲ آورده شده است. مطابق ASTM D522 با استفاده از رابطه ۱ می‌توان درصد انعطاف‌پذیری رنگ را در خمش مندرل محاسبه کرد.

$$(1) \quad \text{درصد انعطاف‌پذیری} = \frac{100}{t} \left\{ \frac{t}{2r} + t \right\} = 99,826\%$$

$$t = 90 = \text{ضخامت پوشش (میکرون)}$$

$$r = 0,198 = \text{شعاع مندرل (سانتی‌متر)}$$

نتایج نشان می‌دهد که نمونه رنگ دارای چسبندگی، مقاومت مکانیکی و درصد انعطاف‌پذیری بالا می‌باشد.

جدول ۱: خواص نوری رنگ‌های سفید در معرض محیط فضا در مدار نزدیک به زمین [۶].

نام تجاری رنگ	رنگدانه	رزین	α	ϵ
A276	TiO ₂	پلی‌اورتان	۰,۲۹	۰,۹
Z-93	ZnO	K ₂ SiO ₃	۰,۱۵	۰,۹۲
YB-71	Zn ₂ TiO ₄	K ₂ SiO ₃	۰,۱۵	۰,۹۰
S-13G/LO	ZnO	سیلیکون	۰,۳۷	۰,۹۰

در این تحقیق پوشش کنترل حرارتی جدید با استفاده از رزین سیلیکونی و رنگدانه اکسید روی، تهیه شده است. ترکیب رزین و رنگدانه انتخابی، برای اولین بار در ساخت رنگ‌های کنترل حرارتی ماهواره استفاده شده است. همچنین اثرات حمله اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی بر روی سطح رنگ و خواص نوری آن بررسی می‌شود. تغییرات سطح با SEM و AFM بررسی شده و نتایج تخریب ضرایب جذب خورشیدی، نشر حرارتی و کاهش وزن نمونه گزارش شده است.

۲- بخش تجربی

۲-۱- مواد

در این تحقیق از رزین سیلیکونی کد RTV-2-604 افزایشی دو جزئی کاتالیست شده با پلاتینیوم (نسبت اختلاط رزین به سخت‌کننده (۹:۱)، با چگالی $0,96 \text{ gr/cm}^3$ و زمان سخت‌شدن ۸ دقیقه در ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد، ساخت شرکت واکر^۲، رنگدانه اکسید روی ZnO با اندازه ذرات کوچک‌تر از ۴۰۰ نانومتر شرکت اسشارلو^۳، استفاده شد. همچنین آستری واش پرایمر هواخشک شرکت سمن کد M-32130-00 با سخت‌کننده اسید فسفریک، نسبت اختلاط وزنی دو جزء ۷۰:۳۰ و چگالی $0,95 \text{ gr/cm}^3$ جهت آماده‌سازی سطح آلومینیومی به کار گرفته شد.

۲-۲- روش کار

ابتدا به منظور حذف رطوبت، اکسید روی قبل از استفاده به مدت ۲ ساعت در آن ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد قرار گرفت. جهت تهیه رنگ، رنگدانه اکسید روی با درصد حجمی ۳۰ درصد درون رزین سیلیکونی رقیق شده با حلال زایلن آسیاب شد. سپس جزء اول رنگ با نسبت مشخص رزین به سخت‌کننده ۹:۱ با جزء دوم مخلوط شد. برای بهبود و افزایش چسبندگی رنگ بر روی سطح آلومینیم 5×5 سانتی‌متر، ابتدا آستری واش پرایمر اعمال گردید. جزء اول واش پرایمر با نسبت وزنی ۷۰ به ۳۰ با کاتالیزور مخلوط شده سپس بر روی سطح (ضخامت

1 - Low Earth Orbit

2- Wacker

3- Scharlau

جدول ۲: نتایج آزمون‌های سایش، چسبندگی، خمش، و ضربه.

نوع آزمون	نتایج آزمون	توضیحات
چسبندگی	5B ASTM D522	-
سایش	کاهش وزن ۱۰ mg پس از ۲۰۰ دور سایش ASTM D4060	پس از سایش سطح زیرآیند اصلاً مشاهده نمی‌شود.
خمش	قطر میله استوانه‌ای ۲ mm را طی نمود. ASTM D522	سطح خمش نمونه‌ها دچار هیچ‌گونه ترک خوردگی یا آسیب نشده است.
ضربه	وزنه ۲ پوند با ارتفاع ۴۵ cm از روبرو و پشت ورق ASTM D2794	سطح ضربه و اطراف آن دچار هیچ‌گونه ترک خوردگی یا آسیب نشده است.

۲-۳- اندازه‌گیری مقاومت به اکسیژن اتمی

این آزمون مطابق استاندارد ASTM E2089-00 اندازه‌گیری مقاومت مواد در کاربردهای فضایی انجام شد [۱۲، ۱۳]. ابتدا نیمی از سطح رنگ اعمال شده بر روی ورق آلومینیومی با اندازه 5×5 سانتی‌متر، با ورقه آلومینیومی پوشانده شده و نمونه با ترازوی دیجیتال A&D دقت ۴ رقم اعشار در دمای اتاق وزن شد. سپس درون دستگاه اکسیژن اتمی با بسامد ۱۲۰۰ Hz، فشار محفظه 5×10^{-7} Torr، دمای $45-23^\circ \text{C}$ و دبی گاز اکسیژن $0,1 \text{ nL/min}$ با شار $1,6 \times 10^{17} \text{ atoms/cm}^2$ و انرژی ۵۵ eV به مدت زمان ۱۰ ساعت

زیر قرمز^۲ مدل AZ. Tech. Temp 2000A اندازه‌گیری شد. مقادیر جذب خورشیدی و نشر حرارتی رنگ در جدول ۲ آورده شده است.

۳- نتایج و بحث

میزان کاهش وزن نمونه بعد از قرارگیری در برابر اکسیژن اتمی با شار 1.6×10^{17} atoms/cm² فقط حدود 0.16 mg/cm² بوده که این میزان تغییر ناچیز می‌باشد. در شکل ۱ تصاویر میکروسکوپ الکترونی از سطح نمونه قبل و پس از قرارگیری در برابر اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی نشان داده شده است. همان‌گونه که در تصاویر مشخص است؛ در سطح پوشش پس از قرارگیری در برابر اکسیژن اتمی و سیکل حرارتی آثار ترک، شکست فیلم رنگ و آسیب‌های دیگر وجود ندارد. این بررسی نشان می‌دهد که رنگ سفید سیلیکونی از مقاومت خوبی در برابر آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی از خود نشان می‌دهد.

تصاویر AFM از سطح نمونه قبل و پس از قرارگیری در برابر اکسیژن اتمی در شکل ۲ نشان داده شده است. سطح اسکن شده در تصاویر 5×5 میکرومتر می‌باشد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، توپوگرافی سطح رنگ پس از قرارگیری در برابر اکسیژن اتمی دچار تغییر شده است. زبری سطح با نرم افزار ایمپج پلاس^۳ اندازه‌گیری شد. زبری سطح نمونه، قبل از قرارگیری در برابر اکسیژن اتمی برابر 14 nm است که بعد از قرارگیری در برابر اکسیژن اتمی به عدد 19 افزایش یافته است. تغییرات زبری سطح در نمونه بسیار کم و حدود 5 نانومتر می‌باشد.

- 1- Spectrophotometer
- 2- Infrared reflectometer
- 3- Image plus

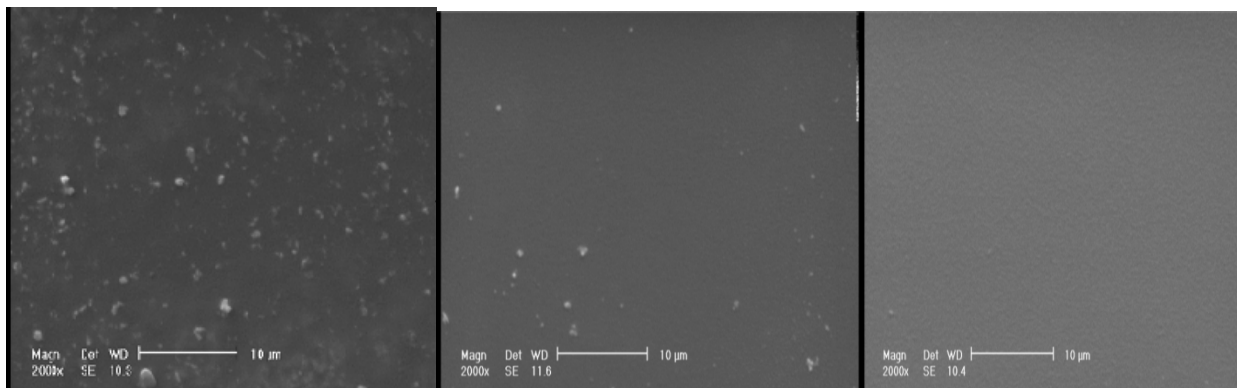
قرار گرفت. نمونه رنگ بعد از خارج شدن از محفظه اکسیژن اتمی بلافاصله توزین و میزان تغییرات وزن نمونه اندازه‌گیری شد. تغییرات ریخت سطح نمونه آماده شده رنگ قبل و بعد از آزمون با استفاده از میکروسکوپ الکترونی PHILIPS XL 400 و AFM مدل Bruker بررسی شد.

۴-۲ اندازه‌گیری مقاومت به سیکل حرارتی

به منظور شبیه‌سازی تغییرات دمایی در فضا و بررسی میزان مقاومت مواد به تغییرات دمایی شدید، آزمون چرخه حرارتی مطابق استاندارد ECSS-Q-ST-70-04 انجام می‌شود. این آزمایش برای مشخص کردن توانایی تحمل مواد در مقابل تغییرات دما، انجام می‌گیرد. در این آزمون نمونه رنگ تهیه شده از دمای محیط (23°C) با نرخ گرم‌شدن $10^{\circ}\text{C}/\text{min}$ تا دمای 100°C گرم و به مدت 5 دقیقه در این دما نگهداری شد. سپس نمونه تا دمای محیط سرد گردید و به مدت 5 دقیقه در دمای محیط قرار داده شد. سپس با نرخ سرد شدن $10^{\circ}\text{C}/\text{min}$ تا دمای -80°C سرد شد. نمونه رنگ به مدت 5 دقیقه در این دما نگهداری شده و سپس تا دمای محیط گرم شد. این چرخه 50 بار بر روی رنگ تکرار گردید. تغییرات سطح رنگ نمونه‌های آزمایش شده تحت آزمون چرخه حرارتی با استفاده از میکروسکوپ الکترونی مطالعه شد.

۵-۲ اندازه‌گیری خواص نوری

آزمون سنجش خواص حرارتی- نوری مواد کنترل حرارتی مطابق استاندارد ECSS-Q-ST-70-09c انجام می‌گیرد. طیف بازتابی نمونه رنگ سفید سیلیکونی کنترل حرارتی با استفاده از اسپکتروفوتومتر^۱ مدل JASCO V-670 قبل و بعد از آزمون‌های اکسیژن اتمی و سیکل حرارتی به دست آمد. نشر حرارتی رنگ توسط دستگاه بازتاب‌سنج

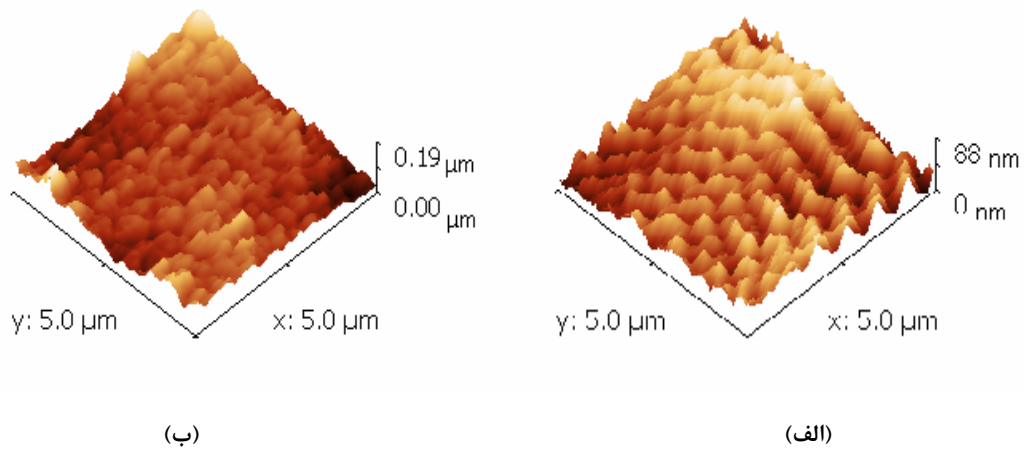


(ج)

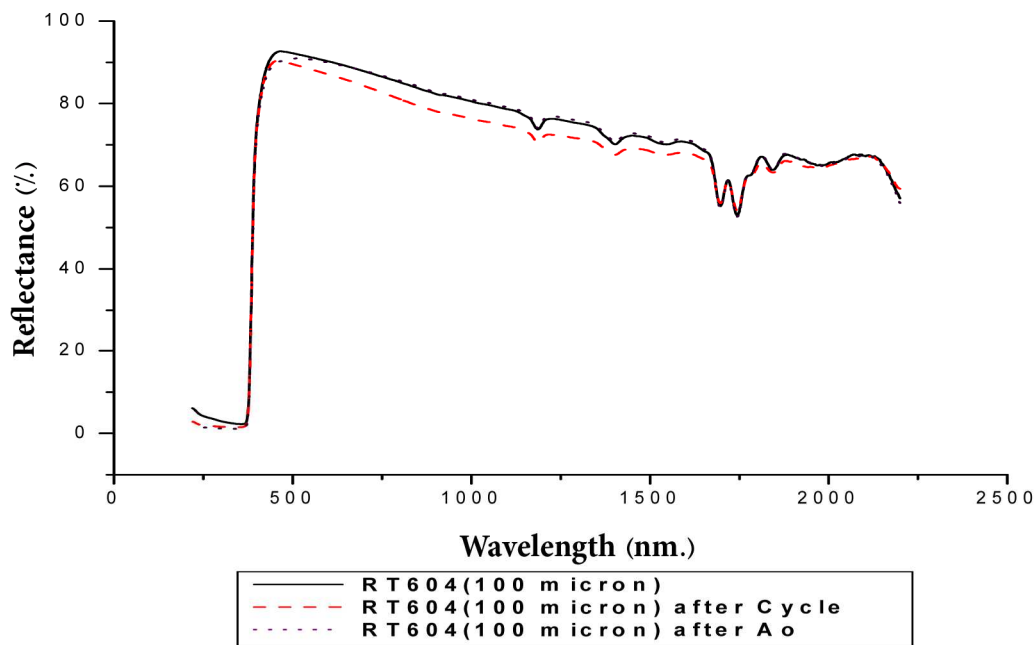
(ب)

(الف)

شکل ۱: تصاویر میکروسکوپ الکترونی رنگ سفید سیلیکونی: (الف) قبل از آزمون، (ب) بعد از آزمون اکسیژن اتمی، (ج) بعد از چرخه حرارتی.



شکل ۲: تصاویر AFM رنگ سفید سیلیکونی: (الف) قبل از آزمون، (ب) بعد از آزمون اکسیژن اتمی با شار 1.6×10^{17} atoms/cm² و انرژی ۵۵ eV، (اسکن $5 \mu\text{m} \times 5 \mu\text{m}$).



شکل ۳: طیف بازتابی رنگ سفید سیلیکونی قبل و بعد از آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی.

نوری رنگ است. جذب خورشیدی رنگ سفید سیلیکونی ۰,۲۵۶ و نشر حرارتی آن ۰,۸۷۰ است، که در محدوده جذب و نشر رنگ‌های سفید کنترل حرارتی قرار دارد. نتایج تغییرات جذب خورشیدی و نشر حرارتی نمونه رنگ در جدول ۳ نشان داد که جذب خورشیدی رنگ بعد از آزمون افزایش و نشر حرارتی آن کاهش داشته است. با مقایسه نتایج خواص نوری رنگ S-13G/LO تحت شرایط مخرب فضایی در جدول ۴ و ۵، تغییرات نمونه رنگ بسیار کم و قابل قبول است.

تغییرات طیف بازتابی رنگ قبل و بعد از آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی در شکل ۳ آورده شده است. پیک‌های جذب بالاتر از ۱۲۰۰ نانومتر به عنوان پیک‌های جذب رزین متیل سیلیکون شناخته شده‌اند [۱۰]. تغییر در طیف بازتابی رنگ بعد از انجام آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی مشاهده می‌شود که این تغییر بعد از آزمون چرخه حرارتی بیشتر بوده که به دلیل جذب آلودگی و گرد و غبار بر روی سطح رنگ سفید در حین آزمایش و تاثیر آنها بر خواص

جدول ۳: تغییرات ضریب جذب و نشر رنگ سفید سیلیکونی بعد از آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی.

بعد از چرخه حرارتی				بعد از اکسیژن اتمی				قبل از آزمون		نمونه رنگ
$\Delta\epsilon$	$\alpha\Delta$	ϵ	α	$\Delta\epsilon$	$\alpha\Delta$	ϵ	α	ϵ	α	RTV604 /ZnO
-۰,۰۰۵	۰,۰۱۴	۰,۸۶۵	۰,۲۷	-۰,۰۰۲	۰,۰۰۲	۰,۸۶۸	۰,۲۵۸	۰,۸۷۰	۰,۲۵۶	

جدول ۴: تغییر خواص نوری رنگ سفید سیلیکونی S-13G/LO در آزمایش سطوح کنترل حرارتی در ماهواره ال‌دی‌ای اف [۱۰].

ϵ			α			پوشش	
$\Delta\epsilon$	پس از پرواز	پیش از پرواز	$\Delta\alpha$	پس از پرواز	پرواز (۱۵ ماه)		پیش از پرواز
-۰,۰۱	۰,۸۹	۰,۹	۰,۱۹	۰,۳۷	۰,۲۲	۰,۱۸	S-13G/LO

جدول ۵: میزان اثر اکسیژن اتمی بر روی جذب خورشیدی رنگ سفید S13G/LO در آزمایش سطوح کنترل حرارتی [۱۰].

اکسیژن اتمی Atoms/cm ²	α	مکان سطح	نوع رنگ
-	۰,۱۴۷	قبل از آزمایش	
$7,15 \times 10^{17}$	۰,۲۵۷	D8 (سطح هدایت‌کننده)	S13G/LO
$2,31 \times 10^5$	۰,۴۹۶	D4 (سطح دنباله)	

برخوردار است و می‌تواند در مقابل تغییرات دمایی شدید از خود مقاومت نشان دهد. نتایج تصاویر SEM و AFM سطح رنگ سفید سیلیکونی بعد از آزمون‌های اکسیژن اتمی و چرخه حرارتی نشان می‌دهد که ترک و آسیب در رنگ ایجاد نشده است. تغییرات زبری سطح بعد از آزمون اکسیژن اتمی بسیار کم و در حد نانومتری بوده و نشانگر نفوذ کم اکسیژن اتمی در سطح رنگ می‌باشد. این نتایج نشان می‌دهد که این رنگ مقاومت خوبی در برابر آزمون‌های چرخه حرارتی و اکسیژن اتمی دارد. اندازه‌گیری جذب و نشر نمونه بعد از آزمون‌های چرخه حرارتی و اکسیژن اتمی مشخص می‌کند که تغییرات این کمیت‌ها کم و در مقایسه با رنگ‌های کنترل حرارتی سفید فضایی معتبر، در محدوده قابل قبول می‌باشد. این موارد بیانگر این است که، نوع رنگدانه و ترکیب رنگ سفید سیلیکونی انتخاب مناسبی بوده و رنگ سفید سیلیکونی ساخته شده با جذب خورشیدی پایین و نشر حرارتی بالا، می‌تواند به عنوان رنگ کنترل حرارتی در سامانه‌های فضایی استفاده شود.

به طور کلی با حمله اکسیژن اتمی به رزین سیلیکونی، ترکیبات آلی ضمن واکنش با اکسیژن اتمی به صورت گونه‌های فرار CO , CO_2 , H_2 , H_2O از سطح رنگ خارج می‌شوند. درصد اکسیژن وارد شده به سطح افزایش یافته و با Si واکنش داده و منجر به تشکیل SiO_x می‌شود. لایه SiO_x موجود روی سطح کاملاً در مقابل اکسیژن اتمی مقاوم بوده و سرعت نفوذ جریان اکسیژن اتمی را به سطح کاهش می‌دهد و از تخریب سطح رنگ جلوگیری می‌کند. ولی این لایه در معرض نور فرابنفش فرسوده شده و به مرور از سطح جدا شده و همین مورد باعث کاهش وزن می‌شود [۱۰]. در ضمن SiO_x با ایجاد مراکز رنگ در مقابل نور فرابنفش منجر به تخریب خواص نوری-حرارتی رنگ می‌شود [۱۴، ۱۵].

۴- نتیجه‌گیری

بررسی خواص عمومی رنگ نشانگر این واقعیت است که رنگ حاصل دارای مقاومت مکانیکی خوبی بوده و همچنین از انعطاف‌پذیری بالایی

۵- مراجع

1. R. Cumberland, Flexible thermal control coatings and methods for fabrication same. International application published under the patent cooperation treaty (PCT), NO.MO2008/021537, 2008.
2. J. Dever, B. Banks, K. d. Groh, S. Miller, Degradation of spacecraft materials. NASA Glenn research center, Cleveland, 2009.
3. A. Anvari, F. Farhani, K. S. Niaki, Comparative Study on Space Qualified Paints Used for Thermal Control of a Small Satellite. *Iranian J. Chem. Eng.* 6(2009), 50-62.
4. N. Kiomarsipour, R. Sh. Razavi, K. Ghani, Evaluation of optical properties of silicate white thermal control paints employed in spacecraft by taguchi method. *J. Color.Sci. Tech.* 6(2012), 197-207.
5. S. M. Barekat, R. Sh. Razavi, S. Bastani, Preparation of a black silicone thermal control coating and the effect of atomic oxygen on the coating. *J. Color.Sci. Tech.* 6(2012), 177-186.
6. Sh. Ostovar, Inorganic coatings. Iranian corrosion association, second edition, 2010.
7. E. Grossman, I. Gouzman, Space environment effects on polymers in low earth orbit. NIM B. B208 (2003) 48-57.
8. S. K. Rutledge, J. M. Cooper, R. M. Olle, Forth Annual Workshop on Space Operations Application and Research (SOAR-90), 1991, 755-762.
9. J. I. Kleiman, Z. Iskanderova (Eds.), Behaviour of thermal control coatings under atomic oxygen and ultraviolet radiation", Protection of materials and structures from space environment, ICPMSE-6, Kluwer Academic Publishers, New York, 5(2003), 193-201.
10. E. M. Silverman, Space environmental effects on spacecraft: LEO Materials Selection Guide, NASA CR-4661, Part 2 (1995).
11. G. Todorov, Physical UVA+UVB sunscreen/sunblock Zinc Oxide, SmartSkinCare.com, 1999-2010.
12. Standard Practices for Ground Laboratory Atomic Oxygen Interaction Evaluation of Materials for Space Applications, Annual Book of ASTM Standard, ASTM Standard, 15.03, E 2089-00, 2000.
13. C. Hsieh, E. Metzler, G. Forsberg, Conductive white thermal control paint for spacecraft-part2. Jet Propulsion Laboratory Pasadena, CA 91109, 2007.
14. J. Marco, S. Remaury, C. Tonon, Eight years GEO ground testing of thermal control coatings. EADS Astriu, 2009.
15. J. I. Kleiman (Eds.), Atomic oxygen durability evaluation of a UV curable creamer protective coating. Protection of Materials and Structures from Space environment, ICPMSE-7, Springer, Netherlands, 6(2006), 247-263.