

# Thermal Modeling of Lidar Payload in a Remote Sensing Satellite under System Level Considerations with a Review on its Challenges

Masoud Khoshsima<sup>1</sup> , Mehran Shahryari<sup>2\*</sup> , Sajjad Ghazanfarinia<sup>3</sup>, Shiva Emami<sup>4</sup>   
and Yaser Saffar<sup>5</sup> 

1. Assistant Professor, Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
2. Instructor, Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
- 3, 4. M.Sc., Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
5. Ph.D., Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: [me.shahryari@isrc.ac.ir](mailto:me.shahryari@isrc.ac.ir)

## Abstract

*The results show that the lidar in cold orbital conditions has a temperature increase of about 38 degrees Celsius due to thermal design. Also, the range of temperature fluctuations before applying thermal design in the cold state of temperature changes in a circuit is about 14 degrees and after designing these fluctuations have been reduced to about 5 degrees. In hot conditions, the temperature conditions have improved a lot after the design and the maximum operating temperature is about 27 degrees the average temperature has decreased by about 22 degrees, while the temperature fluctuations have also decreased by 21 degrees. A significant temperature increase has occurred in the receiver after applying the thermal design in cold conditions, which is still within the allowed range. This is despite the fact that in hot conditions, after applying the thermal design, there was no significant change in the temperature of the receiver. In the case of the reflector, the conditions are completely different, so the minimum temperature in cold conditions has increased by 42 degrees and the maximum temperature has decreased by 7 degrees in hot conditions. In addition, temperature changes have become more uniform in both cases.*

**Keywords:** LiDAR, Payload, Satellite remote sensing, Thermal control, Numerical simulation



## COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## How to cite this article:

M. Khoshsima, M. Shahryari, S. Ghazanfarinia, Sh. Emami and Y. Saffar, "Thermal Modeling of Lidar Payload in a Remote Sensing Satellite under System Level Considerations with a Review on its Challenges," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 2, pp. 79-91, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1429>.



# مدل سازی حرارتی محموله لیدار یک ماهواره سنجشی بر اساس ملاحظات طراحی سیستمی و مرور چالش های آن

مسعود خوش سیمیا<sup>۱</sup> ID، مهران شهرداری<sup>۲\*</sup> ID، سجاد غضنفری نیا<sup>۳</sup>، شیوا امامی<sup>۴</sup> ID و یاسر صفارتلوری<sup>۵</sup> ID

پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

\* ایمیل نویسنده مخاطب: [me.shahryari@isrc.ac.ir](mailto:me.shahryari@isrc.ac.ir)

## چکیده

تغییرات دما در سامانه های اپتیکی منجر به تغییر ساختار عناصر عبور دهنده نور و در نهایت تغییر مسیر نور از راستای اولیه می شود. محموله لیدار به عنوان یک زیرسامانه الکترواپتیکی سنجش از دور فعال با بهره گیری از فناوری لیزر اهداف را پایش می کند. در لیدار حساس ترین مازول به دما، لیزر می باشد که تاثیر بسیار زیادی بر پایداری حرارتی دارد. ماهواره سنجشی مورد بررسی در این پژوهش دارای محموله لیدار است که در مدار دایروی به ارتفاع ۵۰۰ کیلومتر از سطح زمین با دوره تناوب ۱۰۵ دقیقه و زاویه انحراف ۹۸° با هدف پایش محیطی و هواشناسی در مدار قرار خواهد گرفت. به منظور شبیه سازی حرارتی ماهواره و محموله لیدار، بازه حرارتی محیطی، مشخصات هندسی و ترموپتیکی و نیز مشخصات مداری به صورت یک مدل ریاضی هندسی در نرم افزار ترمال دستناب ایجاد و سپس با توجه به مشخصات ترموفیزیکی و نیز تلفات حرارتی زمانمند، المان های مختلف ماهواره و محموله یک شبکه حرارتی در قالب یک مدل ریاضی حرارتی در مدهای مختلف مداری و عملکردی مورد تحلیل حرارتی قرار گرفته شده است. نتایج نشان می دهد طراحی حرارتی باعث شده است که محموله لیدار در شرایط سرد مداری افزایش دمای حدود ۲۸ درجه سانتیگراد را ثبت نماید. همچنین بازه نوسانات دمایی قبل از اعمال طراحی حرارتی در حالت سرد تغییرات دمایی در یک مدار حدود ۱۴ درجه و بعد از طراحی این نوسانات به حدود ۵ درجه کاهش یافته است. در شرایط گرم مداری نیز شرایط دمایی بعد از طراحی بسیار بهبود یافته و حداکثر دمای عملکردی حدود ۲۷ درجه و متوسط دمایی نیز حدود ۲۲ درجه کاهش یافته است. ضمن اینکه نوسانات دمایی نیز ۲۱ درجه کاهش یافته است. افزایش دمایی قابل توجهی در مورد گیرنده بعد از اعمال طراحی حرارتی در شرایط سرد اتفاق افتاده که البته همچنان در محدوده مجاز قرار گرفته است. این در حالی است که در شرایط گرم بعد از اعمال طراحی حرارتی تغییر زیادی در دمای گیرنده روی نداده است. در مورد بازتابنده شرایط کاملا متفاوت بوده به نحوی که حداکثر دما در شرایط سرد ۴۲ درجه افزایش و حداکثر دما در شرایط گرم ۷ درجه کاهش داشته است. ضمن اینکه تغییرات دمایی نیز در هر دو حالت یکنواخت تر شده است.

واژه های کلیدی: لیدار، محموله، ماهواره سنجشی، کنترل حرارت، شبیه سازی عددی

## مقدمه

در ماهواره های سنجشی دارای محموله فعال<sup>۶</sup> منبع تامین انرژی (موج الکترو مغناطیس) در سازه ماهواره جانمایی شده است. محموله لیدار (LiDAR) به عنوان یک زیرسامانه الکترواپتیکی سنجش از دور فعال با بهره گیری از فناوری لیزر (منبع انرژی) اهداف زمینی، فضایی و اتمسفر را پایش و اندازه گیری می کند. اساس کار در این

## اختصارات

Light Detection and Ranging (Lidar)	مدل ریاضی مهندسی
Geometrical Mathematical Model (GMM)	
Thermal Mathematical Model	مدل ریاضی حرارتی
Lumped Parameter Method (LPM)	پارامترهای توده ای
Partial Differential Equations (PDEs)	معادلات دیفرانسیل جزئی
Ordinary Differential Equations (ODEs)	معادلات دیفرانسیل معمولی

۴. کارشناسی ارشد

۵. دکتری

۱. استادیار

۲. مربی

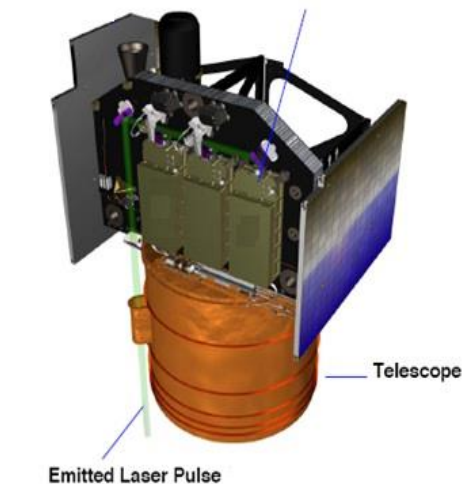
۳. کارشناسی ارشد

باعث افت بازده لیزر می‌شود و بر عملکرد دیودهای پمپی لیزرهای حالت جامد Nd-YAG تأثیر گذار است. حسگرهای بکاررفته در سامانه‌های الکترواپتیکی مانند لیدار با کاربرد فضایی دارای بازه دمایی محیطی و عملکردی مشخصی هستند. خواص اپتیکی و حرارتی تجهیزات الکترونیکی، اپتیکی و المان‌های یک سامانه لیدار با یکدیگر متفاوت است و هریک از این تجهیزات در زمان عملکرد محموله لیدار در فضا نسبت به تغییر دما پاسخ متفاوتی خواهند داشت. از اینرو، بررسی شرایط دمایی یکی از مهمترین چالش‌های طراحی سیستمی و زیرسیستمی در ماهواره می‌باشد.

بررسی‌های انجام شده در خصوص ماهواره‌هایی با محموله‌های مشابه لیدار با لیزر Nd-YAG و پمپاژ دیودی در دنیا نشان می‌دهد زیر سیستم کنترل حرارت ماهواره مولا<sup>۷</sup> (تاریخ پرتاب ۱۹۹۵) از هیتر و ترموستات تشکیل شده است. در ماهواره گلاس این زیر سیستم با سه سری لوله‌های حرارتی بسته، در ماهواره‌های ام ال ای<sup>۸</sup> و لولا<sup>۹</sup> (تاریخ پرتاب ۱۹۹۹ و ۲۰۰۲) با هیتر و ترموستات حرارتی مهمترین اجزا زیر سیستم کنترل حرارت می‌باشند. زیر سیستم کنترل حرارت ماهواره کالیپسو<sup>۱۰</sup> (تاریخ پرتاب ۲۰۰۶) ناسا به عنوان جدیدترین ماهواره در مدار در حال حاضر، از هیترهای کنترل کننده فعال و پوشش‌های عایق حرارتی<sup>۱۱</sup> تشکیل شده است. مازاد حرارت تولیدی لیزر در باکس الکترونیکی<sup>۱۲</sup> با استفاده از رادیاتورهای تعبیه شده در سمت فوقانی هر محفظه به بیرون منتقل می‌شود. سازه ماژولار<sup>۱۳</sup> محموله لیدار کالیپسو از فیبر M55J ساخته شده است. رسانش حرارتی این سازه حدود ۳۰ وات بر m-k می‌باشد که از نظر هزینه‌ای نسبت به آلومینیوم حدود ۱۵ درصد کمتر می‌باشد. با این رسانش گرمایی کم، امکان انتقال حرارت از سازه به رادیاتورهای نصب شده در باکس الکترونیکی لیزر به شدت کاهش می‌یابد. در سازه کالیپسو، شاسی اپتیکی، محفظه محموله و تلسکوپ از یکدیگر عایق‌بندی شده‌اند. به علت پیچیدگی و سطح بالای فناوری تحقیقاتی زیادی در خصوص طراحی و ساخت ماهواره‌های سنجشی با محموله لیدار و به تبع آن مدل‌سازی حرارتی محموله آن انجام نشده است هرچند در بالا نمونه‌هایی بررسی شد و در ادامه موارد مشابه دیگر و هم به نمونه‌های مدل‌سازی حرارتی در داخل کشور اشاره خواهد شد.

تازه‌ترین ماهواره لیداری طراحی، ساخته و پرتاب شده دنیا در سال ۲۰۱۷ موسوم به مرلین<sup>۱۴</sup> یک ماموریت فضایی مشترک فرانسه و آلمان است که با ماموریت اندازه‌گیری گاز گلخانه‌ایی متان در جو و تکمیل شبکه پایش ثبت شده است. پلت فرم ماهواره ۴۰۰ کیلوگرم

ماهواره‌ها مبتنی بر بازگشت الاستیک و یا غیرالاستیک پرتو موج الکترومغناطیس (لیزر) ارسال شده از سوی یک گسیلنده لیزر و جمع‌آوری و ثبت سیگنال‌های پراکنده شده بازگشتی از اتمسفر و سایر اهداف توسط سامانه اپتیکی (تلسکوپ) است. لیزر به کاررفته در محموله لیدار متناسب با نوع ماموریت ماهواره متفاوت است [۴-۱]. از این‌رو چیدمان سامانه لیدار، ماژول لیزر، سامانه اپتیکی محموله‌های لیدار با کاربردهایی نظیر نقشه‌برداری، پایش و اندازه‌گیری پروفایل‌های قائم اتمسفر، هواویزها، گردوغبار، ابرها، لایه مرزی اتمسفر و رهگیری موشک‌های بالستیک؛ طراحی و ساخته می‌شود. محموله لیدار شامل سه بخش لیزر و گسیلنده لیزر، دریافت کننده و بخش الکترونیک است. گسیلنده لیزر پرتو لیزر را در یک طول موج مشخص متناسب با نوع ماموریت ماهواره به سمت اهداف ارسال و سیگنال بازگشتی و پراکنشی از سوی هدف توسط تلسکوپ جمع‌آوری می‌شود. زیرسیستم دریافت کننده (گیرنده) شامل تلسکوپ، آشکارسازها، حسگرها و تقویت کننده‌هاست که بر روی شاسی اپتیکی جانمایی شده است. پردازش سیگنال‌های دریافتی در بخش الکترونیک محموله محفظه لیدار نصب شده است.



شکل ۱- نمایی تغییر یافته از ماهواره سنجشی "گلس" ناسا دارای محموله لیدار. در شکل تلسکوپ و ماژول لیزر محموله لیدار مشخص شده است [1]

پارامتر بحرانی در ماموریت ماهواره‌های سنجشی لیداری، بازده و عملکرد بهینه لیزر است. از دیگر پارامترهای مهم، دقت نشانه‌روی لیزر می‌باشد که نیازمند سیستم هدایت پرتوگسیلنده و همراستایی اپتیکی دقیق محموله لیدار است، از طرفی ترازمندی صحیح این چیدمان شدیداً به دما و گرادیان‌های حرارتی وابسته است و بروز تغییرات دما همراستایی اپتیکی را در یک لیزر بر هم می‌زند. همچنین افزایش دما

11. MLI  
12. EBOX  
13. PROTEUS  
14. MERLIN

7. MOLA  
8. MLA  
9. LOLA  
10. CALIPSO

به‌دست آمدند. در این تحقیق طراحی بهینه چندموضوعی زیرسیستم کنترل حرارت ماهواره از طریق توسعه روش‌های نرم‌افزاری صورت پذیرفته است [۱۰].

در این پژوهش با هدف استخراج پارامترهای بحرانی در طراحی سیستمی ماهواره رفتار حرارتی یک نمونه ماژول لیزر در محموله لیدار ماهواره سنجشی با ماموریت و پارامترهای مداری مشخص شبیه‌سازی و تحلیل و همچنین چالش‌ها، گلوگاه‌های حرارتی طراحی محموله لیدار و الزامات سیستمی بررسی می‌شود. از این‌رو، شبیه‌سازی شرایط حرارتی محموله سنجشی لیدار، با توجه به ابعاد و الزامات مرتبط با آن که در نمونه‌های مذکور یا پیشین مورد بحث نیست، با هدف استخراج پارامترهای سیستمی و زیرسیستمی و باتوجه به سناریو ماموریت و در ابعاد یک ماهواره بزرگ نسبت به سایر کلاس‌های ماهواره در سطح کشور از جنبه‌های نوآوری این پژوهش می‌باشد.

## مبانی نظری کنترل حرارت و نویز حرارتی

تغییرات دما در سامانه‌های اپتیکی منجر به تغییر ساختار المان‌های عبور دهنده نور و در نهایت تغییر مسیر نور از راستای اولیه می‌شود. به‌طور کلی، تغییر شکل و جابه‌جایی المان‌ها در سامانه اپتیکی لیدار، خمش سازه، اغتشاش در پایداری همراستایی و یا تغییر خواص اپتیکی باعث ایجاد انحراف در مسیر پرتو می‌شود [۱۱]. مطابق با استاندارد فضایی ECSS زیر سیستم کنترل حرارت ماهواره مدیریت حرارتی و برقراری تعادل گرمایی ماهواره، حذف نویزها و طراحی به روش‌های مختلف را انجام می‌دهد. بررسی ملاحظات طراحی حرارتی و کنترل حرارتی محموله لیدار شامل روش‌هایی است که طی آن گرمای اضافه تولید شده توسط تجهیزات الکترونیکی و اپتیکی از بین می‌رود یا جبران‌سازی دمای ازدست‌رفته به منظور برقراری تعادل حرارتی انجام می‌شود و همواره دمای عملکردی لیزر در حالت بهینه ثابت حفظ می‌شود.

### محیط حرارتی فضا

عملکرد و طول عمر عملیاتی ماهواره‌ها به شدت به تأثیر محیط حرارتی ارائه شده در فضا بستگی دارد. محیط حرارتی در فضا پایدار نیست و در طول دوره عملیاتی به‌صورت دوره‌ای تغییر می‌کند. همچنین با توجه به ویژگی‌های مداری متفاوت است. به منظور انجام مدل‌سازی حرارتی، دمای محیطی که ماهواره تجربه می‌کند باید دقیقاً تعریف شود. محیط حرارتی یک ماهواره در فضا شامل تشعشعات حرارتی مستقیم خورشیدی، آلبیدو و مادون قرمز سیاره‌ای است که در شکل (۲) نشان داده شده است.

مرلین، توسط شرکت ایرباس و آژانس فضایی فرانسه بر اساس خط تولید جدید MYRIADE به نام MYRIADE تحولات. طراحی و ساخته شده است. در این ماهواره نوآوری‌هایی در افزایش بازده سلول‌های خورشیدی، پردازش داده‌ها و توان لیزر فرستنده، ذخیره‌سازی و کنترل مدار و نشانه‌روی انجام شده است [۵].

همچنین در جدیدترین تحقیقات صورت‌گرفته در حوزه ماهواره‌های مکعبی در مرجع [۶] طراحی مکانیکی و تجزیه و تحلیل حرارتی یک ماهواره U ۱۲ با توجه به ارتعاش تصادفی و پاسخ شوک مربوط به پرتاب فضاپیما و ارتعاشات حین جداسازی انجام شده است و محققان در این مقاله، سیستم‌های اتلاف حرارتی، از جمله رادیاتورها، لوله‌های حرارتی و خنک‌کننده‌های ترموالکتریک را طراحی، و از رنگ فضایی درجه یک برای حفظ عملکرد محموله لیدار استفاده کرده‌اند.

نتایج تحقیقات انجام شده توسط پرز و همکاران در خصوص تجزیه حرارتی یک ماهواره کوچک با ادغام مستقیم معادلات تعادل حرارتی یک مدل کوچک‌شده دو گره با تقریب اثربخشی مناسبی در افزایش دقت مدل‌سازی به‌دنبال داشته است. هدف این کار ارائه یک روش تحلیلی ساده برای مطالعه تغییرات دما و پایداری حرارتی ماهواره‌های کوچک (میکرو و نانو) چرخشی با پانل‌های خورشیدی نصب‌شده روی بدنه بوده است [۷].

کورپینو و همکاران طراحی حرارتی و تحلیل یک نانوماهواره سنجشی در مدار کم‌ارتفاع را مورد توجه قرار دادند. تحلیل حرارتی انجام شده در یک نانوماهواره توسعه‌یافته در دانشگاه پلی‌تکنیک تورینو به عنوان نوآوری در این دانشگاه به ثبت رسیده است [۸].

مطابق با بررسی انجام شده در داخل کشور تحقیقات زیادی در این خصوص انجام نشده است هرچند خانقاهی و همکاران در سال ۱۳۹۸ به‌منظور به حداقل رساندن میزان توان مصرفی زیرسیستم کنترل حرارت ماهواره با در دست داشتن مدل هندسی و شرایط و پارامترهای مداری به طراحی جانمایی بهینه زیرسیستم‌های ماهواره براساس الزامات حرارتی و کنترلی تحقیقاتی انجام دادند. براساس نتایج آنها علاوه بر اینکه قید سیستمی بودجه توانی ارضا شده، توان زیرسیستم کنترل حرارت به میزان ۶۶٪ کاهش پیدا کرده است. برتری این روش در این است که با رعایت طرح جانمایی حاصل، مدلی به‌دست خواهد آمد که نیاز به زیرسیستم کنترل حرارت با پیچیدگی کمتر و توان محدودتری دارد و در نتیجه علاوه بر اینکه جرم ماهواره کاهش می‌یابد، قابلیت اطمینان ماهواره نیز افزایش خواهد یافت [۹]. همچنین دهقان و همکاران طراحی طراحی بهینه زیرسیستم کنترل حرارت برای ماهواره‌های کوچک را ارائه کردند. آنها ابتدا نرم‌افزار تحلیل حرارتی مورد نیاز را تدوین کردند و سپس با دانستن اطلاعات مدار و ماهواره، موقعیت ماهواره شبیه‌سازی‌شده و شارهای حرارتی ورودی و خروجی

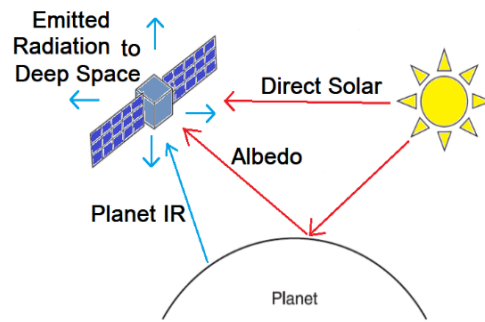
روش توده‌ای، توصیف رفتار سیستم‌های فیزیکی توزیع‌شده فضایی، مانند مدارهای الکتریکی، را در یک توپولوژی متشکل از موجودیت‌های مجزا که رفتار سیستم توزیع‌شده را تحت مفروضات خاصی تقریب می‌کنند، ساده می‌کند. این روش در سیستم‌های الکتریکی (از جمله الکترونیک)، سیستم‌های چند بدنه مکانیکی<sup>۱۹</sup>، انتقال حرارت، آکوستیک، و غیره مفید است. این ممکن است با سیستم‌ها یا مدل‌هایی با پارامترهای توزیع‌شده که در آن‌ها رفتار به‌صورت فضایی توزیع می‌شود و نمی‌توان آن‌ها را در موجودیت‌های گسسته محلی در نظر گرفت، مقایسه شود. از نظر ریاضی، ساده‌سازی فضای حالت، سیستم را به یک بعد محدود کاهش داده و معادلات دیفرانسیل جزئی<sup>۲۰</sup> مدل پیوسته (بی‌بعدی) زمان و مکان سیستم فیزیکی را به معادلات دیفرانسیل معمولی<sup>۲۱</sup> با یک تعداد محدود پارامتر کاهش می‌دهد.

### سناریو پیشنهادی ماموریت ماهواره

ماهواره مدنظر یک ماهواره سنجشی با یک محموله فعال از جنس لیدار است که در مدار دایروی به ارتفاع ۵۰۰ کیلومتر از سطح زمین، دوره تناوب ۱۰۵ دقیقه (۵۶۷۷ ثانیه) و زاویه انحراف ۹۸° در مدار قرار خواهد گرفت. این ماهواره با هدف پایش محیطی در نظر گرفته شده و ماموریت آن تصویربرداری برای استخراج داده با اهداف زیر است:

- بررسی شرایط ابرها و ارتفاع و ساختار عمودی آنها
- آئروسول‌ها در اتمسفر
- سطح پوشش برف
- میزان یخ‌های موجود در یخچال‌های کشور
- عمق آب‌های منابع سطحی و مشخصات آنها
- نقشه توپوگرافی با تعیین صافی، میزان بازتابش و پوشش گیاهی

با توجه به در نظر گرفتن این مجموعه از ماموریت‌ها برای این محموله، لازم است که لیزری با قابلیت تابش در دو طول موج ۵۳۲ و ۱۰۳۴ نانومتر که به ترتیب با توان تابش ۷۵ و ۳۵ میلی‌ژول در نظر گرفته شود. لیزر از پمپ Nd-YAG استفاده کرده و با فرکانس ۴۰ هرتز پالس‌های به مدت زمان ۴ نانوثانیه ایجاد خواهد کرد. (این به معنای آن است که محموله در هر ثانیه، ۱۶۰ نانوثانیه فعال خواهد بود) برای ایجاد چنین پالس‌هایی محموله باید نزدیک به ۳۰۰ وات توان ورودی داشته باشد تا علاوه بر تشعشع لیزر، بازتابش را دریافت و به‌صورت محصول خروجی آماده کند. این محموله باید از تلسکوپی استفاده کند که بتواند بازخورد پالس‌ها در طول موج‌های مذکور را دریافت کند، بر این اساس تلسکوپ این محموله قطری ۱۰۰ سانتی‌متری داشته و طول آن در



شکل ۲- محیط حرارتی یک ماهواره در فضا

همچنین در هر سامانه الکترواپتیکی، ملاحظات مربوط به نویز حرارتی از اهمیت خاصی برخوردار است. نویز حرارتی به‌صورت طبیعی حالت گاوسی دارد. نویز حرارتی به عنوان یک واقعیت اجتناب ناپذیر برای سامانه الکترواپتیکی، با استفاده از روش‌های متعددی و استاندارد قابل بررسی می‌باشد. شیلدینگ (محافظ) و اعمال روش‌های کاهش دما از جمله روش‌های متداول در هر سامانه لیدار می‌باشد [۱۲]. همه توان ورودی تزریق شده به لیزر در محموله لیدار، به عنوان خروجی دریافت نمی‌شود و بخشی از آن توسط حرارت ایجاد شده توسط خود لیزر تلف می‌شود. به‌طوری‌که هرچه دمای عملکردی لیزر افزایش یابد بازده و توان اپتیکی خروجی لیزر کاهش می‌یابد. در این صورت سناریوهای عملکردی و چرخه کار لیزر و سایر ملاحظات زیر سیستم کنترل حرارت نقش مهمی را ایفا می‌کند. گرمای ایجاد شده توسط لیزر در یک محموله لیدار در حین کار، از این نظریه پیروی می‌کند که لیزر حجم زیادی از انرژی را در سطح مقطع بسیار کم متمرکز می‌کند. از طرفی در نظر گرفتن انرژی هر پالس لیزر و خواص ترمودینامیکی مواد به‌کار رفته در یک سامانه لیزر از ملاحظات بسیار مهم طراحی است.

### شبیه‌سازی

به‌منظور شبیه‌سازی حرارتی ماهواره و محموله لیدار، ابتدا سناریو ماموریت ماهواره، بازه حرارتی محیطی، مشخصات هندسی و ترموآپتیکی و نیز مشخصات مداری به‌صورت یک مدل ریاضی هندسی<sup>۱۵</sup> (GMM) در نرم افزار ترمال دسکتاپ ایجاد گردیده و سپس با توجه به مشخصات ترموفیزیکی و نیز تلفات حرارتی زمانمند عناصر مختلف ماهواره و محموله یک شبکه حرارتی<sup>۱۶</sup> در قالب یک مدل ریاضی حرارتی<sup>۱۷</sup> (TMM) ایجاد شده و سپس در مودهای مختلف مداری و عملکردی مورد تحلیل حرارتی قرار گرفته شده است. در این مقاله برای تحلیل حرارتی مدل از روش پارامترهای توده‌ای<sup>۱۸</sup> استفاده شده است.

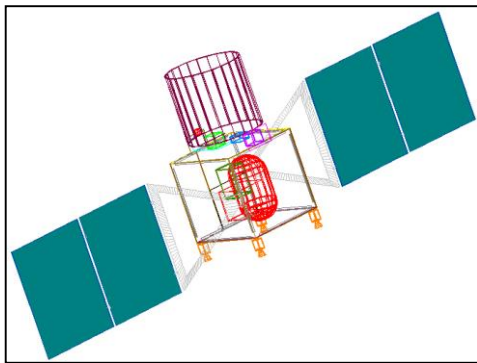
19. Mechanical Multibody Systems  
20. Partial Differential Equations (PDEs)  
21. Ordinary Differential Equations (ODEs)

15. Geometrical Mathematical Model  
16. Thermal Network  
17. Thermal Mathematical Model  
18. Lumped Parameter Method (LPM)

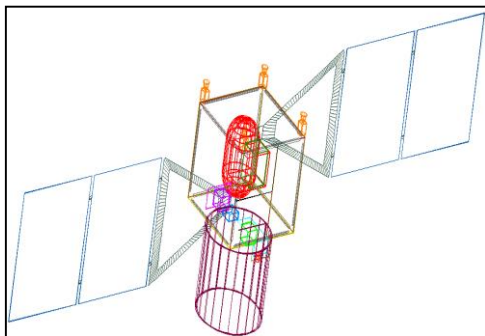
می‌شود: در حالت عملکردی بازه دمایی پیشنهادی برای تست حرارتی محیطی مثبت ۱۰ به بالا و منفی ۱۰ به پایین افزوده می‌شود. در حالت آماده به کار لیدار ده درجه به بازه تعریف شده اضافه می‌شود. متناسب با نوع قطعات و ماژول‌ها سیکل‌های حرارتی برای تست، تعریف و اجرا می‌شود. به عنوان مثال برای تجمیع با قابلیت اطمینان بالا ۶۰ سیکل، برای تجمیع پرخطر ۳۰ سیکل، برای زیر سیستم اپتو الکترونیک ۱۰۰ سیکل و بیشتر طراحی و اجرا می‌شود.

### مشخصات فیزیکی

ساختار فیزیکی ماهواره سنجشی مورد نظر همان‌طور که در شکل‌های (۳) تا (۶) نشان داده شده است، به‌طور کلی از سه بخش عمده تشکیل شده است که عبارت‌اند از: (۱) سازه اصلی مکعبی شکل با ابعاد ۱۴۰۰ میلی‌متر، که تمامی زیر سیستم‌های پلتفرم و محموله روی آن نصب می‌گردند، (۲) چهار صفحه خورشیدی قابل گسترش<sup>۲۲</sup> که به وسیله یک مکانیزم تاشونده و باز شونده در دو طرف ماهواره نصب شده‌اند هر کدام از آنها دارای سطحی به ابعاد ۱۹۰۰ در ۱۵۰۰ میلی‌متر می‌باشد و (۳) مجموعه محموله لیدار که شامل تعدادی جعبه‌های الکترونیکی و مخابراتی و یک سازه استوانه‌ای شامل قسمت‌های اپتیکی که همگی در صفحه z plus سازه اصلی قرار دارند. همچنین شایان ذکر است که چهار تراستر مربوط به سیستم پیشران کنترل وضعیت ماهواره نیز در صفحه z minus ماهواره نصب شده‌اند.



شکل ۳- نمایی گسترده از ماهواره سنجشی با محموله لیدار



شکل ۴- نمایی از ماهواره سنجشی با محموله لیدار

حدود سانتی‌متر است. این تلسکوپ علاوه بر آنکه از نظر استحکام سازه‌ای دارای مشخصات ویژه‌ای است که فواصل اپتیکی را در محدوده‌های مجاز کنترل کند، لازم است در دمای ۲۰ درجه و تنها با ۵ درجه حاشیه کنترل شود. از این رو، در ساختار این محموله مجموعه‌ای از لوله‌های حرارتی و رادیاتورها لحاظ شده و کنترل حرارت دقیقی برای آن در نظر گرفته می‌شود که در ادامه به جزئیات آن اشاره خواهد شد. با توجه به مجموع این شرایط، جرم محموله در حدود ۳۰۰ کیلوگرم خواهد بود. از آنجا که عملیات محموله‌ی لیدار با الزامات، قیود و شرایطی که در اینجا به آن‌ها اشاره شد، دارای ملاحظات فراوانی است، کارکرد دائم آن مقدر نخواهد بود. از طرف دیگر، محدودیت‌های فناوریانه پمپ‌های لیزر مانع از آن خواهند شد که به‌صورت پیوسته مورد استفاده قرار بگیرد. بنابراین با توجه به فناوری مورد استفاده در پمپ لیزر این محموله و همچنین نیازهای ماموریتی و با هدف حفظ محموله در مقابل مخاطرات سیستمی و جلوگیری از رخداد خرابی در محموله و سیستم، به‌صورت دائم از آن استفاده نخواهد شد. بر این اساس و مطابق با تعریف ماموریت، محموله در هر سال در سه نوبت و در هر نوبت به مدت ۳۰ روز فعال خواهد بود تا بتواند برای مدت زمان عمر عملیاتی ۵ ساله‌ی ماهواره (که بر اساس نیاز اولیه لحاظ شده) کارکردی باقی بماند. بر این اساس و با توجه به توان مصرفی متوسط ۳۰۰ وات، زمان‌هایی در محموله توان مصرفی به حداکثر خود خواهد رسید که پالس‌ها اعمال شود. با توجه به مدت زمان پالس‌ها، نسبت زمانی که محموله در توان حداکثری خود است به کل زمان عملیاتی آن، با فرض دوره وظیفه ۱۰۰ درصدی که در تعریف ماموریت آن دیده شده، از مرتبه  $10^{-9}$  است که قابل صرف نظر خواهد بود. با توجه به اینکه توان اتلافی محموله نیز در همین زمان‌ها و با توجه به تشعشع آن، متفاوت می‌شود، پس می‌توان در این بخش نیز ساده‌سازی کرده و فرض نمود که توان اتلافی در تمام زمان عملیات یکسان و برابر با توان مصرفی است.

### بازه حرارتی محیطی و الزامات

برای الزامات حرارتی در ماهواره و محموله‌های آن، استاندارد ثابت و مشخصی وجود ندارد، چراکه برای هر پروژه فضایی متناسب با چیدمان فنی و شرایط محیطی می‌بایست الزامات سیستمی و طراحی پیاده سازی گردد. از طرفی با استخراج مشخصات سیستمی و زیرسیستمی و برطرف شدن محدودیت‌های وابسته به آنها بازه تغییرات دمای محیطی در نظر گرفته می‌شود. معمولاً برای مدارهای LEO بازه ۲۵- تا ۸۵+ درجه سانتی‌گراد را در نظر می‌گیرند. متناسب با بازه عملکردی هر یک از تجهیزات محموله یا ماهواره در دمای مشخص، معمولاً ۱۰ درجه به عنوان حاشیه اطمینان بالا و پائین بازه پیشنهادی در سطح سیستم در نظر می‌گیرند [۲]. بسته به شرایط عملکردی محموله لیدار تست‌های محیطی حرارتی طراحی و اجرا

برای انجام تحلیل‌های حرارتی در شرایط سرد و گرم مداری از ثابت‌های متفاوتی استفاده شده که در جدول (۱) ارائه شده است.

جدول ۱- ثابت‌های حرارتی مداری

Q_IR [W/m <sup>2</sup> ]	Albedo Factor	Q_sun [W/m <sup>2</sup> ]	
۲۵۷	۰/۲۶	۱۴۱۴	شرایط گرم مداری
۲۱۸	۰/۱۹	۱۳۲۲	شرایط سرد مداری

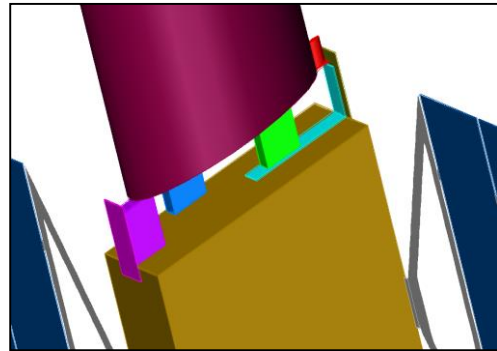
خواص ترموپتیکی نیز در ابتدای ماموریت (BOL) و انتهای مأموریت (EOL) با توجه به اینکه در گذر زمان و قرار گیری در برابر تشعشعات و اکسیژن‌های اتمی موجود در مدار LEO با هم متفاوت می‌باشند و طراحی حرارتی را تحت تأثیر قرار می‌دهند برای این منظور از مقادیر زیر برای انجام تحلیل‌های حرارتی در مدل‌های حرارتی استفاده شده است.

جدول ۲- خواص ترموپتیکی مورد استفاده در مدل

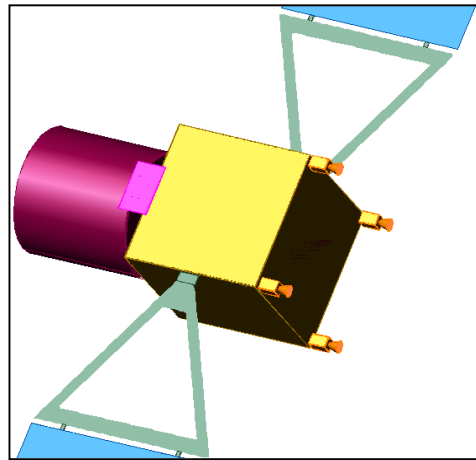
	$\alpha_{solar\_BO}$ L	$\epsilon_{IR\_BOL}$	$\alpha_{solar\_EOL}$	$\epsilon_{IR\_EOL}$
Al_Anodised	۰/۱۲	۰/۴۵	۰/۴	۰/۶۵
Black	۰/۹۵	۰/۸۷	۰/۹۳	۰/۸۷
MLI	۰/۴۱	۰/۰۲	۰/۵۱	۰/۰۵
OSR	۰/۰۷	۰/۸۶	۰/۱	۰/۸۶
Solar cells	۰/۹۳	۱	۰/۹۳	۱
White	۰/۱۷	۰/۹۲	۰/۵۵	۰/۹۲

### مدلسازی هندسی و حرارتی ماهواره

جهت محاسبه ضرایب شکل، مقادیر شارهای حرارتی محیطی دریافتی از خورشید و زمین و مقادیر لینک‌های تشعشعی<sup>۳</sup> ابتدا مدل ریاضی هندسی (GMM) ماهواره به صورت ساده طراحی گردید. در شکل‌های ۳ تا ۶ نمایی از مدلسازی هندسی نشان داده شده است. طراحی مدل هندسی با استفاده از نرم‌افزار ترمال دسکتاپ<sup>۴</sup> صورت گرفت. با استفاده از این نرم افزار می‌توان مدل‌های پیچیده هندسی را طراحی نموده و خواص اپتیکی نظیر ضرایب جذب و نشر و هم‌چنین خواص ترموفیزیکی نظیر ضرایب انتقال حرارت، چگالی و غیره را به آن اختصاص داد. هم‌چنین می‌توان ارتفاع و زاویه  $\beta$  برای مدار مدل ماهواره مورد نظر نیز تعریف نمود [۴]. سازه ماهواره از جنس آلومینیم ۷۰۷۵ مورد استفاده در شکل مکعب و از جنس آلومینیم با پوشش رنگ سیاه و میزان اتلاف حرارتی معادل ۲۵ وات مدل شد. این جعبه بوسیله ۶ گره دیفیوژن

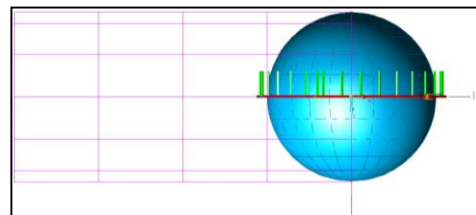


شکل ۵- نمایی از اتصال تلسکوپ به باس در ماهواره سنجشی با محموله لیدار

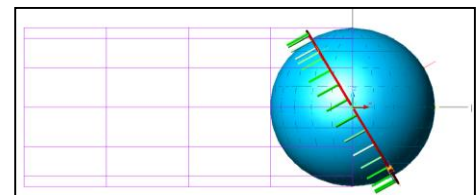


شکل ۶- نمایی از ماهواره سنجشی با محموله لیدار

به منظور طراحی حرارتی بعد از انجام تحلیل‌های حرارتی متعدد در زوایای بتای مختلف زوایای  $\beta=0^\circ$  برای بدترین شرایط سرد و  $\beta=60^\circ$  برای بدترین شرایط گرم در نظر گرفته شد. در شکل‌های (۷) و (۸) شماتیک این مدارها نشان داده شده است.



شکل ۷- مدار با زاویه  $\beta=0^\circ$



شکل ۸- مدار با زاویه  $\beta=60^\circ$



$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{solar} + \dot{Q}_{Albedo} + \dot{Q}_{planet} + \dot{Q}_{internal} \quad (3)$$

$$\dot{Q}_{solar} = \alpha_S q_{solar} A_{solar} \quad (4)$$

$$\dot{Q}_{Albedo} = \alpha \alpha_S q_{solar} (F_{S/c-p} A) \quad (5)$$

$$\dot{Q}_{planet} = \epsilon \sigma T_{planet}^4 (F_{S/c-p} A) \quad (6)$$

$$q_{solar} = 1367.5 / (AU)^2 \quad (7)$$

از این معادله می‌توان فهمید که انرژی گرمایی جذب شده واقعی به فاصله از خورشید، خواص ترموپستیکی سطح واقعی و ناحیه در معرض آن بستگی دارد [۸].

$$\dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{radiated} + \dot{Q}_{conducted} \quad (8)$$

بنابراین، معادله بالانس حرارتی را می‌توان به صورت رابطه (۸) به صورت کلی و به صورت رابطه (۹) برای هر گره حرارتی در شبکه حرارتی مدل ماهواره ارائه کرد.

$$C \frac{dT}{dt} = \dot{Q}_{solar} + \dot{Q}_{Albedo} + \dot{Q}_{planet} + \dot{Q}_{internal} - \dot{Q}_{radiated} - \dot{Q}_{conducted} \quad (9)$$

که فرم باز شده برای گره شماره  $i$  به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \dot{Q}_{solar,i} + \dot{Q}_{Albedo,i} + \dot{Q}_{planet,i} + \dot{Q}_{internal,i} - \sum_{j=1}^n K_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \sigma R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad (10)$$

به منظور خطی سازی و سهولت تحلیل در معادله بالا به جای عبارت  $T_i^4 - T_j^4$  از  $T_i^4 - T_j^4 = (T_i - T_j)(T_i^3 + T_i T_j + T_j^3)$  استفاده می‌گردد.

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \dot{Q}_{solar,i} + \dot{Q}_{Albedo,i} + \dot{Q}_{planet,i} + \dot{Q}_{internal,i} - \sum_{j=1}^n K_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \sigma R_{ij} (T_i - T_j) (T_i^3 + T_i T_j + T_j^3) + T_i T_j + T_j^3 \quad (11)$$

علائم استفاده شده در روابط بالا به شرح زیر می‌باشند:

AU	فاصله جسم تا خورشید بر حسب واحد نجومی
$\alpha$	ضریب جذب در طیف خورشیدی
$a$	ضریب آلبیدو
$F_{S/c-p}$	ضریب شکل بین سطح گره حرارتی و زمین (سیاره)

مدل سازی گردیده و در داخل ماهواره بر روی سطح پائینی آن قرار داده شده است. در آخرین مرحله باتری‌ها به صورت دو بسته جداگانه که روبروی یکدیگر روی صفحه میانی ماهواره نصب شده اند، طراحی گردیدند. باتری‌ها نیز با پوشش رنگ سیاه و میزان اتلاف حرارتی معادل ۴ وات برای هر بسته، و توسط ۶ گره دیفیوژن برای هر بسته مدل شدند. جدول ۲ خواص اپتیکی پوشش‌های مورد نظر را نمایش می‌دهد. پارامترهای مدار ماهواره که پیشتر ذکر شد، برای محاسبه مقادیر شارهای حرارتی دریافتی از زمین و خورشید مورد نیاز خواهد بود، زاویه  $\beta$  که به صورت زاویه بین بردار خورشیدی با صفحه مدار تعریف می‌شود، تاثیر زیادی در میزان جذب شارهای حرارتی محیطی دارد. مدار ماهواره برای زاویه  $\beta=0^\circ$  مطابق شکل (۵) می‌باشد. در این محاسبات محور مختصات روی مدل ثابت بوده و به صورتی است که جهت  $+Z$  به طرف زمین<sup>۲۵</sup> و  $+X$  مماس بر مدار در جهت حرکت ماهواره تعریف می‌شوند. مقادیر ثابت استفاده شده در این محاسبات برای خورشید، آلبیدو و تشعشعات مادون قرمز زمین مطابق با جدول شماره ۱ منظور شده‌اند.

### مدل سازی ریاضی حرارتی

مدیریت انرژی حرارتی یک ماهواره فرآیندی است که به شدت تحت تاثیر گرمایش محیطی است. مکانیزم‌های عمده گرمایش محیطی در طول عمر مفید ماهواره در مدار، شار مستقیم خورشیدی، آلبیدو و انرژی‌های سیاره‌ای-فروسرخ هستند. اساساً، تعادل حرارتی جامع یک ماهواره را می‌توان با مدیریت انرژی ارسال شده توسط ماهواره در برابر انرژی دریافتی از محیط خارجی به اضافه انرژی تلف شده توسط قطعات الکترونیکی داخلی به دست آورد. به منظور مدل سازی حرارتی عناصر ماهواره باید معادله بالانس حرارتی برای هر کدام از گره‌های حرارتی به طور جداگانه نوشته شود و سپس دستگاه معادلات به طور هم‌زمان با هم حل گردد. بنابراین، معادله بالانس حرارتی برای هر کدام از گره‌های حرارتی در ماهواره را می‌توان به صورت زیر نوشت.

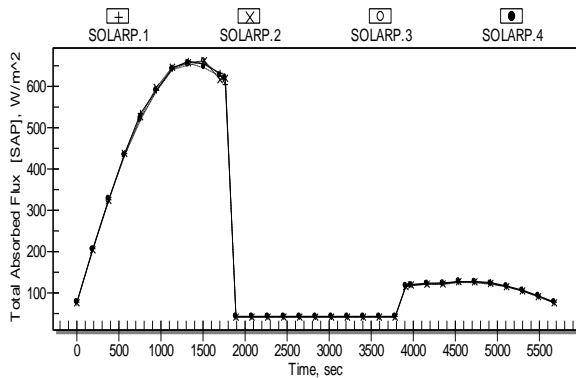
$$C \frac{dT}{dt} = \dot{Q}_{in} - \dot{Q}_{out} \quad (1)$$

هر گره حرارتی می‌تواند در معرض دریافت شار خورشیدی، آلبیدو و سیاره مادون قرمز و نیز اتلاف گرما (ناشی از تجهیزات الکترونیکی) باشد.

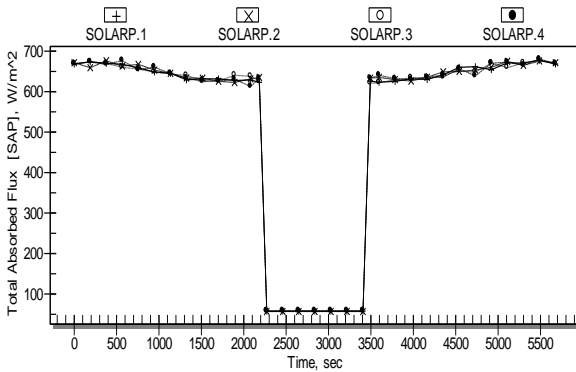
همچنین هر گره حرارتی می‌تواند از طریق تابش مادون قرمز و هدایت حرارتی با گره‌های حرارتی دیگر و یا فضای بینهایت در تبادل حرارتی قرار گیرد.

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{solar} + \dot{Q}_{Albedo} + \dot{Q}_{planet} + \dot{Q}_{internal} \quad (2)$$

سطوح پانل‌های خورشیدی ماهواره در مدت یک دور حرکت ماهواره در مدار با زاویه بتای صفر و شصت درجه می‌باشند.



شکل ۹- شارهای حرارتی محیطی دریافتی توسط سطوح پانل‌های خورشیدی در  $\text{Beta} = 0^\circ$



شکل ۱۰- شارهای حرارتی محیطی دریافتی توسط سطوح پانل‌های خورشیدی در  $\text{Beta} = 60^\circ$

همان‌گونه که از نمودارهای تغییرات شار حرارتی دریافتی توسط صفحات خورشیدی در شکل‌های ۹ و ۱۰ مشخص است، این صفحات در مدار با زاویه  $\beta = 60^\circ$ ، شار حرارتی حدود  $650 \text{ W/m}^2$  را در بیش از ۷۰ دقیقه از زمان یک مدار دریافت می‌کنند، این در حالی است که همین صفحات خورشیدی در مدار با زاویه  $\beta = 0^\circ$ ، شار حرارتی کمی بیشتر از  $600 \text{ W/m}^2$  را در کمتر از ۱۱ دقیقه از کل مدار دریافت می‌کنند. بنابراین میزان شار حرارتی در شرایط گرم مداری با زاویه  $\beta = 60^\circ$ ، بسیار بیشتر از شرایط سرد مداری با زاویه  $\beta = 0^\circ$  است. برای ساخت و تحلیل مدل ریاضی حرارتی (TMM) از نرم‌افزار SINDA استفاده شده است. این نرم‌افزار با استفاده از خروجی‌های نرم‌افزار ترمال دسکتاپ قادر است توزیع دما یا شار حرارتی برای اجزا مختلف ماهواره را محاسبه نماید [۱]. در مدل ریاضی حرارتی ماهواره بیش از ۷۵۰ لینک برای مدل کردن انتقال حرارت در صفحه و همچنین در راستای عمود بر سطح مربوط به صفحات خورشیدی و سایر اجزا ماهواره تعریف شد. لینک‌های هدایتی، حرارت را متناسب با اختلاف دمای دو گره منتقل می‌کنند.

سطح گره حرارتی در تبادل تشعشی آلبیدو یا IR با زمین (سیاره) A اگر برای تمام n گره حرارتی معادله ۱۱ نوشته شود، یک دستگاه معادله n مجهولی در هر گام زمانی خواهیم داشت که با مقدار دهی اولیه در زمان شروع شبیه‌سازی عددی می‌توانیم با حل این دستگاه معادلات در زمان پیشروی کرده و تغییرات دمایی هر کدام از این n گره حرارتی محاسبه گردد.

$$[a_{ij}]_{n \times n} [T_i^{m+1}]_{n \times 1} = [b_i]_{n \times 1}, \quad b_i = f(T_1^m, T_2^m, T_3^m, \dots, T_n^m) \quad (12)$$

که در رابطه بالا  $T_i^m$  دمای گره i در گام زمانی m و  $T_i^{m+1}$  دمای گره i در گام زمانی m+1 می‌باشد.

## طراحی حرارتی

به‌طور خلاصه بعد از مدل‌سازی و تحلیل مدل حرارتی ماهواره در بدترین شرایط سرد و گرم مداری و عملکردی دمای اجزاء مختلف با بازه دمایی مجاز عملکردی و غیر عملکردی مقایسه می‌گردد و حاشیه دمایی مناسب برای قرار گرفتن در این بازه مجاز حرارتی در نظر گرفته می‌شود. با توجه به نتایج بدون اعمال طراحی حرارتی طراحی در سه قسمت به شرح زیر اعمال شد:

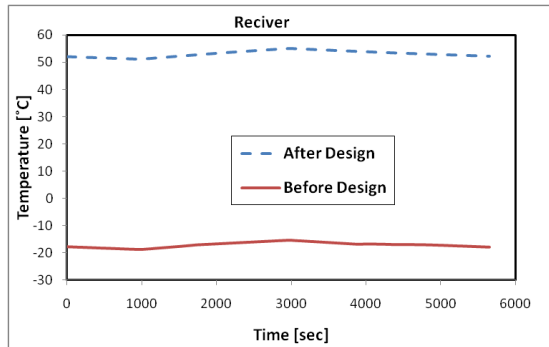
- ۱) اعمال پوشش‌هایی با خواص ترموپاتیکی مناسب برای افزایش یا کاهش کوپل حرارتی تشعشی بین سطوح مختلف و محیط
- ۲) اعمال کوپل و دی کوپل حرارتی بین اجزاء داخلی ماهواره به منظور کاهش یا افزایش مقدار انتقال حرارت بین اجزاء
- ۳) تخصیص و قرار دادن گرمکن حرارتی روی اجزاء مختلف
- ۴) پوشش اجزاء مختلف با عایق‌های حرارتی چند لایه
- ۵) تخصیص رادیاتور، لوله حرارتی، عایق‌های حرارتی چند لایه و براکت جدا برای محموله لیدار

در نهایت بعد از اعمال تغییرات فوق مدل حرارتی جدید با وجود تغییرات در هندسه، ضریب ترمو اپتیکی ضرایب تماس حرارتی و عملکرد گرمکن‌های الکتریکی ساخته شده و مورد تحلیل‌های متعدد حرارتی در بدترین شرایط سرد و گرم حرارتی قرار گرفت. در هر مرحله با مقایسه مقادیر بیشینه و کمینه دمایی اجزاء با مقادیر مجاز تغییراتی در طراحی صورت گرفته تا در نهایت تمامی اجزاء در بدترین سناریوهای گرم و سرد در محدوده مجاز خود قرار بگیرند.

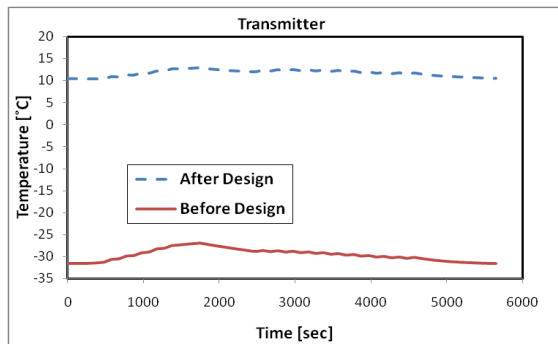
## نتایج و بحث

پس از ساخت مدل هندسی و تعریف مدار برای آن، ضرایب شکل و مقادیر شارهای حرارتی دریافتی از زمین و خورشید محاسبه گردید. شکل‌های (۹) و (۱۰) به ترتیب نشان دهنده مقادیر شارهای حرارتی محیطی دریافتی توسط

با توجه به شکل (۱۳)، دریافت کننده در شرایط عملکردی قبل از طراحی حرارتی دمایی در حدود  $17^{\circ}\text{C}$  - داشته است ولی با اعمال طراحی های حرارتی دمای آن افزایش داشته و دمای آن تا  $52^{\circ}\text{C}$  + نیز رسیده است. البته دمای بعد از طراحی همچنان در بازه حرارتی قرار می گیرد.



شکل ۱۳ - تغییرات دمایی دریافت کننده در شرایط سرد مداری قبل و بعد از طراحی حرارتی



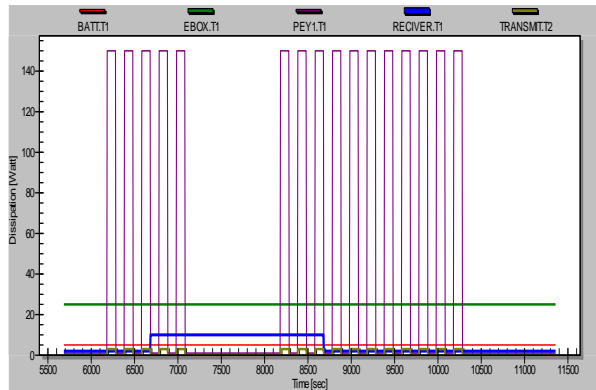
شکل ۱۴ - تغییرات دمایی بازتابنده در شرایط سرد مداری قبل و بعد از طراحی حرارتی

با توجه به شکل ۱۴، دمای بازتابنده در شرایط عملکردی قبل از طراحی حرارتی تا  $31^{\circ}\text{C}$  - نیز رسیده ولی با اعمال طراحی های حرارتی دمای آن افزایش داشته و تا حدود  $10^{\circ}\text{C}$  + نیز رسیده است. در این شرایط، طراحی حرارتی باعث افزایش حاشیه طراحی در شرایط سرد تا  $41^{\circ}\text{C}$  شده است.

### بدترین شرایط گرم

با توجه به شکل (۱۵)، محموله در شرایط گرم حرارتی قبل از طراحی حرارتی در بازه  $25^{\circ}\text{C}$  + تا  $60^{\circ}\text{C}$  + تغییرات دمایی داشته است ولی با اعمال طراحی های حرارتی کاهش دما داشته و دمای آن در بازه  $19^{\circ}\text{C}$  + تا  $33^{\circ}\text{C}$  + تغییر کرده است. از این رو حاشیه دمایی آن حدود  $27^{\circ}\text{C}$  بهبود یافته و نوسانات دمایی آن از  $35^{\circ}\text{C}$  به  $14^{\circ}\text{C}$  کاهش یافته است. با توجه به شکل (۱۶)، دریافت کننده در شرایط گرم حرارتی بعد از طراحی حرارتی کمی خنک تر شده است و حداکثر دمای آن حدود  $4^{\circ}\text{C}$  کاهش یافته است.

حرارتی قسمت های مختلف ماهواره در مدت زمان طی یک مدار ماهواره مطابق شکل (۱۱) در مدل حرارتی شبیه سازی شده است.



شکل ۱۱ - تلفات حرارتی قسمت های مختلف ماهواره در مدت زمان طی یک مدار

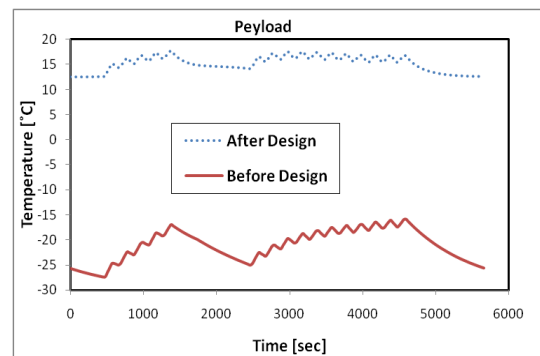
شایان ذکر است راستی آزمایی روش مدل سازی و شبیه سازی عددی استفاده شده در پژوهش انجام شده در منبع [۹] بیان شده است به طوری که برای صحت گذاری نتایج نرم افزار ترمال دسکتاپ و سیندا، از مقایسه نتایج حل تحلیلی یک مسئله انتقال حرارت تشعشعی و حل آن به کمک این دو نرم افزار استفاده می شود.

### تحلیل های حرارتی قبل و بعد از طراحی حرارتی محموله

در ادامه نتایج تحلیل های حرارتی برای قبل و بعد از طراحی را در دو حالت بدترین شرایط سرد و گرم ماهواره برای اجزای ماهواره ارائه می شود.

### بدترین شرایط سرد

با توجه به شکل (۱۲)، محموله در شرایط سرد مداری قبل از طراحی حرارتی در بازه  $15^{\circ}\text{C}$  - تا  $28^{\circ}\text{C}$  - تغییرات دمایی داشته است ولی با اعمال طراحی های حرارتی در شرایط سرد مداری افزایش دما داشته و دمای آن در بازه  $12^{\circ}\text{C}$  + تا  $18^{\circ}\text{C}$  + تغییر کرده است. از این رو حاشیه دمایی آن حدود  $30^{\circ}\text{C}$  بهبود یافته و نوسانات دمایی آن از  $6^{\circ}\text{C}$  به  $13^{\circ}\text{C}$  کاهش یافته است.



شکل ۱۲ - تغییرات دمایی محموله در شرایط سرد مداری قبل و بعد از طراحی حرارتی

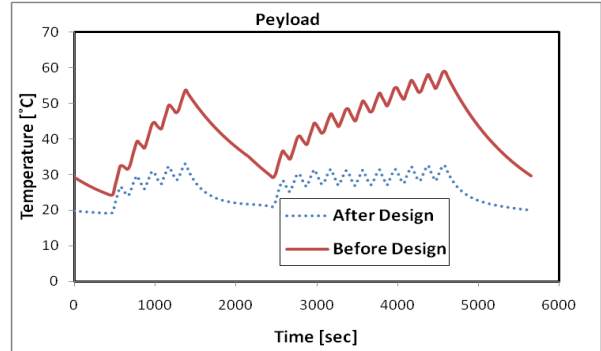
- استفاده از آلیاژهای ترکیبی مقاوم در برابر انبساط حرارتی  
- استفاده از مواد و عناصر با ضریب حرارتی انبساطی پائین  
- رعایت ملاحظات مسیر اپتیکی و مقیاس اپتیکی مناسب و بهینه در سامانه لیدار [۱۴]

- بررسی آثار اپتوترمال، تعیین حد آستانه آسیب‌های اپتیکی، بررسی ملاحظات حرارتی محیط بهره و پمپ، سیستم‌های سرمایش، سیستم‌های جبران‌ساز، طراحی بهینه، بازده بالا و تولید پرتو با کیفیت از نکات مهم گلوگاه‌های طراحی لیزر محموله لیدار از دیدگاه حرارتی می‌باشد. سایر موارد عبارتند از:

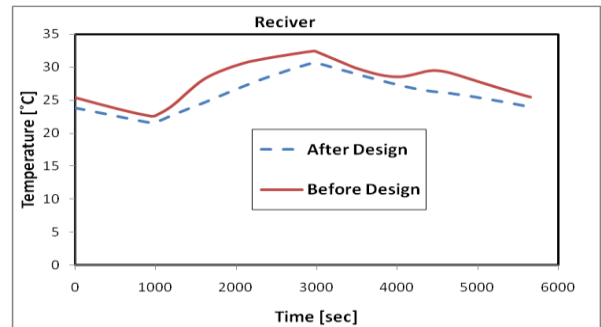
- ایجاد محیط همگن و پایدار از نظر حرارتی در اطراف محفظه لیزر، بردهانه الکترونیکی و کاواک تلسکوپ
- استفاده از پوشش‌های MLI برای عایق بندی تبادل حرارتی محموله با محیط خارج و جلوگیری از تغییر دما ناشی از تشعشعات تابشی محیط فضا
- ایجاد رسانش ضعیف حرارتی در آینه‌ها و اتصالات
- رعایت ملاحظات و استانداردهای حرارتی اجزا
- استفاده از لوله‌های حرارتی
- استخراج بازه حرارتی مناسب
- عملکرد مناسب قطعات و خروجی قابل قبول در بازه حرارتی معین
- محاسبه و شبیه‌سازی، توزیع حرارتی، خمش، تنش و در نهایت کنترل حرارت در اتصالات و انتخاب اتصال حرارتی مناسب در قطعات و عناصر اپتیکی و الکترواپتیکی

ساختار اپتیکی، انتخاب مواد، طراحی سازه، طراحی سناریو، تجمیع اپتیکی و مدیریت حرارتی یک محموله از چالش‌ها و گلوگاه‌های طراحی محموله لیدار فضایی می‌باشد. برقراری موازنه حرارتی در سیستم لیدار در طول انجام هر فاز طراحی، پایداری همراستایی اپتیکی بین دو یا چند حسگر یا لیزر را تضمین می‌کند. مدیریت چرخه حرارتی در یک محموله توسط زیر سیستم کنترل حرارت شامل: عایق کردن یا مجزا کردن شاسی اپتیکی از منابع گرمایی و حرارتی و کمینه کردن تمامی گرادیان‌های حرارتی می‌باشد. عدسی (لنز)ها، آینه‌ها، گسیلنده پرتو و همه اتصالات به کار رفته در سامانه اپتیک لیدار می‌بایست الزامات حرارتی را طی کرده باشند. اعوجاج‌های سازه‌ای، حرارتی و اپتیکی از مهم‌ترین الزامات سیستمی یک محموله لیدار می‌باشد. در یک محموله لیدار حساس‌ترین ماژول به دما، لیزر می‌باشد. خواص ترمواپتیکی پوشش‌های حرارتی ( سطوح مختلف) هم‌چنین تاثیر بسیار زیادی بر پایداری حرارتی محموله لیدار دارد [۱۱، ۱۵]. لیزر در حالتی که روشن است گرمایی معادل ده برابر حالت آماده به کار ماهواره تولید می‌کند. ماژول لیزر می‌بایست کاملاً نسبت به تلسکوپ و باس محموله عایق‌بندی

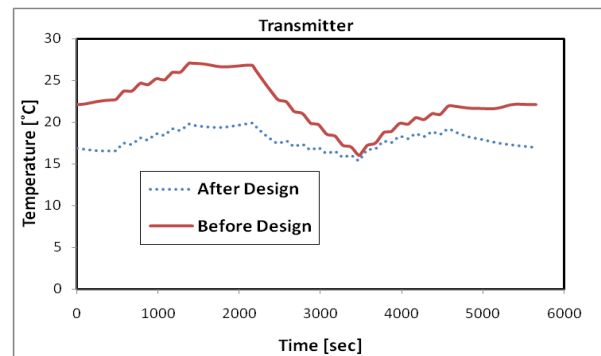
با توجه به شکل (۱۷)، دریافت‌کننده در شرایط گرم حرارتی بعد از طراحی حرارتی کمی خنک‌تر شده است و حداکثر دمای آن حدود  $7^{\circ}\text{C}$  کاهش یافته و نوسانات دمایی آن نیز حدود  $6^{\circ}\text{C}$  کاهش یافته است.



شکل ۱۵- تغییرات دمایی محموله در شرایط گرم مداری قبل و بعد از طراحی حرارتی



شکل ۱۶- تغییرات دمایی دریافت‌کننده در شرایط گرم مداری قبل و بعد از طراحی حرارتی



شکل ۱۷- تغییرات دمایی بازتابنده در شرایط گرم مداری قبل و بعد از طراحی

## گلوگاه‌ها و چالش‌های سیستمی

مطابق با استاندارد فضایی اروپا، [۱۳] ECSS الگوریتم‌های کمینه کردن انحراف حرارتی یک سامانه اپتیکی عبارت است از:

- استفاده از طراحی‌هایی که تغییر شکل سازه سامانه لیدار تأثیری بر مسیر اپتیکی پرتو لیزر نداشته باشد و همراستایی اولیه برای عبور و گسیل پرتو لیزر دستخوش تغییر نشود.

شود. باس ماهواره و تلسکوپ می‌بایست از نظر حرارتی کوپل باشند. البته سمتی از تلسکوپ که به سوی خورشید می‌باشد با MLI پوشانیده می‌شود. تعادل حرارتی در تلسکوپ محموله لیدار معمولاً با هیترهای فعال حفظ می‌شود. شاسی اپتیکی پایدار، دقت تجهیزات الکترواپتیکی و صحت عملکرد آنها را تضمین می‌کند. چرخه حرارتی ناپایدار و شبیه‌سازی طراحی حرارتی، باعث شده است که محموله لیدار در شرایط سرد مداری افزایش دمای قابل توجهی داشته باشد (حدود ۳۸ درجه سانتیگراد)، همچنین نوسانات دمایی آن نیز کاهش یافته به طوری که قبل از اعمال طراحی حرارتی در حالت سرد تغییرات دمایی در یک مدار حدود ۱۴ درجه سانتیگراد و بعد از طراحی، این نوسانات به حدود ۵ درجه سانتیگراد کاهش یافته است. در شرایط گرم مداری نیز شرایط دمایی بعد از طراحی بسیار بهبود یافته و حداکثر دمای عملکردی حدود ۲۷ درجه سانتیگراد و متوسط دمایی نیز حدود ۲۲ درجه سانتیگراد کاهش یافته است. ضمن اینکه نوسانات دمایی نیز ۲۱ درجه سانتیگراد کاهش یافته است. افزایش دمای زیادی در مورد تلسکوپ (دریافت کننده)<sup>۲۶</sup> بعد از اعمال طراحی حرارتی در شرایط سرد اتفاق افتاده است که البته همچنان در محدوده مجاز قرار گرفته است. این درحالی است که در شرایط گرم بعد از اعمال طراحی حرارتی تغییر زیادی در دمای گیرنده روی نداده است. در مورد بازتابنده<sup>۲۷</sup> شرایط کاملاً متفاوت است، به نحوی که حداقل دما در شرایط سرد ۴۲ درجه سانتیگراد افزایش و حداکثر دما در شرایط گرم ۷ درجه سانتیگراد کاهش داشته است. ضمن اینکه تغییرات دمایی نیز در هر دو حالت یکنواخت‌تر شده است.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [4] M. Lieber, C. Weimer, M. Stephens, and R. Demara, "Development of a validated end-to-end model for space-based lidar systems," in *Lidar Remote Sensing for Environmental Monitoring VIII*, vol. 6681: SPIE, pp. 117-129, 2007.
- [5] G. Ehret et al., "MERLIN: A French-German space lidar mission dedicated to atmospheric methane," *Remote Sensing*, vol. 9, no. 10, p. 1052, 2017.
- [6] G. N. Guentchev, M. M. Bayer, X. Li, and O. Boyraz, "Mechanical design and thermal analysis of a 12U CubeSat MTCW lidar based optical measurement system for littoral ocean dynamics," in *CubeSats and SmallSats for Remote Sensing V*, vol. 11832: SPIE, pp. 71-98, 2021.
- [7] I. Pérez-Grande, A. Sanz-Andrés, C. Guerra, and G. Alonso, "Analytical study of the thermal behaviour and stability of a small satellite," *Applied Thermal Engineering*, vol. 29, no. 11-12, pp. 2567-2573, 2009.
- [8] S. Corpino, M. Caldera, F. Nichele, M. Masoero, and N. Viola, "Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit," *Acta Astronautica*, vol. 115, pp. 247-261, 2015.
- [9] I. Veisi Khanghahi, M. Fakoor, and M. Shahryari, "Optimal Layout Design of a Satellite Considering Thermal Control Subsystem Constraints," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 8, pp. 1959-1969, 2019. (in Persian).
- [10] M. Mansour Dehghan, M. Ebrahimi, and O. Negaresh, "Small Satellite Thermal Control SubSystem Conceptual Design Optimization Methodology," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 16, no. 8, pp. 218-228, 2016. (In Persian).
- [11] J. B. Abshire, "NASA's space lidar measurements of the earth and planets," in *IEEE Photonics Society Meeting University of Maryland*, 2011.
- [12] K. Parrish and B. Carlson, "The use of high thermal conductivity composites in the satellite bus structure of the wide field infrared explorer," in *AIP Conference Proceedings*, vol. 387, no. 1: American Institute of Physics, pp. 573-580, 1997.
- [13] ECSS Secretariat, "Thermal analysis handbook", Noordwijk, The Netherlands, ESA Requirements and Standards Division, 2016.
- [14] C. Hönninger et al., "Ultrafast ytterbium-doped bulk lasers and laser amplifiers," *Applied Physics B*, vol. 69, pp. 3-17, 1999.
- [15] G. Ma, D. Vukobratovich, T. M. Valente, and M. J. Valente, "Design and construction of an optical system for infrared target simulator," in *Targets and Backgrounds: Characterization and Representation*, vol. 2469: SPIE, pp. 53-56, 1995.
- [1] R. H. Couch and et al., "Lidar In-Space Technology Experiment: NASA's first in-space lidar system for atmospheric research," *Optical Engineering*, vol. 30, no. 1, pp. 88-95, 1991.
- [2] J. P. do Carmo and et al., "Atmospheric LIDAR (ATLID): pre-launch testing and calibration of the European space agency instrument that will measure aerosols and thin clouds in the atmosphere," *Atmosphere*, vol. 12, no. 1, p. 76, 2021
- [3] D. M. Winker, R. H. Couch and M. P. McCormick, "An overview of LITE: NASA's Lidar In-space Technology Experiment," in *Proceedings of the IEEE*, vol. 84, no. 2, pp. 164-180, 1996.