

طراحی، مدل‌سازی و تحلیل عملکرد زیر سیستم کنترل گرمایی در یک ماهواره مقیاس کوچک

جاماسب پیرکندی*

دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران، jamasb_p@yahoo.com

زینب حاجی بابایی طاهری

کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران، zeinab.h1404@gmail.com

حمید اکبر بیگلر

کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران، akbarbeyglou.hamid@gmail.com

چکیده

زیرسیستم کنترل گرمایی هر ماهواره وظیفه تأمین دمای مجاز تجهیزات آن ماهواره را بر عهده دارد. طبیعی است که اگر این زیرسیستم از ماهواره بدرستی طراحی نشود، مأموریت ماهواره به درستی انجام نخواهد شد. در کار حاضر به طراحی زیرسیستم کنترل گرمایی یک ماهواره مقیاس کوچک به کمک نرم‌افزارهای Thermal desktop و Sinda پرداخته شده است. این شبیه‌سازی بر اساس دو حالت بحرانی سرد و گرم صورت گرفته و نتایج حاصل با داده‌های تجربی موجود در مراجع مقایسه شده که میزان اختلاف آن در حدود ۹٪ بدست آمده است. طبق مطالعات انجام گرفته در این پژوهش، مناسب‌ترین تجهیزات کنترل گرمایی رنگ‌ها، پوشش‌ها، عایق‌ها و گرمکن‌ها می‌باشد. طبق تحلیل‌های صورت گرفته، زیرسیستم محموله قبل از اعمال طرح حرارتی پیشنهادی، دمایی در حدود ۱۹- تا ۲۸ درجه سانتی‌گراد تجربه کرده که با استفاده از رنگ AMJ-700-IBU دمای آن در محدوده ۱۰- تا ۴۷ درجه سلسیوس قرار گرفته که در محدوده دمایی مجاز قرار دارد.

واژه‌های کلیدی: ماهواره، کنترل گرمایی، رنگ‌های حرارتی، عایق‌های گرمایی، Thermal desktop، Sinda.

Design, modeling and performance analysis of thermal control subsystem in a small scale satellite

J. Pirkandi

Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran

Z. Haji Babae Taheri

Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran

H. Akbarbeyglou

Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

Abstract

The heat control subsystem of each satellite is responsible for providing the allowable temperature of the equipment of that satellite. Naturally, if this subsystem of the satellite is not designed properly, the satellite mission will not be performed properly. In the present work, small-scale satellite heat control subsystems have been designed by using Thermal desktop and Sinda softwares. This simulation is based on two cold and hot critical states and the results are compared with the available experimental data in the literature, which has about 9% difference. According to studies conducted in this research, the most suitable heat control equipment are paints, coatings, insulators and heaters. According to the analysis, the cargo subsystem experiences the temperature about -19 to 28 degrees Celsius before applying the proposed thermal scheme, which using AMJ-700-IBU paint, its temperature is in the range of -10 to 47 degrees Celsius that is within the allowable temperature range.

Keywords: satellite, thermal control, thermal colors, thermal insulation, Thermal desktop, Sinda.

دلیل تجهیزات مربوط به این زیرسیستم روز به روز سبک‌تر و کم‌حجم‌تر شده است.

به طور کلی برای طراحی سیستم‌های کنترل گرمایی در ماهواره دو روش فعال و غیرفعال وجود دارد. در روش غیرفعال، زیرسیستم کنترل گرمایی بدون صرف توان قادر به کنترل دمای تجهیزات ماهواره خواهد بود. پوشش‌ها و رنگ‌ها نمونه‌ای از تجهیزات غیرفعال هستند. اما همیشه این روش جوابگو نبوده و در برخی ماهواره‌های پیچیده نیاز به استفاده از روش فعال کنترل گرمایی وجود دارد. در روش فعال با استفاده از توان خارجی دمای ماهواره کنترل می‌شود. در بسیاری از ماهواره‌ها با ترکیبی از این دو روش دمای ماهواره و تجهیزات آن را کنترل می‌کنند [۲]. پوشش‌های گرمایی در عین داشتن مزایایی از قبیل حجم و جرم کم دارای معایبی نیز می‌باشند. مهم‌ترین عیب این پوشش‌ها این است که در شرایط مختلف در فضا دچار تغییر قرار می‌گیرند و خاصیت خود را از دست می‌دهند. به طور کلی پوشش‌ها در

۱- مقدمه

هر ماهواره ساخته شده که دارای جرم و حجم پایینی باشد می‌توان به عنوان یک ماهواره کوچک در نظر گرفت. ماهواره‌های کوچک دارای بازه گسترده‌ای از تغییرات جرمی هستند، به همین دلیل براساس جرم آن‌ها به چندین دسته تقسیم‌بندی می‌شوند. این نوع ماهواره‌ها به ماهواره‌های مینیاتوری نیز شناخته می‌شوند. ماهواره‌های کوچک به پنج دسته اصلی مینی‌ماهواره، میکروماهواره، نانوماهواره، پیکوماهواره و فمتوماهواره تقسیم می‌شوند [۱]. وظیفه اصلی زیرسیستم کنترل گرمایی، حفظ دمای تمامی تجهیزات در محدوده دمایی مجاز آن می‌باشد. همچنین این سیستم باید گرادیان و پایداری دمایی مجاز تجهیزات را فراهم کند [۲]. با توجه به استقبال بسیار زیاد از ماهواره‌های کوچک، فناوری‌های ماهواره نیز نیاز به کوچک شدن دارد. سیستم کنترل گرمایی نیز از این قضیه مستثنی نیست. به همین

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: jamasb_p@yahoo.com

تاریخ دریافت: ۹۹/۰۵/۰۵

تاریخ پذیرش: ۹۹/۱۱/۱۲

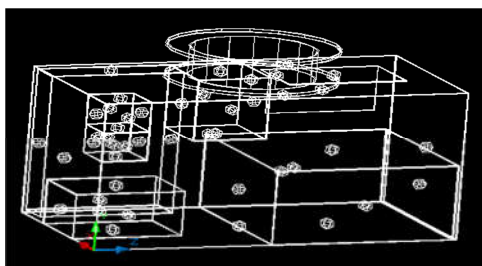
فضا تحت تأثیر عواملی از قبیل ذرات باردار، تابش فرابنفش، خلأ بسیار و آلودگی‌هایی که بر روی آن‌ها قرار می‌گیرد، هستند. همه این عوامل موجب افزایش گسترده ضریب جذب و تغییر ناچیز در ضریب صدور می‌شوند. کنترل گرمایی به روش فعال دارای محدودیت‌هایی است. این نوع کنترل‌کننده‌ها معمولاً باعث افزایش جرم و سطح می‌شوند. روش‌های غیرفعال در مواردی که دمای تجهیزات به‌طور قابل ملاحظه‌ای تنزل می‌یابد، نتیجه‌ی خوبی نمی‌دهند. برای غلبه بر این محدودیت‌ها باید از روش‌های کنترل گرمایی فعال استفاده شود. گرم‌کننده‌ها، ترموستات‌ها، دریچه‌ها و پمپ‌های حرارتی نمونه‌هایی از اجزای کنترل گرمایی فعال هستند که در ماهواره‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند.

تحقیقات مرتبط کمی بر روی مدلسازی رفتار حرارتی نانوماهواره‌ها انجام گرفته است. رویکرد اصلی در این تحقیقات براساس مشخص کردن طرحی از ماهواره‌ی مورد نظر (جانمایی قطعات، جذب گرما و تخصیص مواد) بوده و سپس به بررسی رفتار حرارتی آن تحت شرایط فضا پرداخته شده است. از اولین تحقیقاتی که در این زمینه انجام شد، می‌توان به کار لیون و همکاران در سال ۲۰۰۲ اشاره کرد. لیون توانست با کمک روش تفاضل محدود دمای صفحات ماهواره Falconsat2 را محاسبه کند [۳]. ریچموند در سال ۲۰۱۰ بر روی سیستم کنترل گرمایی ماهواره CASTOR تحقیقاتی انجام داد. شبیه‌سازی انجام گرفته در این پژوهش با کمک نرم‌افزار ATMA صورت گرفته و نتایج با آزمون تجربی اعتبار سنجی شده است. علاوه بر این او آزمون خلأ حرارتی را در این نرم‌افزار شبیه‌سازی کرده است [۴]. بلوت و همکارانش در سال ۲۰۱۴ رفتار حرارتی یک ماهواره مکعبی را با روش المان محدود بررسی کرده و پیکربندی‌های متفاوتی از سلول‌های خورشیدی برای رسیدن به کارآمدترین طرح حرارتی پیشنهاد دادند [۵]. در سال ۲۰۱۵ کوربینو روش تفاضل محدود را برای مدل کردن رفتار گرمایی ماهواره‌های مدار لئو پیشنهاد داده است. او نتایج خود را با کمک نرم‌افزار ESATAN-TMS صحنه‌گذاری کرد و به خطای زیر ۹٪ در اعتبار سنجی خود رسید [۶]. اسکوبار و همکارانش در سال ۲۰۱۶ توانستند روشی برای خودکار کردن طراحی زیرسیستم کنترل گرمایی غیرفعال ارائه دهند. آن‌ها برای اولین بار از الگوریتم ژنتیک برای این کار استفاده کردند. الگوریتم ژنتیک نمونه‌ای از بهینه‌سازی تصادفی است که در بردارنده ارزیابی متمرکز روی راه‌حل‌ها است. همچنین نتایج این کار با آزمون خلأ حرارتی مقایسه شده که این مقایسه برای صفحات گرم با ۱/۴۵ کلوین و برای صفحات سرد با ۲/۴ کلوین خطا همراه بوده است. اسکوبار دلیل این خطا را ثابت در نظر گرفتن ظرفیت گرمایی مواد در ماه‌های مختلف دانسته‌اند [۷]. در این پژوهش طراحی حرارتی براساس دو حالت بحرانی سرد و گرم در پنج زاویه‌ی بتای مختلف صورت گرفته و سعی شده تا با بهره‌گیری از تجهیزات کنترل گرمایی غیرفعال، دمای تجهیزات را مدیریت کرد.

۲- معرفی سیستم پیشنهادی

ماهواره تحلیل شده یک ماهواره مکعبی در ابعاد ۱۶U فرض شده است. محموله این ماهواره یک دوربین با قدرت تفکیک بالا و یک لنز برای بزرگنمایی و افزایش قابلیت دوربین فرض شده است. همچنین موقعیت نصب باتری‌ها و بردهای زیرسیستم‌های ماهواره روی دیواره‌ها

لحاظ شده است. برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره سه عدد چرخ‌های عکس‌العملی در نظر گرفته شده که هرکدام از این چرخ‌ها گشتاوری در سه جهت اصلی محور ایجاد می‌کنند. از سوی دیگر برای ماهواره تحلیل شده شش عدد حسگر خورشیدی و مغناطیس‌سنج در نظر گرفته شده که بر روی دیواره بیرونی آن نصب می‌شود تا اختلالات ناشی از امواج الکترومغناطیسی سایر زیرسیستم‌ها داخلی بر روی آن حداقل شود. فرض شده است که ماهواره تحلیل شده بر روی مداری با ارتفاع ۵۰۰ کیلومتر و شیب مداری ۵۵ درجه قرار می‌گیرد. همچنین جهت گیری این ماهواره به گونه‌ای است که همواره وجه $+Z$ آن به سمت زمین قرار دارد. برای مدلسازی ماهواره از نرم افزار Thermal desktop استفاده شده که سیستم مدل شده در شکل ۱ نشان داده شده است. خواص آپتیکی پوشش‌های به کار برده شده در ماهواره در جدول ۱ ارائه شده است.



شکل ۱- سیستم مدل شده در نرم افزار Thermal desktop

جدول ۱- خواص آپتیکی پوشش‌های به کار برده شده در ماهواره [۸]

نام پوشش	ضریب جذب	ضریب صدور
آلومینیوم پولیش شده	۰/۱	۰/۰۵
سلول خورشیدی	۰/۹۲	۰/۸۶

۳- روابط حاکم

برای محاسبه‌ی دمای ماهواره و تجهیزات آن نیاز به معادلات و پارامترهای بسیاری وجود دارد. این معادلات و پارامترها باید به صورت مرحله به مرحله به کار گرفته شود تا تغییرات دمای مورد نظر و طرح حرارتی مناسب به دست آید. در ادامه هر یک از مراحل به صورت کامل بررسی و معادلات آن توضیح داده شده است. یکی از پارامترهای مداری مهم در تحلیل حرارتی، زاویه بتا است. زاویه بتا، به زاویه پرتوهای خورشید با صفحه‌ی مداری گفته می‌شود. زاویه بتا، خود تابع سه پارامتر Ω ، شیب مدار ماهواره و شیب مداری مدار زمین به دور خورشید است [۹]. زاویه بتا از صفر تا ۷۸ درجه می‌تواند متغیر باشد. همچنین ممکن است در زمان مأموریت مدار زوایای بتای منفی را نیز تجربه کند. از آن‌جا که تحلیل‌های انجام شده برای طراحی زیرسیستم حرارتی باید برای دو حالت سرد و گرم انجام گیرد، میزان شارهای گرمایی دریافتی در هر زاویه بتا محاسبه و حالت‌های بحرانی سرد و گرم برای هر قطعه ماهواره شناسایی شده است. حالت بحرانی سرد مربوط به زمانی می‌شود که شارهای خورشیدی و آلبودی توسط ماهواره صفر است. به عبارتی دیگر ماهواره در سایه زمین قرار دارد. حالت بحرانی گرم نیز مربوط به زمانی

جدول ۳- محدوده دمای کارکردی و ماندگاری تجهیزات ماهواره

اجزای زیرسیستم	دمای کارکردی (°C)	دمای ماندگاری (°C)
محموله‌ی سنجشی	۵۰ تا -۱۰	۶۰ تا -۲۰
ژایرو	۵۰ تا -۱۰	۶۰ تا -۲۰
چرخ عکس‌العملی	۵۰ تا -۱۰	۶۰ تا -۲۰
عملگر مغناطیسی	۵۰ تا -۱۰	۶۰ تا -۲۰
فرستنده	۵۰ تا -۱۰	۶۰ تا -۲۰
گیرنده	۵۰ تا -۱۰	۶۰ تا -۲۰
جعبه باتری	۴۰ تا ۰	۵۰ تا -۱۰
برد باتری	۵۰ تا -۱۰	۶۰ تا -۲۰
کامپیوتر روی برد	۵۰ تا -۱۰	۶۰ تا -۲۰

ماهواره زمانی که در محیط فضا قرار می‌گیرد، تحت تأثیر سه منبع حرارتی خارجی و یک منبع حرارتی داخلی است. این سه منبع شامل تابش خورشید، تابش زمین و انعکاس تابش خورشید توسط زمین (آلبدو) است [۱۱]. منبع داخلی حرارتی ماهواره هم همان اتلافات توان اجزاء داخلی ماهواره است که موجب افزایش دمای قطعات داخلی ماهواره می‌شود. میزان اتلافات هر قطعه بستگی به میزان بازده الکتریکی آن دارد، که این میزان از دیتاشیت موجود برای قطعه محاسبه شده است [۱۲].

میزان تابش دریافتی توسط سطوح ماهواره طبق رابطه (۱) به دست می‌آید. در این رابطه، q_s بیانگر ثابت تابش خورشیدی بر حسب وات بر مترمربع، A مساحت سطح مورد نظر از ماهواره، F_{is} ضریب دید ماهواره نسبت به خورشید و α ضریب جذب سطح هستند. روابط (۲) و (۳) نیز به ترتیب برای محاسبه‌ی تابش آلبدو و زمین به کار گرفته شده است. در این روابط a ضریب آلبدو، q_e ثابت تابش زمین و ϵ ضریب صدور سطح هستند [۶].

$$Q_s = q_s A F_{is} \alpha \quad (1)$$

$$Q_a = a q_s F_{is} A \alpha \quad (2)$$

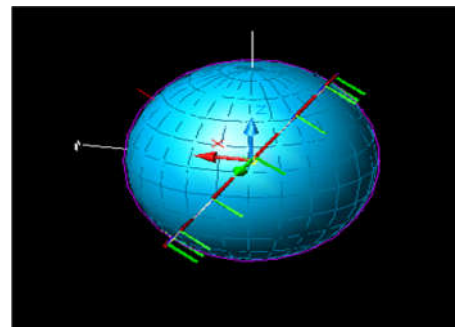
$$Q_e = q_e A F_{ie} \epsilon \quad (3)$$

جدول ۴- پارامترهای طراحی در حالت‌های بحرانی سرد و گرم [۱۲]

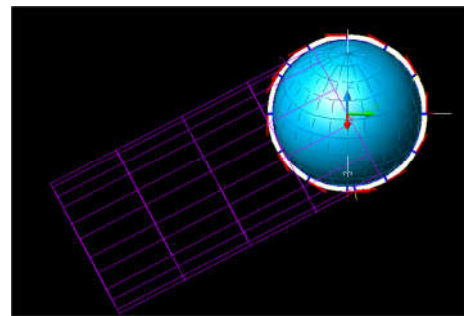
حالت	q_s (W/m ²)	q_e (W/m ²)	a
بحرانی سرد	۱۲۲۳	۲۲۰	۰/۲۴
بحرانی گرم	۱۴۲۰	۲۷۰	۰/۳۳

برای محاسبه‌ی دما بصورت گذرا از رابطه (۴) استفاده شده که در آن، m_i وزن هر گره، C_{p_i} گرمای ویژه هر گره، R_{ij} ضریب کوپلینگ تابشی، C_{ij} ضریب کوپلینگ رسانشی و Q_i مجموع شارهای خورشید، زمین، آلبدو و اتلاف حرارتی هر جزء است. رابطه (۵) بیانگر نحوه محاسبه ضریب کوپلینگ رسانشی است که رابطه مستقیم با رسانایی گرمایی، سطح اشتراک دو المان و رابطه‌ی معکوس با فاصله آن‌ها دارد.

می‌شود که مجموع شارهای تابیده شده بیشینه مقدار باشد. همچنین برای محاسبه‌ی دمای حالت بحرانی سرد، کمینه توان اتلافی و برای حالت بحرانی گرم، بیشینه توان اتلافی در نظر گرفته شده است. بر این اساس مسئله برای بتاهای صفر، $+30$ ، $+58$ ، -30 ، -58 درجه سلسیوس حل و بازه‌ی دمایی در بتاهای مختلف مقایسه شده است. در نهایت برای هر المان کمینه دما به عنوان شرایط بحرانی سرد و بیشینه دما به عنوان شرایط بحرانی گرم در نظر گرفته شده و طراحی زیرسیستم کنترل گرمایی بر مبنای این دو شرایط بحرانی انجام شده است [۱۰]. در شکل‌های ۲ و ۳ نمونه‌ای از مدارهای شبیه‌سازی شده در نرم افزار Thermal desktop ارائه شده است. در جداول ۲ و ۳ به ترتیب پارامترهای طراحی در حالت‌های بحرانی سرد و گرم و میزان توان اتلافی زیرسیستم‌های ماهواره ارائه شده است. در جدول ۴ نیز محدوده دمای کارکردی و ماندگاری تجهیزات ماهواره ارائه شده است.



شکل ۲- مدار شبیه سازی شده در بتای صفر درجه در نرم افزار Thermal desktop از دید خورشید

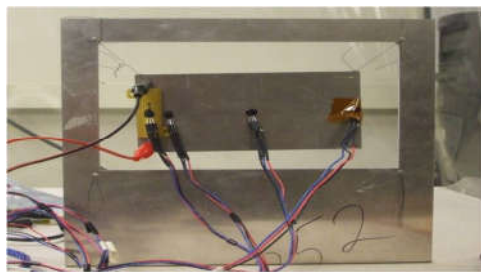


شکل ۳- مدار شبیه سازی در بتای صفر درجه در نرم افزار Thermal desktop از دید بردار شمال بر صفحه مداری ماهواره

جدول ۲- میزان توان اتلافی زیرسیستم‌های ماهواره

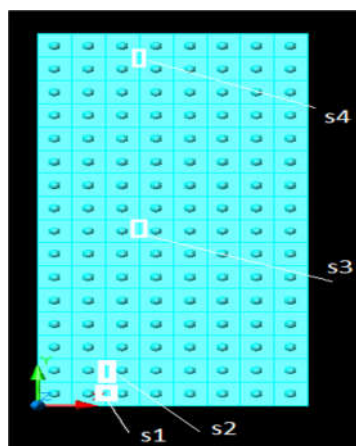
نام زیر سیستم	حداکثر توان اتلافی (w)	حداقل توان اتلافی (w)
کنترل وضعیت	۳/۳	۲/۴
داده و فرمان	۱/۸	۱/۲
تعیین وضعیت	۲/۱	۲/۱
محموله	۱۲	۱۲
مخابرات	۲	۱/۲

شکل ۵- نمایی از صفحه آلومینیومی و محل قرارگیری حسگرها نشان داده است [۴].



شکل ۵- نمایی از صفحه آلومینیومی آزمایش شده [۴]

مدل رسم شده در نرم افزار Thermal desktop، مستطیلی به ابعاد ۶×۳ اینچ است که به ۱۲۸ شبکه تقسیم شده است. حرارت اعمال شده و جرم صفحه بین این ۱۲۸ شبکه به اندازه مساوی تقسیم شده است. به این ترتیب هر شبکه دارای ۰/۰۰۱۵۶۲۵ کیلوگرم جرم دارد و ۰/۱۷۱۸۷۵ وات حرارت به آن اعمال گردیده است. رسانایی گرمایی گریس لاکتیت نیز ۷ وات بر متر بر کلونین قرار داده شده است. در شکل ۶ مدل رسم شده (صفحه آلومینیومی) در نرم افزار Thermal desktop و محل قرار گیری ۴ حسگر دمایی نشان داده شده است.



شکل ۶- مدل رسم شده در نرم افزار Thermal desktop و محل قرار گیری حسگرهای دما

در جدول ۵، داده‌های تجربی و خروجی‌های حاصل از شبیه سازی در سه زمان مقایسه گردیده که خطاهای حاصل زیر ۱۰٪ هستند. این خطاها می‌تواند ناشی از تأخیر زمانی حسگرها و یا خطاهای آزمون باشد. همچنین یکی دیگر از عوامل ایجاد خطا افزایش ظرفیت گرمایی جسم با افزایش دما است در حالیکه در شبیه سازی انجام گرفته ظرفیت گرمایی ثابت در نظر گرفته شده است. با گذر زمان و افزایش دما، صفحه آلومینیومی در آزمون تجربی دیرتر گرم می‌شود، چرا که دمای آن افزایش یافته و ظرفیت گرمایی آن بالا رفته است. در نتیجه افزایش دمای کمتری نسبت به داده‌های شبیه سازی دارد. البته در تحلیل‌های حرارتی ماهواره با گذشت زمان دما به حالت تعادل می‌رسد و سیکل‌های ابتدایی خود را تکرار می‌کند، در نتیجه این موضوع نیز

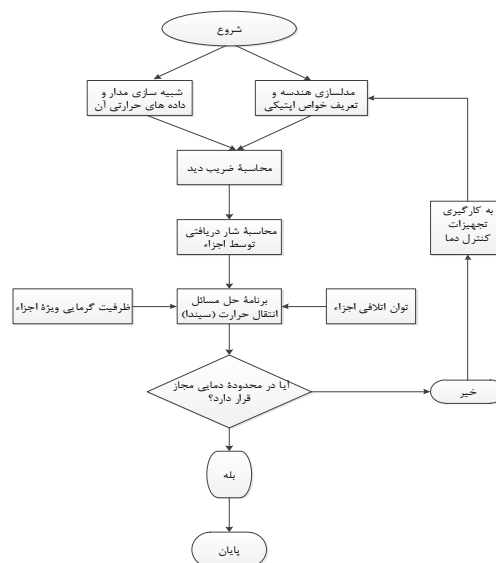
رابطه (۶) برای محاسبه ضریب کوپلینگ تابشی ارائه شده که رابطه مستقیمی با مساحت سطح مورد نظر و زاویه دید میان آن دو دارد [۱۴و۱۵].

$$m_i C_{px} \frac{dT_i}{dt} + \sum_{j=1}^{n+1} C_{ij} (T_i - T_j) + \sum_{j=1}^{n+1} \sigma R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) - Q_i = 0 \quad (4)$$

$$C_{ij} = \frac{k_{ij} A_{ij}}{L_{ij}} \quad (5)$$

$$R_{ij} = A_i F_{ij} \quad (6)$$

مطابق معادلات گرمایی ارائه شده برای محاسبه دما نیاز به جرم، مساحت تماس میان قطعات، مساحت سطح مورد نظر، ضریب دید نسبت به فضا و سایر سطوح و رسانایی گرمایی است. از آنجائیکه تمامی تجهیزات ماهواره در جعبه آلومینیومی قرار گرفته‌اند و اینگونه شبیه سازی شده‌اند، ظرفیت گرمایی و رسانایی گرمایی تمامی تجهیزات مقادیر مربوط به اتصال آلومینیوم به آلومینیوم است. سطح تماس میان قطعات برای اعمال شرایط رسانندگی حرارتی، وارد شده است. در حل مسئله دمای ابتدایی تمامی شبکه‌ها برابر ۲۵ درجه سلسیوس و دمای محیط فضا نیز برابر ۳ کلونین قرار داده شده و روش مسئله در نرم‌افزار Sinda بر مبنای تفاضل محدود است. در شکل ۴ الگوریتم حل مساله ارائه شده است.



شکل ۴- الگوریتم حل مسئله [۱۳]

۴- اعتبارسنجی

نتایج حاصل از نرم‌افزار Thermal desktop با داده‌های آزمایشگاهی موجود در کار ریچموند نیز مقایسه شده‌اند. در کار ایشان یک مدل ساده از جنس آلومینیوم ۶۰۶۱ و به ابعاد ۶×۳×۰/۲۵ اینچ به کار گرفته شده و حرارتی به میزان ۲۲ وات به آن اعمال گردیده است. چهار حسگر دمایی LM19 و یک مقاومت الکتریکی ۵۰ اهمی به وسیله چسب حرارتی لاکتیت به صفحه آلومینیومی چسبانده شده است. آزمون انجام شده در یک ساعت و در اتاق تمیزی در مرتبه ۱۰۰۰۰ و با دمای تقریبی ۲۲ درجه سلسیوس صورت گرفته است.

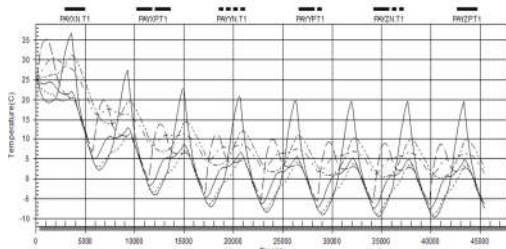
تأثیر خود را بر جوابها از دست خواهد داد.

۵-۱- زیرسیستم محموله

زیرسیستم محموله شامل دوربینی با قدرت تفکیک بالا است که درون جعبه آلومینیومی قرار داده شده و با چهار وجه اصلی ماهواره سطح تماس دارد. جدول ۶ کمینه و بیشینه دمای محموله در بتاهای مختلف را نشان داده است. مطابق این جدول کمینه دما در بتای صفر درجه و حالت بحرانی سرد و بیشینه دما در بتای +۵۸ و حالت بحرانی گرم اتفاق می‌افتد. کمینه دما در بتای صفر درجه به حدود -۱۹ درجه سلسیوس می‌رسد که نشان از تجاوز این المان از محدوده دمای عملکردی خود دارد اما در حالت بحرانی گرم در محدوده دمای عملکردی خود قرار دارد. طبق تحلیل‌های صورت گرفته برای این المان، با کاهش کانداکتور آن با سطوح اصلی ماهواره، می‌توان دمای آن را در حالت بحرانی سرد به خوبی کنترل کرد اما در حالت بحرانی گرم به دلیل اتلافات بالای محموله، دما به شدت افزایش پیدا کرده و کنترل گرمایی را با مشکل مواجه کرده است. بهترین راه برای کنترل دمای محموله، استفاده از رنگ AMJ-700-IBU برای پوشش خارجی آن است. AMJ-700-IBU رنگی با رنگدانه‌های آبی رنگ است که دارای ضریب جذب ۰/۷۵ و ضریب صدور ۰/۸۸ است. البته طبق بررسی‌های صورت گرفته، اگر تمامی وجوه رنگ زده شود، دمای وجه Y- محموله به شدت افزایش یافته و مرز ۷۰ درجه سانتی‌گراد را نیز رد کرده است؛ به همین دلیل بر روی تمامی وجوه به غیر از وجه Y- محموله رنگ AMJ-700-IBU قرار گرفته است. در نهایت کمینه دما محموله در بتای صفر درجه -۱۰ درجه و بیشینه دما در بتای +۵۸ درجه به ۴۷ درجه سلسیوس می‌رسد. در شکل ۹ دمای صفحات محموله در بتای صفر درجه، حالت بحرانی سرد با پوشش رنگ AMJ-700-IBU بر روی تمامی سطوح خارجی به جز Y- ارائه شده است.

جدول ۶- کمینه و بیشینه دمای محموله در حالت‌های بحرانی و در زوایای بتای مختلف

زاویه بتا	دما در حالت بحرانی سرد (°C)	دما در حالت بحرانی گرم (°C)
صفر	-۱۹ تا -۱	۵/۸۴ تا ۱۳/۸۱
+۳۰	۱۷/۶ تا ۲/۶۹	۳/۳۹ تا ۲۵
-۳۰	۳/۹۱ تا ۱۳/۴۹	-۱۲/۵ تا ۳/۸۱
+۵۸	۲۲/۹۶ تا ۵	۲۲/۵ تا ۲۸
-۵۸	۳/۱۷ تا ۱۰/۴۱	-۳/۷ تا ۱۱/۲۱



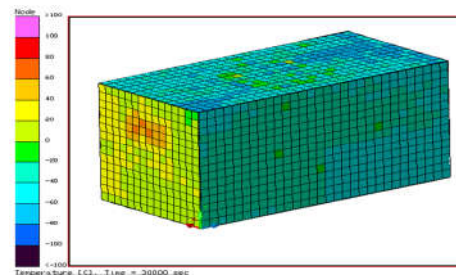
شکل ۹- دمای صفحات محموله در بتای صفر درجه، حالت بحرانی سرد با پوشش رنگ AMJ-700-IBU بر روی تمامی سطوح خارجی به جز Y-

جدول ۵- نتایج مدلسازی و تجربی در دماهای مختلف

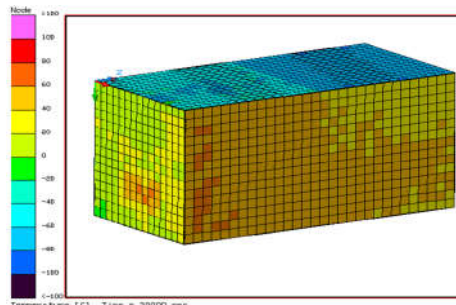
زمان (sec)	دما حاصل از شبیه سازی (°C)	دما حاصل از آزمایش (°C)	خطا (%)
۱۰۰۰	۷۰	۷۲	۲/۷۸
۲۰۰۰	۹۲	۸۷	۷/۷۵
۳۰۰۰	۱۰۱	۹۳	۹/۸۷

۵- نتایج شبیه‌سازی

شبیه‌سازی از لحظه‌ی ابتدایی قرارگیری ماهواره بر روی مدار تا ۴۵۰۰۰ ثانیه که برابر با ۱۰ دوره‌ی مداری است، صورت گرفته‌است. کانتور دما برای شش وجه اصلی ماهواره در زمان ۳۰۰۰۰ ثانیه و بتای صفر درجه در شکل‌های ۷ و ۸ نشان داده شده است.



شکل ۷- کانتور دمای سه صفحه +Y، -X و -Z در حالت بتای صفر درجه و در زمان ۳۰۰۰۰ ثانیه



شکل ۸- کانتور دمای سه صفحه +X، -Y، -Z در بتای صفر درجه و در زمان ۳۰۰۰۰ ثانیه

مطابق با این کانتورها، دمای وجه +X که مقابل منبع حرارتی خورشید قرار دارد از وجوه +Y، -Y و -X بیشتر است. محدوده‌ی از صفحه‌ی -Z دمای بیشتری نسبت با سایر شبکه‌ها دارد که این موضوع به دلیل اتلافات بالای GPS رخ داده‌است.

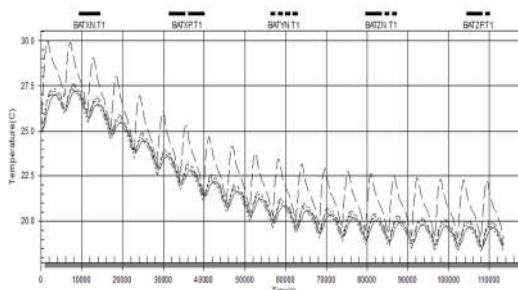
قابل ذکر است که نتایج دمایی ارائه شده برای بخش‌های مختلف پس از اعمال طرح‌های حرارتی بر روی تمامی زیرسیستم‌ها اندازه‌گیری شده‌است. همچنین طرح ارائه شده از لحاظ سیستمی بررسی شده و در محدوده‌ی بودجه‌بندی توانی، حجمی و جرمی زیرسیستم کنترل دمای ماهواره قرار دارد.

۵-۲- زیر سیستم توان

زیر سیستم توان ماهواره شامل جعبه باتری و بردهای توان می‌باشد. در این میان باتری دمای محدودتری را نسبت به سایر بردها تحمل می‌کند. جدول ۷ دمای جعبه باتری را در پنج بتای متفاوت نشان داده است. بر اساس این جدول کمینه دما مرتبط با بتای صفر درجه و بیشینه‌ی دما مرتبط به بتای ۵۸+ درجه است. مطابق جدول ۴، محدوده دمای عملکردی باتری از ۰ تا ۴۰ درجه است. کمینه‌ی دما در حالت بحرانی سرد به حدود ۲۱/۵۸- درجه‌ی سانتی‌گراد رسیده که برای رساندن این دما به بالای ۱۰ درجه‌ی سلسیوس از گرمکن استفاده شده است؛ چرا که با استفاده از تجهیزات غیرفعال کنترل گرمایی نمی‌توان به این دما دست یافت. کمینه‌ی دمای باتری مربوط به وجه X+ آن می‌شود که با صفحه‌ی اصلی ماهواره کوپل است. در نتیجه دمای صفحه‌ی X+ ماهواره بر روی دمای باتری تأثیرگذار است. برای کاهش این تأثیر از واشرهای حرارتی استفاده شده است. ضریب انتقال حرارت رسانندگی این واشرها برابر ۴ وات بر متر بر کلون است. با این عمل کمینه‌ی دمای صفحات باتری از ۲۱- به ۱۲/۵- درجه سلسیوس برسد. همانگونه که قبلاً اشاره گردید برای کنترل این دما در حالت بحرانی سرد به هیتر نیاز است. گرمکن در نظر گرفته شده دارای توان ۱ وات است که بر روی وجه X+ باتری نصب شده است. این هیتر طبق دستور زیر سیستم داده و فرمان از دمای ۱۰ درجه سلسیوس روشن شده و گرم کردن را تا دمای ۳۰ درجه سلسیوس ادامه می‌دهد. بر اساس خروجی‌های به دست آمده از شبیه سازی، هیتر از زمان ۲۱۰۰ ثانیه شروع شده و تا انتها در حالت بحرانی سرد روشن خواهد بود. در شکل ۱۰ دمای صفحات جعبه باتری در بتای صفر درجه، حالت بحرانی سرد و به کارگیری واشر حرارتی تفلونی و هیتر ارائه شده است.

جدول ۷- محدوده دمای زیرسیستم جعبه باتری در بتاهای مختلف

زاویه بتا	دما در حالت بحرانی سرد (°C)	دما در حالت بحرانی گرم (°C)
صفر	-۲۱/۶۸ تا -۱/۶۸	-۱۶/۰۹ تا ۴/۳۱
+۳۰	-۵/۴۹ تا ۱۱/۵۱	-۱ تا ۱۸/۲۴
-۳۰	-۱۵/۷۸ تا ۲/۵۲	-۱۰ تا ۸/۸۹
+۵۸	۰/۲۴ تا ۱۳/۵۱	۱۴/۴۶ تا ۲۷/۴۳
-۵۸	-۱۳/۷ تا ۲/۷۶	-۷/۰۷ تا ۱۰/۱۷



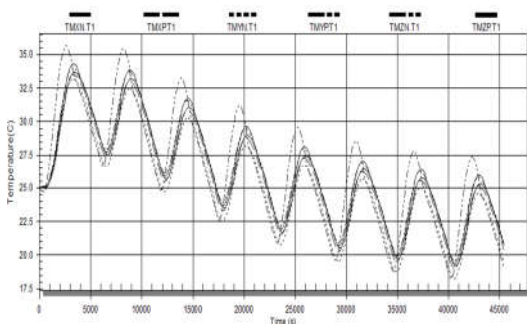
شکل ۱۰- دمای صفحات جعبه باتری در بتای صفر درجه، حالت بحرانی سرد و به کارگیری واشر حرارتی تفلونی و هیتر

۵-۳- زیر سیستم کنترل وضعیت

یکی از المان‌های زیرسیستم کنترل وضعیت، چرخ‌های عکس‌العملی است که به تعداد ۳ عدد در ماهواره‌ی مورد نظر وجود دارد. محدوده‌ی دمایی مجاز برای چرخ‌های عکس‌العملی از ۱۰- تا ۵۰+ درجه سلسیوس است. جدول ۸ محدوده دمای چرخ‌های عکس‌العملی را در پنج بتای مختلف و در دو حالت بحرانی گرم و سرد نشان داده است. برای این المان از ماهواره نیز کمینه دما در بتای صفر درجه و بیشینه دما در بتای ۵۸+ درجه اتفاق می‌افتد. برای این المان در حالت بحرانی سرد از نظر دمایی مشکل پیش خواهد آمد. برای افزایش دمای این تجهیز از رنگ AZ-1000-ECB با رنگدانه‌های سیاه استفاده شده است. همچنین واشرهای حرارتی تفلونی برای کاهش انتقال گرمای رسانشی این تجهیز با وجوه اصلی ماهواره به کار گرفته شده‌اند. پس از اعمال این طرح حرارتی دمای چرخ عکس‌العملی در محدوده‌ی مجاز خود قرار گرفته است. در شکل ۱۱ دمای صفحات چرخ عکس‌العملی در حالت بحرانی سرد و بتای صفر درجه با پوشش خارجی رنگ AZ-1000-ECB و واشر تفلونی ارائه شده است.

جدول ۸- محدوده دمای چرخ‌های عکس‌العملی در بتاهای مختلف

زاویه بتا	دما در حالت بحرانی سرد (°C)	دما در حالت بحرانی گرم (°C)
صفر	-۲۲/۹۱ تا ۸/۸۹	-۱۷/۶۴ تا ۱۵/۴
+۳۰	-۸/۲۴ تا ۲۴/۱۱	-۲/۵۴ تا ۳۱/۹۲
-۳۰	-۱۷/۳۸ تا ۱۲/۷۳	-۱۲/۱۱ تا ۲۱/۰۷
+۵۸	-۴ تا ۲۴	۱۰/۴۴ تا ۳۸/۴
-۵۸	-۱۵/۹۷ تا ۵/۷۵	-۸/۷۵ تا ۱۵



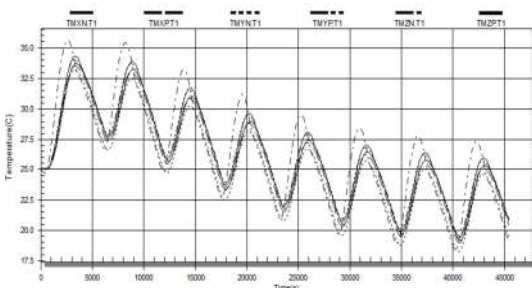
شکل ۱۱- دمای صفحات چرخ عکس‌العملی در حالت بحرانی سرد و بتای صفر درجه با پوشش خارجی رنگ AZ-1000-ECB و واشر تفلونی

۵-۴- زیرسیستم تعیین وضعیت

زیر سیستم تعیین وضعیت یک المان به نام GPS در ماهواره دارد که محدوده‌ی دمای کارکردی آن از ۱۰- تا ۵۰+ درجه سلسیوس است. همانطور که در جدول ۹ مشاهده می‌شود، کمینه دمای GPS مربوط به بتای صفر درجه و بیشینه دمای آن مربوط به بتای ۵۸+ درجه است. دمای GPS در حالت بحرانی سرد ۱۰/۸۴ درجه سردتر از کمینه دمای

جدول ۱۰- محدوده دمای جعبه مخابراتی TMTC در بناهای مختلف

زاویه بتا	دما در حالت بحرانی سرد (°C)	دما در حالت بحرانی گرم (°C)
صفر	-۲۰/۱۸ تا -۲۰/۹۸	۵/۷ تا -۱۷/۶۱
+۳۰	-۷/۲۱ تا ۱۷/۰۵	۲۴/۶۲ تا -۲
-۳۰	-۱۷/۶۵ تا ۳/۳۸	۱۰/۲ تا -۱۲/۰۵
+۵۸	-۰/۲ تا ۲۷	۴۳/۶۶ تا ۱۱/۴۷
-۵۸	-۰/۵۱ تا -۱۶/۴۳	۷/۵۳ تا -۹/۳۳



شکل ۱۲- دمای صفحات جعبه TMTC مخابرات در بتای صفر، حالت بحرانی سرد و در صورت استفاده از رنگ TMS-800-IY و واشر تفلونی برای اتصال به صفحات اصلی

۶- جمع بندی و نتیجه گیری

زیرسیستم کنترل گرمایی، زیرسیستمی با اهمیت ویژه به خصوص در ماهواره‌های کوچک محسوب می‌شود. وظیفه اصلی این زیرسیستم، فراهم کردن محدوده دمایی مجاز برای تمامی قطعات ماهواره است. خلاصه‌ای از نتایج حاصل و تجهیزات مورد نیاز برای زیرسیستم کنترل گرمایی این ماهواره در جدول ۱۱ ارائه شده است.

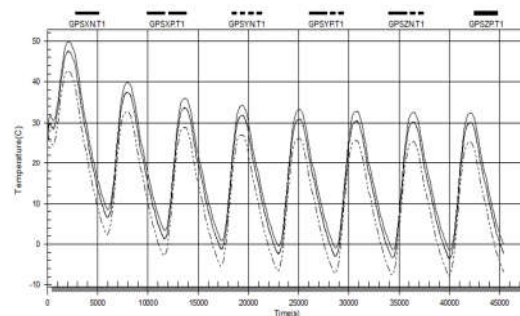
جدول ۱۱- تجهیزات زیرسیستم کنترل گرمایی ماهواره تحلیل شده

زیر سیستم	محدوده دما بدون طرح حرارتی (°C)	محدوده دما با طرح حرارتی (°C)	راهکار حرارتی
محموله	۱۹- تا ۲۸	۱۰- تا ۴۷	رنگ AMJ-700-IBU
توان (باتری)	۲۲- تا ۱۵	۱۲ تا ۳۰	واشر حرارتی تفلونی، یک عدد گرمکن ۱ وات
کنترل وضعیت	۲۴- تا ۲۵	۱- تا ۳۵	رنگ AZ-1000-ECB، واشر حرارتی تفلونی
تعیین وضعیت	۲۱- تا ۳۲	۷- تا ۴۵	گریس سیلیکون کرباید، عایق چند لایه کپتون آلومینیوم اندود شده
مخابرات	۲۲- تا ۳۲	۱۲ تا ۳۲	رنگ TMS-800-IY، واشر تفلونی

مجاز شده و در حالت بحرانی گرم بیشینه‌ی دما به ۴۶/۱۰ درجه سلسیوس رسیده که موجب شده است حاشیه‌ی اطمینان تنها ۳/۹ درجه سلسیوس باشد. طراحی حرارتی در نظر گرفته شده برای GPS به اینصورت است که ابتدا از عایق‌های حرارتی چند لایه از جنس کپتون آلومینیوم اندود شده برای بالا بردن دمای آن استفاده شده است اما تنها عایق‌ها قادر هستند دمای GPS را تا ۱۲- درجه سلسیوس بالا برد. به همین علت برای سطح Z-GPS که به سازه‌ی اصلی متصل است از گریس سیلیکون کرباید با رسانایی گرمایی ۱۰۰ وات بر متر بر کلون استفاده شده است. در شکل ۱۲ دمای صفحات GPS در بتای صفر درجه، حالت بحرانی سرد و در صورت استفاده از پوشش عایق‌های چند لایه و گریس سیلیکون کرباید ارائه شده است.

جدول ۹- محدوده دمای GPS در حالت‌های بحرانی و بناهای مختلف

زاویه بتا	دما در حالت بحرانی سرد (°C)	دما در حالت بحرانی گرم (°C)
صفر	-۲۰/۸۴ تا ۸/۳۳	-۱۵/۴۹ تا ۱۷/۰۲
+۳۰	-۶/۱۲ تا ۲۵	-۰/۶۳ تا ۳۲/۱۶
-۳۰	-۱۵/۳۸ تا ۱۳/۴۹	-۱۰ تا ۲۰/۳۱
+۵۸	-۳ تا ۳۲	۴۶/۱۰ تا ۱۶/۳۷
-۵۸	-۱۳/۶۱ تا ۹/۲۱	-۶/۳۹ تا ۱۷/۶۷



شکل ۱۳- دمای صفحات GPS در بتای صفر درجه، حالت بحرانی سرد و در صورت استفاده از پوشش عایق‌های چند لایه از جنس کپتون آلومینیوم اندود شده و گریس سیلیکون کرباید

۵-۵- زیرسیستم مخابرات

جعبه مخابراتی TMTC یکی از تجهیزات زیرسیستم مخابرات ماهواره است. جدول ۹ نشان داده است که کمینه دما برای جعبه مخابراتی TMTC در بتای صفر درجه و بیشترین دما در بتای +۵۸ درجه است. کمترین دمای این المان بدون اعمال طرح حرارتی به ۲۴- درجه سلسیوس و بیشینه دمای آن به ۳۲ درجه سلسیوس رسیده است که با توجه به محدوده دمای عملکردی آن، طراحی به گونه‌ای صورت گرفته که دمای جعبه TMTC افزایش یابد. در شکل ۱۳ دمای صفحات جعبه TMTC مخابرات در بتای صفر، حالت بحرانی سرد و در صورت استفاده از رنگ TMS-800-IY و واشر تفلونی برای اتصال به صفحات اصلی ارائه شده است.

طبق مطالعات انجام گرفته در این پژوهش مناسب‌ترین این تجهیزات شامل رنگ‌ها، پوشش‌ها، عایق‌ها و گرمکن‌ها می‌شوند. ماهواره تحلیل شده ماهواره‌ای در ابعاد کوچک است که طراحی زیرسیستم کنترل گرمایی آن با استفاده از نرم‌افزارهای Thermal desktop و Sinda صورت گرفته است.

۷- مراجع

- [۱] حاجی بابایی طاهری ز، طراحی و تحلیل سیستم کنترل دما در یک ماهواره مقیاس کوچک، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۹۷.
- [2] Eickhoff J., *The FLP Microsatellite Platform*. Springer International Publishing, Switzerland, 2016.
- [3] Lyon R., Sellers J., Underwood C., *Small Satellite Thermal Modeling and Design at USAFA: Falconsat-2 Application*. *Proceedings IEEE Aerospace Conference*, 2002.
- [4] Richmond J. A., *Adaptive Thermal Modeling Architecture for small satellite Applications*. Massachusetts Institute of Technology, 2010.
- [5] Bulut M., Sozbir N., *Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combination*. *Applied Thermal Engineering*, Vol. 75, pp. 1076-1083, 2015.
- [6] Corpino S., Caldera M., Nichele F., Masoero M. and Viola N., Thermal Design and Analysis of a Nanosatellite in Low Earth Orbit. *Acta Astronautica*, Vol. 115, pp. 247-261, 2015.
- [7] Escobar E., Diaz M. and Cristobal Zagal J., *Evolutionary Design of a Satellite Thermal Control System: Real Experiments for a Cubesat Mission*. *Applied Thermal Engineering*, Vol. 105, pp. 490-500, 2016.
- [8] Martinez I., *Heat Transfer and Thermal Radiation Modeling*, Isidro Martinez' Lectures on Heat and Mass Transfer, 2015.
- [9] Gilmore D. G., *Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies*. The Aerospace Press, United States, 2002.
- [10] Diaz Aguado M., Greenbaum J., Fowler W. and Lightsey G., Small Satellite Thermal Design, Test and Analysis. *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, 2006.
- [11] Gazon. M. M., *Development and Analysis of the Thermal Design for the OSIRIS-3U Cubesat*. Pennsylvania State University, 2012.
- [12] Reiss P., Bewick C., New Methodology for the Thermal Modelling of Cubesat. *Small Satellites Systems and Services - The 4S Symposium*, 2012.
- [13] Spacecraft Thermal Control and Conductive Paints/Coatings and Services Catalog. AZ Technology Inc, 2008.
- [14] Gilmore D. G., *Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies*. The Aerospace Press, 2002.
- [15] VanOutryve C. B., *A Thermal Analysis and Design Tool for Small Spacecraft*. San Jose State University, 2008.