دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۲/۱۳
پذیرش مقاله: ۱۴۰۰/۰۸/۲۴
DOI: 10.22034/jtae.2021.140124

(علمی–ترویجی)

مروری بر فناوری‌های نوین در کنترل حرارت غیرفعال تاسواره‌ها

حامد شیخ بهائی [*۱] و سعید حاجی علی گل [۱]**

۱- پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران ، اصفهان، ایران، کدپستی: ۸۱۸۹۱۱۱۱۵۶

* دانش‌آموخته کارشناسی ارشد (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:
h.sheikhbahaei@isrc.ac.ir
** دانش‌آموخته دکتری

بیشتر اجزای ماهواره‌ها و فضاپیماها دارای دامنه مشخصی از درجه حرارت مجاز هستند، که باید برای عملکرد بهینه و بقای زیرسیستم‌ها برآورده شوند. این گستره دمایی با انواع تکنیک‌های مدیریت حرارتی فعال و غیرفعال تنظیم می‌شود. کنترل حرارت غیرفعال، نیازی به استفاده از توان الکتریکی ماهواره برای تنظیم حرارتی ندارد، از این رو، سیستم‌های کنترل حرارت غیرفعال کم‌هزینه، دارای حجم‌کم، وزن ناچیز، قابل اعتماد و بدون ریسک عملیاتی بوده و بهره‌گیری از آن‌ها برای طراحان سامانه‌های فضایی به خصوص برای تاسواره‌ها بسیار سودمند خواهد بود. امروزه، فناوری‌های نوین همچون سپرهای خورشیدی، لوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده، رادیاتورهای بازشونده، کرکره‌های حرارتی، رادیاتورهای نشر متغیر، واحدهای ذخیره‌سازی حرارتی و تسمه‌های حرارتی فیلم گرافیتی پایرولیتیک علاوه بر ابزارهای سنتی کنترل حرارت عرضه شده و با موفقیت به کار برده شده‌اند. این مقاله، مروری بر دستاوردها و فناوری‌های نوین در کنترل حرارت غیرفعال تاسواره‌ها خواهد بود.

واژه‌های کلیدی: کنترل حرارت غیرفعال، تاسواره، سپر خورشیدی، کرکره حرارتی، سطح بلوغ فناوری

A Review of New Technologies in Passive Thermal Control for CubeSats

H. Sheikhbahaee[1*], and S. Hajialigol[1]**

1- Institute of Materials and Energy, Iranian Space Research Center, Postal Code: 8189111156, Esfahan, IRAN

* M.Sc. Holder (Corresponding Author): Email:
h.sheikhbahaei@isrc.ac.ir
** Ph.D. Holder

Most spacecraft components have a specific allowable temperature limit that must be met for optimal operation and subsystem survival. The adjustment of this temperature range is made by various active and passive thermal management techniques. Passive thermal control methods do not consume satellite electrical power; meanwhile they are low cost, low volume, lightweight, efficient, and operationally risk-free. Hence, space system designers find them particularly appropriate, especially for small systems such as CubeSats. In addition to conventional thermal management tools, revolutionary technologies such as sunshields, flat bendable heat pipes, deployable radiators, thermal louvers, variable emittance radiators, thermal storage units, and pyrolytic graphite film thermal straps have been successfully demonstrated. This paper includes an overview of innovations and achievements in the passive thermal control of CubeSats.

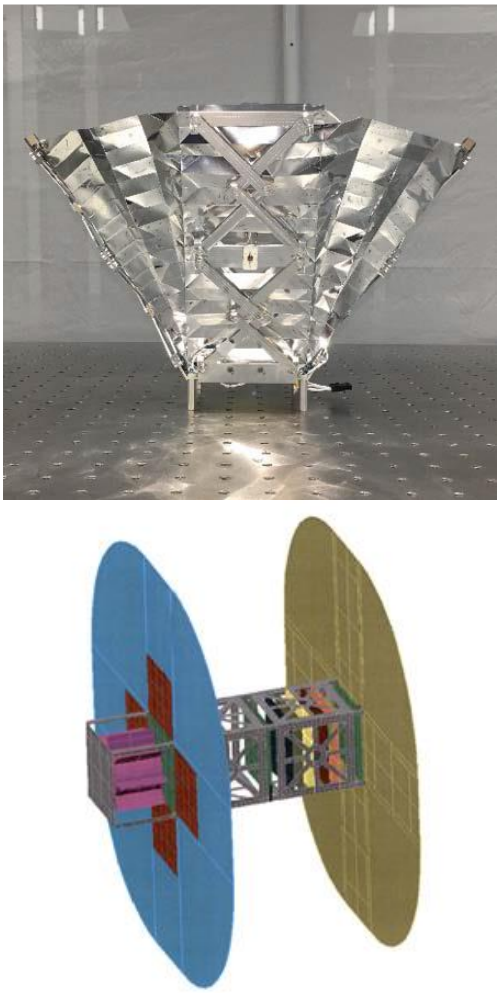
Keywords: Thermal Control, CubeSat, Sunshield, Thermal Louver, Technology Readiness Level (TRL)

۱- مقدمه

امروزه با پیشرفت سریع فناوری و نیاز روزافزون به ارتباطات و مشاهدات ماهواره‌ای و همچنین گرایش به ماهواره‌ها و فضاپیماهای کوچک، ارزان و سبک، جهت افزایش انعطاف‌پذیری سامانه‌های ماهواره‌ای در برآورده‌کردن نیازهای روز کاربران و جامعه، گرایش به طراحی و ساخت منظومه‌های ماهواره‌ای به شدت افزایش پیدا کرده است. منظومه‌های ماهواره‌ای مجموعه‌ای از میکرو و نانوماهواره‌ها (تاسواره‌ها) در مدارهای کم‌ارتفاع و ارتفاع متوسط می‌باشند که جهت کاربردهایی همچون موقعیت‌یابی، مشاهده زمین، ارتباطات، مدیریت منابع آب و خشکسالی، مدیریت بلایا، پایش جنگل‌ها، حیات‌وحش، گرد و غبار، ترافیک و همچنین در مأموریت‌های علمی- اکتشافی در فضا مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱]. در این رابطه، سیستم‌های کنترل حرارت، وزن و توان قابل ملاحظه‌ای را از کل سامانه ماهواره در بر می‌گیرند. در دو دهه اخیر، زیرسیستم‌های حرارتی غیرفعال کوچک‌سازی‌شده، انعطاف‌پذیر و بازشونده با جرم و حجم پایین، در بسیاری از تاسواره‌ها، عملیاتی و یا در حال توسعه می‌باشند، که منجر به افزایش راندمان و مدت زمان ماموریت این سامانه‌های فضایی گردیده است [۲]. در ادامه، به بررسی جدیدترین دستاوردها و سطح بلوغ فناوری در دسترس در این حوزه خواهیم پرداخت.

۲- سپرهای خورشیدی

به طور کلی، در کاوشگرها و ماهواره‌های بزرگ‌تر بیشتر از سپرهای خورشیدی[2]صلب استفاده می‌شود ولی در تاسواره‌ها، به دلیل محدودیت فضا و حجم، ناگزیر به استفاده از سپرهای خورشیدی انعطاف‌پذیر بازشونده هستیم. سپرهای خورشیدی در ماموریت‌های بسیاری نظیر تلسکوپ فضایی جیمز وب[3] و کاوشگر خورشیدی پارکر[4] استفاده شده است، با این حال استفاده از آن‌ها در تاسواره‌ها جهت محدودکردن تابش خورشیدی و تابش فروسرخ ناشی از زمین، به تازگی روی داده است. مرکز فضایی کندی ناسا[5]به همراه موسسه سیرا لوبو[6] یک سپر خورشیدی بازشونده را از جنس عایق‌های حرارتی چندلایه[7]جهت تاسواره کرایوکیوب ۱ توسعه داده است، که در سال ۲۰۲۰ پرتاب گشته است. این سپر خورشیدی می‌تواند یک عمر چند ماهه را پشتیبانی کرده و تا دمای زیر ۱۰۰ درجه کلوین و با استفاده از سامانه‌های سرمایشی فعال تا دمای زیر ۳۰ درجه کلوین را تامین نماید. شکل **۱** طراحی سپر خورشیدی مورد استفاده در این تاسواره را نشان می‌دهد. سطح بلوغ فناوری در سپرهای خورشیدی برای تاسواره‌ها امروزه برابر با ۷ می‌باشد [۳].

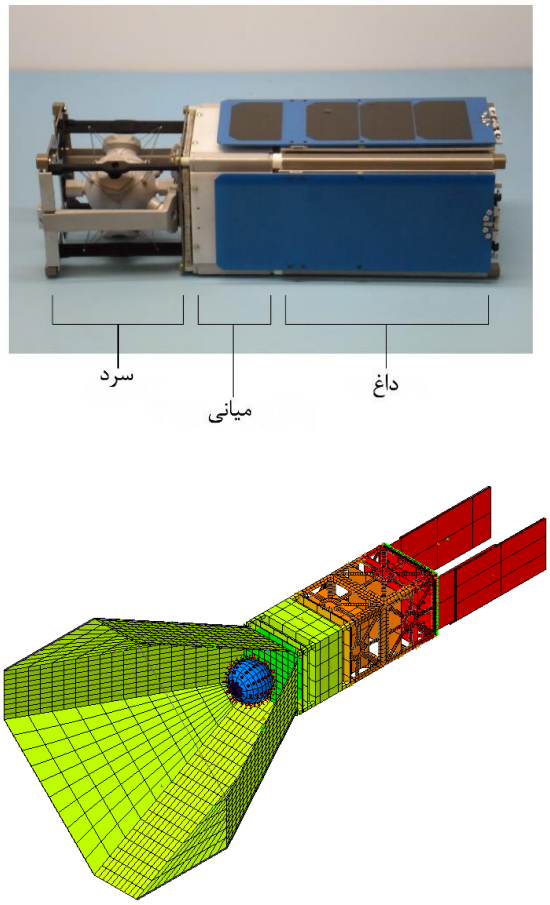


شکل (۱): بالا: نمای شماتیک از تاسواره کرایوکیوب ۱، پایین: نمونه ساخته‌شده از سپرخورشیدی برای این تاسواره [۴].

همانطور که در شکل **۲** (بالا) نشان داده شده است، تاسواره به سه بخش داغ، سرد و میانی به وسیله‌ی اتصالات با هدایت حرارتی پایین و عایق‌های حرارتی چندلایه تقسیم شده

1. CubeSats
2. Sunshields
3. James Webb Space Telescope
4. Parker Solar Probe
5. NASA's Kennedy Space Center (KSC)
6. Sierra Lobo
7. Multi-Layer Insulation (MLI)
8. CryoCube-1

است. دمای قسمت باس[1] که به خاطر دورنی بودن به طور ذاتی سرد می‌باشد، به وسیله گرم‌کن‌های مقاومتی در محدوده عملکرد الکترونیک نگه داشته می‌شود. قسمت ذخیره‌سازی اکسیژن با استفاده از سپر خورشیدی به دمای نزدیک به ۱۰۰ درجه کلوین می‌رسد. در این بین، قسمت ابزارها و تجهیزات علمی به دمای مابین این دو خواهد رسید. این موضوع به خوبی در شبیه‌سازی المان محدود حرارتی نرم افزار ترمال دسکتاپ[2] و کامسول چندفیزیکی[3] شکل **۲** (پایین) نمایش داده شده است. نتایج شبیه‌سازی در مدار تاسواره نشان می‌دهد که در بدترین حالت قرارگیری نسبت به خورشید، با استفاده از سپرخورشیدی دمای قسمت ذخیره‌سازی اکسیژن کمتر از ۱۲۰ درجه کلوین خواهد بود که برای اکسیژن فشرده در فشار ۱ مگاپاسکال بسیار مناسب می‌باشد [۵].



شکل (۲): بالا: مناطق داغ و سرد و میانی در نمونه ساخته شده در تاسواره کرایوکیوب ۱، پایین: آنالیز المان محدود حرارتی با استفاده از سپرخورشیدی [۵].

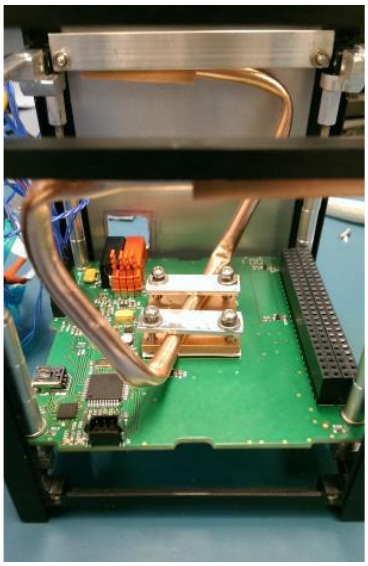
1. Bus Section
2. Thermal Desktop
3. COMSOL Multiphysics

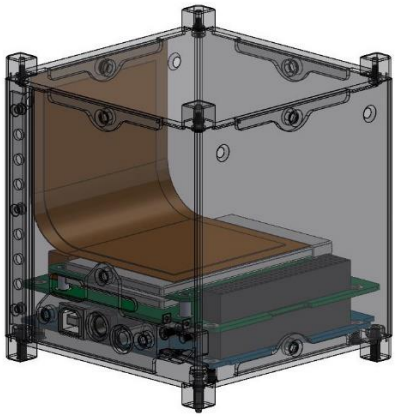
۳- میکرولوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده

لوله‌های حرارتی[4] یک فناوری انتقال حرارتی غیرفعال کارآمد در سامانه‌های فضایی می‌باشند، که در آن، یک سیستم حرارتی، حرارت اضافی را از طریق گرادیان دما، به طور معمول از زیرسیستم الکترونیک به یک سطح سردتر منتقل می‌کند، که اغلب این سطح یا خود یک رادیاتور است، یا یک سینک حرارتی است که از نظر حرارتی با آن کوپل شده است و گرما را از طریق تشعشع به فضای بیرون دفع می‌نماید. در این محفظه بسته، سیالی به عنوان سیال کار وجود دارد که یک چرخه حرارتی را طی می‌کند. سیال از یک سمت لوله که در محیط گرم قرار دارد، از طریق تبخیر به سمت دیگر لوله انتقال یافته و با چگالش بخار در آن سمت، مایع حاصل دوباره به کمک خاصیت موئینگی به محل اولیه خود باز می‌گردد [۶].

امروزه، برای حل تراکم توان بالا در تاسواره‌ها که یکی از اصلی‌ترین چالش‌های حرارتی در مأموریت‌ها با توان بالا می‌باشد، لوله‌های حرارتی استوانه‌ای مسی و آلومینیومی انعطاف‌پذیر با قطر کوچک تا ۳ میلیمتر پیشنهاد شده‌اند. لوله‌های حرارتی استوانه‌ای متداول با سیال آب در تاسواره دو واحدی ای اس ای اس[5] آزمایش شده و شبیه‌سازی حالت داغ و سرد معمولی در مدار پایین زمین انجام شده است. این آزمایشات ثابت کرده‌اند که لوله حرارتی با سیال آب قادر به نگه‌داشتن یک جزء واحد تولید حرارت با توان ۱۰ وات، در یک محدوده دمای مناسب است [۷]. نمونه‌ای دیگر از کاربرد لوله‌های حرارتی در تاسواره‌ها، استفاده از میکرولوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده[6] می‌باشد که در حقیقت از نظر ساختار مابین میکرولوله حرارتی و تسمه حرارتی بوده و در تاسواره ۶ واحدی تک اد ست ۱۰[7] بهره برداری شده است. در این نوع میکرولوله حرارتی از جنس مس و فتیله بافته شده با ضخامت کلی یک میلیمتر و سیال کار استون استفاده شده است که نتایج نشان داده است قادر به انتقال گرما از یک منبع حرارتی با انتقال توان ۱۰۰ وات بر سانتی‌متر مربع می‌باشد. در شکل **۳** کاربرد لوله حرارتی مسی استوانه‌ای در تاسواره دو واحدی ای اس ای اس و شماتیکی از کاربرد لوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده در تاسواره یک واحدی نشان داده شده است. سطح بلوغ فناوری لوله حرارتی استوانه‌ای برای تاسواره‌ها برابر با ۷ و برای میکرولوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده برابر با ۵ می‌باشد [۸].

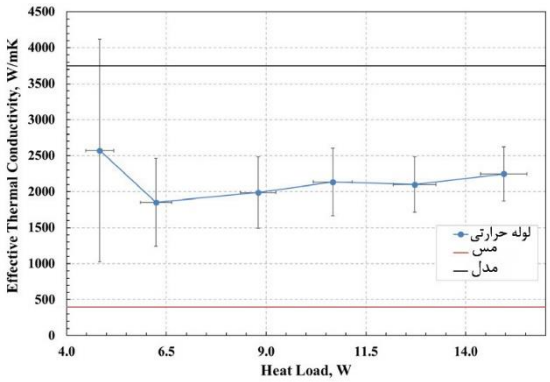
4. Heat Pipes
5. ISIS
6. Flat Bendable Heat Pipe
7. TechEdSat 10





شکل (۳): بالا: لوله حرارتی مسی استوانه ای در تاسواره دو واحدی ای اس ای اس، پایین: شماتیکی از کاربرد لوله های حرارتی مسطح خم شونده در تاسواره یک واحدی [۹].

رسانایی گرمایی موثر بر اساس طول موثر و سطح مقطع میکرولوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده در شکل **۴** به عنوان تابعی از بارهای حرارتی نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل **۴** نشان داده شده است، مشخص شد که هدایت حرارتی موثر با بارهای حرارتی بین ۴٫۵ و ۱۵ وات با متوسط ۲۱۵۰ وات بر میلی‌کلوین نسبتاً ثابت است. این مقادیر را با هدایت حرارتی مس خالص (یعنی تقریباً ۴۰۰ وات بر میلی‌کلوین) مقایسه شده است و نشان می‌دهد که میکرولوله حرارتی مسطح خم‌شونده بیش از ۴۰۰ درصد رساناتر از یک رسانای مس خالص است. پیش‌بینی هدایت حرارتی موثر با استفاده از شبکه مقاومت حرارتی تقریباً دو برابر بیشتر از مقادیر اندازه‌گیری شده بوده است. این اختلاف ممکن است به دلیل مقاومت حرارتی از طریق بخار یا مقاومت تماسی حاصل از اتصال ناکافی بین لایه‌های مختلف باشد [۱۰].



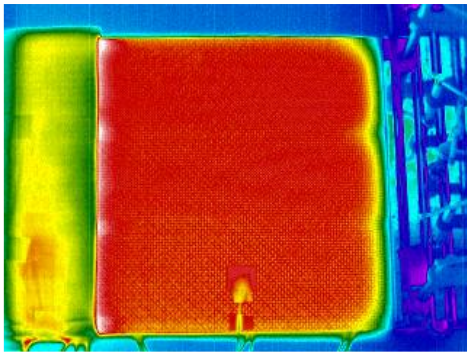
شکل (۴): بالا: ساختار داخلی میکرولوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده، پایین : مقایسه رسانایی گرمایی موثر میکرولوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده، رسانایی حرارتی مسی خالص و مدل حرارتی [۱۰].

۴- رادیاتورهای بازشونده

یکی از موارد چالش‌برانگیز در کنترل حرارت ماهواره‌ها و کاوشگرهای کوچک استفاده از رادیاتور حرارتی در این گونه سامانه‌ها است. با توجه به حجم و جرم بالای رادیاتورهای متداول در ماهواره‌های بزرگ‌تر، استفاده از آن‌ها در ماهواره‌های کوچک‌تر محدود و سخت می‌باشد [۱۱]. از این رو، استفاده از رادیاتورهای بازشونده[1] با توجه به حجم و فضای محدود تاسواره‌ها یک راه‌حل پیش‌رو می‌باشد که اخیراً چندین شرکت، اقدام به ساخت و عرضه نمونه‌های تجاری این زیرسیستم‌ها نموده‌اند. در این بین، شرکت فناوری‌های مدیریت حرارتی‌در حال توسعه رادیاتورهای حرارتی بازشونده (گسترش‌یابنده) با کارایی بالا جهت استفاده در تاسواره‌ها است که یک سطح رادیاتور همدما را با یک لولا با رسانش بالا ادغام می‌کند تا راندمان حرارتی بالاتری قابل دستیابی باشد. این لولای رسانای حرارتی، باعث ایجاد حداقل گرادیان حرارتی بین رادیاتور و تاسواره می‌شود. سطح تابشی از مواد کامپوزیتی گرافیتی برای

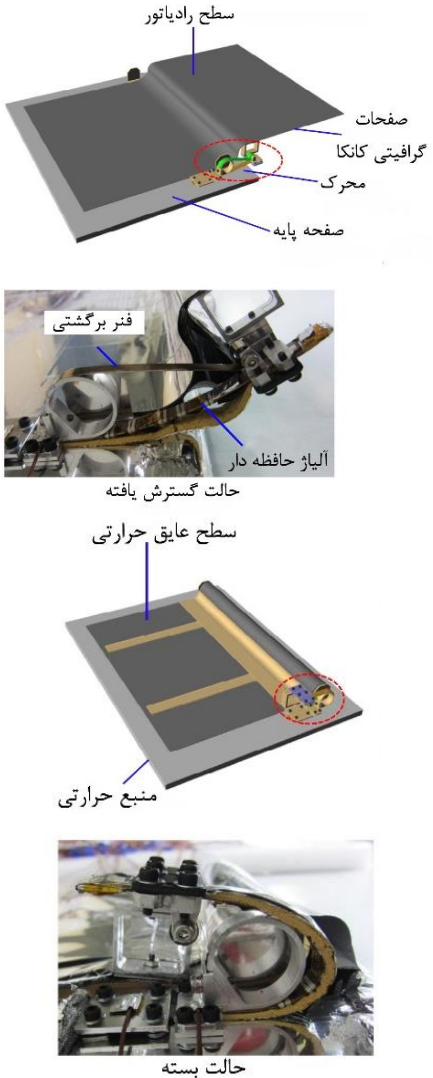
1. Deployable Radiators
2. Thermal Management Technologies (TMT)

کاهش جرم و افزایش سختی استفاده می‌کند، جایی که یکنواختی حرارتی یک رادیاتور نوعی کمتر از ۰/۱ درجه سانتی‌گراد بر وات‌متر است. این فناوری در حال حاضر در مرحله توسعه و آزمایش قرار دارد. این ابزار حرارتی در حال توسعه، قادر خواهد بود تا بارهای حرارتی تا ۱۰۰ وات را پوشش دهد و همچنین امید است برای اندازه‌های مختلف سازگار باشد. شرکت فناوری‌های مدیریت حرارتی در حال حاضر در حال انجام یک‌سری تست‌های ساختاری و خلاء حرارتی بر روی این تجهیز می‌باشد و توانسته سطح بلوغ این فناوری را به ۶ برساند. در شکل **۵** نمونه‌ای از این فناوری نشان داده شده است [۱۲].



شکل (۵): بالا: شماتیکی از رادیاتور بازشونده جهت تاسواره‌ها، پایین: گرادیان حرارتی ثبت‌شده به وسیله دوربین حرارتی [۱۲].

طراحی رادیاتور بازشونده قابل‌انعطاف برای فضاپیماها و ماهواره‌های کوچک توسط شویا اونو و حسی ناگانو و همکارانش از شرکت کانکا[1] و سازمان فضایی ژاپن ارائه، طراحی و ساخته شده است. این طراحی می‌تواند منطقه تابش را افزایش یا کاهش دهد تا میزان دفع گرما را بسته به دمای محیط کنترل کند. این طراحی دارای حجم کلی ۵۶۰×۳۶۰×۰/۵ میلی‌متر و جرم کلی ۰/۲۸۷کیلوگرم می‌باشد. باله رادیاتور به طور غیرفعال توسط یک محرک که از آلیاژ حافظه‌دار[2] و فنر طولی تشکیل شده است، باز و بسته می‌شود. برای افزایش اندازه رادیاتور و هدایت حرارتی از صفحات گرافیتی کانکا[3] برای مواد باله استفاده شد. هدایت حرارتی صفحات گرافیتی کانکا و وابستگی دمایی آن در محدوده ۱۳۰- تا ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد اندازه‌گیری و مشخص شده است که رسانایی از ۹۵۰ تا ۱۴۹۰ وات بر میلی‌کلوین متغیر است. سطح پشتی باله با عایق حرارتی چندلایه عایق‌بندی‌شده تا میزان اتلاف گرما را در شرایط سرد کاهش دهد. تست‌های باز و بسته‌شدن در یک محفظه ترموستاتیک انجام شده و آزمایش عملکرد حرارتی در شرایط خلاء به انجام رسید، جایی که نشان داده شد که رادیاتور با مقیاس یک دوم، دارای میزان دفع حرارتی ۵۴ وات در ۶۰ درجه سانتی‌گراد می‌باشد [۱۱].



شکل (۶): ساختار رادیاتور باز شونده در دو حالت باز و بسته [۱۱].

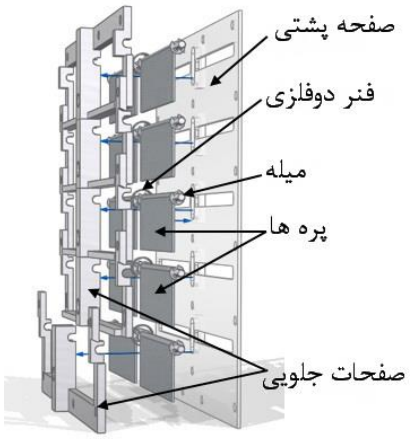
1. Kaneka

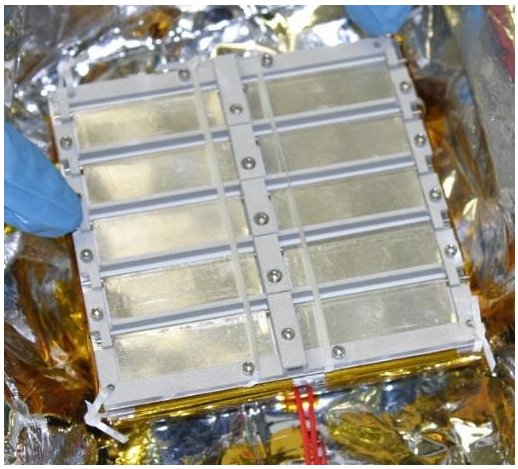
2. Shape Memory Alloy
3. Kaneka Graphite Sheets (KGS)

۵- کرکره‌های حرارتی

کرکره‌های‌حرارتی[1] وسایل کنترل گرمایی غیرفعال هستند که جهت تنظیم‌کردن مساحت یک رادیاتور در پاسخ به دمای مشخص طراحی و ساخته می‌شوند. تنظیم مساحت رادیاتور به وسیله باز و بسته‌کردن پره‌های کرکره که مستقیماً بر روی سطح رادیاتور نصب شده‌اند، انجام می‌گردد. اغلب مجموعه این کرکره‌های حرارتی در ماهواره‌های بزرگ‌تر به شکل پره‌های مستطیلی بوده که توسط یک سری مکانیزم‌های فنری عمل می‌کنند. این سیستم‌ها با قراردادن یا عدم در معرض قراردادن سطح انتشار با محیط بیرونی، میزان گسیل حرارتی سطح را تغییر می‌دهند. تیغه‌های کرکره‌های حرارتی از ماده‌ای با ضریب نشر پایین ساخته شده به گونه‌ای که وقتی پره‌ها در حالت بسته قرار دارند، گرما در داخل ماهواره یا کاوشگر نگهداری می‌شود و در هنگام باز بودن آنها به بیرون ساطع می‌شود. نمونه‌ای از این مکانیزم‌ها در تلسکوپ فضایی هابل[2] و کاوشگرهای ویجر[3] و روزتا[4] مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۱۱]. کرکره‌های حرارتی با اندازه کامل برای فضاپیمای بزرگ‌تر از راندمان بالایی برای کنترل حرارتی برخوردار هستند، با این حال، ادغام آن‌ها در ماهواره‌ها و فضاپیماهای کوچک همواره چالش برانگیز بوده است. مرکز پروازهای فضایی گادرد ناسا[5] یک آرایه کرکره‌حرارتی غیرفعال برای تاسواره دلینگر[6] با ابعاد ۶ واحدی با میزان دفع حرارتی اثبات شده ۱۴ وات توسعه داده است. در این طراحی، از فنرهای دو فلزی[7] برای کنترل موقعیت پره‌ها استفاده شده است. وقتی دمای اجزای تاسواره همچون باتری، برد کامپیوتر، برد مخابرات، برد تعیین وضعیت و غیره بالا می‌رود، انتقال حرارت از طریق لوله حرارتی در کنار خصوصیات دو فلزی فنرها باعث انبساط و باز شدن پره‌های کرکره‌ها شده و در نهایت میانگین میزان انتشار سطح خارجی را تغییر می‌دهد. سطح بلوغ این فناوری برای تاسواره‌ها برابر با ۷ می‌باشد [۱۳]. در شکل **۷** نمایی از طرح نهایی این کرکره حرارتی و اجزای تشکیل دهنده آن نشان داده شده است [۱۴].

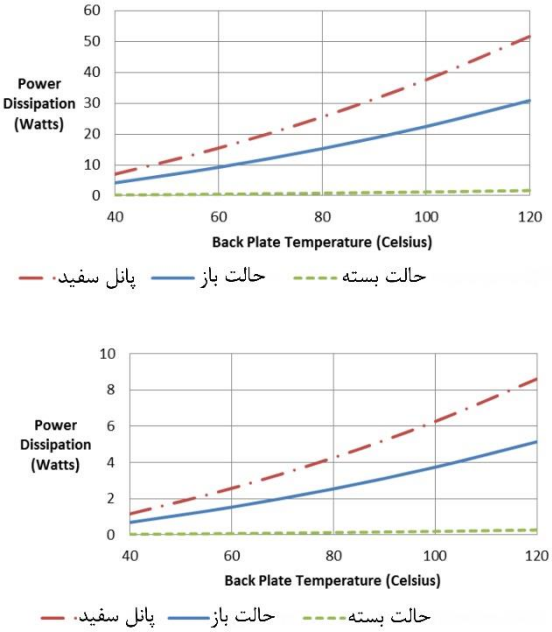
در رابطه با این سامانه کرکره حرارتی، تجزیه و تحلیل برای تعیین دفع میزان حرارت کافی با استفاده از آنها در تاسواره انجام شد. فرض بر این بود که کرکره‌ها در یک تاسواره ۶ واحدی با آرایه‌های خورشیدی قابل استقرار قرار می‌گیرند و کل یک سمت تاسواره را با بیشترین تعداد پره، پر می‌گردد. این مساحت در مجموع ۶۰ پره در منطقه ۶۰۰ سانتی‌مترمربعی را در بر می‌گیرد. نتایج بررسی نشان داد، ضریب نشر سطح برای سه مورد مختلف متفاوت می‌باشد. در اولین حالت سطح یک صفحه آلومینیومی با رنگ سفید بدون صفحات جلویی با پره‌های جلویی متصل به آن فرض شده است، ضریب نشر برای این قطعه برابر با ۰/۹۲ محاسبه شد. در حالت دوم فرض شد که پره‌ها بسته شده باشند، که فرض می‌شود شبیه صفحه‌ای از آلومینیوم باشد. میزان نشر مورد استفاده در این مورد ۰/۰۳ محاسبه گشت. سرانجام، برای مورد کرکره حرارتی با پره‌های باز، میزان انتشار پانل سفید با در نظر گرفتن مساحت سازه سفید رنگ و مقدار کمی بازتاب از پره های آلومینیومی برابر با ۰/۰۵۴ به دست آمد. در شکل **۸**، میزان دفع حرارت برای سه حالت، بر حسب دمای صفحه پشتی برای مساحت ۶ واحدی و یک واحدی نشان داده است [۱۵].





شکل (۷): بالا: نمایی از طرح نهایی کرکره حرارتی برای تاسواره دلینگر و پایین: اجزای تشکیل دهنده آن [۱۴].

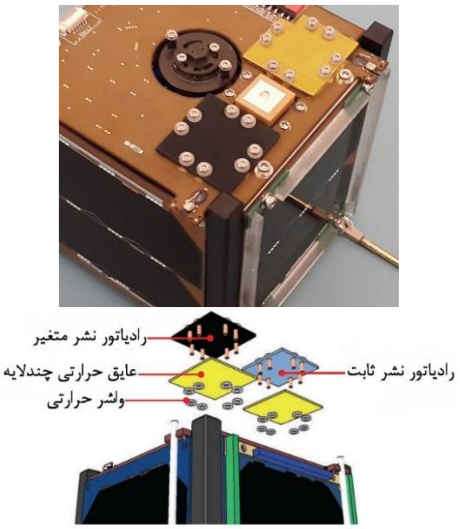
1. Thermal Louvers
2. Hubble Space Telescope (HST)
3. Voyager Probes
4. Rosetta (spacecraft)
5. NASA Goddard Space Flight Center (GSFC)
6. Dellingr
7. Bimetallic Springs



شکل (۸): میزان دفع حرارت محاسبه شده بر حسب دمای صفحه پشتی، بالا: مساحت ۶ واحدی و پایین: مساحت یک واحدی [۱۵].

۶- رادیاتورهای نشر متغیر

اخیراً، رادیاتورهای نشر متغیر[1] بر اساس انتقال عایق- فلز[2] فیلم‌های نازک لانتانیم استرانسیم منگانیت[3] برای کنترل حرارت غیرفعال تاسواره‌ها ارائه گشته‌اند. آزمایشات نشان داده است که فیلم‌های نازک لانتانیم استرانسیم منگانیت دارای انتشار تابشی کم در دمای پایین و انتشار تابشی زیاد در دمای بالا هستند. از این رو، در حالت حداقل دما، هنگام استفاده از آنها در تاسواره‌ها با افزایش دما، میزان گسیل تابشی از سطح رادیاتور به فضای بیرون افزایش می‌یابد و موجب کاهش دما می‌شود. علاوه بر این، میزان انتشار تابشی در دمای انتقال عایق-فلز، که در آن ماده از یک فلز بسیار بازتابنده به یک عایق با بازتابش کمتر تغییر می‌کند، به میزان قابل توجهی متغیر می‌باشد. در این حالت، رادیاتور نیازی به گرم‌کن اضافی ندارد تا الکترونیک را در دمای مجاز پایین غیرعملیاتی نگه دارد. یک نمونه از این رادیاتورها در تاسواره یک واحدی اس تی ایی پی کیوب لب[4] با تولید گرمای اجزای درونی در حدود ۱/۴ وات با موفقیت به کار برده شده است. سطح بلوغ این فناوری برای تاسواره‌ها برابر با ۴ می‌باشد. در شکل **۹** نمایی از این سامانه کنترل حرارت مورد استفاده در کنار سامانه نشر حرارتی ثابت نشان داده شده است [۱۶].



شکل (۹): بالا: رادیاتور نشر متغیر در تاسواره اس تی ایی پی کیوب لب و پایین: اجزای تشکیل دهنده آن [۱۷].

در شکل **۱۰** نمای پروفیل‌های حرارتی حاصل از رادیاتورهای نشر ثابت و متغیر با شرایط گرم و سرد در محدوده دمایی ۳۵- تا ۳۵+ درجه سانتی‌گراد نشان داده شده است. در تمام مراحل آزمایش، اختلاف دما بین رادیاتورهای نشر متغیر و ثابت مشاهده شد. مقادیر دما از رادیاتور نشر متغیر در شرایط گرم و سرد به ترتیب مقادیر کمتر و بالاتر از رادیاتور نشر ثابت را نشان داد. اختلاف نتایج با توجه به دامنه کم محدوده دمایی و مساحت کوچک ۹ سانتی‌متر مربعی، نسبتاً ناچیز به دست آمد، با این حال، رادیاتور نشر متغیر تغییرات دمایی کمتری نسبت به رادیاتور نشر ثابت در حین سرد و گرم شدن از خود بروز می‌دهد [۱۸].

۷- واحدهای ذخیره‌سازی حرارتی

از واحدهای ذخیره‌سازی حرارتی[5] می‌توان در کاربردهای مختلف برای ذخیره انرژی حرارتی غیرفعال برای محافظت از قطعات یا برای استفاده از انرژی در آینده استفاده کرد. ذخیره‌کننده‌های حرارتی با استفاده از مواد تغییر فازدهنده[6] به خاطر قابلیت منحصر به فردی که دارند، در ذخیره حرارتی هم

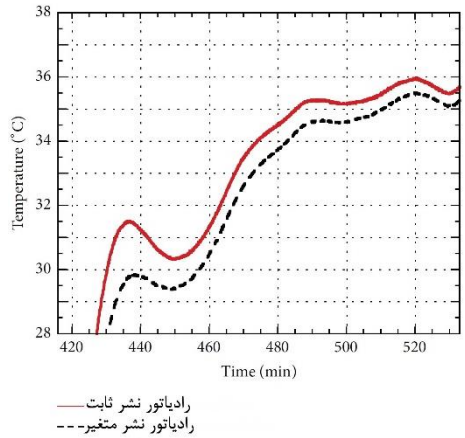
1. Variable Emittance Radiator (VER)
2. Metal-Insulator Transition
3. (La,Sr) MnO3
4. STEP Cube Lab

4. Thermal Storage Units (TSU)
5. Phase Chane Material (PCM)

(علمی-ترویجی)

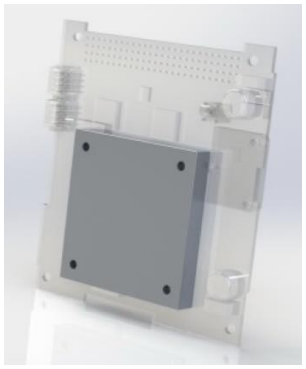
حامد شیخ بهائی و سعید حاجی علی گل

دما می‌تواند در سیستم‌های رادیاتور و چرخش سیال به کار روند. سیال سردشده در حال بازگشت از رادیاتور تغییرات دمایی قابل ملاحظه‌ای را در مسیر چرخش خود تجربه می‌کند. برای اینکه مبدل‌های حرارتی عملکرد بهینه‌ای داشته باشند، این تغییرات دمایی بسیار زیاد هستند. با استفاده از یک ماده تغییر فازدهنده می‌توان این تغییرات شدید دمایی را توسط مکانیزم متناوب ذوب‌شدن-یخ‌زدن کاهش داد. بنابراین استفاده از یک ذخیره کننده حرارتی، می‌تواند سیال ورودی به مبدل حرارتی را در دمای مجاز خود قرار دهد [۱۹].

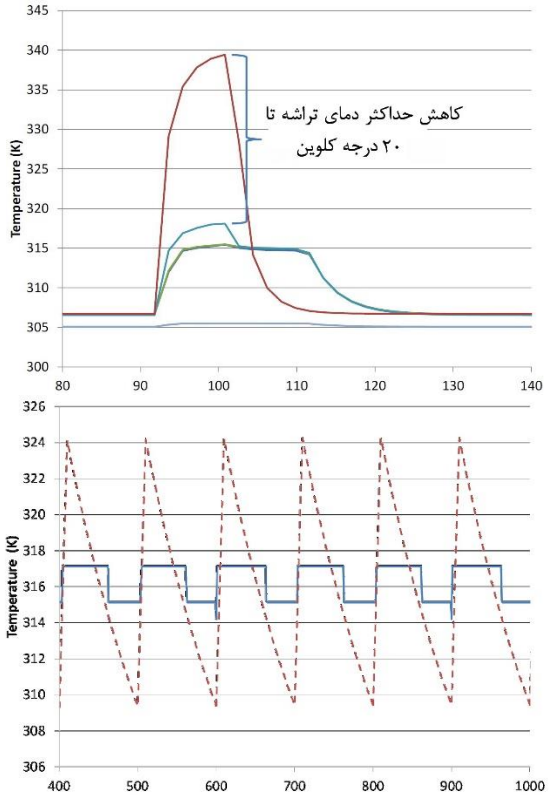


شکل (۱۰): پروفیل حرارتی رادیاتور نشر ثابت و متغیر نسبت به زمان، بالا: انتقال به حالت داغ و پایین: انتقال به حالت سرد [۱۸].

واحدهای ذخیره‌سازی حرارتی در تاسواره‌ها دارای ابعاد کوچک‌تری نسبت به آنچه در ماهواره‌های بزرگ‌تر استفاده می‌شود، می‌باشند و در تاسواره‌ها بیشتر از مشتقات پارافین به عنوان ماده تغییر فازدهنده استفاده می‌شود. امروزه واحدهای ذخیره‌سازی حرارتی تجاری ساخت شرکت‌هایی چون فناوری‌های مدیریت حرارتی در تاسواره‌ها نصب و عملیاتی گشتند [۲۰]. از این رو، سطح بلوغ فناوری برای این گونه سیستم‌ها در تاسواره‌ها ۷ می‌باشد. در شکل **۱۱** نمونه‌ای از واحد ذخیره‌سازی حرارتی با ۲۱۰۰ ژول قابلیت ذخیره حرارت در دمای ۴۴ درجه سانتی‌گراد از شرکت فناوری‌های مدیریت حرارتی جهت استفاده در تاسواره‌ها نشان داده شده است [۱۲]. همانطور که در شکل **۱۲** نشان داده شده است، این واحد ذخیره‌سازی قابلیت بالقوه‌ای در میرا نمودن نوسانات شدید حرارتی و کاهش حداکثر دمای تراشه‌ها تا ۲۰ درجه کلوین در مدارات الکترونیکی مجتمع برخوردار می‌باشد [۲۱].



شکل (۱۱): واحد ذخیره‌سازی حرارتی با ابعاد یک کارت بانکی جهت استفاده در تاسواره [۱۲].

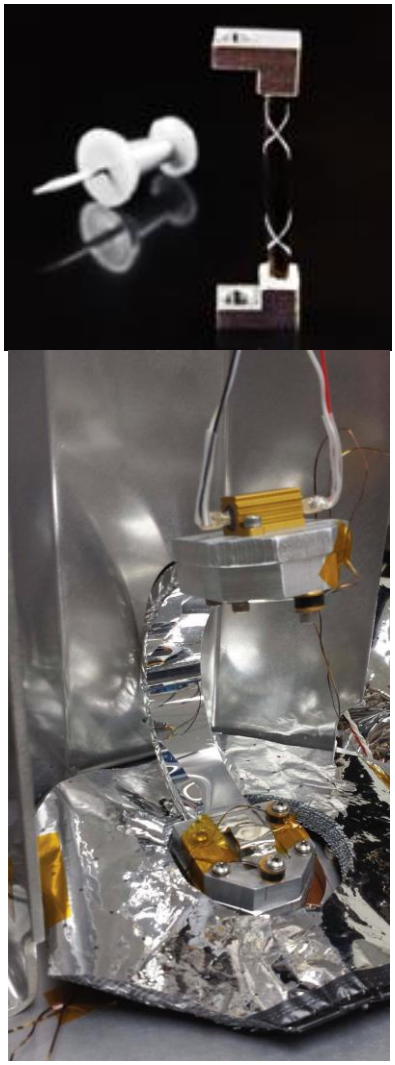


شکل (۱۲): بالا: شبیه‌سازی دما بر روی برد مدار الکترونیکی مجتمع با و بدون واحد ذخیره‌سازی حرارتی روی صفحه (۱۰ دقیقه گذرا) و پایین: شبیه‌سازی جذب حرارت پالسی با (خطوط آبی پیوسته) و بدون (خطوط خط چین قرمز) واحد ذخیره‌سازی حرارتی [۲۱].

۸- تسمه حرارتی فیلم گرافیتی پایرولیتیک

تسمه‌های حرارتی[1] به عنوان یک جزء مهم در سیستم‌های مدیریت حرارتی سامانه‌های فضایی، که هدایت و تشعشع مکانیسم‌های اصلی انتقال حرارت در آن‌ها می‌باشند، نقش مهمی را ایفا می‌کنند. تسمه‌های حرارتی تجهیزات انتقال حرارت غیرفعال به روش هدایت می‌باشند که از اتصالات انتهایی (همچون پایانه‌ها) و یک ماده رسانای انعطاف‌پذیر مانند رشته و فویل مسی یا آلومینیومی تشکیل شده است. امروزه، جهت انتقال هدایت حرارتی در تاسواره‌ها، تسمه‌های فیبر گرافیتی انعطاف‌پذیر[2] پیشنهاد شده‌اند. تسمه‌های فیبر گرافیتی انعطاف‌پذیر یک راه حل مدیریت حرارتی بی‌نظیر هستند و ترکیبی از انتقال حرارت رسانا، انعطاف‌پذیری، کاهش لرزش، میرایی و جداسازی را ارائه می‌دهند. این ترکیب ویژه در تسمه‌های حرارتی، این گونه تجهیزات را از لوله‌های حرارتی استوانه‌ای و مسطح و سایر سیستم‌های خنک‌کننده فعال و غیرفعال متمایز می‌سازد. این اتصالات قابلیت کوچک‌سازی بالایی داشته و بیشتر بندها در یک محدوده اندازه بسیار معمولی قرار می‌گیرند که ضخامت اتصالات انتهایی آنها با یک بخش انعطاف‌پذیر نازک‌تر، بین ۰/۱ تا ۰/۳ اینچ است [۲۲].

در ادامه، تسمه‌های حرارتی فیلم گرافیتی پایرولیتیک پایروو[3] ارائه شده در شرکت ترموتیو[4] با کاربردهای خنک‌کننده نوری[5] برای دوربین‌های ارتفاع بالا[6] و اویونیک پیش‌تر در فضاپیماهای بزرگتر به کاربرده شده‌اند. تسمه‌های فیلم گرافیتی پایرولیتیک یایروواز گرافیت پایرولیتی[7] پیچیده‌شده در پتوی مایلر آلومینیزه[8] ضخیم ۴ میلی‌متر با فیلتر هپا[9] استفاده می‌کنند و هیچ گرافیتی در معرض نمایش بیرون ندارند. نشان داده شده است که رسانایی حرارتی خاص این ماده ده برابر بهتر از آلومینیوم و بیست برابر بهتر از مس است [۲۳]. این تسمه‌ها در سال ۲۰۱۷ با تاسواره ۶ واحدی آستریا؛[10] محصول آزمایشگاه پیشرانش جت ناسا، پرتاب شدند و در ماموریت مریخ‌نورد ۲۰۲۰ نیز استفاده شدند. سطح بلوغ فناوری برای تسمه‌های حرارتی آلومینیومی و مسی برابر با ۷ و برای تسمه‌های مبتنی بر گرافیت برابر با ۵ در کاربردهای تاسواره‌ها می‌باشد. در شکل **۱۳** یک تسمه حرارتی انعطاف‌پذیر فیبر گرافیتی مینیاتوری و همچنین یک تسمه حرارتی فیلم گرافیتی پایرولیتیک نشان داده شده است [۲۴].

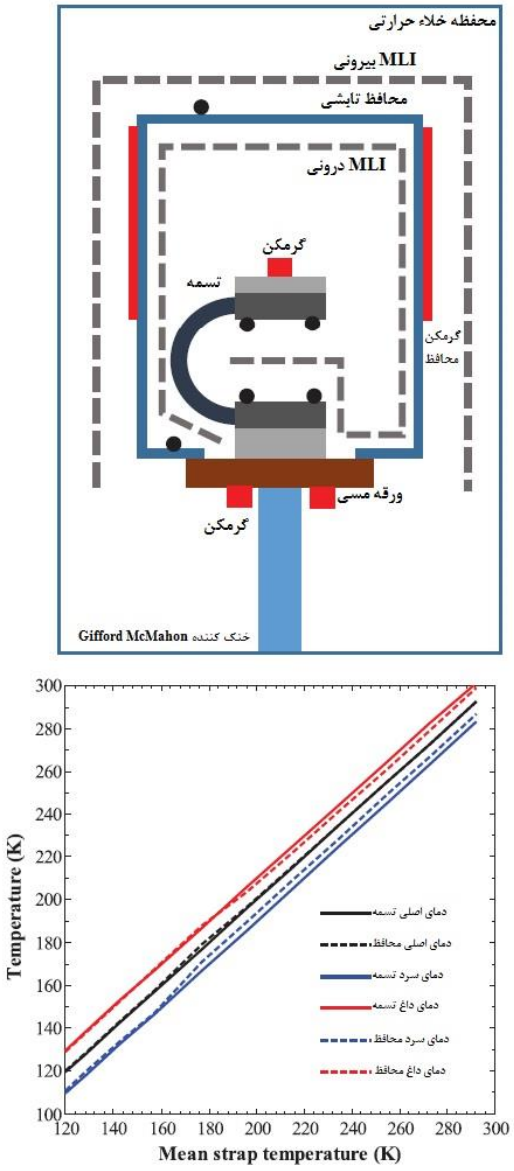


شکل (۱۳): بالا: مقایسه ابعاد یک تسمه حرارتی فیبر گرافیتی جهت استفاده در تاسواره با ابعاد یک پونز و پایین: تسمه حرارتی فیلم گرافیتی پایرولیتیک [۲۵].

جهت بررسی عملکرد تسمه حرارتی فیلم گرافیتی پایرولیتیک مطابق شکل زیر در یک محفظه خلاء حرارتی مورد تست و ارزیابی قرار گرفت. شکل **۱۴** دمای حالت پایدار مکان‌های مختلف دستگاه آزمایش را به عنوان تابعی از میانگین دمای تسمه اصلی نشان می‌دهد. همان طور که در شکل زیر مشاهده می‌شود، عایق حرارتی چندلایه به خوبی عمل نموده و حداقل انتقال تابشی بین سپر حرارتی و تسمه اصلی وجود ندارد. همچنین، اختلاف دمای بین دو انتهای سرد و گرم تسمه

1. Thermal Straps
2. Graphite Fiber Thermal Straps (GFTS)
3. Pyrovo Pyrolytic Graphite Film (Pyrovo PGF)
4. Thermotive
5. Optical Cooling
6. High Altitude Cameras
7. Pyrolytic Graphite
8. Aluminized Mylar Blanket
9. HEPA (High-Efficiency Particulate Air) filter
10. ASTERIA CubeSat

حرارتی تنها ۴ درجه کلوین به دست آمد، که این نشان از هدایت حرارتی مناسب این نوع از تسمه حرارتی دارد. با مقایسه رسانایی گرمایی تسمه حرارتی فیلم گرافیتی پایرولیتیک نسبت به مشابه آلومینیومی، رسانایی بالاتر، دامنه ارتعاش و آلودگی به مراتب پایین‌تر و انعطاف‌پذیری بسیار بالاتر جهت کاربردهای فضایی حاصل گشت [۲۵].



شکل (۱۴): بالا: نمای از پیکربندی محفظه خلاء حرارتی و پایین: درجه حرارتی اندازه گیری شده اجزاء بر حسب دمای تسمه اصلی [۲۵].

۹- نتیجه‌گیری

در این مقاله به‌روزترین فناوری‌های کنترل حرارت غیرفعال تاسواره‌ها به همراه سطح بلوغ فناوری آن‌ها مورد بحث قرار گرفت. در زمینه سپرهای خورشیدی، به دلیل محدودیت فضا و حجم، ناگزیر به استفاده از سپرهای خورشیدی انعطاف‌پذیر بازشونده از جنس عایق‌های حرارتی چندلایه هستیم. در ادامه، لوله‌های حرارتی مورد استفاده در تاسواره‌ها از نظر ابعادی کوچک‌تر و همچنین لوله‌های حرارتی مسطح خم‌شونده جهت کاربردهای تاسواره‌ای امروزه ساخته و توسعه داده شده است. در ارتباط با رادیاتور بازشونده بایستی گفت، در ماهواره‌های بزرگ‌تر استفاده از رادیاتور حرارتی لانه‌زنبوری به همراه لوله‌های حرارتی و پوشش رنگ مخصوص یکی از راه‌کارهای دفع گرما می‌باشد، که این موضوع با توجه به حجم و وزن بالای این سامانه‌ها و مساحت سطح خارجی در دسترس نسبتاً محدود در تاسواره‌ها، استفاده از آن‌ها را بسیار محدود می‌کند. برای سامانه فضایی کوچک همچون تاسواره‌ها که به مقدار زیادی دفع گرما نیاز دارد، یک رادیاتور قابل‌گسترش غیرفعال که دارای وزن سبک و طراحی ساده‌ای است، می‌تواند با افزایش سطح تابشی موجود، عملکرد حرارتی را تا حد زیادی بالا ببرد. در مورد واحدهای ذخیره‌سازی حرارتی با مواد تغییر فاز دهنده، واحدهای ذخیره‌سازی حرارتی در تاسواره‌ها دارای ابعاد کوچک‌تری نسبت به ماهواره‌های بزرگ‌تر می‌باشد و در آنها بیشتر از مشتقات پارافین به عنوان ماده تغییر فازدهنده استفاده می‌شود. تسمه‌های حرارتی انعطاف‌پذیر مسی و آلومینیومی در حالت رشته‌ای یا فویلی یکی از موارد متداول در ماهواره‌های بزرگ‌تر می‌باشد. با این حال، تسمه‌های حرارتی در تاسواره‌ها با توجه به فضای بسیار کم، بایستی کاملاً انعطاف‌پذیر بوده و دارای ابعاد و جرم کمتری نسبت به آنچه در ماهواره‌های بزرگ‌تر استفاده می‌شود، باشند. از این رو، استفاده از تسمه‌های فیبرگرافیتی و فیلم گرافیتی پایرولیتیک با هدایت حرارتی بالا، اولویت بیشتری نسبت به تسمه‌های حرارتی آلومینیومی و مسی مانند آنچه در ماهواره‌های بزرگ‌تر به کار می‌رود، دارد. در نهایت، بایستی گفت، کاربرد سامانه‌های کنترل حرارت غیرفعال کوچک‌سازی شده در تاسواره‌ها با توجه به عدم نیاز به توان الکتریکی سیستم و ریسک پایین آن‌ها حین ماموریت، پیوسته در حال گسترش و به روزرسانی می‌باشد.

۱۰- مراجع

[1] A. Poghosyan and A. Golkar, "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 88, pp. 59-83, 2017.

[2] B. M. Franco, G. L. Dornelles, L. F. Riva, J. H. Garcia, D. L. Guarnieri, K. V. Paiva, *et al.*, "Thermal control analysis on a 6U CubeSat equipped with a high-power laser," in *CubeSats and NanoSats for Remote Sensing II*, 2018, p. 107690T.

[3] J. Berg, J. Oliveira, J. Congiardo, L. Walls, P. Putman, and M. Haberbusch, "Thermal Performance of a Cryogenic Fluid Management Cubesat Mission," in *Thermal Fluids Analysis Workshop*, 2013.

[4] J. Berg, "CryoCube-1: A Cryogenic Fluid Management CubeSat," 2013.

[5] P. Putman, A. Walker, M. Harris, G. Husk, and M. Harberbusch, "Cryogenic Thermal Management for CryoCube-1," 2015.

[6] K. Shukla, "Heat pipe for aerospace applications—an overview," *Journal of Electronics Cooling and Thermal Control*, vol. 5, p. 1, 2015.

[7] H. Brouwer, Z. d. Groot, J. Guo, and H. Jan van Gerner, "Solving the Thermal Challenge in Power-Dense CubeSats with Water Heat Pipes," 2017.

[8] A. Periola and O. Osanaiye, "Low cost intent driven future multi-media content access system and network," *Multimedia Systems*, vol. 27, pp. 1125-1142, 2021.

[9] S. Isaacs, D. Arias, M. Hulse, M. Lake, and D. Hengeveld, "Enhancing CubeSat and Small Satellite Reliability through Improved Thermal Management," 2016.

[10] S. Isaacs, D. Arias, M. Hulse, D. Hengeveld, and P. Hamlington, "Development of a two-phase heat strap for CubeSat applications," 2016.

[11] S. Ono, H. Nagano, Y. Nishikawa, M. Mishiro, S. Tachikawa, and H. Ogawa, "Thermophysical properties of high-thermal-conductivity graphite sheet and application to deployable/stowable radiator," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, vol. 29, pp. 403-411, 2015.

[12] B. Yost, S. Weston, G. Benavides, F. Krage, J. Hines, S. Mauro, *et al.*, "State-of-the-art small spacecraft technology," 2021.

[13] L. Casonato, "Bio inspired smart materials applied to Spacecraft Thermal Control," Thales Alenia Space Italy) 2017-2018.

[14] C. Clagett, L. Santos, B. Azimi, A. Cudmore, J. Marshall, S. Starin, *et al.*, "Dellingr: NASA Goddard Space Flight Center's First 6U Spacecraft," 2017.

[15] A. L. Evans, "Design and Testing of the CubeSat Form Factor Thermal Control Louvers," in *SmallSat Conference*, 2019.

[16] H.-U. Oh, S.-H. Jeon, and S.-C. Kwon, "Structural design and analysis of 1U standardized STEP Cube Lab for on-orbit verification of fundamental space technologies," *International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing*, vol. 2, pp. 239-244, 2014.

[17] S.-J. Kang, H.-M. Jung, J.-K. Seo, and H.-U. Oh, "Performance and Thermal Design Validation for FM STEP Cube Lab," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 43, pp. 814-821, 2015.

[18] S.-J. Kang and H.-U. Oh, "On-orbit thermal design and validation of 1 U standardized CubeSat of STEP cube lab," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2016, 2016.

[19] F. A. Kulacki, S. Acharya, Y. Chudnovsky, R. M. Cotta, R. Devireddy, V. K. Dhir, *et al.*, *Handbook of thermal science and engineering*: Springer, 2018.

[20] M. K. Choi, "Paraffin Phase Change Material for Maintaining Temperature Stability of IceCube Type of CubeSats in LEO," in *13th International Energy Conversion Engineering Conference*, 2015, p. 3984.

[21] H. M. Ali, A. Arshad, M. Jabbal, and P. G. Verdin, "Thermal management of electronics devices with PCMs filled pin-fin heat sinks: a comparison," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 117, pp. 1199-1204, 2018.

[22] M. Wilson, D. Hengeveld, and S. Lockyer, "Thermal Performance Characterization of TED-Enhanced Thermal Straps and Thermal Links with Oscillating Heat Pipes," 2018.

[23] A. Maas, "Development of Pyrolytic Graphite Applications in Spacecraft Thermal Control Systems-Airbus DS NL HiPeR Product Suite Development Status," 2017.

[24] M. Knapp and S. Seager, "ASTERIA: A CubeSat for exoplanet transit and stellar photometry," *AAS/Division for Extreme Solar Systems Abstracts*, vol. 47, p. 106.08, 2015.

[25] I. M. McKinley, C. H. Smith, P. G. Ramsey, and J. I. Rodriguez, "Pyrolytic graphite film thermal straps: Characterization testing," *Cryogenics*, vol. 80, pp. 174-180, 2016.