

کاربرد سیستم‌های میکروالکترومکانیکال در کنترل حرارت ماهواره‌های کوچک

حامد شیخ بهائی^۱ و*، فرخنده سلیمی نژاد^۲، سید علیرضا قرشی^۳، سعید حاجی علی گل^۴

ا کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک، پژوهشکده مواد و انرژی اصفهان، پژوهشگاه فضایی ایران

۴۰۳۰۲ پژوهشکده مواد و انرژی اصفهان، پژوهشگاه فضایی ایران

*مسئول مکاتبات: sheikhbahaei@isrc.ac.ir

چکیده

واژگان کلیدی

سیستم‌های میکروالکترومکانیکال
کنترل حرارت
میکرورادیاتور
میکرولوله حرارتی
میکروماهواره

سیستم‌های میکروالکترومکانیکال یا ریزفناوری‌ها با ابعاد بسیار کوچک و وزن ناچیز، نقش کلیدی در منظومه‌های ماهواره‌ای که شامل آرایه‌ای از میکرو و نانوماهواره‌ها (ماهواره‌های مکعبی) در مدار زمین هستند، دارا می‌باشند. این‌گونه سیستم‌ها با افزودن توانایی‌ها و کارکردهای جدید همچون زیرسیستم‌های سنش از راه دور، ابزارهای علمی و اکتشافی، تعیین و کنترل وضعیت، کنترل حرارت و پیش‌رانش، باعث افزایش کاربری و زمان مأموریت ماهواره‌های کوچک می‌گردند. در این بین، سیستم‌های کنترل حرارت، وزن و توان قابل ملاحظه‌ای را از کل سامانه ماهواره در برمی‌گیرند. در دو دهه اخیر، میکروسیستم‌های حرارتی با جرم و توان مصرفی پایین، در بسیاری از ماهواره‌های کوچک، عملیاتی و یا در حال توسعه می‌باشد، که از جمله این موارد میتوان به میکروکرکره‌های حرارتی، میکرورادیاتورها، میکروکانال‌ها و میکرولوله‌های حرارتی در میکروماهواره‌ها و ماهواره‌های مکعبی اشاره کرد. علاوه بر موارد فوق، چند نمونه از فناوری‌های خنک‌سازی مبتنی بر ریزفناوری که در حال حاضر، در سطح آزمایشگاهی در حال تحقیق و توسعه می‌باشد، همچون میکروخنک‌کننده‌های استرلینگ و میکرورادیاتورها با ضریب نشر متغیر، در این مقاله بررسی شده است.

تاریخچه مقاله

تاریخ دریافت ۱۳۹۷/۰۴/۰۶
تاریخ پذیرش ۱۳۹۸/۰۱/۱۹

۱ مقدمه

STS-93 در سال ۱۹۹۹ انجام گرفت که به بررسی اثر تابش‌های محیط فضایی بر مواد مورد استفاده در MEMS پرداخت. در طی پرواز مأموریت STS-93، تجهیزات MEMS در جعبه محافظ شاتل قرار گرفتند. بر روی این تجهیزات، عملکرد سیستم‌های MEMS در حین پرتاب، جاذبه صفر و بازگشت دوباره به جو بررسی شد. این تجهیزات شامل شتاب‌سنج‌ها،ژیروسکوپ‌ها، سنسورهای محیطی و شیمیایی بودند [۱].

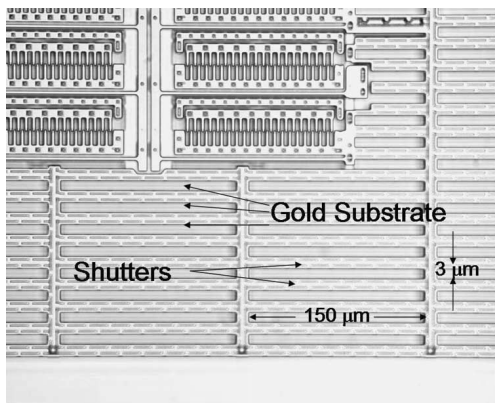
در ادامه، در سال ۲۰۰۶ مجموعه میکروماهواره‌های ST5 جهت آزمودن فناوری‌هایی که بر پایه MEMS توسط مرکز پروازهای فضایی گادرد^۴ ناسا و آزمایشگاه فیزیک کاربردی دانشگاه جان هاپکینز^۵ توسعه یافته بودند، به فضا پرتاب شدند و آزمایشات گوناگونی جهت بررسی عملکرد فناوری‌ها در شرایط عملیاتی انجام گرفت. مجموعه این آزمایشات بر روی سیستم‌های MEMS، اطلاعات حین عملیات بسیار مناسبی را در رابطه با نوبری، سنسورها و سیستم‌های کنترل گرمایی جهت فضاپیماها و ماهواره‌های کوچک در اختیار دانشمندان قرار دادند. سیستم‌های کنترل حرارت MEMS همچنان یکی از شاخه‌های مورد علاقه در بخش تحقیق و توسعه سیستم‌های میکرو و نانوماهواره‌ها می‌باشند. در ادامه، چندین کاربرد بالقوه برای تجهیزات MEMS در حوزه کنترل حرارت، شرح داده شده‌اند [۲].

۲ میکروکرکره‌های حرارتی

تنها راه دفع گرما برای یک کاوشگر یا ماهواره از طریق انتقال حرارت از

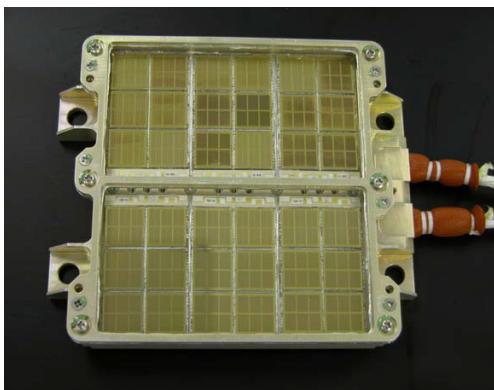
ماهواره‌ها و کاوشگرهای فضایی تحت تاثیر تغییرات شدید دما در محیط فضا ناشی از تابش خورشید و سرمای عمق فضا می‌باشند. از این رو جهت قراردادن اجزای فضاپیماها در یک محدوده دمای عملیاتی مناسب، تجهیزات کنترل حرارت طراحی و ساخته می‌گردند. در طراحی سیستم‌های کنترل حرارت، از هر دو روش کنترل فعال^۱ و غیرفعال^۲ ممکن است، استفاده‌گردد. روش‌های کنترل گرمایی غیر فعال، عموماً به دلیل هزینه پایین و قابلیت اطمینان بالا جهت بسیاری از کاربردها مناسب و کافی هستند. در عین حال، در مواردی که کنترل دمایی دقیق یا ثابت نگه داشتن دما در یک مساحت و ناحیه وسیع نیاز باشد، تنها تکنیک‌های کنترل دمای فعال قابل انجام و میسر خواهند بود. با گسترش استفاده از میکرو و نانوماهواره‌ها در مأموریت‌های فضایی حال و آینده، نیاز به یک راهبرد جدید در زمینه کنترل گرمایی اجتناب ناپذیر می‌باشد. ماهواره‌ها و فضاپیماهای کوچک دارای ظرفیت گرمایی پایین می‌باشند، از این رو نسبت به نوسانات سریع دما آسیب پذیرتر هستند. در عین حال، بسیاری از فناوری‌های کنترل حرارت متداول مانند لوله‌های حرارتی معمول، رادیاتورها، ... قابلیت برآورده کردن محدودیت‌های جرمی و توانی ماهواره‌ها و فضاپیماهای کوچک را ندارند. لذا کاربرد فناوری میکروالکترومکانیکال^۳ در ماهواره‌های کوچک به دلیل سبکی، نیرومندی، قابلیت اعتماد بالا و هزینه ساخت نسبتاً ارزان بسیار مهم و پراهمیت می‌باشد. اولین تجربه کاربرد فناوری MEMS در مأموریت شاتل فضایی

¹Active ²Passive ³Microelectromechanical Systems (MEMS) ⁴Goddard Space Flight Center (GSFC) ⁵Johns Hopkins University (JHU)



شکل ۲: تصویر میکروسکوپی با تفکیک بالا از موتورهای شانه‌ای الکترواستاتیک و کرکرها [۳]

در طراحی پروازی (نهایی)، همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است از ۳۶ قاب کرکهای استفاده شده است. بر روی هر کدام از این قاب‌ها، هفتاد و دو عدد از این آرایه‌ها قرار گرفته است که هرکدام ابعادی برابر با $۱/۳۰۳ \times ۱/۲۵۶$ سانتی‌متر دارند. توان مصرفی برای کل مکانیزیم برابر با $۱/۵$ وات می‌باشد.



شکل ۳: نمایی از تجهیز نهایی ساخته شده جهت نصب بیرونی ماهواره ST5 [۳]

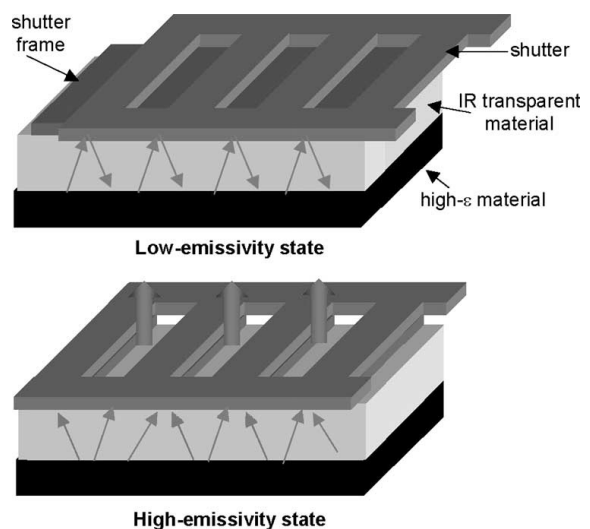
این سامانه با قرار گرفتن بر روی سطح بیرونی ماهواره‌های ST5 در سال ۲۰۰۶ پرتاب و برای یک دوره سه ماهه در مدار قرار گرفت. ارزیابی عملکرد این تجهیز در مدار نشان داد که کلیه ملزومات مأموریت محقق شده و اثرات ناشی از پرتاب و محیط فضا بر این تجهیز MEMS تاثیری نداشته و در نهایت این تجهیز توانست سه ماه بدون هیچ مشکلی به صورت پیوسته به کار خود ادامه دهد. در پایان، نتایج بررسی‌ها نشان داد که ضریب نشر موثر در حدود $۰/۱۹$ بوده و یک تغییر دمای بین ۲ تا ۴ درجه کلونین با رزولوشنی برابر با ۵۰ میلی کلونین حاصل گشته، که با پیش بینی‌ها مطابقت داشت [۳].

۳ میکروسوئیچ‌های حرارتی

سوئیچ‌های حرارتی مبتنی بر MEMS تجهیزاتی هستند که اتصال یا قطع ارتباط گرمایی بین دو سطح را امکان پذیر می‌سازند. میکروسوئیچ‌های^۲ حرارتی را می‌توان بین ساختار عایق ماهواره و یک رادیاتور با ضریب نشر بالا، یا همچنین بین اجزای مختلف فضاپیما مانند مجموعه باتری و ساختار

از سطوح رادیاتورها و کرکهای حرارتی^۱ از راه تابش به فضای بیرون می‌باشد. کرکهای متداول در شکل‌های مختلف در بسیاری از فضاپیماها، کاوشگرها و تلسکوپ‌های فضایی جهت کنترل میزان سردشدن بدنه و اجزای سیستم استفاده شده است. اغلب این کرکهای حرارتی به شکل پره‌های مستطیلی و از جنس مواد دوفلزی^۲ بوده که توسط یک سری مکانیزم‌های فنری عمل می‌کنند. کرکهای سنتی عموماً ضریب نشر موثر بین $۰/۱$ تا $۰/۶$ و دارای مساحت کلی بین ۲۰۰ تا ۶۰۰۰ سانتی مترمربع می‌باشند از این رو ضریب وزنی بین ۵ تا ۱۰ kg/S^2 را ایجاد می‌نمایند. محدودیت به کارگیری مجموعه مونتاژی کرکهای رایج برای ماهواره‌های کوچک، اندازه، وزن و همچنین موقعیت آنها نسبت به خورشید می‌باشد. از این رو در پیچه‌ها و کرکهای مبتنی بر فناوری MEMS جهت کنترل حرارت نانو و میکروماهواره‌ها پیشنهاد گشتند.

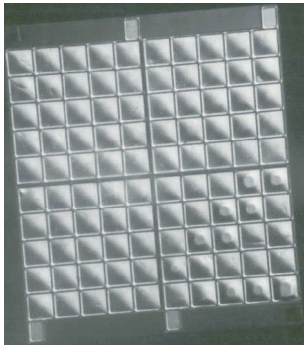
در سال ۲۰۰۳ آزمایشگاه فیزیک کاربردی دانشگاه جان هاپکینز با همکاری مرکز پروازهای فضایی گارد ناسا یک سری طراحی‌های بدیع جهت کرکهای حرارتی در ابعاد میکرو که با استفاده از فرآیندهای میکروماشینکاری ساخته شدند، طراحی و تست نمود. اساس کار این کرکهای حرارتی همانطور که در شکل ۱ مشاهده می‌گردد بر مبنای در معرض قرار دادن سطوح با ضریب نشر بالا به فضای بیرون می‌باشد که در این حالت میزان انتقال گرما از طریق تشعشع بالا بوده و دفع گرما صورت می‌گیرد و در مواقعی که نیاز به ذخیره گرما می‌باشد، در پیچه‌ها بسته شده و میزان انتقال گرما از طریق تشعشع به حداقل خود می‌رسد.



شکل ۱: نمایی از عملکرد میکروکرک حرارتی در حالت ضریب نشر پایین (تصویر بالا) و ضریب نشر بالا (تصویر پایین) [۳]

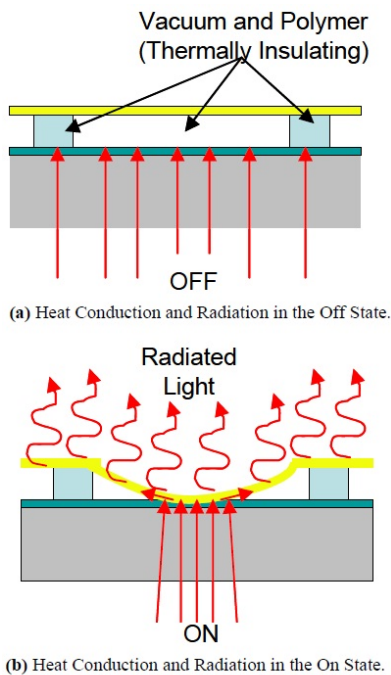
در این طراحی، آرایه‌ای از در پیچه‌ها به طول ۱۵۰ میکرومتر و عرض ۶ میکرومتر حرکت داده شده و سطح طلا و سیلیکون به طور متناوب در معرض فضای بیرون قرار می‌گیرد و به این ترتیب ضریب تابش از $۰/۶$ (سیلیکون) تا کمتر از $۰/۱$ (طلا) متغیر خواهد بود. ولتاژ مورد استفاده در این سیستم برابر با ۳۰ تا ۳۵ ولت می‌باشد که نیرویی در حدود چند میکرونیوتن برای جابجایی ۶ میکرومتر را ایجاد می‌نماید.

¹Louvers ²Bimetallic ³Microswitch



شکل ۶: میکروآدیاتور همراه با میکروسوئیچ گرمایی مبتنی بر فناوری MEMS [۵]

در این طراحی، رادیاتور شامل یک آرایه‌ای از غشاها از جنس طلا می‌باشد که حدود ۴۰۰ تا ۵۰۰ میکرومتر عرض و طول داشته و چند میکرون بالاتر از بستر سیلیکون معلق گشته و از گوشه‌ها به سطح زیرین به وسیله پلیمر SU8 که توسط فناوری MEMS طراحی و ساخته شده، متصل و از نظر حرارتی جدا گشته است. دو نمونه مختلف جهت بررسی عملکرد گرمایی و استحکام مکانیکی، طراحی و ساخته شد. در طراحی نهایی مطابق شکل ۷، در حالت بدون تماس، غشای رویی به وسیله خلا و نگهدارنده‌های پلیمری از نظر حرارتی عایق بوده و گرما منتقل نمی‌شود. در هنگام اعمال ولتاژ، غشای طلا به سمت بستر سیلیکونی کشیده شده و حرارت منتقل شده و از طریق فرآیند تشعشع به فضای بیرون دفع می‌گردد.



شکل ۷: حالت قطع انتقال گرما (بالا) و حالت وصل انتقال گرما (پایین) [۵]

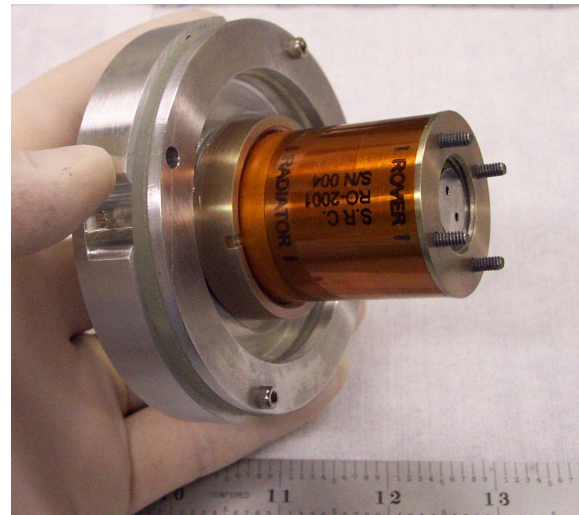
در حالی که طراحی مبتنی بر MEMS در این تجهیز نسبتاً خوب عمل می‌کند و با تئوری مطابقت دارد، با این حال نیاز است از نظر استحکام و عملکرد بهبود پیدا کند. در این طراحی، میزان هدایت گرمایی در حالت قطع به خاطر طول بسیار کوتاه ساپورت‌ها، در محل‌هایی که اتصال به دیواره‌ها وجود دارد، بسیار بالا می‌باشد. علاوه بر این، پوشش غشاء طلا به کار رفته،

خارجی با دیگر اجزاء نصب و به کار برد. در بیشتر میکروسوئیچ‌ها، مطابق شکل ۴ از ذوب انواع مختلف پارافین جهت برقراری اتصال استفاده می‌گردد. به این ترتیب پارافین ذوب و منبسط شده و اتصال بین دو سطح فلزی امکان پذیر می‌گردد و گرما از طریق رسانش منتقل می‌گردد.



شکل ۴: پارافین جامد و مدار در حالت باز (بالا) - پارافین ذوب شده و مدار در حالت بسته (پایین) [۴]

در سال ۲۰۰۱ یک نمونه از این سوئیچ‌های حرارتی به وسیله شرکت Starsys جهت استفاده در برنامه اکتشافی مریخ‌نوردهای ناسا طراحی و ساخته شد که دارای ابعاد ۳۸/۱ در ۲۵/۴ میلی‌متر و وزن ۱۰ گرم بوده و همچنین دارای محدوده هدایت گرمایی بین ۱ تا ۱۰۰ می‌باشد. در این سوئیچ از عملگر پارافین استفاده شده که در هنگام قرار گرفتن در معرض گرما با ذوب شدن، باعث می‌گردد تماس دو سطح هادی گرما به یکدیگر ممکن گردد. این تجهیز در نیمه سال ۲۰۰۳ به فضا پرتاب شد و در شرایط عملیاتی مریخ توانست به خوبی عملکرد خود را نشان دهد [۴].



شکل ۵: مجموعه سوئیچ گرمایی مورد استفاده در مریخ‌نوردهای ناسا [۴]

در یک تحقیق دیگر در سال ۲۰۰۴، یک سیستم سوئیچ حرارتی الکترواستاتیک مبتنی بر فناوری MEMS جهت استفاده در رادیاتور ماهواره‌های کوچک (مطابق شکل ۶) طراحی و توسعه داده شد. در این طراحی، تاکید بر روی استفاده از ولتاژ پایین در حدود ۲۸ ولت به جای استفاده از صدها ولت جهت ایجاد نیروی الکترواستاتیک بین دو سطح با توجه به محدودیت توان موجود در ماهواره‌های کوچک بود.

در این تحقیق، اختلاف دمای ۹ درجه سانتی‌گراد و یک تغییر ۴۲ درصدی در شار گرمایی تابشی بین دو حالت تماس و عدم تماس مشاهده گردید. این در حالی است که میزان مقاومت گرمایی تماسی برای یک سطح پره در این میکرو رادیاتور چیزی در حدود ۵/۵ مگا کلوین بر وات تخمین زده شد [۶].

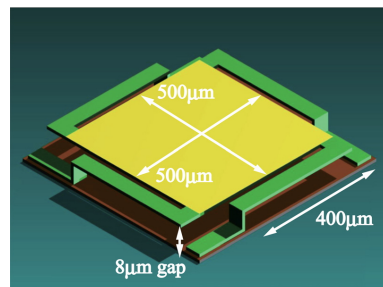
۴ میکرولوله‌های حرارتی

یکی از مهم‌ترین سامانه‌های کنترل حرارت غیر فعال فضایی، لوله‌های حرارتی می‌باشند. در این بین لوله‌های حرارتی مینیاتوری مبتنی بر فناوری MEMS موسوم به میکرولوله‌های حرارتی^۲ از جایگاه ویژه‌ای در سیستم‌های سرمایش ماهواره‌های کوچک برخوردارند. عملکرد میکرولوله‌های حرارتی، بسیار شبیه لوله‌های حرارتی معمول است، با این تفاوت که برای برگرداندن مایع از تبخیر کننده^۳ به کندانسور^۴، بجای استفاده از یک فتیله‌ی متخلخل^۵، از شیارهای بسیار کوچک موئینه^۶ استفاده می‌شود. پیشرفت‌های اخیر پیرامون تکنیک‌های میکروماشینکاری و تلاش جهت ساخت و تولید دستگاه‌های هر چه کوچکتر، سبب افزایش کاربرد میکرولوله‌های حرارتی گردیده است. تکنیک‌های دفع حرارت مبتنی بر فناوری MEMS همچون میکرولوله‌های حرارتی به شکل وسیع جهت خنک‌کاری واحدهای الکترونیکی همچون باتری، پردازشگرها، حسگرها و مدارات الکترونیکی به کار می‌رود. ساختار میکرولوله‌های حرارتی معمول شامل میکروکانال‌ها (مشابه شکل ۱۰) بر روی بستر سیلیکون، که به روش فناوری حکاکی^۷ ساخته شده و یک درپوش بالایی از جنس سیلیکون یا پیرکس می‌باشد که بوسیله فرآیند اتصال سطح به سطح^۸، به بستر سیلیکون اولیه چسبانده می‌شود. سیال عامل^۹ در میکرولوله‌های حرارتی معمولاً متانول، اتانول، آب دیونیزه^{۱۰} شده و یا ترکیب آنها می‌باشد. عملکرد این‌گونه میکرولوله‌های حرارتی شامل تغییر فاز سیال عامل از مایع به بخار و بالعکس می‌باشد. یکبار پس از گرم شدن در مجاورت منبع حرارت، سیال عامل، بخار گشته و به وسیله فرآیند همرفت از طریق نواحی مرکزی مقطع شیار، به سمت دفع کننده گرما منتقل می‌گردد، در این مکان حرارت دفع شده و سیال عامل با چگالش به حالت مایع بر می‌گردد سپس دوباره با جریان یافتن در گوشه‌های تیز شیار به سمت منبع گرمایی در انتهای دیگر میکرولوله حرارتی باز می‌گردد. این سامانه حرارتی، علاوه بر خنک‌کردن سیستم‌های الکترونیکی حساس ماهواره‌ها، باعث می‌گردد دمای سیستم در یک محدوده دمایی مناسب و ایمن باقی بماند [۷].

در ادامه، بایستی گفت در جایی که میزان خنک‌سازی بیشتر همراه با کنترل دقیق‌تر نیاز باشد از سیستم‌های مایع پمپ شونده مبتنی بر میکروکانال‌ها که نوعی از سیستم‌های کنترل حرارت فعال محسوب می‌شوند، استفاده می‌گردد. سیستم مایع پمپ شونده، سیستم‌هایی بر مبنای اصول انتقال حرارت همرفت اجباری می‌باشند که سیال را به وسیله‌ی یک تجهیز پمپاژ مانند میکروپمپ درون حلقه‌ای از کانال‌ها به حرکت در می‌آورند. این سیستم به صورت موثری می‌تواند در زمانی که فضاپیما یا ماهواره بایستی گرمای زیادی را دفع نماید یا تحت شرایط محیطی سخت و شدیدی در حال عملیات و

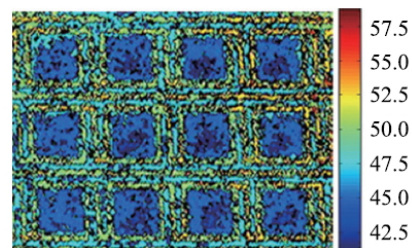
هنوز جهت برآورده کردن قابلیت نشر مورد نیاز، توسعه لازم را پیدا نکرده است [۵].

در یک تحقیق دیگر در سال ۲۰۱۴ یک میکرو رادیاتور فضایی با مکانیزم سوئیچ تماسی حرارتی با استفاده از پلیمر پرلین^۱ طراحی و با استفاده از تکنیک‌های ساخت MEMS ساخته شد. در این تحقیق از پوشش نازک پرلین به ضخامت ۰/۷۵ میکرومتر بر روی طلا (بستر پایین) و مس (پره بالایی) جهت ساخت پره‌های رادیاتور استفاده شده است. پلیمر پرلین در ماموریت‌های دیگر فضایی در ساخت حسگر غبار با موفقیت به کار برده شده است. همانطور که در شکل ۸ مشاهده می‌گردد ابعاد هر پره برابر با ۵۰۰ در ۵۰۰ میکرومتر می‌باشد که به فاصله ۸ میکرومتری از سطح اصلی قرار دارند.

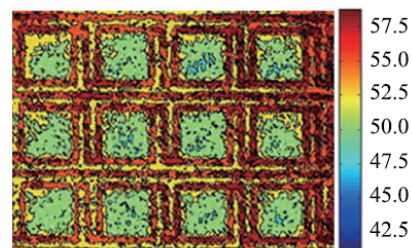


شکل ۸: شماتیک سه بعدی از یک پره میکرو رادیاتور [۶]

با اعمال ولتاژ در حدود ۶۰ ولت و ایجاد نیروی الکترواستاتیک، پره‌های بالایی به سمت بستر پایینی کشیده و در تماس با آن قرار می‌گیرند. همانطور که در شکل ۹ مشاهده می‌گردد، در حالت بدون تماس، با توجه به انتقال حرارت از طریق تابش در فضا و هدایت گرمایی کم پرلین، نرخ انتقال گرما از سطح پره بالایی به فضای بیرون ناچیز خواهد بود و در حالت تماس، ایجاد فشار تماسی باعث انتقال حرارت به پره بالایی و دفع آن از طریق تابش به فضای بیرون می‌گردد.



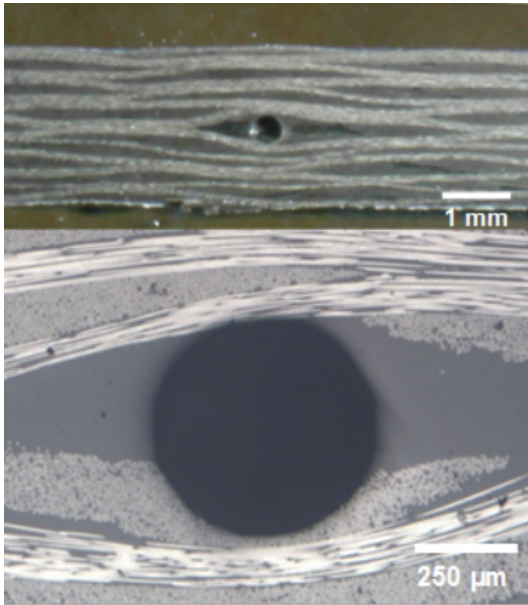
OFF state



ON state

شکل ۹: تصویر گرمایی از آرایه میکرو رادیاتور در دو حالت عدم تماس (بالا) و تماس (پایین) [۶]

¹Parylene ²Micro Heat Pipe (MHP) ³Evaporator ⁴Condenser ⁵Wick Structure ⁶Capillary ⁷Etching ⁸Bonding Technique ⁹Working Fluid ¹⁰Deionized Water (DI Water)



شکل ۱۲: نمایی از سطح مقطع میکروکانال به قطر ۵۰۰ میکرومتر درون ۱۲ لایه فیبر کربن [۹]

نمونه رادیاتور مطابق شکل ۱۳ پس از ساخت تحت تست‌های نشتی، ارتعاش و خلاء گرمایی قرار گرفت. آزمایشات گوناگون نشان داد که سازه کامپوزیتی در تست‌های ارتعاشی با شتاب سه جهته مقاومت خوبی نشان می‌دهد همچنین میزان نشتی سیستم ناچیز و قابل چشم پوشی می‌باشد. در تست‌های خلاء گرمایی، که در دمای محیط ۲۰- درجه سانتی‌گراد انجام گرفت، نتایج نشان داد که رادیاتور می‌تواند دمای سیستم را در محدوده ۸۰ درجه سانتی‌گراد ثابت‌نگه‌دارد. این سیستم جهت پرتاب در اوت ۲۰۱۸ برنامه ریزی شده است و پس از پرتاب می‌تواند اطلاعات جامعی از عملکرد رادیاتور کامپوزیتی با مجاری سرمایشی مویرگی در فضا، جهت توسعه‌های بعدی، ارائه دهد [۹].

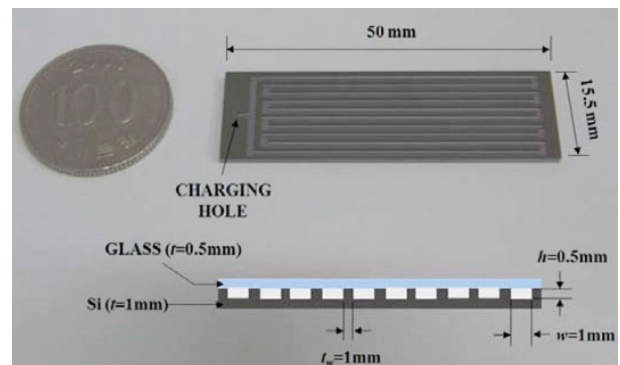


شکل ۱۳: ماهواره مکعبی به همراه رادیاتور کامپوزیتی در حال آماده شدن جهت تست ارتعاش [۹]

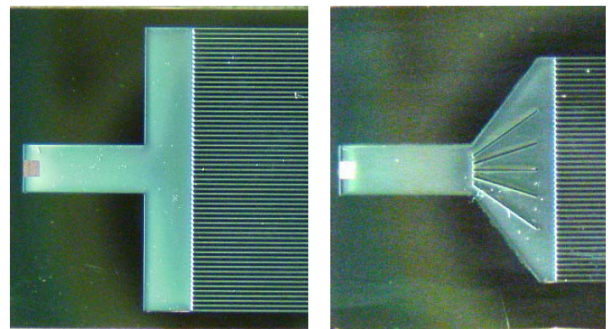
۵ میکرو رادیاتور با ضریب نشر متغیر

با توجه به محدودیت موجود در توان الکتریکی قابل دسترس در میکرو و نانو ماهواره‌ها یک طراحی بدیع و نوآورانه در ساخت رادیاتورهای فضایی در سال ۲۰۱۶ در دانشگاه چوسون^۴ کره جنوبی ارائه گردید. در این تحقیق، با استفاده از دانه‌های سیلیکون-آلومینا و روش‌های ساخت میکروماشینکاری،

ماموریت باشد، نسبت به کنترل دما مبادرت ورزد. در همین راستا، در سال ۲۰۰۱ یک سیستم مایع پمپ شونده مبتنی بر میکروکانال‌ها مطابق شکل ۱۱ جهت استفاده در میکرو و نانو ماهواره‌ها با استفاده از فناوری MEMS توسط آزمایشگاه پیشرانس جت ناسا طراحی و ساخته شد. در این طراحی، با استفاده از ۴۲ میکروکانال با عرض ۱۲۵ میکرون، عمق ۳۲۵ میکرون و طول ۱۵ میلی‌متر برای هر کدام و با ایجاد دبی ۲۵ میلی لیتر بر دقیقه با استفاده از میکروپمپ درون میکروکانال‌ها، یک سرمایش در حدود ۲۵ وات بر سانتی‌متر مربع با استفاده از سیال آب، حاصل گشت که توانست دمای نمونه را کمتر از ۸۰ درجه سانتی‌گراد نگه‌دارد. این آزمایش، قابلیت بالقوه این سامانه را در کنترل حرارت میکرو و نانو ماهواره‌ها به خوبی نشان می‌دهد [۷].



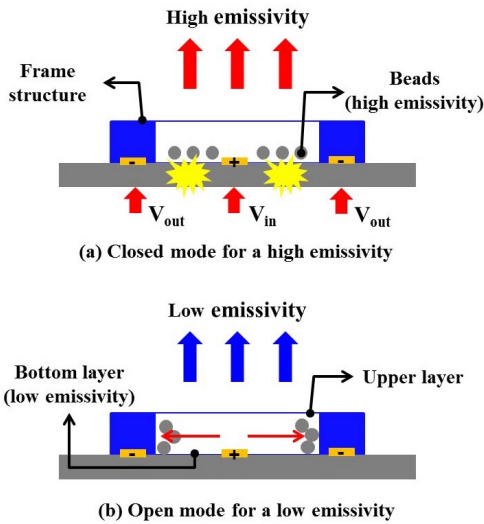
شکل ۱۰: نمایی از میکروکانال‌ها و مقایسه ابعاد آن‌ها با یک سکه [۷]



شکل ۱۱: طراحی میکروکانال‌ها در سیستم مایع پمپ شونده - چپ: طراحی اولیه - راست: طراحی اصلاح شده و نهایی [۸]

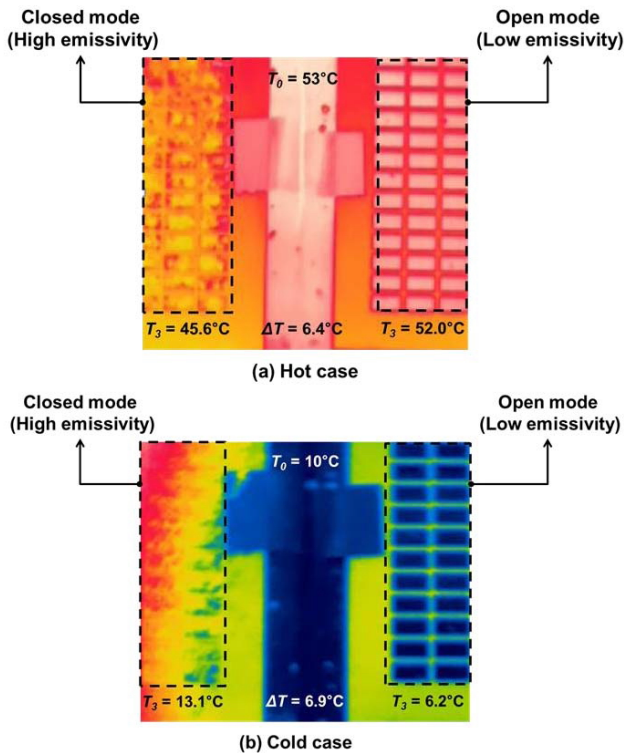
در یک طراحی جدید، جهت کاهش وزن و افزایش ظرفیت خنک‌سازی رادیاتورهای ماهواره‌های مکعبی، از میکروکانال‌های مویرگی^۱ درون یک صفحه کامپوزیتی استفاده شده است. در این طراحی، که در سال ۲۰۱۶ توسط دانشگاه ایلینویز^۲ با همکاری مرکز تحقیقات ایمن ناسا پیشنهاد شده است از فرآیند تبخیر اجزای فداشونده^۳ جهت ایجاد شبکه مویرگی سه بعدی درون یک صفحه کامپوزیتی فیبر کربن بهره برده شده است. در این روش، پس از ایجاد شبکه مویرگی از جنس اپوکسی درون لایه‌های فیبر کربن و سخت شدن کامپوزیت، مجاری مویرگی با حرارت دادن نمونه تحت خلا تا دمای ۲۰۰ درجه سانتی‌گراد، ذوب و از ماده تخلیه می‌گردد. در شکل ۱۲ نمایی از سطح مقطع میکروکانال به قطر ۵/۰ میلی‌متر در بین لایه‌های فیبر کربن نشان داده شده است.

¹Microvascular ²University of Illinois at Urbana-Champaign ³NASA Ames Research Center ⁴Chosun University

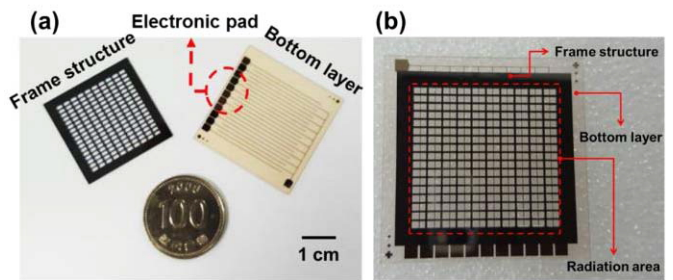


شکل ۱۵: شماتیکی از طراحی و نحوه عملکرد رادیاتور با ضریب نشر متغیر با استفاده از دانه‌های سیلیکون-آلومینا، وضعیت ضریب نشر زیاد (بالا) - وضعیت ضریب نشر کم (پایین) [۱۱]

یک رادیاتور با ضریب نشر متغیر توسعه داده شد که بر خلاف نمونه‌های قبلی نیاز به منبع توان الکتریکی پیوسته جهت تغییر میزان نشر رادیاتور نداشته و تنها با ایجاد یک سیگنال ولتاژ پالسی، قابلیت تغییر ضریب نشر رادیاتور به فضای بیرون را دارا است. رادیاتور ارائه شده همانطور که در شکل ۱۴ نشان داده شده است، شامل سه لایه می‌باشد: لایه بالایی با شفافیت بالا، لایه میانی یا همان قاب سازه و لایه پایینی همراه با پوشش با ضریب نشر پایین. در این طراحی، از کوارتز جهت ساخت لایه پایینی به ضخامت ۵۰۰ میکرومتر استفاده شده به این دلیل که از نظر الکتریکی غیرهادی است و همچنین یک لایه کپتون^۱ به عنوان پوشش با ضریب نشر پایین و همچنین یک سری الگوز جنس آلومینیوم جهت ایجاد میدان الکتریکی بر روی آن نشانده شده است. لایه میانی از جنس سیلیکون بوده که درون آن دانه‌های سیلیکون-آلومینا به قطر حدودی ۱۰۰ میکرومتر با ضریب نشر بالا در یک محیط خلا حبس می‌شوند و این در حالی است که نفوذپذیری دی الکتریک سازه میانی از دانه‌های سیلیکونی کمتر می‌باشد. لایه بالایی به دلیل شفافیت بالای مورد نیاز از جنس کوارتز به ضخامت ۵۰۰ میکرومتر در نظر گرفته شده و با روش اتصال سطح به سطح به لایه میانی چسبانده شده است [۱۰].



شکل ۱۶: تصویر فرسوخ از رادیاتور با ضریب نشر متغیر در حالت داغ و سرد [۱۱]



شکل ۱۴: چپ: لایه‌های ساخته شده رادیاتور و مقایسه ابعاد آنها با یک سکه - راست: رادیاتور مونتاژ شده [۹]

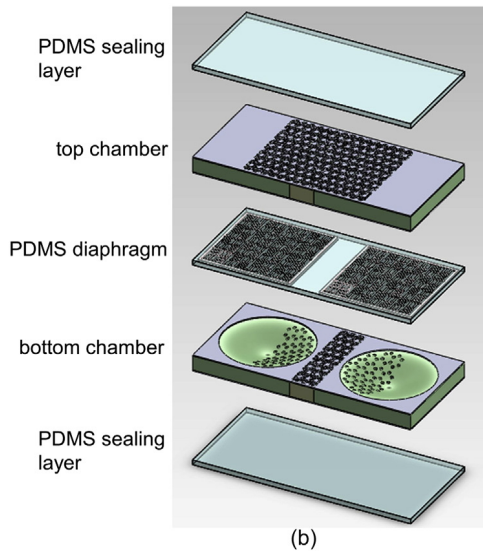
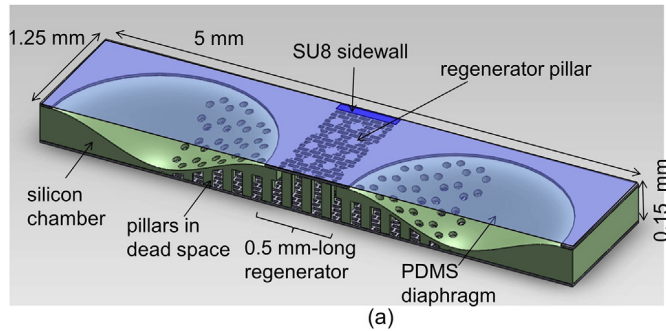
در این طراحی سطح تابشی موثر ۶۸ درصد از سطح کل می‌باشد در حالی که در نمونه‌های مشابه قبلی این مقدار حداکثر به ۴۰ درصد می‌رسید که این باعث افزایش ۱/۷ برابری سطح موثر رادیاتور می‌گردد. در این رادیاتور، ۴/۱ گرم دانه سیلیکون-آلومینا استفاده شده که با استفاده از فرآیند بالمیلینگ^۲ ساخته شده است. همانطور که در شکل ۱۵ نشان داده شده است، با ایجاد میدان الکتریکی توسط یک سیگنال ولتاژ پالسی در حدود ۱۴۷ ولت، دانه‌های سیلیکون-آلومینا تغییر مکان داده و مطابق شکل ذیل باعث افزایش و کاهش نشر حرارت تابشی می‌گردند. میزان توان مصرفی برابر با ۴۱۱/۶ میلی‌وات بوده که نسبت به نمونه‌های قبلی بسیار پایین می‌باشد و با توجه به اینکه در نمونه‌های پیشین از تجهیزات مکانیکی همچون میکروشانه‌ها و نیروی الکترواستاتیکی جهت تغییر مکان میکروکرکره‌ها استفاده می‌گردد، این طراحی از نظر نگهداری و تعمیرات به مراتب قابلیت اعتماد بالاتری را دارا است. در پایان بایستی گفت، در این طراحی همانطور که در شکل ۱۶ توسط تصویربرداری فرسوخ نمایش داده شده، ضریب نشر موثر بین ۰/۳ در حالت باز و ۰/۶ در حالت بسته برآورد می‌گردد. همچنین در حالت داغ و در حالت سرد یک تغییر دما در حدود ۶ درجه حاصل می‌گردد که نشان از عملکرد مناسب این رادیاتور به عنوان یک رادیاتور فضایی دارد [۱۱].

۶ میکروخنک‌کننده‌های استرلینگ

خنک‌سازی استرلینگ^۳ یک روش کنترل گرمایی فعال می‌باشد که به صورت تئوری قادر به دستیابی به حداکثر راندمان در زمینه‌ی سرمایه‌ی با فشردن و منبسط کردن یک گاز می‌باشد. با داشتن حداقل قطعات متحرک، یک خنک‌کننده استرلینگ شامل یک کپسول که به صورت کاملاً بسته، آب‌بند شده و یک گاز که به عنوان واسطه عمل می‌نماید، می‌باشد. سیستم‌های

¹Kapton ²Ball-mill Process ³Stirling

در فرکانس ۶۰۰ هرتز، یک اختلاف دمای ۲۵ درجه کلون در دو سوی منبع ایجاد گرما و دفع گرما ایجاد نماید که ظرفیت خنک‌سازی برابر با ۴/۲ وات بر سانتیمتر مربع تخمین زده می‌شود [۱۳].

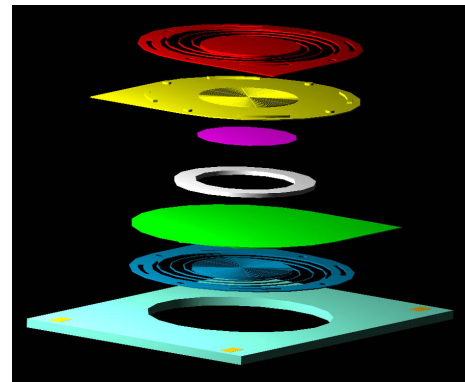


شکل ۱۸: نمایی از یک میکروالمان سرمایشی استرلینگ - پایین: نمای انفجاری یک میکروالمان سرمایشی شامل لایه دیافراگم در وسط، دو لایه چمبر سیلیکونی و دو لایه آبنندی بالا و پایین [۱۳]

۷ نتیجه گیری

همانطور که در بخش‌های پیشین شرح داده شد، سامانه‌های کنترل حرارت مبتنی بر ریزفناوری، به صورت موفقیت آمیز در ماموریت‌های فضایی استفاده شده‌اند. میکروکرکره‌های حرارتی و میکرودریچه‌های حرارتی در ماموریت‌هایی نظیر میکروماهواره‌های ST5 به کار برده شده‌اند. علاوه بر این، میکرولوله‌های حرارتی و میکروکانال‌ها در ماهواره‌های مکعبی همچون ماهواره دانشگاه ایلینویز در شبیه‌سازیها و نمونه‌های پروازی، نتایج مطلوبی ارائه داده‌اند. با این حال، این سیستم‌ها، نیازمند تست‌های حین عملیات (در مدار) بیشتری می‌باشند که تأثیرات محیط فضایی بر روی آنها، در طولانی مدت، مورد بررسی قرار گرفته و راه برای توسعه‌های بعدی در منظومه‌های ماهواره‌های کوچک، هموار نماید. در ادامه، میکرورادیاتورهای ضریب نشر متغیر در مقیاس آزمایشگاهی ساخته شده‌اند، این‌گونه میکرورادیاتورها با توجه به اینکه از تجهیزات مکانیکی استفاده نمی‌کنند، قابلیت اعتماد بالاتری داشته و هزینه تعمیرات و نگهداری کمتری دارند. همچنین میکروخنک‌کننده

خنک‌کننده استرلینگ به عنوان خنک‌کننده حسگرها و دوربین‌ها، محور بسیاری از برنامه‌های فضایی و اکتشافات فضانوردی می‌باشند. خنک‌کننده‌های استرلینگ متداول به گونه‌ای طراحی شده‌اند تا زمان ماموریت طولانی، قابلیت اعتماد بالا، ارتعاشات پایین، ابعاد کوچک، وزن کم و کارایی بالا داشته باشند. یک خنک‌کننده معمول، وزنی در حدود ۱۵ کیلوگرم را در بردارد. همانطور که ابعاد فضاپیماها و ماهواره‌ها کاهش می‌یابد، مقیاس انتقال حرارت در ماهواره‌ها و فضاپیماها برجسته‌گشته و حل مسائل انتقال حرارت در ماهواره‌ها و فضاپیماهای کوچک تا حدود زیادی پیچیده می‌گردد. اخیراً، چندین سیستم خنک‌کاری فعال مبتنی بر MEMS جهت پشتیبانی و استفاده در ماموریت‌های فضاپیماها و ماهواره‌های کوچک پیشنهاد و ارائه گشته است. مرکز تحقیقات گلن ناسا^۱ با همکاری آزمایشگاه فیزیک کاربردی دانشگاه جان هاپکینز در سال ۲۰۰۴ مطابق شکل ۱۷، یک تجهیز MEMS جهت خنک‌سازی فعال و کنترل دمایی میکرو و نانو ماهواره‌ها، طراحی و توسعه داده است. این تجهیز می‌تواند تنها با ارتعاش دیافراگم‌ها با فرکانسی در حدود چند صد بار در ثانیه و انبساط و انقباض گاز موجود (هوا)، جهت کنترل دما به کار رود. این تجهیز شامل چمبر فشار، مولد، فاصله‌انداز، چمبر انبساط و زیر لایه سرامیکی می‌باشد. در ساخت و مونتاژ این گونه تجهیز، از همان تکنیک‌های معمول استفاده شده در روش‌های ساخت میکروالکترومکانیکال استفاده شده است. این سیستم که در مراحل آزمایشی خود می‌باشد، قادر به ایجاد اختلاف دمای ۸ درجه کلون با ولتاژ ۱۳۰ ولت و فرکانس ۳۰۰ هرتز برای باز و بسته شدن دیافراگم‌ها است [۱۲].



شکل ۱۷: نمای انفجاری سیستم خنک‌سازی استرلینگ جلن ناسا [۱۲]

در یک مدل آزمایشگاهی دیگر در سال ۲۰۱۲، یک نمونه خنک‌کننده مبتنی بر MEMS در دانشگاه کارنیگ ملون^۲ واقع در ایالت پنسیلوانیا، ارائه شد. این سیستم قادر است با انبساط و انقباض دیافراگم‌ها از جنس PDMS و ایجاد سیکل استرلینگ درون چمبرهای سیلیکونی، گرما را از منبع گرمایی گرفته و به سمت سینک حرارتی جهت دفع گرما هدایت نماید. در این تجهیز، هر المان سرمایشی مطابق شکل ۱۸ دارای ۵ میلی‌متر طول، ۲/۵ میلی‌متر عرض و ۰/۱۵ میلی‌متر ضخامت می‌باشد. سیال استفاده شده، هوا و با فشار ۲ اتمسفر می‌باشد. دیافراگم‌ها به وسیله نیروی الکترواستاتیکی به سمت داخل و خارج ناحیه تقویت‌کننده به شکل سینوسی شیفت داده شده و باعث ایجاد سیکل استرلینگ می‌گردند. نتایج به دست آمده نشان داد، که این سیستم قادر است

¹Glenn Research Center ²Carnegie Mellon University

- [12] M. Moran, et al, *Microsystem cooler development*. in 2nd International Energy Conversion Engineering Conference, 2004.
- [13] D. Guo, et al., *Multiphysics modeling of a micro-scale Stirling refrigeration system*. International Journal of Thermal Sciences, 74, pp. 44-52, 2013.

های استرلینگ با ایجاد اختلاف دما در حدود ۸ تا ۲۵ درجه کلوین شبیه سازی و نمونه سازی شده اند. با این حال نیازمند توسعه های بیشتری جهت عملیاتی نمودن آنها می باشد. این ابزارها در صورت توسعه، با توجه به نقش مهم آنها در حسگرهای مرئی و فرسرخ میتواند انقلابی در زمینه منظومه های ماهواره های کوچک (مکعبی) سنجش از راه دور ایجاد نماید.

مراجع

- [1] R. Osiander, M.A.G. Darrin, and J.L. Champion, *MEMS and microstructures in aerospace applications*. CRC press, 2005.
- [2] D. Farrar, et al., *MEMS shutters for thermal control—Flight validation and lessons learned*. in AIP Conference Proceedings, AIP, 2007.
- [3] R. Osiander, et al., *Microelectromechanical devices for satellite thermal control IEEE Sensors Journal*. 4(4): pp. 525-531, 2004.
- [4] E. Sunada, et al., *Paraffin actuated heat switch for Mars surface applications..* 2002.
- [5] M.A. Beasley, et al., *Microfabricated thermal switches for emittance control*. in AIP Conference Proceedings, AIP, 2004.
- [6] A. Ueno, and Y. Suzuki, *Parylene-based active micro space radiator with thermal contact switch*. Applied Physics Letters, 104(9), pp.093511, 2014.
- [7] J. Qu, H. Wu, P. Cheng, Q. Wang, and Q. Sun, *Recent advances in MEMS-based micro heat pipes International Journal of Heat and Mass Transfer*. 110, pp.294-313, 2017.
- [8]] G.C. Birur, et al, *Micro/nano spacecraft thermal control using a MEMS-based pumped liquid cooling system, in Microfluidics and BioMEMS .International Society for Optics and Photonics*. in Vol. 4560, pp. 196-207, International Society for Optics and Photonics, 2001.
- [9] D.T. Bunce, et al., *CubeSat Active Thermal Control via Microvascular Carbon Fiber Channel Radiator*. 31st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2017.
- [10] S.H. Han, et al., *Performance verification of MEMS variable emissivity radiator for spacecraft thermal control systems*. In Micro Electro Mechanical Systems (MEMS), IEEE 29th International Conference, pp. 1212-1215, 2016.
- [11] T., Kim, et al., *Design and Performance Evaluation of MEMS-Based Spaceborne Variable Emissivity Radiator Using Movement of Electrified Beads*. *Journal of Microelectromechanical Systems*. 26(1), pp.113-119, 2017.