

ارزیابی سامانه کنترل حرارتی رسانی - تشعشی غیر فعال به منظور کاهش مصرف هیتر باتری در کیوبست

تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۱۱/۱۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۵/۰۶/۱۸

حسین کاظم پور^۱، مرتضی طاهرنیا^۲، سید محمد شفیع اف^۳

۱ کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک - تبدیل انرژی، مکانیک، علم و صنعت ایران، تهران، ایران. kazempourhossein76@gmail.com

۲ دکتری مهندسی مکانیک - ساخت و تولید، مکانیک، صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

۳ کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک - ساخت و تولید، مکانیک، دانشگاه آزاد واحد تهران شمال، تهران، ایران

چکیده

کنترل حرارتی یکی از زیرسامانه‌های کلیدی کیوبست‌ها است که نقش مهمی در تضمین عملکرد تجهیزات الکترونیکی و افزایش قابلیت اطمینان مأموریت دارد. در این پژوهش، عملکرد یک سامانه کنترل حرارت غیرفعال با هدف کاهش مصرف توان و حذف نیاز به هیتر باتری در یک کیوبست ارزیابی شده است. بدین منظور، مدل حرارتی ماهواره در محیط شبیه‌سازی توسعه یافته و با استفاده از یک مسئله مرجع تحلیلی اعتبارسنجی شد که اختلاف نتایج آن با حل تحلیلی حدود ۱۶/۱ درصد بود. همچنین، بررسی استقلال از شبکه، دقت مناسب مدل عددی را تأیید کرد. نتایج تحلیل شرایط بحرانی گرم نشان داد دمای برخی تجهیزات از محدوده مجاز عملکرد فراتر می‌رود. به‌منظور بهبود وضعیت حرارتی، از هیت‌سینک‌های آلومینیومی، صفحات پخش‌کننده حرارت و مسیرهای هدایت حرارتی به صفحات رادیاتوری استفاده شد. نتایج حاکی از کاهش حدود ۶۰ درصدی دمای برد مخابرات و ۵۶ درصدی دمای سلول‌های باتری و قرارگیری تمامی تجهیزات در محدوده مجاز عملکرد بود. همچنین، تحلیل شرایط حدی سرد نشان داد باتری بدون نیاز به هیتر در محدوده دمایی مجاز باقی می‌ماند.

واژه‌های کلیدی: کیوبست، کنترل حرارتی غیرفعال، پخش‌کننده حرارت، تحلیل حرارتی مداری، باتری

Assessment of passive conductive-radiative thermal control for reducing battery heater consumption in cubeSats

Hossein Kazempour¹, Morteza Tahernia², Seyed Mohammad Shafiof³

1- Master's degree, school of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran

2- Ph.D in Mechanical Engineering, Manufacturing and Production Orientation, Industrial Malek Ashtar, Tehran

3- Master's degree, Mechanical Engineering and Production Orientation, Islamic Azad University-Tehran North Branch

Abstract

Thermal control is one of the key subsystems of CubeSats, playing a critical role in ensuring the reliable operation of onboard electronic components and enhancing mission reliability. This study evaluates the performance of a passive thermal control system designed to reduce power consumption and eliminate the need for a battery heater in a CubeSat. First, a thermal model of the satellite was developed in a specialized thermal analysis environment and validated against a benchmark analytical problem, yielding a discrepancy of approximately 1.16% from the analytical solution. A grid independence study further confirmed the accuracy of the numerical model. Thermal analysis under the worst-case hot scenario revealed that the temperatures of several components exceeded their allowable operating limits. To address this issue, aluminum heat sinks, heat spreaders, thermally conductive interfaces, and conductive paths to radiator panels were incorporated into the design. The proposed passive thermal control system reduced the temperatures of the communication board and battery cells by approximately 60% and 56%, respectively, while maintaining all components within their permissible operating temperature ranges. Furthermore, analysis under the worst-case cold scenario demonstrated that the battery temperature remained within the acceptable range without requiring a battery heater.

Keywords: CubeSat, Passive Thermal Control, Heat Spreader, Orbital Thermal Analysis, Battery



۱. مقدمه

با توسعه روزافزون ماهواره‌های کوچک و کیوبست‌ها در مأموریت‌های علمی، تحقیقاتی و مخابراتی، مسئله مدیریت حرارتی به یکی از چالش‌های اصلی طراحی این سامانه‌ها تبدیل شده است. محدودیت شدید جرم، حجم و توان در کیوبست‌ها استفاده از سامانه‌های کنترل حرارتی فعال را دشوار کرده و در نتیجه، روش‌های کنترل حرارتی غیرفعال به عنوان راهکاری کم‌مصرف و قابل اطمینان مورد توجه قرار گرفته‌اند.

در بسیاری از کیوبست‌ها، قطعات الکترونیکی پرمصرف مانند پردازنده‌ها، زیرسامانه توان و تجهیزات مخابراتی، شار حرارتی قابل توجهی تولید می‌کنند که در صورت عدم مدیریت مناسب، می‌تواند موجب افزایش دمای موضعی، کاهش قابلیت اطمینان و افت عملکرد سامانه شود. از سوی دیگر، باتری‌ها در شرایط سرد مداری به شدت در معرض افت دما قرار دارند و در بسیاری از مأموریت‌ها نیاز به استفاده از هیتر برای حفظ دمای کاری مناسب باتری وجود دارد که این موضوع بخشی از توان محدود ماهواره را مصرف می‌کند.

در این پژوهش، عملکرد یک سامانه کنترل حرارتی غیرفعال مبتنی بر صفحات پخش‌کننده حرارت، رابطه‌های حرارتی رسانا و انتقال حرارت تشعشی در یک پلتفرم نماینده کیوبست مورد بررسی قرار می‌گیرد. بدین منظور، رفتار حرارتی ماهواره در دو حالت شامل مدل پایه و مدل مجهز به سامانه پخش حرارت غیرفعال تحت شرایط بحرانی مداری مقایسه می‌شود. همچنین تأثیر بازتوزیع حرارت داخلی بر وضعیت حرارتی باتری و میزان نیاز به هیتر باتری در شرایط سرد مداری ارزیابی خواهد شد. به منظور تحلیل رفتار گذرای حرارتی، شبیه‌سازی‌های مداری با استفاده از مدل عددی سه‌بعدی انجام شده و توزیع دمای زیرسامانه‌های الکترونیکی و باتری در بازه‌های زمانی مختلف مورد مطالعه قرار می‌گیرد. هدف اصلی این پژوهش، بررسی اثر نسبی استفاده از مسیرهای انتقال حرارت غیرفعال بر کاهش دمای قطعات بحرانی، بهبود یکنواختی حرارتی و کاهش نیاز توان هیتر در ماهواره‌های کیوبست است.

۲. مروری بر منابع

در طول طراحی کیوبست‌ها برای مدیریت حرارتی تجزیه و تحلیل تنش، کنترل در میان تست‌های دیگر بررسی می‌شوند. بقای آنها در طول پرتاب، استقرار و بعداً در حین چرخش، به شدت به میزان دقیق این ارزیابی‌ها بستگی دارد. طراحی حرارتی باید اطمینان حاصل کند که همه زیرسیستم‌های کیوبست در محدوده دمایی قابل قبول کار می‌کنند. با افزایش تعداد پارامترها، مدل شبیه‌سازی پیچیده‌تر می‌شود. برخی از پارامترهایی که باید در طول تجزیه و تحلیل عملکرد انتقال حرارت کیوبست در نظر گرفت، شامل نگرش مدار، زاویه شیب، سرعت گردش مدار و غیره است [۱]. میسگوئر و همکاران به بررسی جامع روش‌های کنترل حرارتی فضاپیماها می‌پردازند و مدل‌های انتقال حرارت در مدار، اثرات محیط فضایی و روش‌های تحلیل حرارتی را توضیح می‌دهند. نویسندگان نشان داده‌اند که در ماهواره‌های کوچک، سامانه‌های غیرفعال به دلیل سادگی و مصرف توان پایین، کارایی مناسبی دارند [۲]. جان استارک و همکاران به طراحی یکپارچه زیرسامانه‌های فضاپیما می‌پردازند و اهمیت ارتباط میان کنترل حرارتی، توان و طراحی مکانیکی را بررسی می‌کنند. نتایج مطالعات موردی ارائه‌شده نشان می‌دهد که انتخاب صحیح معماری حرارتی می‌تواند مصرف توان و تنش حرارتی تجهیزات را کاهش دهد [۳]. پژوهش گیلور و دیوید به تحلیل مهندسی سامانه‌های کنترل حرارتی ماهواره اختصاص دارد و روش‌های طراحی رادیاتورها، عایق‌های حرارتی و تحلیل گذرای مداری را بررسی می‌کند. نتایج و مثال‌ها اهمیت کنترل گرایان دما و جلوگیری از تنش حرارتی در فضاپیما را نشان می‌دهند [۴]. تحقیق‌های فرانک و همکاران مبانی انتقال حرارت رسانش، جابه‌جایی و تشعشع را ارائه می‌دهد. روابط و مدل‌های ارائه‌شده در این پژوهش پایه اصلی تحلیل‌های حرارتی مورد استفاده در مدلسازی سامانه‌های حرارتی ماهواره و کیوبست‌ها محسوب می‌شود [۵]. گوئرا و همکاران رفتار حرارتی تجهیزات الکترونیکی یک کیوبست در شرایط مداری را تحلیل کرده‌اند. عملکرد حرارتی قطعاتی مانند تقویت‌کننده توان در شرایط کاری مختلف بررسی و

نشان داده شد که استفاده از مسیرهای رسانش حرارتی و تسمه‌های حرارتی می‌تواند دمای قطعات بحرانی را به‌طور قابل توجهی کاهش دهد [۶]. بنت و همکاران به بررسی استفاده از سامانه‌های ترموالکتریک برای کنترل حرارت تجهیزات الکترونیکی کیوبست می‌پردازند. عملکرد سامانه در شرایط مختلف مداری تحلیل شده و میزان کاهش دمای قطعات و مصرف توان سیستم فعال ارزیابی شده است. نتایج نشان می‌دهد که کنترل حرارتی فعال می‌تواند پایداری دمایی خوبی ایجاد کند، اما هزینه توان مصرفی بالایی دارد [۷]. کنون و همکاران یک سامانه فین غیرفعال برای افزایش دفع حرارت کیوبست ارائه می‌دهند. مکانیزم طراحی شده با استفاده از تغییرات دمایی فعال شده و سطح مؤثر تشعشعی را افزایش می‌دهد. تحلیل‌ها نشان داده‌اند که این سامانه می‌تواند دمای بدنه ماهواره را در شرایط حرارتی شدید به‌طور قابل توجهی کاهش دهد [۸]. جاش و همکاران نیز پنل‌های رادیاتوری تاشونده برای افزایش ظرفیت دفع حرارت در کیوبست معروفی را معرفی کرده‌اند. سیستم پیشنهادی در شرایط مداری گرم مورد تحلیل قرار گرفته و نتایج، کاهش قابل توجه دمای قطعات الکترونیکی را نشان داده است [۹]. پژوهش بولتوو و همکاران به طراحی سامانه کنترل حرارتی ویژه ماژول باتری کیوبست اختصاص دارد. نویسندگان شرایط سرد مداری، مدت قرارگرفتن در سایه زمین و نیاز به هیتر را بررسی کرده‌اند. همچنین تأثیر عایق حرارتی و توان هیتر بر حفظ دمای مجاز باتری تحلیل شده است [۱۰]. مروری بر فناوری‌های نوین کنترل حرارتی غیرفعال در کیوبست‌ها را مهندس شیخ بهایی و همکاران بررسی می‌کنند. روش‌هایی مانند پوشش حرارتی، لوله حرارتی، مواد تغییر فازدهنده، تسمه‌های حرارتی و رادیاتورهای غیرفعال مقایسه شده‌اند. همچنین مزایا و محدودیت‌های هر روش از نظر جرم، توان و قابلیت اطمینان بیان شده است [۱۱]. مارتینز و همکاران یک مدل یکپارچه الکتریکی-حرارتی برای تحلیل رفتار باتری کیوبست ارائه کرده‌اند. مدل پیشنهادی اثرات دما بر عملکرد الکتریکی باتری و همچنین تأثیر سیکل‌های شارژ و دشارژ را بررسی

می‌کند. نتایج نشان می‌دهد که تغییرات دمایی می‌تواند مستقیماً بر عملکرد و طول عمر باتری اثر بگذارد [۱۲]. ماهواره کیوبست CanX-7 از یک سیستم کنترل حرارت غیرفعال به نام پدهای حرارتی در درزها استفاده کرده است. استفاده از این روش برای تغییر و هدایت مسیر جریان حرارت بوده است [۱۳].

در مطالعات پیشین عمدتاً به مدلسازی حرارتی، اعتبارسنجی و استفاده از هیتر یا راهکارهای غیرفعال برای کنترل دمای باتری تمرکز داشته‌اند. در پژوهش حاضر، اثر توزیع بارهای حرارتی داخلی و مسیرهای انتقال حرارت بر دمای باتری بررسی شده و امکان کاهش یا حذف نیاز به هیتر در شرایط سرد مورد ارزیابی قرار گرفته است.

جدول ۱. بررسی پیشینه نوآوری و پژوهش

تفاوت با پژوهش حاضر	محور اصلی	مرجع
در این پژوهش توزیع بار حرارتی داخلی و مسی‌دهای انتقال حرارت به عنوان راهکار	تحلیل و مقایسه عملکرد حرارتی ماموریت کیوبست MinXSS-1 با پی‌ش‌بی‌نی مدل	[۱۴]
استفاده از گرمای تلف شده سایر تجهیزات به جای تاهمین گرمای مورد نیاز از طریق توان هیتر	توسعه مدل یکپارچه حرارتی-الکتریکی برای بررسی رفتار باتری کیوبست	[۱۵]
بررسی امکان تاهمین غیرفعال نیاز حرارتی باتری از طریق مدی‌ریت بارهای حرارتی داخلی	تحلیل حرارتی باتری و ساختار کامپوزیتی برای کیوبست	[۱۶]
تمرکز بر اثر توزیع منابع حرارتی داخلی بر عملکرد مدی‌ریت انرژی حرارتی علاوه بر تحلیل حرارتی	ارائه چارچوب طراحی، تحلیل و آزمون حرارتی کیوبست در لئو	[۱۷]
جانمایی و توزیع حرارتی اجزا از دی‌گاه مدی‌ریت انرژی حرارتی	بررسی طراحی ساختار ماژولار و رفتار حرارتی/مکانیکی آن برای کاربرد کیوبست	[۱۸]
توسعه یک راهبرد طراحی حرارتی غیرفعال مبتنی بر توزیع بارهای حرارتی و مسی‌دهای رسانش برای کاهش/حذف نیاز به هیتر باتری	طراحی و تحلیل حرارتی کیوبست با تمرکز بر مدی‌ریت بارهای حرارتی داخلی	پژوهش حاضر



۲,۳ بارهای گرمایی خارجی

این بارها ناشی از محیط فضایی اطراف ماهواره هستند.

الف تابش خورشیدی مستقیم (Direct Solar Radiation)

مقدار جذب تابش خورشیدی سطح صاف به مساحت A که بردار عمود بر آن با پرتوهای خورشیدی زاویه θ تشکیل می‌دهد، بستگی دارد.

$$\dot{Q}_{sun} = \alpha G_s A \cos \theta_s \quad (2)$$

که در آن α ضریب جذب سطح و G_s ثابت خورشیدی با مقدار 1367 وات بر مترمربع می‌باشد [۲۰].

ب تابش بازتابی زمین (Albedo Radiation)

آلبدو زمین به کسری از تابش خورشیدی اشاره دارد که توسط سطح زمین و جو به فضا منعکس می‌شود و معیاری برای بازتاب سطح زمین است. طبق استاندارد ECSS-E-ST-10-04C مقدار ضریب میانگین آلبدو برابر با 0.3 تابش نور خورشید است [۱۹].

$$\dot{Q}_{albedo} = A \alpha G_s A_f F \quad (3)$$

که در آن F ضریب دید بین زمین و سطح ماهواره، G_s ثابت خورشیدی با مقدار 1367 وات بر مترمربع، α ضریب جذب سطح و A_f ضریب آلبدو می‌باشد و همانطور که گفته شد برابر با مقدار میانگین 0.3 است و A مساحت سطحی از ماهواره است که به آن تابش می‌شود [۲۱]. در مدل نیز همین مقادیر توسط نرم‌افزار محاسبه و اعمال شده است.

ج فروسرخ تابشی از زمین (IR Radiation)

تابش فروسرخ زمین به انرژی حرارتی ساطع شده توسط زمین هنگام جذب نور خورشید و تابش مجدد آن به صورت گرما (تابش فروسرخ) اشاره دارد. که توسط نرم‌افزار محاسبه و اعمال شده است.

$$\dot{Q}_{IR} = A \epsilon \sigma F T_b^4 \quad (4)$$

که در آن σ ثابت استفان بولتزمن با مقدار $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$ ، ϵ ضریب بازتاب، F



شکل ۱. ماهواره کیوبست CANX-7 [۱۳]

۳. بارهای حرارتی

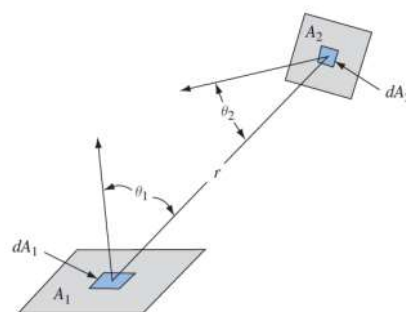
بارهای گرمایی یکی از مهم‌ترین عوامل طراحی ماهواره هستند، زیرا در محیط فضایی انتقال حرارت عمدتاً از طریق تشعشع انجام می‌شود و اختلاف دمای شدیدی بین بخش‌های مختلف سازه ایجاد می‌گردد. این بارها می‌توانند باعث تغییر شکل، تنش حرارتی، خستگی سازه و حتی خرابی تجهیزات شوند.

$$Q_{total} = Q_{external} + Q_{internal} \quad (1)$$

تبادل حرارتی تشعشعی میان اجزای داخلی ماهواره با استفاده از مدل محفظه تشعشعی سطح به سطح محاسبه می‌شود. ضرایب دید میان سطوح به صورت عددی توسط نرم‌افزار تعیین می‌گردد. همچنین بارهای محیطی شامل تابش مستقیم خورشید، تابش بازتابی زمین و تابش فروسرخ زمین براساس شرایط مداری تعریف و در تحلیل لحاظ شدند.

۱,۳ زاویه دید (View Factor)

زاویه دید به عنوان کسری از تابش خروجی سطح یک که توسط سطح دو قطع می‌شود، تعریف می‌شود [۱۹].



شکل ۲. نحوه بررسی زاویه دید [۱۹]

ج) تجهیزات مخابراتی

سامانه‌های مخابراتی از شدیدترین منابع گرما هستند و در توان‌های بالا بازده کمی دارند.

۴. پارامترهای موثر

زاویه بتا (β): در توصیف محیط حرارتی مداری در مدارهای پایین زمین (LEO) مفید و کاربردی است. یکی از پارامترهای خاص برای تجزیه و تحلیل حرارتی، زاویه بتا در مدار است که جهت‌گیری نسبی مدار را با توجه به خورشید توصیف می‌کند و به عنوان حداقل زاویه بین صفحه مدار و بردار خورشید تعریف می‌شود. زاویه بتا از مقدار -90° تا $+90^\circ$ درجه متغیر است. زاویه بتا، زاویه تابش نور خورشید نسبت به صفحه‌ی مداری فضاپیما است. اگر این زاویه صفر باشد، یعنی راستای تابش با مدار حرکتی یکسان است. لذا فضاپیما در سایه زمین می‌رود اما وقتی زاویه بتا برابر با 90° درجه است (مدار طلوع/غروب) صفحه مدار عمود بر پرتوهای خورشید قرار می‌گیرد و بدون درنظر گرفتن ارتفاع، هیچ خسوفی وجود ندارد یعنی فضاپیما هیچ موقع در سایه زمین قرار نمی‌گیرد و بارهای آلوده نزدیک به صفر هستند. اگر فضاپیما ساعتگرد در مدار باشد مقدار بتا مثبت و اگر پادساعتگرد باشد مقدار آن منفی است. با افزایش زاویه بتا تا حدود 67° درجه میزان دمای ایجاد شده روی پنل‌های خورشیدی نیز افزایش می‌یابد و به حداکثر مقدار خود می‌رسد. لذا این زاویه یکی از زاویه‌های مهم می‌باشد [۲۳].



شکل ۴. مدار یک ماهواره کیوبست نسبت به زمین و زاویه بتا تعریف شده [۲۴]

برای یک ماهواره در مدار لئو معمولاً داغ‌ترین حالت حرارتی در زاویه بتا نزدیک به 90° درجه رخ می‌دهد. یک نکته مهم این است که زاویه بتا بحرانی وجود دارد و بالاتر از آن ماهواره دیگر وارد سایه زمین نمی‌شود:

ضریب دید بین زمین و سطح ماهواره، A مساحت دریافتی تابش و T_b دمای جسم سیاه زمین، در بازه 214 کلوین تا 266 کلوین می‌باشد [۲۱]. در حالت کلی می‌توان گفت استفاده از موادی با گسیلندگی کم و بازتابندگی بالا می‌تواند سبب کاهش میزان جذب شده و در نتیجه به کاهش دمای ماهواره کمک کند.

۳،۳ بارهای گرمایی داخلی (Internal Thermal Loads)

گرمایی است که در داخل ماهواره توسط تجهیزات، سامانه‌ها و فرآیندهای عملکردی تولید می‌شود. منشأ تمام توان الکتریکی مصرف شده در ماهواره نهایتاً به گرما تبدیل می‌شود. زیرا در محیط خلا، امکان دفع گرما از طریق همرفت وجود ندارد و انرژی مصرفی عمدتاً به صورت حرارت در سازه باقی می‌ماند. برای درنظر گرفتن انتقال حرارت تشعشعی در کل ماهواره (شامل بردها، هیت‌سینک‌ها و صفحات رادیاتوری) مدل‌سازی شده گزینه تشعشع برای همه اجزا در نرم‌افزار فعال گردیده است. لذا کل تبادلات تشعشعی موجود در مدل و فاکتورهای دید به صورت خودکار توسط نرم‌افزار محاسبه می‌شود. همچنین تمام سطوح هیت‌سینک‌ها و صفحات رادیاتوری به عنوان سطح موثر هستند.

الف) گرمای تولیدی تجهیزات الکترونیکی

اصلی‌ترین منبع تولید گرما در ماهواره هستند و اگر بازده تجهیز η باشد مقدار گرمای حاصل برابر است با:

$$Q_e = (1 - \eta)P \quad (5)$$

P توان کلی مصرفی است. در این تحلیل بدترین شرایط درنظر گرفته شده و توان اتلافی تجهیزات حداکثر هستند [۲۲].

ب) باتری‌ها

باتری‌ها در هنگام شارژ و دشارژ و سیکل‌های سریع توان گرما تولید می‌کنند. دمای زیاد در باتری باعث کاهش عمر باتری، فرار حرارتی و افت ظرفیت می‌شود. به همین دلیل باتری‌ها معمولاً دارای هیت‌ر، رادیاتور و سنسور دما هستند.



(۶)

$$\beta_{crit} = \sin^{-1} \left(\frac{R_E}{R_E + h} \right)$$

که در آن R_E شعاع زمین و برابر با ۶۳۷۸ کیلومتر و h ارتفاع مدار ماموریت است. برای ماهواره مدلسازی شده که ماموریت آن در ارتفاع حدود ۵۰۰ تا ۶۰۰ کیلومتری از سطح زمین است مقدار زاویه بحرانی تقریباً بین ۶۶ تا ۶۸ درجه قرار می‌گیرد. لذا زاویه ۶۷ درجه به عنوان بدترین حالت داغ برای تحلیل در نظر گرفته خواهد شد. به طبع با نزدیک شدن ماهواره به زاویه بتا صفر درجه سردترین حالت نیز تجربه می‌شود. بنابراین زاویه بتا صفر درجه نیز به عنوان بدترین حالت سرد در نظر گرفته خواهد شد [۲۵].

نحوه حرکت: در تعریف مدار باید جهتی که معیار تحلیل قرار می‌گیرد نیز با دو پارامتر تعریف شود. یک پارامتر تحت عنوان جهت قرارگیری نسبت به زمین یا خورشید (حالت ندیر یا سان پوینت) و پارامتر دیگر وجهی که حرکت ماهواره از آن سمت صورت می‌گیرد. دو حالت به عنوان حالت‌های پایه برای حرکت در نظر گرفته شده است.

- حالت Sun Point

ماهواره به رنگ نارنجی، خطوط زرد رنگ وجه دارای سلول‌های خورشیدی، فلش مشکی جهت قرارگیری نسبت به خورشید (رو به خورشید) و فلش قرمز رنگ جهت حرکت ماهواره در مدار را نشان می‌دهد.



شکل ۵. جهت حرکت مداری و سمت قرارگیری به خورشید در حالت سان پوینت

در حالت ندیر فلش مشکی به سمت زمین در نظر گرفته شده و جهت حرکت ثابت است.

۱.۴ شرایط حدی سرد و گرم

بدترین سناریوهای ممکن از نظر گرمایی و سرمایایی مطابق با شرایط ماهواره مدلسازی شده مطابق موارد زیر است:

الف) سناریو گرم

ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری، زاویه بتا ۶۷ درجه، سان-پوینت و همه زیرسامانه‌ها در بیشینه توان

ب) سناریو سرد

ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری، زاویه بتا صفر درجه، حداقل توان داخلی (مود ایمن)، بدون هیتر، ندیر-پوینت

این نکته قابل ذکر است که اثر کسوف با انتخاب زاویه بتا در تعریف سناریوهای حرارتی لحاظ شد؛ به گونه‌ای که در سناریوی گرم با بتا ۶۷ درجه، شرایط دریافت تابش خورشیدی بالا و در سناریوی سرد با بتا صفر درجه، ورود ماهواره به سایه زمین و کاهش دریافت تابش مستقیم خورشیدی در نظر گرفته شد. شرایط حدی نیز براساس پیش‌بینی وضعیت دمایی و فیزیک مسئله انتخاب شده است.

۵. سیستم کنترل حرارت

سیستم کنترل حرارتی ماهواره باید الزامات زیر را برآورده کند [۱۹]:

- حفظ اجزای ماهواره در یک محدوده دمایی تعریف شده
- پشتیبانی از یکپارچگی ساختاری فضاپیما با در نظر گرفتن شرایط مختلف خارجی
- کنترل اثرات یک نوسان دمایی کوتاه مدت فراتر از محدودیت‌های طراحی
- ایجاد یک شرایط جایگزین کنترل حرارت

کنترل دمای ماهواره با استفاده از روش‌های فعال و غیرفعال انجام می‌شود که هریک مزایا و محدودیت‌های خاص خود را دارند. انتخاب مناسب این روش‌ها، به شرایط ماموریتی و محدودیت‌های ماهواره وابسته است. تکنیک‌های کنترل حرارت را می‌توان به عنوان کنترل حرارت غیرفعال (PTC) و کنترل حرارتی فعال (ATC) طبقه‌بندی کرد. کنترل حرارت غیرفعال عمدتاً کنترل حلقه باز است و از دما بازخورد نمی‌گیرد، ساده و قابل اطمینان و مقرون به صرفه و دارای عمر طولانی است. کنترل حرارت غیرفعال را می‌توان با کنترل مسیرهای حرارتی رسانا و تابشی از طریق انتخاب پیکربندی‌های مهندسی

مناسب، پتوهای عایق، پره‌های تابشی، خواص حرارتی سطحی، پوشش‌های حرارتی، سینک‌های حرارتی و مواد تغییر فاز دهنده به دست آورد. یک سیستم غیر فعال شامل قطعات محرک یا مایعات نمی‌شود. دمای اجزای فضاپیما با کنترل مناسب انرژی تلف شده بین تمام عناصر فضاپیما از طریق مسیرهای حرارتی رسانا و تابشی در محدوده مورد نظر حفظ می‌شود. با این حال برای اجرای طرحی که در آن تکنیک‌های غیر فعال نمی‌توانند با افراط‌های محیطی مقابله کنند، یا تجهیزاتی که توان اتلافی بالایی را دفع کنند ندارند؛ استفاده از تکنیک‌های فعال می‌تواند موثرتر باشد. علیرغم مزایایی مانند نیاز کم به طرح و ساختار کلی فضاپیما، خود تنظیمی و سازگاری قوی، فناوری کنترل حرارتی فعال دارای کاستی‌هایی مانند اجرای پیچیده، قابلیت اطمینان کم، وزن سنگین و هزینه بالا می‌باشد. هنگامی که محیط حرارتی خارجی و اتلاف گرمای داخلی فضاپیما به شدت با زمان در نوسان است یا کنترل دمای تجهیزات بیش از حد سخت است، استفاده از فناوری کنترل حرارتی غیر فعال به تنهایی کافی نیست و نیاز به سیستم‌های فعال به صورت کمکی است [۲۶].

۱.۵ هیت سنک

یکی از روش‌های کنترل حرارت غیر فعال استفاده از صفحات هیت‌سینک در نزدیکی المان‌ها و بردهای پراتلاف است تا از طریق تشعشع، حرارت اتلافی منتقل شده و دما کنترل شود. جنس این صفحات اغلب آلومینیوم بوده و پوشش آنها آلوداین می‌باشد. در بعضی نقاط با استفاده از فیلرهای حرارتی اتصال مستقیم با المان پراتلاف برقرار می‌شود و انتقال حرارت به صورت رسانش صورت می‌پذیرد. در جهت انتقال حرارت بهتر، این صفحات به صورت مستقیم به سازه یا صفحات رادیاتور ماهواره متصل خواهد شد. در محل اتصال تمامی این صفحات که از پیچ و مهره استفاده می‌شود، از فیلرهای حرارتی نیز استفاده می‌شود و در نقاطی که علاوه بر اتصال حرارتی، اتصال الکتریکی نیز لازم است از فیلرهای الکتریکی استفاده می‌شود. نکته‌ی قابل ذکر میزان ظرفیت حرارتی هیت‌سینک است که ارتباط مستقیم با میزان گرمای انتقالی دارد و باید باتوجه به محدودیت جرم کلی

طراحی شود. در این تحلیل هدف میزان تاثیرگذاری مستقیم آن به عنوان سیستم کنترل حرارت غیر فعال می‌باشد. در رابطه با تعبیه هیت‌سینک در ماهواره محدودیت‌هایی وجود دارد شامل محدودیت جانمایی هیت‌سینک در کنار تجهیزات و بردهای پراتلاف، محدودیت وزنی براساس بودجه کلی ماهواره و ظرفیت پرتابگر.

۲.۵ فیلم‌های حرارتی

فیلم حرارتی یا لایه حرارتی در ماهواره‌ها معمولاً به لایه‌های نازکی گفته می‌شود که برای کنترل جذب و دفع حرارت روی بدنه یا بین قطعات استفاده می‌شوند. این لایه‌ها می‌توانند نقش‌های مختلفی داشته باشند از جمله:

- افزایش انتقال حرارت بین قطعات
- کاهش مقاومت تماس حرارتی
- افزایش یا کاهش تشعشع حرارتی
- جلوگیری از ایجاد نقاط داغ
- یکنواخت‌سازی توزیع دما

برای بهبود انتقال حرارت رسانشی میان بردهای الکترونیکی و صفحات پخش‌کننده حرارت، از لایه‌های رابط حرارتی با رسانایی بالا استفاده شده است. این لایه‌ها مقاومت تماس را کاهش داده، باعث بهبود انتقال حرارت شده و دمای نقاط داغ را کاهش داده‌اند. بردهای الکترونیکی نیز با خواص معادل FR4 مدلسازی شدند و برای ساده‌سازی تحلیل، خواص حرارتی همگن و مستقل از دما برای آنها در نظر گرفته شده است [۲۷]. ونگ و همکاران از فیلم‌های گرافیتی انعطاف‌پذیر برای انتقال حرارت از قطعات الکترونیکی پرمصرف کیوب‌ست به سازه استفاده کرده‌اند. نتایج نشان داد که استفاده از فیلم گرافیتی باعث کاهش محسوس دمای نقاط داغ، بهبود یکنواختی دما و افزایش توان دفع حرارت تشعشعی شده است. همچنین به دلیل وزن کم و ضخامت پایین، این روش برای ماهواره‌های کوچک بسیار مناسب گزارش شده است. آنها همچنین به بررسی انواع پوشش‌ها و فیلم‌های حرارتی مورد استفاده در فضاپیماها می‌پردازند. در این پژوهش، اثر خواص نوری سطوح، فیلم‌های تشعشعی و لایه‌های انتقال حرارت بر کنترل





دمای تجهیزات فضایی تحلیل شده و نقش آن‌ها در بهبود عملکرد حرارتی ماهواره‌ها بررسی کرده‌اند [۲۸].

۶. روش حل مسئله

از نرم‌افزار NX Siemens برای بررسی و تحلیل حرارتی نمونه ماهواره استفاده شده است. روش حلگر نرم‌افزار عمدتاً برپایه روش المان محدود (FEM) انجام می‌شود اما با یک روش پیاده‌سازی خاص که زیمنس آن را المان محدود بر پایه تکنولوژی حجم محدود می‌نامد یعنی ترکیبی از مش روش المان محدود و فرمول‌بندی شبیه حجم محدود برای انتقال حرارت. به صورت دقیق‌تر برای هدایت حرارتی از شبکه المان محدود FEMesh و برای تابش حرارتی از محاسبات View Factor/Radiation Exchange بین سطوح استفاده می‌کند [۲۹].

۱,۶ فرضیات مدل‌سازی

به منظور کاهش پیچیدگی محاسبات و امکان انجام تحلیل حرارتی گذرا در شرایط مداری مختلف، در فرآیند مدل‌سازی حرارتی ماهواره تعدادی فرض ساده‌ساز در نظر گرفته شده است. این فرضیات با هدف حفظ مسیرهای اصلی انتقال حرارت و در عین حال کاهش هزینه محاسباتی اعمال شده‌اند.

۱. هندسه ماهواره به صورت ساده‌سازی شده مدل‌سازی شده است و برخی جزئیات کوچک مکانیکی، پیچ‌ها، اتصالات ریز و اجزای کم‌تأثیر حرارتی حذف شده‌اند.

۲. مدل استفاده‌شده یک پلتفرم نماینده از کیوبست بوده و تمامی ویژگی‌های یک نمونه پروازی واقعی را شامل نمی‌شود.

۳. زیرسامانه‌های داخلی به صورت حجم‌های معادل با خواص حرارتی یکنواخت مدل‌سازی شده‌اند و ساختار داخلی دقیق بردهای الکترونیکی در نظر گرفته نشده است.

۴. تولید حرارت در هر برد الکترونیکی به صورت یکنواخت در حجم یا سطح مؤثر آن فرض شده است.

۵. مقادیر توان اتلافی زیرسامانه‌ها بر اساس بازه‌های متداول گزارش‌شده در مطالعات مشابه کیوبست

انتخاب شده‌اند و داده‌های واقعی پروازی در دسترس نبوده است.

۶. برای برخی زیرسامانه‌ها دو حالت عملکرد شامل حالت عملکرد عادی و حالت اوج مصرف در نظر گرفته شده است.

۷. خواص حرارتی مواد شامل رسانایی حرارتی، ظرفیت گرمایی ویژه و چگالی در بازه تحلیل ثابت فرض شده‌اند و وابستگی آن‌ها به دما در نظر گرفته نشده است.

۸. ضرایب نوری سطوح شامل ضریب جذب تابش خورشیدی و ضریب گسیل حرارتی ثابت فرض شده‌اند.

۹. تماس حرارتی میان بردها، صفحات پخش‌کننده حرارت و سازه ماهواره به صورت اتصال کامل یا با مقاومت حرارتی ثابت مدل‌سازی شده است.

۱۰. اثرات ناشی از ناهمواری‌های سطحی، لقی مکانیکی و تغییرات فشار تماس میان قطعات در مدل لحاظ نشده است.

۱۱. انتقال حرارت جابه‌جایی به دلیل شرایط خلأ فضایی در نظر گرفته نشده و انتقال حرارت تنها از طریق رسانش و تشعشع مدل‌سازی شده است.

۱۲. شارهای حرارتی خارجی شامل تابش مستقیم خورشید، تابش بازتابی زمین و تابش فروسرخ زمین براساس شرایط مداری تعریف شده‌اند.

۱۳. جهت‌گیری ماهواره نسبت به خورشید در طول هر تحلیل ثابت فرض شده و اثرات تغییرات سریع وضعیت ماهواره لحاظ نشده است.

۱۴. تحلیل حرارتی به صورت گذرا انجام شده و تغییرات دما در طول زمان مداری محاسبه شده است.

۱۵. اثر تخریب خواص حرارتی سطوح در طول زمان مأموریت، ناشی از تابش فضایی یا آلودگی سطحی، در مدل در نظر گرفته نشده است.

۱۶. انتقال حرارت داخلی باتری‌ها و تغییرات الکتروشیمیایی وابسته به دما به صورت مستقیم مدل‌سازی نشده و تنها رفتار حرارتی کلی آن‌ها بررسی شده است.

۱۷. عملکرد هیتر باتری به صورت مستقیم شبیه‌سازی نشده و تنها احتمال نیاز به هیتر براساس محدوده دمایی باتری ارزیابی شده است.

۱۸. مقاومت حرارتی ناشی از کابل‌ها، اتصالات الکتریکی و قطعات کوچک جانبی در مدل لحاظ نشده است.

۱۹. شبکه‌بندی مدل به گونه‌ای انتخاب شده است که تعادل مناسبی میان دقت تحلیل و زمان محاسباتی برقرار شود.

۲۰. انتقال حرارت تشعشی به صورت غیرخطی و براساس دمای لحظه‌ای سطوح محاسبه گردیده است.

۲۱. هدف اصلی تحلیل، بررسی رفتار نسبی سامانه کنترل حرارت غیرفعال و مقایسه عملکرد حرارتی در حالت‌های مختلف طراحی بوده است، نه پیش‌بینی دقیق دمای پروازی ماهواره.

۲.۶ مدل‌سازی و تحلیل

ابتدا باید مدل CAD آماده‌سازی شود. بعد از آماده‌سازی آن در نرم‌افزار NX باید نمونه ایده‌آل ساخته شود. در این قسمت جزئیات هندسی و قطعات ریز حذف می‌شوند و یک شکل ساده آماده می‌شود تا روند مدل‌سازی و تحلیل تسهیل شود. بعد در قسمت FEM به تعریف جنس و نسبت دادن مشخصات فیزیکی و اپتیکی برای هر جز پرداخته خواهد شد و در نهایت در قسمت SIM بارهای حرارتی، شرایط مداری، شرایط مرزی و مشخصات اتصال قطعات با یکدیگر مانند ضریب تماس تعریف می‌شود. در این نرم‌افزار ضرایب تماس به گونه‌ای دیگر تعریف می‌شود. برای مثال ضریب تماس حرارتی بین فلز با عایق حرارتی ضعیف می‌باشد لذا برابر با یک است اما ضریب تماس بین فلز با فلز از نظر حرارتی قوی است و برابر با ۲۰ می‌باشد. این تناسب در تعریف اتصال قطعات و تجهیزات مورد استفاده قرار گرفته است. در رابطه با وارد کردن توان اتلافی برای تجهیزات، مقدار توان اتلافی به صورت یکنواخت در کل برد یا تجهیز اعمال می‌شود.

باتوجه به آنکه اطلاعات دقیق فیزیکی مانند جرم به طور موثق در دسترس نمی‌باشد لذا از محدودیت‌های طراحی ماهواره می‌توان به عدم امکان بررسی و تحلیل ممان اینرسی نیز اشاره داشت.

۷. مشخصات ماهواره مدل‌سازی شده

مدل تحلیلی مشابه ماهواره ECOSat می‌باشد. مدل CAD براساس معماری‌های عمومی کیوبست توسعه یافته، برخی زیرسامانه‌ها ساده‌سازی شده‌اند و بارهای حرارتی براساس مقادیر متداول توان اتلافی در نظر گرفته شده است. ماهواره کیوبست U3 (به ابعاد تقریبی $10 \times 10 \times 34$ سانتی‌متر) حاصل یک پروژه مشترک آموزشی و تحقیقاتی بین دانشگاه‌هایی در کانادا و اروپا است [۳۹-۳۰].



شکل ۶. ماهواره ECOSAT

ارتفاع مداری، بین ۵۰۰ تا ۶۰۰ کیلومتر از سطح زمین است. جرم ماهواره نیز می‌تواند حداکثر ۴ کیلوگرم باشد که در نهایت بعد از ساده‌سازی و حتی تعبیه هیت‌سینک‌های موردنیاز جهت سیستم کنترل حرارت غیرفعال در حال ثانویه تقریباً ۳ کیلوگرم شده است [۴۰].

۱.۷ جانمایی و ترتیب بردهای داخلی و باتری

در این شبیه‌سازی ترتیب بردها از سمت محل قرارگیری آنتن و GPS به صورت زیر است:

- ۱- برد GPS
- ۲- برد تعیین وضعیت (ADCS)
- ۳- برد مدیریت داده و فرمان (OBC)
- ۴- برد مدیریت توان (EPS)
- ۵- برد باتری (BT)



۶- برد مخابرات (COMM)

۷- سلول های باتری

معادل مدل شد. رسانندگی حرارتی موثر در راستای صفحه ۴۷ W/(m.K) و در راستای ضخامت ۰/۳۴ W/(m.K) در نظر گرفته شد.

جدول ۲. مشخصات فیزیکی تجهیزات ماهواره مدلسازی شده

سازه	سلول باتری	برد الکترونیکی	تجهیز
آلومینیوم ۶۰۶۱	لیتیوم یون	FR4	جنس
۲۷۰۰	۲۳۰۰	۱۹۰۰	چگالی $[kg/m^3]$
۸۷۵	۸۳۰	۷۰۰	ظرفیت گرمایی $[J/kg]$
۱۶۷	۵-۱	۰/۳	ضریب رسانش $[W/mK]$

میزان توان اتلافی هر یک از تجهیزات الکترونیکی، به عنوان یک منبع گرمایی به المان مربوطه اعمال می شود. لذا توان مصرفی در مدلسازی برابر با توان اتلافی است. توان اتلافی نیز علاوه بر اینکه بخشی از آن در خود تجهیزات باقی می ماند و براساس ظرفیت حرارتی آنها سبب افزایش دما می شود، از طریق هیت سینک، اسپیسرها و فیلم های حرارتی منتقل می شوند و از افزایش دمای بیش از حد تجهیزات جلوگیری می کند. این توان می تواند در طول زمان (به عنوان تابعی از حالت عملیاتی ماهواره) تغییر کند. در این تحلیل هر دو حالت در نظر گرفته می شود و بارهای اتلافی متناسب با ماموریت از ثانیه ی ۳۴۰۰۰ اعمال می گردد؛ لذا هر دو حالت بارهای ثابت و بارهای ثابت به همراه بارهای متغیر در یک فرآیند تحلیل مورد بررسی قرار می گیرد. مدت زمان ماموریت ۶۰۰ ثانیه از ۵۷۰۰ ثانیه در یک دور کامل می باشد. نمودار بارهای متغیر در یک تحلیل که شامل ۱۰ دور کامل مداری است، در شکل ۷ به تصویر درآمد.

جدول ۳. مشخصات نوری تجهیزات ماهواره مدلسازی شده

سازه	سلول باتری	برد الکترونیکی	تجهیزات
۰/۲ - ۰/۸	۰/۸ - ۰/۹	۰/۹ - ۰/۹۵	ضریب انتشار
۰/۲ - ۰/۴	۰/۸ - ۰/۹	۰/۷ - ۰/۸	ضریب جذب (α)
سطوح خارجی	پوسته مشکی	لاک محافظ	پوشش

جدول ۵. مشخصات عملکردی تجهیزات ماهواره

مدلسازی شده - قسمت ۲

سلول های باتری	GPS	برد ADCS	تجهیز
$[0, +40]$	$[-40, +85]$		دمای کارکردی
$[-20, +50]$	$[-55, +100]$		دمای نگهداری
۰/۲	۰/۴۵	۲	توان اتلافی متوسط
.	.	۱/۷۵	توان اتلافی حین ماموریت

جدول ۴. مشخصات عملکردی تجهیزات ماهواره

مدلسازی شده - قسمت ۱

برد باتری	برد مخابرات	برد OBC	برد EPS	تجهیز
$[-40, +85]$				دمای کارکردی
$[-55, +100]$				دمای نگهداری
۱	۳/۷۵	۲	۲/۵	توان اتلافی متوسط
۰	۵/۲۵	۰	۲	توان اتلافی حین ماموریت

به منظور لحاظ کردن اثر ساختار چندلایه بردهای الکترونیکی و تفاوت رسانندگی حرارتی در راستاهای مختلف، برد به صورت یک محیط همگن ارتوتروپیک

۱۲۴

سال ۱۵ - شماره ۱
بهار و تابستان ۱۴۰۵
نشریه علمی
دانش و فناوری هوا فضا



به منظور کاهش مصرف هیتر باتری در کیوبست
ارزیابی سامانه کنترل حرارتی رسانشی - تشعشعی غیر فعال

جدول ۶. مقدار ضریب تماس تعریفی در نرم افزار

۸. آنالیز حساسیت

تحلیل حساسیت در تحلیل حرارتی فضایی ابزاری برای بررسی میزان تاثیر پارامترهای ورودی بر پاسخ حرارتی سامانه است. تحلیل حساسیت انجام شده نشان داد که هرچند تمامی پارامترهای مورد بررسی در رفتار حرارتی ماهواره نقش دارند، اما سهم آنها در تغییرات دمایی متفاوت است. در بین پارامترهای بررسی شده، زاویه بتا و توان اتلافی تجهیزات بیشترین تأثیر را بر پاسخ حرارتی سامانه داشتند. زاویه بتا از طریق تغییر شرایط تابشی مداری، عامل غالب در تعیین توزیع دمایی ماهواره بود، در حالی که توان اتلافی تجهیزات عمده‌تأثیر بر دمای موضعی زیرسامانه‌های پرمصرف اثر گذاشت. سایر پارامترها در بازه مورد مطالعه تأثیر محدودتری بر نتایج حرارتی نشان دادند.

جدول ۷. نتایج بدست آمده آنالیز حساسیت ۱-۳

میزان توان اتلافی ثابت (وات)	دمای میانگین (درجه سانتی‌گراد)	زاویه بتا	دمای میانگین (درجه سانتی‌گراد)
۳،۷۵	۵۲	صفر درجه	۶۳
۴،۵	۵۵	۴۵ درجه	۵۵
۵،۲۵	۵۸	۶۷ درجه	۵۲

جدول ۸. نتایج بدست آمده آنالیز حساسیت ۲-۳

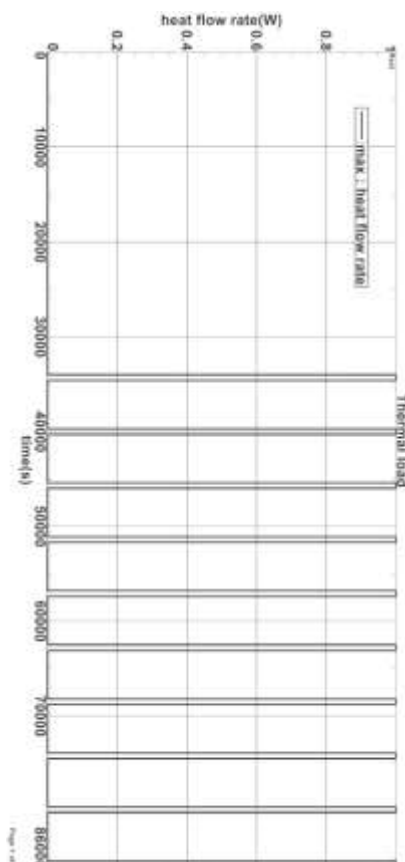
ضریب هدایت حرارتی هیت‌سینک	دمای میانگین (درجه سانتی‌گراد)	ضریب هدایت حرارتی از طریق Spacer	دمای میانگین (درجه سانتی‌گراد)
۲۰	۵۱/۸۷	۱	۵۳
۱۰	۵۲/۲۳	۳	۵۱/۸۷
۵	۵۳/۲۴	۵	۵۱/۵۷

جدول ۹. نتایج بدست آمده آنالیز حساسیت ۳-۳

ضریب بازتاب بردها	دمای میانگین (درجه سانتی‌گراد)
۰/۹۷۵	۵۱/۸۷
۰/۷	۵۲/۰۹
۰/۵	۵۲/۲۹

نوع تماس تجهیزات	مقدار ضریب تماس حرارتی در نظر گرفته شده در نرم‌افزار (W/°C)
سازه - سازه	۲۰
سازه - هیت‌سینک	۲۰
هیت‌سینک - برد	۲۰
برد - اسپیسر	۳

ابتدا شرایط مداری تعریف می‌شود و براساس جانمایی اولیه تجهیزات تحلیل حرارتی اول صورت خواهد گرفت و تجهیزاتی که دماهایی فراتر از حداکثر و یا حداقل عملکردی خود در طول مأموریت را تجربه می‌کنند مشخص خواهند شد و براساس محدودیت‌های کلی شامل محدودیت فضای کاری، بودجه جرمی و هزینه‌های اجرایی، یک سری راه‌حل‌ها ارائه و اجرا خواهد شد تا در نهایت مدل تئوری از نظر حرارتی مورد تایید قرار گیرد.



شکل ۷. نمودار رابطه زمان مأموریت و بارهای حرارتی متغیر - خروجی نرم‌افزار NX



۹. اعتبارسنجی تحلیلی

پیش از تحلیل حرارتی مدل اصلی کیوبست، لازم است صحت عملکرد مدل عددی، نحوه اعمال شرایط مرزی و بارهای حرارتی مداری و پیاده‌سازی روابط انتقال حرارت در نرم‌افزار مورد ارزیابی قرار گیرد. به همین منظور، یک مسئله مرجع با هندسه ساده شامل یک صفحه آلومینیومی از آلیاژ ۶۰۶۱ تحت شرایط محیطی مدار نزدیک زمین انتخاب شد. صفحه‌ای به ابعاد ۲۰ * ۲۰ سانتی‌متر، ضخامت ۸ میلی‌متر با مشخصات ضریب جذب خورشیدی سطح ۰/۲ و ضریب بازتاب حرارتی سطح ۰/۵ در نظر گرفته شده است. شرایط مداری برابر با بتا صفر درجه و ارتفاع مداری ۵۰۰ کیلومتر می‌باشد. تابش مستقیم خورشید ۱۳۶۱ وات بر مترمربع، آلبدو زمین با ضریب ۰/۳ برابر با ۴۰۸ وات بر مترمربع و تابش فروسرخ زمین ۲۳۷ وات بر مترمربع می‌باشد. حال گرمای دریافتی از روابط زیر بدست می‌آید.

خورشید:

$$\begin{aligned} Q_{\text{sun}} &= \alpha G_s A \\ Q_{\text{sun}} &= 0.2 \times 1361 \times 0.04 \\ Q_{\text{sun}} &= 10.89 \text{ W} \end{aligned} \quad (7)$$

آلبدو:

فرض کنیم نصف آلبدو به صفحه برسد.

$$\begin{aligned} Q_{\text{alb}} &= 0.2 \times 408 \times 0.04 \times 0.5 \\ Q_{\text{alb}} &= 1.63 \text{ W} \end{aligned} \quad (8)$$

فروسرخ زمین:

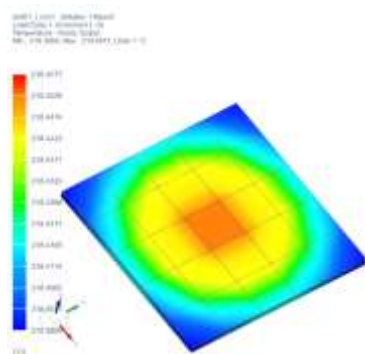
$$\begin{aligned} Q_{\text{IR}} &= \varepsilon G_{\text{IR}} A \\ Q_{\text{IR}} &= 0.05 \times 237 \times 0.04 \\ Q_{\text{IR}} &= 0.47 \text{ W} \end{aligned} \quad (9)$$

مجموع بار دریافتی برابر است با ۱۲/۹۹ وات که تقریباً ۱۳ وات می‌باشد. حال در حالت پایدار و با فرض آنکه دو طرف صفحه تشعشع می‌کند و مساحت هر وجه ۰/۰۸ مترمربع است؛ با جاگذاری در رابطه انتقال حرارت تشعشی مقدار دمای بدست آمده از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} 13 &= 0.05 \times 5.67 \times 10^{-8} \times 0.08 \times T^4 \\ T^4 &= 5.73 \times 10^{10} \\ T &= 489\text{K} = 216^\circ\text{C} \end{aligned} \quad (10)$$

باتوجه به ضریب بازتاب ۰/۵ دمای بسیار بالا طبیعی است؛ سطح آلومینیوم براق گرما را خوب دفع نمی‌کند.

در شبیه‌سازی نرم‌افزاری با تمامی مشخصات دمای بدست آمده ۲۱۸/۴۶ درجه سانتی‌گراد می‌باشد که تنها ۱/۱۶٪ درصد تفاوت دارد و نشان از تطابق مناسب مدل عددی با روابط تحلیلی است.



شکل ۸. نتیجه حل نرم‌افزاری در اعتبارسنجی تحلیلی

۱۰. استقلال از شبکه

یکی از مراحل ضروری در تحلیل‌های عددی مبتنی بر روش اجزای محدود، بررسی استقلال نتایج از شبکه‌بندی است. در این مرحله، اطمینان حاصل می‌شود که پاسخ‌های به‌دست‌آمده ناشی از اندازه المان‌های شبکه نبوده و با ریزتر شدن شبکه، تغییرات نتایج به مقدار ناچیزی محدود می‌شود.

به‌منظور ارزیابی استقلال از شبکه، همان مسئله مرجع مورد استفاده در اعتبارسنجی تحلیلی، شامل یک صفحه آلومینیومی ۶۰۶۱ تحت شرایط مداری مشخص، انتخاب شد. معیار انتخاب شبکه و درنهایت معیار همگرایی دو فاکتور درصد اختلاف زیر ۱ درصد و همچنین تعداد مش مناسب جهت طولانی نشدن حل در کنار حل دقیق می‌باشد. باتوجه به ابعاد مختلف تجهیزات موجود در مدل ماهواره سائز مش‌بندی برای هر تجهیز متناسب با اندازه و کارایی آن متفاوت است و نمی‌توان از یک مدل ثابت در کل مدل استفاده کرد. لذا یک نمونه مورد بررسی قرارگرفت و برای سایر مدل نیز این روش مورد بررسی قرار گرفته است. البته این نکته نیز قابل ذکر است که باتوجه به کوچک بودن مدل به صورت کلی، تغییرات دمایی حاصله از بررسی استقلال شبکه در بازه بزرگی نمی‌باشد.

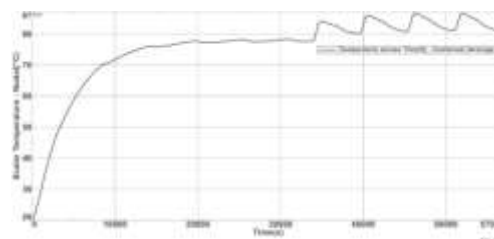
سایز مش	تعداد مش	حداکثر دما	درصد اختلاف
۴۰	۲۵	۲۱۸/۴۵۸	۱>
۳۰	۴۹	۲۱۸/۴۶۱	۱>
۲۰	۱۰۰	۲۱۸/۵۱۴	۱>
۱۵	۱۶۹	۲۱۸/۵۱۱	۱>

در این پژوهش، مدل حرارتی یک کیوب ست توسعه داده شد و اعتبار آن از طریق مقایسه با یک مسئله مرجع تحلیلی و بررسی استقلال از شبکه مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج اعتبارسنجی، با اختلاف حدود ۱/۱۶ درصد نسبت به حل تحلیلی، دقت مناسب مدل را نشان داد و بررسی استقلال از شبکه نیز همگرایی و پایداری نتایج عددی را تأیید کرد. علاوه بر این، تحلیل حساسیت بیانگر آن بود که اگرچه تمامی پارامترهای مورد بررسی بر رفتار حرارتی ماهواره اثرگذار هستند، زاویه بتا و توان اتلافی تجهیزات بیشترین تأثیر را بر توزیع دمایی سامانه دارند.

۱۱. تحلیل حرارتی

۱۱،۱ حالت اول - شرایط ماموریت

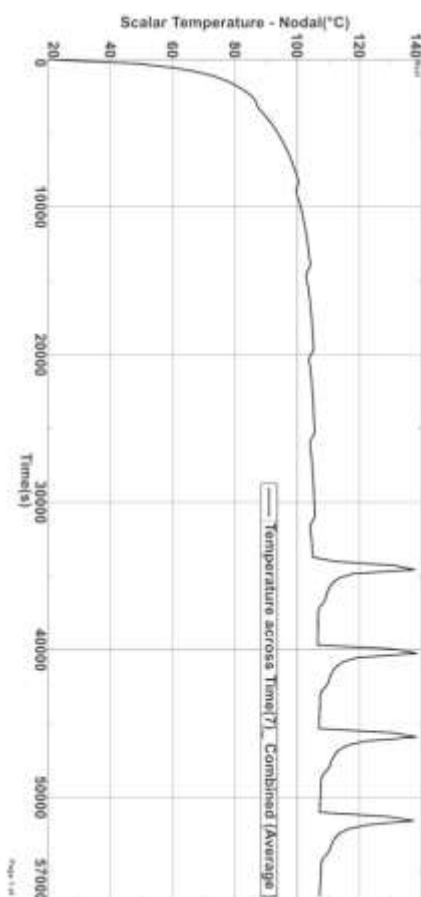
بدترین شرایط گرم، مدار با بتای ۶۷ درجه و جهت حرکت سان پوینت، وضعیت تجهیزات ماهواره شبیه سازی شده در شرایط مداری ۶۷ درجه سان پوینت در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین به شرح زیر است:



شکل ۸. سلول های باتری - ۶۷ درجه سان پوینت - حداکثر دما حدود ۸۷ درجه سانتی گراد - حداکثر دمای مجاز ۴۰ درجه سانتی گراد

در شرایط مداری ۶۷ درجه سان پوینت، تجهیزاتی مانند بردهای جی پی اس، تعیین وضعیت،

مدیریت داده و توان، مدیریت توان، باتری، مخابرات، سلول های باتری و واحد لیزری از حد محاز خود بیش تر شده اند و سایر تجهیزات در بازه عملکردی خود قرار دارند. لذا این شرایط ماموریت و مداری در جانمایی اولیه مناسب نمی باشد. نمودار برای دو تجهیز برد مخابرات به علت داشتن توان اتلافی ثابت و پیک و همچنین سلول های باتری از جهت اهمیت موضوع نشان داده شده است. قله های متعدد نشان دهنده زمان های ماموریت در سیکل های کلی است که متناسب با زمان پیک (شکل ۷) می باشد. دمای تجربه شده در هر دو تجهیز از مقدار مجازشان بیشتر شده است. لذا نیاز به تمهیدات کاهش دما ضروری است. در این حالت، گرمای تولید شده توسط بردها عمدتاً در همان نواحی باقی مانده و موجب ایجاد نقاط داغ و اختلاف دمای زیاد در داخل ماهواره می شود.



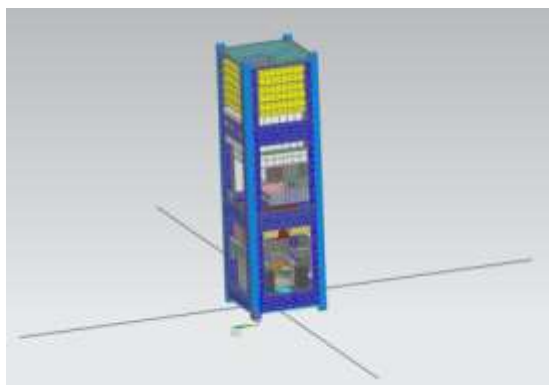
شکل ۹. برد مخابرات - ۶۷ درجه سان پوینت - حداکثر دما در حدود ۱۴۰ درجه سانتی گراد - حداکثر دمای مجاز ۸۵ درجه سانتی گراد



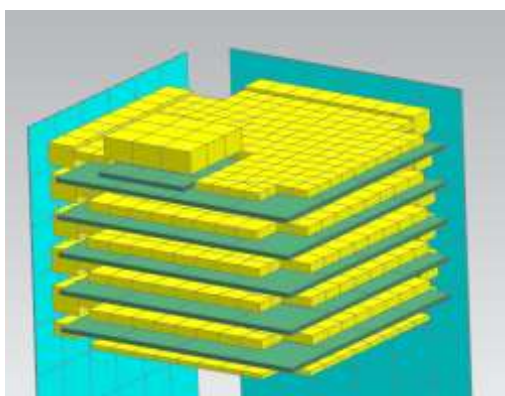
۲.۱۱ حالت دوم-جانمایی هیت سینک

حال پس از بررسی مدل مداری مشخص شد که دمای تجربه شده ی بردها بیشتر از مقدار مجاز می- باشد لذا باتوجه به جانمایی فعلی تجهیزات، ماهواره قابلیت عملیاتی ندارد و باید سیستم کنترل حرارت غیرفعال برای آن طراحی شود. رایج ترین سیستم کنترل حرارت غیرفعال استفاده از هیت سینک های حرارتی و اتصال آنها به صفحات رادیاتوری ماهواره ها می باشد. برای بهبود توزیع دما، از صفحات پخش کننده حرارت آلومینیومی، رابط های حرارتی رسانا و اتصال رسانشی میان بردها و سازه استفاده شده است. گرمای تولید شده توسط قطعات پرمصرف از طریق رسانش به صفحات پخش کننده منتقل شده و سپس از طریق سازه و سطوح خارجی ماهواره به محیط فضا دفع می شود. در این شرایط نیز برای چند مجموعه هیت سینک حرارتی در نظر گرفته شده است. مجموعه ی اول در محدوده بردهای کاربردی مانند بردهای تعیین وضعیت، مدیریت داده و توان، مدیریت توان، مخابرات و باتری است. در بالا و پایین هر برد هیت سینک حرارتی تعبیه شده است تا از دو سمت انتقال حرارت تشعشی برقرار باشد. این مجموعه ۱۳ درصد جرم کلی را به خود اختصاص داده است. مجموعه دوم، قسمت باتری ها می باشد. برای این مجموعه باکس در نظر گرفته شده است که هم از تشعشع مستقیم بردها و سایر تجهیزات داخلی به صورت مستقیم در امان بماند و هم حرارت اتلافی داخلی آن با انتقال به مجموعه باکس به صفحه ی رادیاتور منتقل شود. مجموعه ی دوم نیز شامل ۶/۶ درصد جرم کلی است. در محیط خلا انتقال حرارت جابجایی وجود نداشته و انتقال حرارت تنها از طریق رسانش و تشعشع انجام می شود.

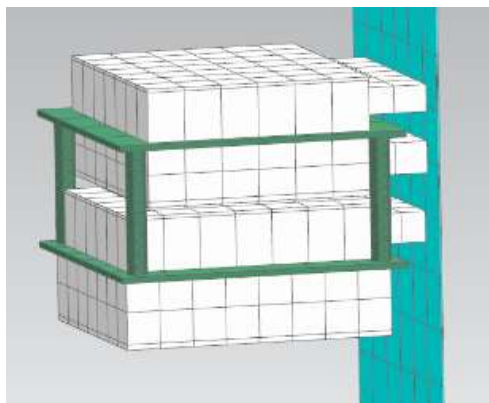
هدف اصلی طراحی سامانه کنترل حرارت غیرفعال در این پژوهش، کاهش دمای بیشینه تجهیزات الکترونیکی، بهبود یکنواختی حرارتی و کاهش احتمال نیاز به هیتر باتری در شرایط بحرانی مداری بوده است.



شکل ۱۰. شمای کلی اجزای داخلی ماهواره با سیستم کنترل حرارت غیرفعال



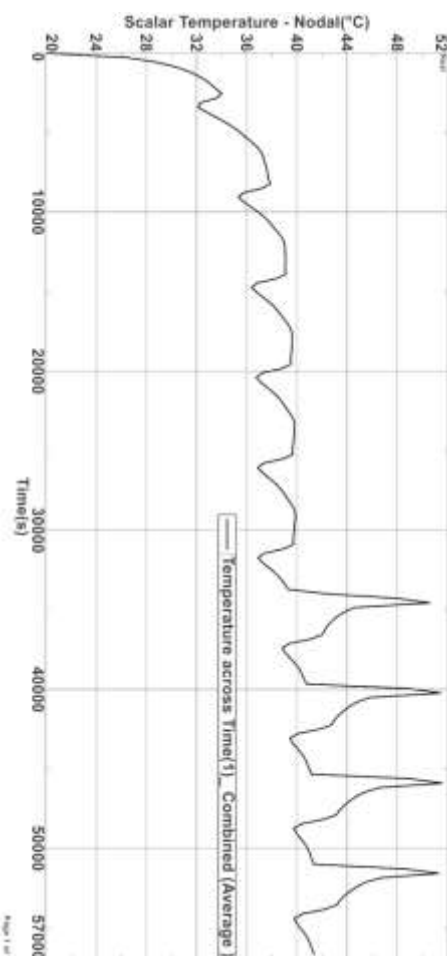
شکل ۱۱. هیت سینک های تعبیه شده برای تمامی بردها و اتصال آنها به صفحات رادیاتوری



شکل ۱۲. باکس طراحی شده برای مجموعه ی باتری و اتصال آن به صفحه ی رادیاتوری

شرایط مداری بتای ۶۷ درجه و جهت حرکت سان پوینت، وضعیت تجهیزات ماهواره شبیه سازی شده در شرایط مداری ۶۷ درجه سان پوینت بعد از اجرای اصلاحات کنترل حرارتی در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین به شرح زیر است. دمای کارکردی تجهیزات در طول ماموریت حالت مداری ۶۷ درجه سان پوینت نیز در وضعیت

مطلوب قرار دارد. بعد از ایجاد تغییرات و نصب و جانمایی هیت سینک‌ها در طبقات مختلف و نیز جانمایی باکس برای باتری وضعیت دمایی به شدت بهتر شده است. اتصال بین هیت سینک‌ها و بردهای الکترونیکی توسط فیلم‌های حرارتی سبب انتقال حرارت بهتر شده و تمرکز حرارت در قسمت‌های مختلف وجود ندارد. لذا دمای برد مخابرات ۶۰٪ و سلول‌های باتری ۵۶٪ نسبت به حالت ابتدایی کاهش یافته است. برای سایر تجهیزات نیز این کاهش دما قابل توجه است.



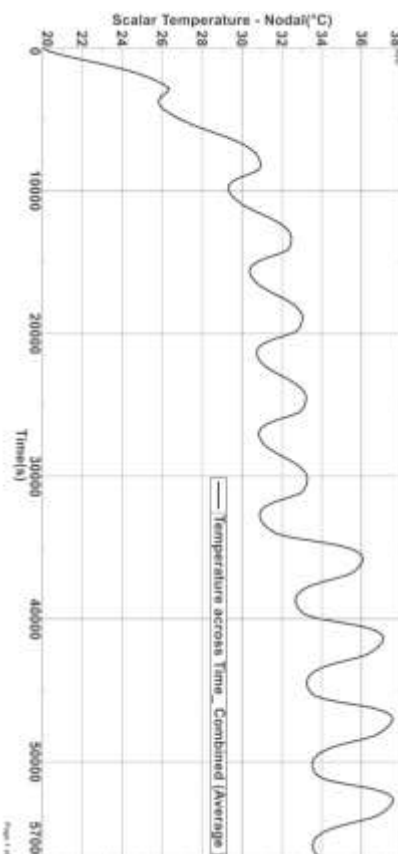
شکل ۱۳. برد مخابرات - ۶۷ درجه سان‌پونت - حداکثر دما در حدود ۵۲ درجه سانتی‌گراد - حداکثر دمای مجاز ۸۵ درجه سانتی‌گراد

باتوجه به نتایج بدست آمده وضعیت حدی گرم تایید شد. حال باید شرایط حدی سرد نیز بررسی شده و اگر شرایط ایجاد شده برای تجهیزات نرمال بود، طراحی کلی مورد تایید است.

۳،۱۱ حالت سوم-تایید طراحی

در رابطه با شرایط حدی سرد یک توضیح لازم است. اگر ماهواره در شرایطی قرار گیرد که از نظر سیستمی و یا حرارتی با مشکل مواجه شود در جهت بررسی بهتر و جامع‌تر موضوع در ایستگاه زمینی، ماهواره را از حالت عملیاتی خارج کرده و به اصلاح در مود ایمن یا بقا قرار می‌دهند.

در شرایط بقا تنها تجهیزاتی که فعالیت‌های حیاتی ماهواره را دربر می‌گیرند مانند برد مدیریت توان، برد باتری، سلول‌های باتری، برد مدیریت داده و توان و برد مخابرات فعال هستند. این تجهیزات حداقل توان اتلافی را دارند تا تنها سیگنالی از ماهواره مخابره گردد. درضمن توان اتلافی همان توان ثابت اتلافی است و توان متغیر اتلافی که در زمان ماموریت در تجهیزات مختلف مشاهده می‌شود را شامل نمی‌شود.



شکل ۱۴. سلول‌های باتری - ۶۷ درجه سان‌پونت - حداکثر دما حدود ۳۸ درجه سانتی‌گراد - حداکثر دمای مجاز ۴۰ درجه سانتی‌گراد



بررسی حداقل دمای محتمل برای تجهیزات حساس مانند سلول‌های باتری و بررسی نیاز باتری به هیتر برای قرارگیری در محدوده مجاز دمایی، قرارگیری در مود ایمن در زاویه مداری با بتا صفر درجه لازم است. همانطور که از نمودارها مشخص است به دلیل عدم فعال بودن توان‌های اتلافی پیک، دما متناسب با حرکت ماهواره در مدار، قرارگیری جلوی خورشید و سایه زمین از همان ابتدا می‌باشد. تعادل دمایی در ماهواره نیز برقرار می‌شود و با بالانس حرارتی دما در تجهیزات ثابت می‌شود. برای برد مخابرات دما حداکثر ۳۵ درجه سانتی‌گراد و حداقل ۲۲ درجه سانتی‌گراد است. این مقدار برای سلول‌های باتری حداکثر ۲۸ درجه سانتی‌گراد و حداقل ۱۸ درجه سانتی‌گراد است.

باتوجه به آنکه حداقل دمای تجربه شده توسط باتری در محدوده مجاز می‌باشد بنابراین باتری به هیتر اضافه نیازی ندارد. همچنین از آنجا که احتمال نیاز به هیتر فقط برای حالت حدی سرد می‌باشد، در سایر شرایط مداری نیازی به تحلیل و بررسی نیاز باتری به هیتر نیست.

حال نتایج برای سایر بردهای الکترونیکی در حالت‌های مختلف در جداول ذیل آمده است:

جدول ۱۱. نتایج بدست آمده برای سائز تجهیزات

تجهیزات	برد مدیر یت توان	برد موقعیت یابی	برد تعیین وضعیت	برد کامپیوتر ی	برد باتری
حداکثر دمای مطلوب	+۸۵				
حداکثر دما در حالت اولیه	۱۳۵	۱۲۵	۹۴	۱۱۵	۱۳۵
حداکثر دما در حالت میانی بتا ۴۵ درجه	۵۹/۴۸	۴۱/۶۹	۴۷/۵۹	۴۷/۸۷	۴۶/۸۸
حداکثر دما در حالت ثانویه	۵۰	۴۴	۴۸	۴۸	۴۸
حداقل دمای مطلوب	-۴۰				
حداقل دما در شرایط بقا	۲۱	۱۰	۱۷	۲۰	۲۰

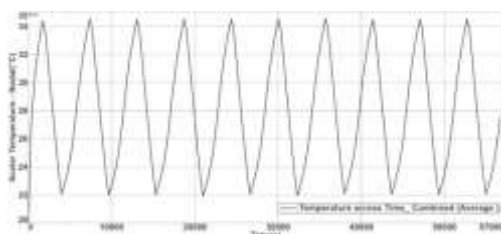
۱۲. اعتبارسنجی عددی

علاوه بر اعتبارسنجی تحلیلی و بررسی استقلال از شبکه، به منظور افزایش قابلیت اطمینان نتایج، رفتار حرارتی مدل توسعه یافته با نتایج مطالعات معتبر

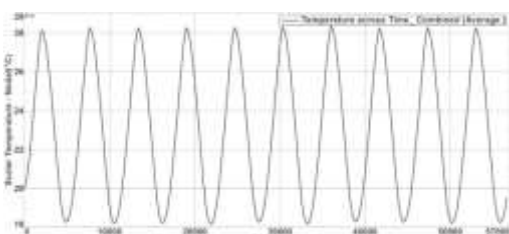
منتشر شده در زمینه تحلیل حرارتی کیوبست‌ها مقایسه شد. بررسی‌ها نشان داد که روند تغییرات دما، محل تشکیل نقاط داغ، نقش تجهیزات با توان اتلافی بالا و تأثیر استفاده از مسیرهای رسانی در کاهش گرادیان دمایی، با نتایج گزارش شده در منابع معتبر همخوانی مناسبی دارد.

در پژوهش گوئرا و همکارانش بردمخابرات بحرانی‌ترین تجهیز بوده و بعد از مونتاژ هیت‌سینک گرادیان دما کاهش یافته و دمای باتری متعادل‌تر شده است [۴۱]. فرناندز و همکارانش نیز بعد از استفاده از صفحات گرافیتی به عنوان رابط حرارتی، افزایش مسیر رسانش حرارت، کاهش تمرکز گرما، انتقال انرژی حرارتی به سازه و یکنواخت شدن میدان دما را مشاهده کردند که مشابه با مطالعه انجام شده است [۴۲].

باتوجه به آنکه داده‌های دقیق مدل‌های پروازی در دسترس نمی‌باشد، نمی‌توان از آنها در شبیه‌سازی و صحت‌سنجی عددی استفاده کرد. لذا این اعتبارسنجی مدل عددی در برابر مسئله مرجع می‌باشد.



شکل ۱۵. برد مخابرات - صفر درجه ندیر حالت بقا - حداقل دما در حدود ۲۲ درجه سانتی‌گراد - حداقل دمای مجاز ۴۰ - درجه سانتی‌گراد



شکل ۱۶. سلول‌های باتری - صفر درجه ندیر پوینت حالت بقا - حداقل دما حدود ۱۸ درجه سانتی‌گراد - حداقل دمای مجاز صفر درجه سانتی‌گراد

۱۳. نتیجه گیری

در این پژوهش، عملکرد سامانه کنترل حرارت غیرفعال یک کیوبست تحت شرایط مختلف مداری مورد بررسی قرار گرفت. اعتبارسنجی مدل عددی و بررسی استقلال از شبکه، دقت مناسب مدل توسعه یافته را برای تحلیل های حرارتی تأیید کرد. همچنین نتایج تحلیل حساسیت نشان داد که اگرچه توان اتلافی تجهیزات تأثیر قابل توجهی بر توزیع دمایی ماهواره دارد، تغییرات زاویه بتا و شرایط تابشی مداری نقش تعیین کننده تری در رفتار حرارتی سامانه ایفا می کنند. این نتایج بیانگر آن است که تحلیل دقیق شرایط مداری و بارهای حرارتی محیطی، پیش نیاز طراحی یک سامانه کنترل حرارتی قابل اعتماد برای ماهواره های کوچک است.

تحلیل شرایط بحرانی گرم نشان داد که در جانمایی اولیه، دمای برخی تجهیزات، به ویژه برد مخابرات، از محدوده مجاز عملکرد فراتر می رود. بررسی نتایج شبیه سازی نشان داد که این زیرسامانه به دلیل توان اتلافی بالاتر، بحرانی ترین نقطه حرارتی ماهواره محسوب می شود. به کارگیری هیت سینک های آلومینیومی، صفحات پخش کننده حرارت، رابط های رسانای حرارتی و ایجاد مسیرهای هدایت حرارتی به صفحات رادیاتوری، موجب انتقال مؤثر گرما، جلوگیری از تشکیل نقاط داغ موضعی و بهبود یکنواختی توزیع دما در ساختار ماهواره شد. در نتیجه، دمای برد مخابرات و سلول های باتری به ترتیب حدود ۶۰ و ۵۶ درصد کاهش یافت و تمامی تجهیزات در محدوده مجاز عملکرد قرار گرفتند.

بررسی شرایط حدی سرد نیز نشان داد که انتقال حرارت از تجهیزات الکترونیکی به مجموعه باتری می تواند دمای باتری را در محدوده مجاز حفظ کند. از این رو، سامانه کنترل حرارت غیرفعال پیشنهادی بدون افزایش مصرف توان، جرم یا پیچیدگی سامانه، نیاز به استفاده از هیتر باتری را برطرف کرده و عملکرد حرارتی مناسبی را در هر دو شرایط بحرانی گرم و سرد فراهم می کند.

در مجموع، نتایج این پژوهش نشان می دهد که طراحی موفق سامانه کنترل حرارتی کیوبست ها مستلزم رویکردی یکپارچه مبتنی بر تحلیل دقیق

شرایط مداری، بارهای حرارتی، جانمایی تجهیزات و بهینه سازی مسیرهای انتقال حرارت است. سامانه کنترل حرارت غیرفعال ارائه شده ضمن کاهش مصرف توان و افزایش قابلیت اطمینان، می تواند به عنوان راهکاری مؤثر برای مدیریت حرارتی ماهواره های کوچک مورد استفاده قرار گیرد. همچنین چارچوب مدلسازی، اعتبارسنجی و طراحی ارائه شده در این تحقیق می تواند مبنایی مناسب برای توسعه سامانه های کنترل حرارتی در مأموریت های آینده باشد.

۱۴. محدودیت ها و پیشنهاد برای پژوهش های آینده

مدل حرارتی استفاده شده یک مدل مفهومی و ساده سازی شده از یک پلتفرم کیوبست بوده و تمامی جزئیات واقعی ماهواره در آن لحاظ نشده است. همچنین برخی از تجهیزات داخلی به منظور کاهش پیچیدگی محاسبات حذف یا ساده سازی شده است.

بارهای حرارتی و شرایط عملکرد زیرسامانه ها براساس مقادیر متداول گزارش شده در مطالعات مشابه انتخاب شده اند و به داده های واقعی پروازی دسترسی وجود نداشته است.

در ادامه لازم است بیان شود که به دلیل محدودیت های آزمایشگاهی، امکان انجام آزمون حرارتی در شرایط خلا یا محیط فضایی فراهم نبوده و اعتبار نتایج از طریق مقایسه با مطالعات پیشین و تحلیل های تحلیلی انجام شده است.

برای ادامه این پژوهش به علاقه مندان پیشنهاد های زیر ارائه می گردد:

- ۱- انجام آزمون حرارتی در شرایط خلا
- ۲- توسعه مدل دقیق تر زیرسامانه ها
- ۳- بررسی عملکرد سامانه در مدارها و زوایای مداری مختلف
- ۴- تحلیل تاثیر مقاومت تماس حرارتی
- ۵- بررسی استفاده از مواد تغییر فاز
- ۶- طراحی سامانه کنترل هوشمند هیتر باتری

در پایان می توان بیان کرد که نتایج این پژوهش می تواند به عنوان مبنایی برای توسعه سامانه های



کنترل حرارتی غیرفعال در ماهواره‌های کوچک مورد استفاده قرار بگیرد.

۱۵. فهرست علائم

A	مساحت سطح	m^2
A_f	ضریب آبدو	-
F	ضریب دید	-
G_s	ثابت خورشیدی	W/m^2
h	ارتفاع مداری	km
P	توان کل	W
Q	انرژی حرارتی	W
Q_e	توان اتلافی	W
R_E	شعاع زمین	km
T_b	دمای جسم سیاه زمین	K
α	ضریب جذب	-
ε	ضریب بازتاب	-
β	زاویه بتا	Degree
β_{crit}	زاویه بتای بحرانی	Degree
σ	ثابت استفان بولتزمن	$W/m^2 K^4$
η	بازده	%
θ	زاویه بین بردار نرمال سطح و خورشید	Degree

۱۶. منابع

- [1] G. Salazar-Salinas, E. Botello-Ramírez, and E. Avalos-Gauna, "Thermal analysis of a 3U CubeSat: A case study of Pakal satellite," in Proc. Int. Conf. Fluid Flow, Heat and Mass Transfer (FFHMT'21), Virtual Conf, 2021.
- [2] J. Meseguer, I. Pérez-Grande, and A. Sanz-Andrés, Spacecraft Thermal Control. Cambridge, U.K. Woodhead Publishing, 2012.
- [3] P. Fortescue, G. Swinerd, and J. Stark, Spacecraft Systems Engineering, 4th ed. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, 2011.
- [4] D. G. Gilmore, Satellite Thermal Control for Systems Engineers. El Segundo, CA, USA: The Aerospace Press, 1994.
- [5] F. Kreith, R. M. Manglik, and M. S. Bohn, Principles of Heat Transfer, 7th ed. Stamford, CT, USA: Cengage Learning, 2010.
- [6] A. G. C. Guerra, D. Nodar-López, and R. Tubío-Pardavila, "Thermal analysis of the electronics of a CubeSat mission," 2018.
- [7] N. S. Bennett, A. Hawchar, and A. Cowley, "Thermal control of CubeSat electronics using thermoelectrics," Applied Sciences, vol. 13, no. 11, Art.no 6505, 2023.
- [8] J. Cannon, R. B. Mulford, and B. D. Iverson, "Passively actuated triangular fin array for CubeSat thermal control," SSRN Electronic Journal, 2023.
- [9] J. R. Cannon et al., "Internally stowed, radially deployed radiator panels for passive CubeSat thermal control," Applied Thermal Engineering, 2025.
- [10] E. A. Boltov et al., "Design of a CubeSat thermal control system for battery module," Spacecrafts & Technologies, 2022.
- [11] H. Sheikhabaee and S. Hajialigol, "A review of new technologies in passive thermal control for CubeSats," Journal of Technology in Aerospace Engineering, 2022.
- [12] S. V. Martinez et al., "An integrated thermal-electrical model for simulations of battery behavior in CubeSats," Applied Sciences, vol. 11, no. 24, Art. no 11817, 2021.
- [13] A. M. P. DiTommaso, "Simulation, design, and analysis of the hybrid magnetic attitude and thermal control systems for the Violet nanosatellite mission," M.S. thesis, Politecnico di Torino, Turin, Italy, 2021.
- [14] J. P. Mason, B. Lamprecht, T. N. Woods, and C. Downs, "CubeSat on-orbit temperature comparison to thermal-balance-tuned-model predictions," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, vol. 32, no. 1, pp. 36–49, 2018.
- [15] S. V. Martinez, E. Morsch Filho, L. O. Seman, E. A. Bezerra, V. D. P. Nicolau, R. García Ovejero, and V. R. Q. Leithardt, "An integrated thermal-electrical model for simulations of battery behavior in CubeSats," Applied Sciences, vol. 11, no. 4, Art. no. 1554, 2021.
- [16] G. Capovilla, E. Cestino, L. Reyneri, and F. Valpiani, "Modular multifunctional composite structure for CubeSat applications: Embedded battery prototype thermal analysis," Batteries, vol. 11, no. 5, Art. no.172, 2025.
- [17] N. Blanchete and A. Bah, "Thermal design, analysis and test: Framework for CubeSat in low Earth orbit," Results in Engineering, vol. 24, Art. no. 103401, 2024.
- [18] G. Capovilla, E. Cestino, and L. Reyneri, "Modular multifunctional composite structure for CubeSat applications: Embedded battery prototype modal analysis," Aerospace, vol. 10, no. 12, Art. no. 1009, 2023.
- [19] M. De Stefano, "Thermal modelling and analysis of a 12U CubeSat for Earth

۱۳۲

سال ۱۵ - شماره ۱

پیاپی ۱۴۰۵

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



به منظور کاهش مصرف هیتر باتری در کیوبست
ارزیابی سامانه کنترل حرارتی رسانی - تشخیصی غیر فعال

NASA Technical Note NASA TN D-7080, National Aeronautics and Space Administration, 1984.

- [35] S. Aboobakar, "ECOSat-III thermal analysis using Thermal Desktop," M.S. thesis, 2016.
- [36] California Polytechnic State University, CubeSat Design Specification, Rev. 14.1, The CubeSat Program, Aug. 2022.
- [37] California Polytechnic State University, "CubeSat Design Specification Announcement," The CubeSat Program.[Online]. Available: <https://www.cubesat.org/cds-announcement>. [Accessed: Oct. 15, 2023].
- [38] Canadian Space Agency, "CubeSat Program." [Online]. Available: <https://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/cubesat/default.asp>. [Accessed: Oct. 15, 2023].
- [39] NASA Goddard Space Flight Center, "Radiation Effects and Analysis." [Online]. Available: https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/rad_effects.htm. [Accessed: Oct. 15, 2023].
- [40] J. T. Curran, "Design and optimization of the ECOSat satellite requirements and integration: A trade study analysis of vibrational, thermal, and integration constraints," Ph.D. dissertation, 2014.
- [41] A. G. C. Guerra, D. Nodar-López, and R. Tubío-Pardavila, "Thermal analysis of the electronics of a CubeSat mission," *Acta Astronautica*, vol. 146, pp. 89–101, 2018.
- [42] A. Fernández-Soler, D. Nodar-López, R. Tubío-Pardavila, et al., "Study of pyrolytic graphite sheet potential as a passive thermal element in CubeSats," *Advances in Space Research*, vol. 72, no. 8, pp. 3408–3422, 2023.
- observation," M.S. thesis, Politecnico di Torino, Turin, Italy, 2022.
- [20] G. Marraffa, "Thermal analysis of 6U CubeSats," M.S. thesis, Politecnico di Torino, Turin, Italy, 2019.
- [21] L. M. P. Camí, M. N. Salán Ballesteros, and K. Osipova, "Thermal analysis of a 6-unit CubeSat in low Earth orbit," 2024.
- [22] W. F. A. Wan Aasim et al., "Thermal analysis of AlainSat-1: A 3U CubeSat for Earth observation," in *Proc. E3S Web of Conferences*, vol. 477, 2024.
- [23] A. Garzón et al., "Effect of beta angle and contact conductances on the temperature distribution of a 3U CubeSat," *Thermal Science and Engineering Progress*, vol. 29, Art. no.101183, 2022.
- [24] K. Al Nahyan, "Thermal and structural analysis of a CubeSat," M.S. thesis, Khalifa University of Science and Technology, Abu Dhabi, United Arab Emirates, 2019.
- [25] A. Gilbert, *Preliminary Thermal Analysis of Small Satellites*. Washington, DC, USA: National Aeronautics and Space Administration (NASA), 2025.
- [26] Z. Mason, "Thermal analysis and control of small satellites in low Earth orbit," M.S. thesis, Missouri University of Science and Technology, Rolla, MO, USA, 2024.
- [27] D. G. Gilmore, Ed., *Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies*, 2nd ed., vol. 1. El Segundo, CA, USA: The Aerospace Press, 2002.
- [28] J. F. Shackelford and W. Alexander, *CRC Materials Science and Engineering Handbook*, 3rd ed. Boca Raton, FL, USA: CRC Press, 2000.
- [29] Siemens Digital Industries Software, "NX Space Systems Thermal," Siemens Digital Industries Software.[Online]. Available: <https://plm.automation.siemens.com/>. [Accessed: Jun.7, 2026].
- [30] National Aeronautics and Space Administration (NASA), *CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. Washington, DC, USA: NASA, Oct. 2017.
- [31] M.-A. Larouche et al., "The ECOSat CubeSat: A student-built photometric telescope for asteroseismology," in *Proc. 64th Int. Astronautical Congress (IAC)*, Beijing, China, Sep. 2013.
- [32] Canadian Space Agency, "Canadian CubeSat Project: ECOSat," Government of Canada, Mar. 15, 2021.
- [33] R. C. Singleterry et al., "Space radiation shielding," *AIP Conference Proceedings*, vol. 504, no. 1, pp. 903–908, 2000.
- [34] J. H. Henninger, "Solar absorptance and thermal emittance of spacecraft materials,"

