



فصلنامه علمی ((دفاع هوافضایی))

دوره ۲، شماره ۲، شهریور ۱۴۰۲

عنوان مقالات

مقاله پژوهشی

طراحی بهینه سیستم کنترل دمای ماهواره با انتخاب مناسب پوشش‌های حرارتی

کرامت ملک زاده فرد^۱، علیرضا پورموید^۲، حمید اکبریگلو^۳، محمدعلی رنجبر^۲

۱- استاد، مجتمع مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم‌الانبیاء(ص)، تهران، ایران

۳- کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، مجتمع مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

هدف اصلی از طراحی سیستم کنترل دمای یک ماهواره، تأمین دمای مطلوب برای کارکرد صحیح قطعات و مجموعه ماهواره می‌باشد. با توجه به این که ماهواره شرایط سرد و گرم شدیدی در طول مأموریت خود تجربه می‌کند، انتخاب مواد و پوشش‌های سطحی برای آن مشکل می‌شود. طراحی صورت گرفته برای مقابله با شرایط گرم، سبب افزایش توان لازم برای گرم نگه‌داشتن ماهواره در شرایط سرد شده و این در حالی است که تأمین توان گرمایشی موردنیاز در شرایط سرد برای ماهواره یکی از دغدغه‌های مهم طراحان می‌باشد. با توجه به محدودیت‌های موجود در سیستم‌های فضایی در زمینه تأمین انرژی، این توان باید بهینه و در حداقل مقدار ممکن باشد. در این مقاله ابتدا روند طراحی سیستم کنترل دما با استفاده از یک نمونه ماهواره شرح داده می‌شود و در ادامه با استفاده از انتخاب مناسب پوشش‌های حرارتی از بین پنج پوشش حرارتی که در اختیار طراح قرار دارد، طراحی بهینه صورت می‌گیرد. در بهینه‌سازی از روش برنامه‌ریزی خطی استفاده شده و هدف از بهینه کردن نیز کاهش مقدار توان مصرفی گرمکن در شرایط سرد می‌باشد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که دمای ماهواره در شرایط گرم و سرد در محدوده مجاز دمایی قرار می‌گیرد و با استفاده از این روش، کاهش قابل‌توجهی در مقدار توان مصرفی گرمکن ایجاد می‌شود.

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۱/۰۸

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۱۱/۲۲

کلمات کلیدی:

سیستم کنترل دما، ماهواره، بهینه‌سازی، گرمکن، پوشش حرارتی.



نویسنده مسئول:

علیرضا پورموید

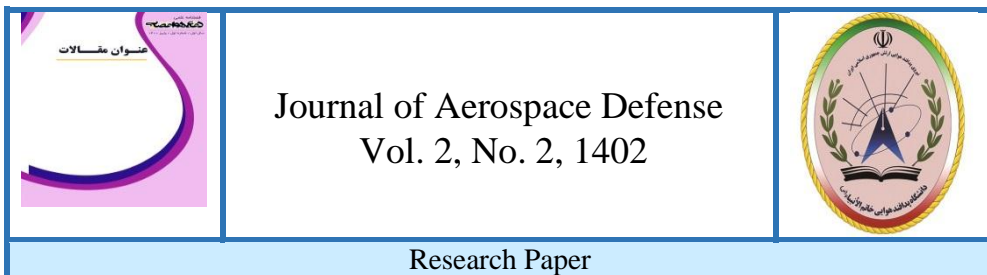
ایمیل:

a.pourmoayed@khadu.ac.ir

استناد به مقاله: کرامت ملک زاده فرد، علیرضا پورموید، حمید اکبریگلو، محمدعلی رنجبر، طراحی بهینه سیستم

کنترل دمای ماهواره با انتخاب مناسب پوشش‌های حرارتی، مجله علمی پژوهشی دفاع هوافضایی دوره ۲، شماره ۲،

شهریور ۱۴۰۲



Optimal Design of Satellite Thermal Control Subsystem Using Appropriate Choice of Surface Finishes

Keramat Malakzadeh Fard¹, Ali Reza Pourmoayed², Hamid Akbarbeyglou³,
 Mohammad Ali Ranjbar²

¹ Professor, Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

² Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, khatam al-anbia (pbuh) University, Tehran, Iran

³ Master of Aerospace Engineering, Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

Article Information

Accepted: 1402/11/08

Received: 1401/11/22

Keywords:

Thermal Control Subsystem, Satellite, Optimization, Heater, Surface Finis.



Corresponding author:

Ali Reza Pourmoayed

Email:

a.pourmoayed@khadu.ac.ir

Abstract

The main design goal of thermal control subsystem is to keep the temperature of the satellite equipment within specified margins. Satellite experienced extreme hot and cold conditions during the mission, so it is difficult to choose the materials and surface coatings for these conditions. If design is done to deal with hot conditions, satellite power for keeping warm in cold conditions is increased and this is while supply of required power for heating the satellite in cold conditions is one of the important design concerns. Due to restrictions in space systems for power supply, the value of power for thermal control subsystem should be optimal. This paper describes the process of designing a thermal control subsystem of small satellites using a simple model. In the present study, the thermal design is done by using the optimal choice for the radiator cover. This design has been done in a way that the least amount of heater power is required. For this purpose, optimization and linear programming have been used. Simulation results show that satellite temperature in warm and cold conditions is in the range and this method significantly reduces the amount of required power heater.

HOW TO CITE: Keramat Malakzadeh Fard, Ali Reza Pourmoayed, Hamid Akbarbeyglou, Mohammad Ali Ranjbar, Optimal Design of Satellite Thermal Control Subsystem Using Appropriate Choice of Surface Finishes, Journal of Aerospace Defense, Vol. 2, No 2, 1402.

۱. مقدمه

یکی از زیرسیستم‌های حساس و حیاتی ماهواره، سیستم کنترل دمای آن می‌باشد که وظیفه تأمین و ایجاد دمای مناسب برای کارکرد صحیح ماهواره را بر عهده دارد. شرایط حرارتی بیرونی و درونی ماهواره می‌تواند بر عملکرد دمایی آن تأثیر گذارد. مقدار شارهایی که به واسطه تابش مستقیم خورشید و یا انعکاس تابش خورشید از سطح زمین و همچنین تشعشع حرارتی زمین، توسط ماهواره جذب می‌گردند و همچنین مواردی چون تلفات حرارتی قطعات، مشخصات فیزیکی اجزاء نظیر جرم، سطح مقطع و جانمایی، خواص حرارتی قطعات نظیر گرمای ویژه و ضریب هدایت حرارتی و خواص ترموپاتیکی سطوح (ضرایب جذب و صدور)، از عوامل تأثیرگذار در دمای ماهواره می‌باشند [۱-۴].

برای کنترل دمای اجزاء مختلف ماهواره و حفظ آن در محدوده مجاز دمایی، از سخت‌افزارهای متفاوتی استفاده می‌شود که نتیجه یک طراحی حرارتی ایده‌آل، انتخاب مناسب و بهینه این سخت‌افزارها می‌باشد.

از زمان پرتاب اولین ماهواره در سال ۱۹۵۷ میلادی تاکنون سیستم کنترل دمای ماهواره نیز به تناسب با دیگر زیرسیستم‌های ماهواره توسعه زیادی داشته است. با توجه به اینکه طراحی حرارتی هر ماهواره منحصر به خود آن می‌باشد این پیشرفت‌ها در طول زمان و متناسب با طرح‌های ماهواره بودند. گیل‌مور^۱ در کتاب کنترل دمای فضاپیما، روند طراحی حرارتی فضاپیماها را شرح داده و تلسکوپ هابل را از لحاظ حرارتی بحث کرده است [۲]. بهینه‌سازی زیرسامانه تأمین توان ماهواره بر مبنای جرم و توان تولیدی توسط ناصح و همکاران انجام شده است. برای این منظور، تحلیل مدار ماهواره، برای تعیین زمان قرارگیری در سایه در نرم‌افزار STK صورت پذیرفته و سپس طراحی زیرسامانه تأمین انرژی ماهواره بر اساس روابط تحلیلی موجود انجام و پارامترهای اصلی طراحی برای دستیابی به کمینه وزن این زیرسامانه انجام شده است [۵]. وانوتریو^۲ و همکاران، توسط نرم‌افزاری طراحی حرارتی برای ماهواره‌های کوچک را شرح داده و این نرم‌افزار را بر روی ماهواره فارماست^۳ اجرا کرده‌اند [۶]. همچنین یک تحلیل حرارتی بر روی ماهواره سی پی^۳، توسط فریدل^۵ فریدل^۵ و همکاران انجام گرفته است [۷]. مشابه همین تحقیق پوست^۶ و همکاران بر روی ماهواره‌ای اس ای^۷، انجام دادند [۸]. در کاربردهای فضایی، لوله حرارتی حلقه‌ای یک وسیله منفعل برای خنک کاری سیستم‌های مختلف است. با توجه به این مساله منشیی و همکاران به تأثیر دو پارامتر

¹ Gilmore

² Vanoutryve

³ Pharmasat

⁴ CP3

⁵ Friedel

⁶ Poucet

⁷ European Student Earth Orbiter (ESEO)

دمای محیط و چگالنده بر عملکرد لوله حرارتی حلقه‌ای با استفاده از مدل‌سازی ریاضی پرداخته‌اند [۹].

با توجه به اهمیت بهینه‌سازی در سیستم‌های فضایی، زیرسیستم کنترل دمای ماهواره نیز به عنوان بخشی از مجموعه ماهواره از این امر مستثنی نمی‌باشد. در این زمینه تحقیقی توسط چاری^۱ و همکاران جهت طراحی بهینه سیستم کنترل دمای ماهواره صورت گرفته و روش‌های مختلف بهینه‌سازی را بحث کرده است [۱۰]. با توجه به این که در محیط فضا، نوسانات حرارتی از مهم‌ترین تهدیدات برای اجزای خارجی سامانه‌های فضایی، مانند آنتن، محسوب می‌شود، اصدق پور و همکاران به اثرات حرارتی محیط فضا بر مشخصات تشعشعی آنتن انعکاسی ماهواره مدار لئو^۲ پرداخته‌اند. آن‌ها اثرات انبساط و انقباض حرارتی در یک مأموریت مداری بر مشخصات تشعشعی دو آنتن انعکاسی باند X، که یکی از آنتن‌ها پهن باند و دیگری باند باریک هستند، بررسی نموده و مشخصات تشعشعی آن‌ها را با استفاده از نرم‌افزار شبیه‌ساز تمام موج استخراج نمودند [۱۱]. همچنین مسیرهای هدایت حرارت در ماهواره توسط استوت^۳ و همکاران، بررسی و بهینه شده است [۱۲]. اصغری و همکاران، بررسی عوامل تأثیرگذار بر انواع پوشش‌های متداول مورد استفاده در سطوح خارجی رادیاتور به منظور راهنمایی و تسهیل در انتخاب پوششی مناسب برای رادیاتور به کار رفته در ماهواره‌های مختلف از قبیل ماهواره‌های دانشجویی، ارتباطی - مخابراتی، هواشناسی، رادیویی - تلویزیونی، تحقیقاتی، نظامی و... پرداخته و مقایسه‌ای بین پوشش‌های متداول ماهواره‌های امروزی را انجام داده‌اند [۱۳]. خوش‌سیما و همکاران [۱۴] به مدل‌سازی حرارتی محموله لیدار یک ماهواره سنجشی بر اساس ملاحظات طراحی سیستمی و مرور چالش‌های آن پرداخته‌اند. آن‌ها به منظور شبیه‌سازی حرارتی از نرم‌افزار ترمال دسکتاپ استفاده نمودند. نتایج تحقیقات آنان نشان داد طراحی حرارتی باعث شده است که محموله لیدار در شرایط سرد مداری افزایش دمای حدود ۳۸ 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 مقاله حاضر بعد از طراحی سیستم کنترل دما برای یک ماهواره خاص، بهینه‌سازی به منظور کاهش توان مصرفی گرمکن صورت می‌گیرد. بدین منظور پوشش‌های حرارتی رادیاتور به گونه‌ای انتخاب می‌شود که هم شرایط دمایی مطلوب ماهواره تأمین شود و هم کمترین مقدار توان گرمکن در شرایط سرد مورد نیاز باشد. لذا در این مقاله هدف اصلی، انتخاب پوشش‌های بهینه برای وجوه

¹ Chari

² LEO

³ Stout

ماهواره با ضرایب جذب مناسب از میان پنج گزینه ارائه شده در مقاله در راستای کنترل دمای ماهواره در محدوده مجاز به روش غیرفعال می‌باشد. در این راستا جهت بهینه‌سازی از روش برنامه‌ریزی خطی استفاده شده است.

۲. طراحی سیستم کنترل دمای ماهواره

۲-۱. مشخصات ماهواره نمونه

ماهواره‌ی مورد نظر در این مقاله، مکعب مستطیلی شکل بوده و در دسته میکروماهواره‌ها قرار داشته و در مدار با ارتفاع پایین در حرکت است. در ابتدا هدف طراحی قرار دادن کل ماهواره در محدوده‌ی دمایی نرمالی است که اکثر اجزای ماهواره در آن قادر به کار باشند. با توجه به اطلاعات منابع موجود، بهترین محدوده‌ی دمایی مجاز برای اجزای الکترونیکی، محدوده‌ی ۲۰- تا ۶۰+ درجه‌ی سانتی‌گراد می‌باشد و حاشیه اطمینان برای طراحی ۲۰ درجه اعلام شده است. بنابراین حداقل و حداکثر دما جهت طراحی به ترتیب صفر و ۴۰ درجه‌ی سانتی‌گراد در نظر گرفته می‌شود [۱-۳].

۲-۲. ارتباطات (اینترفیس‌ها) با سایر زیر سیستم‌ها

به منظور طراحی و تحلیل زیرسیستم کنترل حرارت، طراح حرارتی ماهواره نیازمند تبادل اطلاعات با سایر زیرسیستم‌ها می‌باشد.

- گروه مکانیک مداری
ماهواره مذکور در مدار دایروی با زاویه شیب 55° و ارتفاع ۵۰۰ کیلومتر و با دوره تناوب حدود ۱۰۰ دقیقه در حال گردش به دور زمین است.
- گروه انرژی الکترونیکی
میزان حداقل و حداکثر توان مصرفی میکروماهواره به ترتیب ۳ و ۷۰ وات اعلام شده است. همچنین جنس سلول‌های خورشیدی گالیوم آرسناید با ضریب جذب خورشیدی ۰/۹۲ و ضریب صدور مادون قرمز ۰/۸۶ فرض می‌شود.
- گروه سازه
ماهواره مورد نظر، مکعبی شکل و با ابعاد $60 \times 60 \times 40$ سانتی‌متر و جرم ۶۴ کیلوگرم می‌باشد که چهار وجه کناری آن از سلول خورشیدی پوشانده شده است. جنس سازه، آلومینیوم و ظرفیت حرارتی ویژه آن نیز $900 (J/kg)$ فرض می‌شود.

۲-۳. محاسبات اولیه طراحی

¹Inclination

در ابتدا کل ماهواره به صورت جرم متمرکز و یک کره که سطح آن برابر با سطح جانبی ماهواره می‌باشد، در نظر گرفته می‌شود. خواص تشعشعی سطوح این کره نیز با معادل‌سازی خواص تشعشعی ماهواره اصلی به دست می‌آید. در این تحلیل کل ماهواره دارای یک دمای واحد بوده و تنها تابعی از زمان است. در تحلیل‌های حرارتی اولیه، اجزای داخلی ماهواره مدل نشده و صرفاً ماهواره به صورت یک جسم متمرکز لحاظ می‌شود که دارای جرم و سطح جانبی معادل با جرم و سطح جانبی ماهواره است [۱].

در تحقیق حاضر جرم کره‌ی مورد نظر برای تحلیل‌های حرارتی معادل جرم ماهواره یعنی ۶۴ کیلوگرم می‌باشد و سطح جانبی آن به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$A_c = 2 \times 0.60 \times 0.60 + 4 \times 0.60 \times 0.40 = 1.68 \text{ m}^2 \quad (1)$$

که این سطح معادل سطح جانبی کره‌ای به شعاع R می‌باشد. این، سطحی است که توسط آن، سطوح خارجی ماهواره از طریق تشعشع حرارتی انرژی حرارتی خود را به فضای بیرون دفع می‌کند.

$$A_c = A_s \Rightarrow 1.68 = 4\pi R^2 \Rightarrow R = 0.3656 \text{ m} \quad (2)$$

اما سطحی که کره‌ی مورد نظر از طریق آن از منابع انرژی (زمین و خورشید) انرژی حرارتی دریافت می‌کند، معادل با یک سطح دایره‌ای به شعاع R می‌باشد. بنابراین سطح تصویر شده در برابر شارهای حرارتی خارجی که به صورت یک دایره می‌باشد، به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$A_p = \pi R^2 = 0.42 \text{ m}^2 \quad (3)$$

ضرایب جذب خورشیدی و صدور مادون قرمز یکی از ابزارهای طراح حرارتی برای کنترل حرارت ورودی و خروجی ماهواره است که طراح از طریق آن‌ها می‌تواند شارهای حرارتی ورودی و خروجی را کنترل نموده و دمای مطلوب را برای ماهواره تأمین کند. تغییر ضرایب جذب و صدور برخی از سطوح مانند سلول‌های خورشیدی که دارای خواص از پیش تعیین شده‌ای هستند ممکن نیست و طراح حرارتی اختیاری در تغییر مقادیر آن ندارد و تنها خواص تشعشعی سایر سطوح را برای نیل به اهداف خود می‌تواند تغییر دهد.

در طراحی مفهومی حرارتی ماهواره، اولین نگرانی طراح، بررسی چگونگی و امکان دفع تلفات حرارتی ماهواره به فضاست. برای این منظور معمولاً از رادیاتورهای حرارتی استفاده می‌شود که دارای ضریب صدور بالایی هستند و در نتیجه قابلیت دفع میزان بالایی از انرژی حرارتی به فضا را دارا می‌باشند [۴].

استفاده از رادیاتور جهت دفع حرارت تولیدی در ماهواره به فضا ممکن است باعث افت دمای آن در زمان قرارگیری ماهواره در سایه گردد. بنابراین پس از طراحی رادیاتور، حداقل دمای ماهواره در شرایط سرد نیز بایستی بررسی شود تا از قرار داشتن در محدوده دمایی مجاز اطمینان حاصل گردد [۱].

۲-۴. طرح حرارتی برای ماهواره

در طراحی اولیه به دلیل اینکه سطوح داخلی ماهواره هنوز مدل نشده است، طرح حرارتی برای سطوح خارجی ماهواره مورد انتخاب و بررسی قرار می‌گیرد. چهار وجه کناری ماهواره از سلول خورشیدی پوشانده شده و طراحی اختیاری در تغییر آن‌ها ندارد. در طرح اولیه مورد نظر سطح بالایی ماهواره از عایق‌های چند لایه پوشانده شده و وجه پایینی آن (سطح ندیر ماهواره) به عنوان رادیاتور در نظر گرفته شده است. برای انتخاب پوشش حرارتی رادیاتور پنج حالت مورد بررسی قرار گرفته و دمای ماهواره بر این اساس در حالت گذرا استخراج گردیده است. ضرایب جذب و صدور سطوح مختلف ماهواره و چند پوشش حرارتی مورد استفاده در این مقاله در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱: ضرایب جذب و صدور به کار رفته در این مقاله

جنس سطح پوشانده شده	ϵ	α_s
عایق‌های چند لایه	۰/۰۵	۰/۰۲
صفحات خورشیدی	۰/۸۶	۰/۹۲
رنگ سفید (نوع ۱)	۰/۸۵	۰/۲۰
رنگ سفید (نوع ۲)	۰/۸۷	۰/۱۶
رنگ سفید (نوع ۳)	۰/۹۲	۰/۱۷
رنگ سیاه	۰/۸۹	۰/۹۲
آلومینیوم پالیش زده شده	۰/۰۵	۰/۱۵

۲-۵. استخراج معادلات حاکم

حالت کلی معادله انرژی برای ماهواره‌ای با قطعات مختلف که در تبادل حرارتی با یکدیگر هستند، به صورت زیر می‌باشد [۲، ۳، ۱۵]:

$$Q_{conduction} + Q_{radiation} + Q_{sun} + Q_{albedo} + Q_{earth} + Q_{dissipate} - \sigma \epsilon_i A_i T_i^4 = M c_p \frac{dT}{dt} \quad (۴)$$

$$Q_{sun} = A_p \times \alpha_s \times S \quad (۵)$$

$$Q_{Albedo} = A_p \times \alpha_s \times f_a \times S \times \cos\theta \times \cos\beta \times f_s \quad (۶)$$

$$Q_{earth} = A_p \times \varepsilon \times G \times f_s \quad (7)$$

معادله (۴)، یک معادله‌ی گذرا با زمان، غیرخطی و با شرایط مرزی متغیر با زمان است که برای حل آن از روش‌های عددی استفاده می‌شود.

۲-۶. شبیه‌سازی ماهواره در حالت جرم متمرکز

با فرض ماهواره به صورت کره و جرم متمرکز، معادله (۴) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$Q_{sun} + Q_{albedo} + Q_{earth} + Q_{dissipate} - \sigma \varepsilon AT^4 = Mc_p \frac{dT}{dt} \quad (8)$$

با مساوی فرض کردن انرژی جذب شده توسط سطوح ماهواره و سطح کره معادل آن، با تقریب خوبی می‌توان از رابطه (۹) بهره گرفت و ضریب جذب متوسط را برای کره معادل محاسبه کرد. به طور مشابه همین رابطه را می‌توان برای ضریب صدور نیز نوشت.

$$\sum \alpha_{s,i} A_i = A_{sphe} \alpha_{s,t} \quad (9)$$

ضرایب متوسط جذب و صدور سطح خارجی کره معادل برای طرح‌های مختلف مطابق با جدول ۲ به دست می‌آید. لازم به ذکر است که رنگ‌های سفید و سیاه با توجه به درجه صیقلی بودن و براق بودنشان به ترتیب دارای بیشترین ضریب صدور و جذب را دارا می‌باشند. لذا در بیشتر ماهواره‌ها از این پوشش‌ها و نیز آلومینیوم پولیش شده برای رادیاتور استفاده می‌شود [۱-۳]. این ضرایب بی‌بعد می‌باشند. مثلاً ضریب صدور، نسبت انرژی تشعشع شده توسط ماده موردنظر به انرژی تشعشع شده توسط یک ماده سیاه استاندارد در همان درجه حرارت می‌باشد.

جدول ۲: ضرایب جذب و نشر متوسط کره معادل

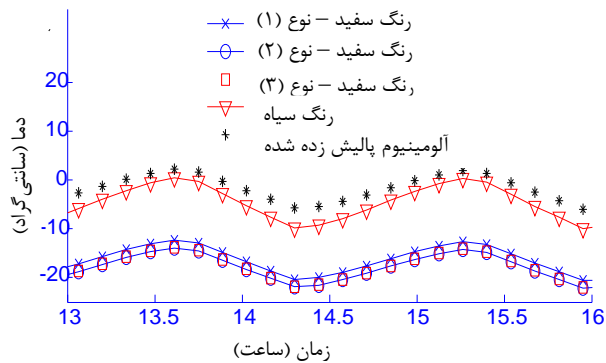
ε_t	$\alpha_{s,t}$	پوشش استفاده شده برای
		رادیاتور
۰/۶۸	۰/۵۷	رنگ سفید (نوع ۱)
۰/۶۹	۰/۵۶	رنگ سفید (نوع ۲)
۰/۷۰	۰/۵۷	رنگ سفید (نوع ۳)
۰/۶۹	۰/۷۳	رنگ سیاه
۰/۵۱	۰/۵۶	آلومینیوم پالیش زده شده

با حل معادله دیفرانسیل (۸)، به کمک روش رانج کوتاه، دمای ماهواره برای چند طرح مورد بررسی، در شرایط سرد و گرم مداری محاسبه می‌شود که دمای متناظر بعد از چند دوره و رسیدن به پایداری در محدوده زمانی دو پروید مداری در شکل‌های ۱ و ۲ رسم شده است. شرایط سرد و گرم مداری ماهواره بر اساس

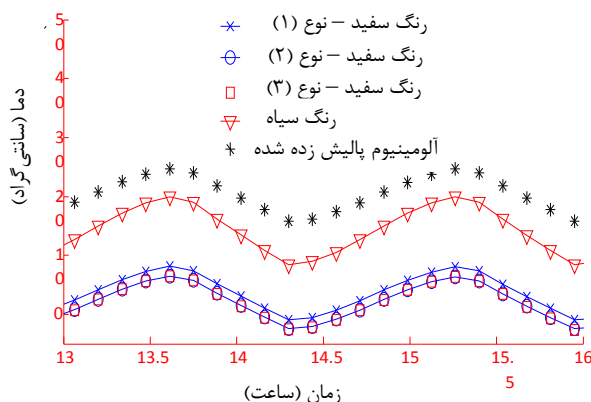
جدول ۳ تعریف شده است.

جدول ۳: پارامترهای حرارتی ماهواره در شرایط سرد و گرم

شرایط سرد	شرایط گرم	
۱۳۰۰	۱۴۰۰	ثابت خورشیدی (w/m^2)
۲۳۰	۲۴۰	ثابت زمین (w/m^2)
۰/۳	۰/۴	ضریب آلبدو
۳	۷۰	توان اتلافی (وات)



شکل ۱: دمای کلی ماهواره در پنج طرح حرارتی در شرایط سرد



شکل ۲: دمای کلی ماهواره در پنج طرح حرارتی در شرایط گرم

نکته حائز اهمیت در این شکل‌های ۱ و ۲ دمای ماهواره در شرایط سرد می‌باشد که در همه حالات، دما از حد مجاز پایین (صفر درجه سانتی‌گراد) کمتر می‌باشد که الزامی بودن گرمکن برای ماهواره در شرایط سرد را نشان می‌دهد. این شکل‌ها دمای ماهواره را در شرایط بد سرد و گرم نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد که با پوشش‌های غیرفعال و یا تجهیزات فعال باید محدوده دما را در منطقه مجاز قرار داد. به دلیل ماهیت معادلات دیفرانسیل حاکم و تغییرات ضرایب منظری تشعشع، رفتار دما با زمان تناوبی می‌باشد. البته در فازهای بعدی و با طراحی‌های دقیق‌تر و بهتر امکان حذف این الزام وجود دارد. به عنوان مثال با تغییر در ترکیب و پیکربندی ماهواره و جانمایی بهینه اجزا، امکان تأمین دمای مطلوب و برآورده کردن قیود حاکم وجود دارد [۱۶].

۲-۷. شبیه‌سازی ماهواره به صورت مکعبی شکل

در مرحله بعد، ماهواره با همان شکل ظاهری واقعی تحلیل می‌شود اما هنوز قطعات داخلی مدل نشده و فرض بر آن است که همه حرارت اتلافی در داخل ماهواره از صفحه ندیر آن که به عنوان رادیاتور در نظر گرفته شده به فضای خارج منتشر می‌شود. ماهیت مدار ماهواره به گونه‌ای است که در آن زاویه تابش خورشید به سطوح ماهواره در طی یک سال و همچنین در طول دوره متغیر است. این پدیده باعث می‌شود تا سطوح جانبی ماهواره به صورت تناوبی در معرض تابش خورشید و سایه قرار گیرند و در نتیجه باعث ایجاد شیب ۱ دمایی شدید در آن می‌شود. بنابراین در طرح اولیه زیرسیستم کنترل حرارت، برای جلوگیری از نفوذ این تغییرات دمایی به داخل ماهواره، اتصال ۲ هدایتی صفحه‌های جانبی به صفحه ندیر قطع شده و در نتیجه از تأثیر نوسانات دمایی سطوح جانبی به داخل ماهواره جلوگیری به عمل می‌آید. اما جهت سهولت دفع حرارت تولیدی توسط

¹ Gradient

² Coupling

قطعات داخلی و انتقال آن به سازه و نهایتاً دفع به فضا، کلیه قطعات دارای تلفات حرارتی، به نشیمن خود اتصال هدایتی کامل شده‌اند. اگر هر کدام از وجه‌های اطراف ماهواره به عنوان یک گره فرض شوند، معادله (۴) در این حالت به صورت معادله (۱۰) نوشته می‌شود.

$$-\sum_{j=1}^n C_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) + Q_{Albedo} + Q_{Sun} + Q_{Earth} + Q_{Dissipation} - Q_{SPACE} = (Mc_p)_i \frac{dT_i}{dt} \quad (10)$$

$$Q_{SPACE} = \sigma \varepsilon_i A_i T_i^4 \quad (11)$$

۲-۸. محاسبه اتصال هدایتی

C_{ij} ، در معادله (۱۰) اتصال های رسانش می‌باشد که با استفاده از مشابه سازی سیستم‌های حرارتی با سیستم‌های الکتریکی و روابط حاکم بر آن‌ها محاسبه می‌شود [۲، ۱۷]:

$$\frac{1}{C_{ij}} = \frac{1}{R_i + R_c + R_j} \quad (12)$$

$$R_i, R_j = \frac{L}{K.A} \quad (13)$$

$$R_c = \frac{1}{h_c.A} \quad (14)$$

۲-۹. محاسبه اتصال تشعشی

اتصال تشعشی بین قطعات مختلف ماهواره نیز با استفاده از شبیه سازی سیستم‌های حرارتی با الکتریکی و با کمک رابطه زیر به دست می‌آید [۲، ۱۸]:

$$R_{ij} = \sigma \varepsilon_j A_j \varepsilon_i \sum_{k=1}^n M_{ik} F_{jk} \quad (15)$$

$$M_{ik} = [\delta_{ij} - (1 - \varepsilon_i) F_{ij}]^{-1}$$

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & , i = j \\ 0 & , i \neq j \end{cases} \quad (16)$$

F_{ij} ، ضریب دید سطوح نسبت به هم می‌باشد.

یکی از قسمت‌های مشکل در محاسبه اتصال تشعشع، به دست آوردن مقدار ضرایب دید قطعات می‌باشد. جهت محاسبه ضرایب دید که محاسبات وقت گیر و حجیمی است، می‌توان از نرم افزارهای موجود بهره گرفت. نرم افزارهای مختلف، با توجه به چیدمان قطعات، ضرایب دید اجزا نسبت به یکدیگر را محاسبه می‌کنند. برای محاسبه اتصال تشعشی علاوه بر دانستن ضرایب دید، باید مساحت و خواص تشعشی سطوح مختلف نیز معلوم باشد.

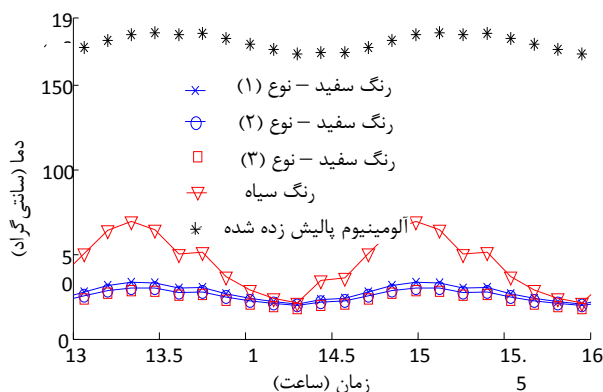
در طرح اولیه کنترل حرارت ماهواره مورد بحث، جهت دفع حرارت اجزا از طریق انتقال حرارت تشعشعی، کلیه سطوح داخلی ماهواره سیاه رنگ شده‌اند تا اتصال تشعشعی حداکثر گردد. این کار تا حدی به هم‌دما شدن اجزای داخلی نیز کمک می‌کند.

همچنین برای کاهش تغییرات دمایی روی صفحه‌های خورشیدی، سطح داخلی آن‌ها نیز سیاه‌رنگ شده تا مقداری از حرارت آن‌ها به داخل نفوذ کند و در نتیجه دمای آن‌ها نیز کمی معتدل‌تر شود. این کار از طریق انتقال حرارت هدایتی ممکن نیست زیرا به محض برقراری اتصال جزیبی هدایتی، شیب‌های حرارتی روی صفحه‌ها به شدت روی اجزای داخلی تأثیر خواهد گذاشت.

در این طرح صفحه ندریر را از بقیه صفحات ایزوله کرده و اتصال رسانش بین صفحه‌های خورشیدی و رادیاتور به حداقل رسانده می‌شود. از آن جایی که این صفحه همیشه رو به سمت زمین است از آن به عنوان رادیاتور استفاده شده و حرارت تولیدی در داخل ماهواره از این صفحه خارج می‌شود و به دلیل تماس با قطعات داخلی و یا نصب تجهیزات بر روی آن، دمای این صفحه بایستی کنترل شود.

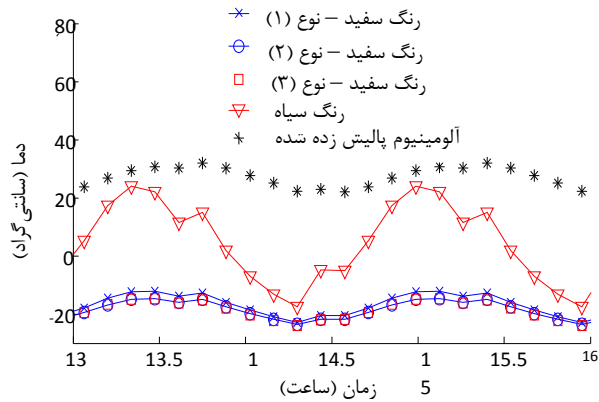
در این مقاله بعد از محاسبه شارهای مرزی و اتصال رسانش و تشعشع بین قطعات، جهت محاسبه دمای گذرای ماهواره، معادلات حاکم در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب^۱ شبیه‌سازی شده است.

دمای صفحه ندریر ماهواره بعد از شبیه‌سازی در شکل‌های ۳ و ۴ رسم شده که مشاهده می‌شود هیچ‌کدام از طرح‌های حرارتی پیشنهادی قادر به حفظ دمای ماهواره در محدوده مجاز دمایی نبوده و استفاده از گرمکن در شرایط سرد اجتناب‌ناپذیر است. نتایج نشان می‌دهد که با پوشش‌های غیرفعال و یا تجهیزات فعال و گرمکن باید محدوده دما را در منطقه مجاز قرار داد. به دلیل ماهیت معادلات دیفرانسیل حاکم و تغییرات ضرایب منظری تشعشع، رفتار دما با زمان تناوبی می‌باشد.



شکل ۳: دمای صفحه ندریر در پنج حالت حرارتی در گرم‌ترین شرایط

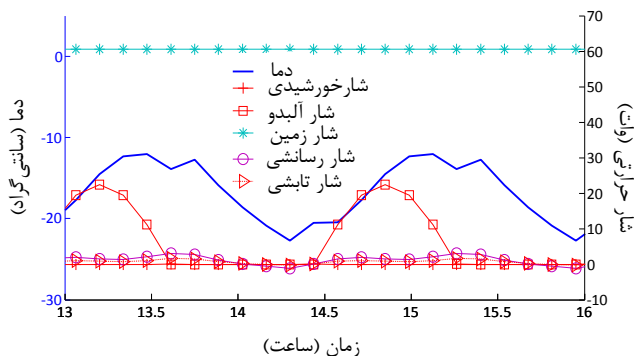
^۱ Matlab



شکل ۴: دمای صفحه ندیر در پنج حالت حرارتی در سردترین شرایط

۳. انتخاب طرح مناسب و استخراج بودجه توانی گرمکن

جهت انتخاب پوشش حرارتی برای سطح ندیر ماهواره مورد نظر، طرحی انتخاب می‌شود که بتواند در گرم‌ترین شرایط، دمای ماهواره را در محدوده مجاز نگه دارد. استفاده از رادیاتور و گرمکن و پوشش‌های مناسب روی وجوه ماهواره و مصالحه بین طرح‌های مختلف می‌تواند راهکار مناسبی برای حفظ دمای ماهواره در محدوده مجاز باشد. دمای مطلوب برای ماهواره در شرایط سرد را می‌توان در صورت لزوم با استفاده از گرمکن تأمین کرد. آنچه که از شکل ۳ برداشت می‌شود، این است که با استفاده از پوشش سیاه و یا آلومینیوم دمای صفحه ندیر در شرایط گرم مداری در خارج از محدوده مجاز قرار دارد اما با استفاده از پوشش سفید می‌توان این دما را ایجاد کرد. بنابراین رنگ سفید (نوع ۱) برای رادیاتور انتخاب می‌شود. بعد از انتخاب پوشش مناسب، توان گرمکن موردنیاز برای گرم نگه‌داشتن آن در محدوده مجاز در شرایط سرد محاسبه می‌شود.



شکل ۵: دمای صفحه ندیر و مقدار شارهای وارده بر آن در شرایط سرد با رنگ سفید و در حالت بدون استفاده از گرمکن

در شکل ۵ مقادیر شارهای وارده و دمای صفحه ندیر رسم گردیده است. استفاده از رادیاتور و گرمکن و پوشش‌های مناسب روی وجوه ماهواره و مصالحه بین طرح‌های مختلف می‌تواند راهکار مناسبی برای حفظ دمای ماهواره در محدوده مجاز باشد. همان‌طوری که ملاحظه می‌شود سهم اتصال تشعشع داخلی ناچیز بوده و می‌توان از آن در محاسبات صرف‌نظر کرد همچنین از آن جایی که صفحه ندیر از لحاظ رسانشی از بقیه صفحات تقریباً ایزوله شده، مقدار این نوع حرارت کم بوده و در محاسبات مقدار آن ثابت و ۴ وات در نظر گرفته می‌شود.

با در نظر گرفتن مقدار شارهای وارده از محیط بیرون و توان تولیدی داخل (۳ وات)، توان موردنیاز برای گرم نگه‌داشتن ماهواره در حداقل دمای مجاز (صفر درجه سانتی‌گراد) محاسبه می‌شود.

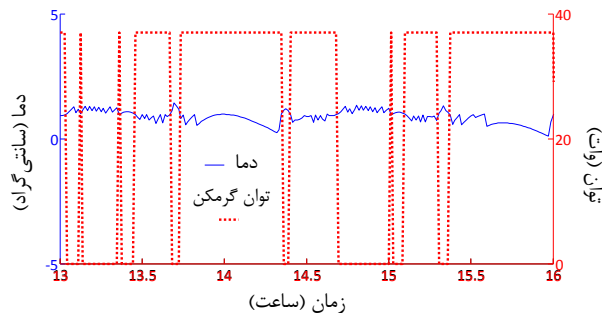
معادلات انتقال حرارت برای صفحه ندیر ماهواره در حالت پایدار و برای شرایط سرد را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$Q_s + Q_a + Q_e + Q_{d(\min)} + Q_{Conduction} + Q_{Radiation} + Q_{heater} = Q_{SPACE(T=0^{\circ}C)} \quad (17)$$

$$0 + 0 + 60.5 + 3 - 4 - 0 + Q_{heater} = 0.85 \times 5.67 \times 10^{(-8)} \times 0.36 \times 273^4$$

$$\Rightarrow Q_{heater} = 36.9 \text{ wat} \quad (18)$$

این مقدار توان برای گرم نگه‌داشتن ماهواره در شرایط سرد مداری محاسبه شده است. با قرار دادن گرمکن و شبیه‌سازی مجدد معادلات توزیع دمایی مطابق با شکل ۶ حاصل می‌شود که مشاهده می‌شود دمای ماهواره در محدوده مجاز قرار دارد. در این شکل همچنین مقدار توان مصرفی گرمکن نیز در این شرایط نشان داده شده است.



شکل ۶: دمای صفحه ندیر با پوشش رنگ سفید با استفاده از هیتر در شرایط سرد

۴. انتخاب ترکیب بهینه‌ای از پوشش‌های حرارتی

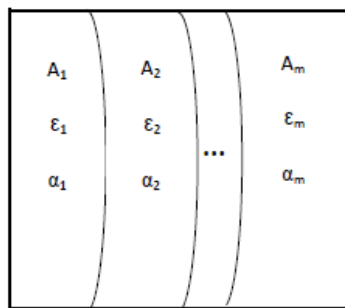
استفاده از پوشش سفید اگرچه دمای صفحه ندیر را در شرایط گرم کاهش می‌دهد، اما باعث افزایش قابل‌توجه در مقدار توان لازم برای گرم نگه‌داشتن رادیاتور در شرایط سرد می‌شود و همین‌طور استفاده از پوشش سیاه برای رادیاتور اگرچه باعث کاهش توان لازم برای گرمکن می‌شود

اما باعث افزایش دمای صفحه ندیر در شرایط گرم می‌شود. بنابراین ترکیب مناسبی از پوشش‌ها برای تأمین دمای مطلوب و همچنین کاهش توان گرمکن ضروری است. با توجه به اینکه کمترین و بیشترین دمای مجاز برای صفحه ندیر به ترتیب صفر و ۴۰ درجه سانتی‌گراد در نظر گرفته شده، می‌توان روابط (۱۹) و (۲۰) را برای رسیدن به دمای مطلوب در گرم‌ترین و سردترین شرایط نوشت.

$$Q_s + Q_a + Q_e + Q_{d(MAX)} \leq Q_{SPACE(T=40^{\circ}C)} \quad (19)$$

$$Q_s + Q_a + Q_e + Q_{d(min)} + Q_{heater} \geq Q_{SPACE(T=0^{\circ}C)} \quad (20)$$

اگر صفحه ندیر مطابق با شکل ۷ به m ناحیه با ضرایب جذب و صدور مختلف تقسیم شود، می‌توان روابط (۱۹) و (۲۰) را برای هر قسمت نوشت.



شکل ۷: تقسیم صفحه ندیر به m ناحیه با ضرایب جذب و صدور مختلف

با توجه به شکل ۵ و با در نظر گرفتن این نکته که در زمانی که صفحه ندیر، بیشترین مقدار شار آلبدو را دریافت می‌کند، مقدار شار خورشیدی صفر است، معادلات ساده شده و برای شرایط گرم، رابطه (۲۱) حاصل می‌شود. همچنین لازم به ذکر است که در این رابطه مقدار حرارت انتقالی تحت تأثیر رسانش و تشعشع با توجه به ثابت فرض کردن آن، در مقدار Q_d لحاظ شده است.

$$\begin{aligned} & \alpha_1 A_1 q_a + \alpha_2 A_2 q_a + \dots + \alpha_m A_m q_a \\ & + \varepsilon_1 A_1 q_e + \varepsilon_2 A_2 q_e + \dots + \varepsilon_m A_m q_e \\ & - \sigma \varepsilon_1 A_1 T_{(T=40^{\circ}C)}^4 - \sigma \varepsilon_2 A_2 T_{(T=40^{\circ}C)}^4 \\ & - \dots - \sigma \varepsilon_m A_m T_{(T=40^{\circ}C)}^4 < -Q_{d(MAX)} \end{aligned} \quad (21)$$

و برای شرایط سرد مداری نیز با توجه به این که شار حرارتی خورشیدی و آلبدو صفر می‌باشد، رابطه (۲۲) به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} & -\varepsilon_1 A_1 q_e - \varepsilon_2 A_2 q_e - \dots - \varepsilon_m A_m q_e + \sigma \varepsilon_1 A_1 T_{(T=0^{\circ}C)}^4 \\ & + \sigma \varepsilon_2 A_2 T_{(T=0^{\circ}C)}^4 + \dots + \sigma \varepsilon_m A_m T_{(T=0^{\circ}C)}^4 < Q_{d(min)} \end{aligned} \quad (22)$$

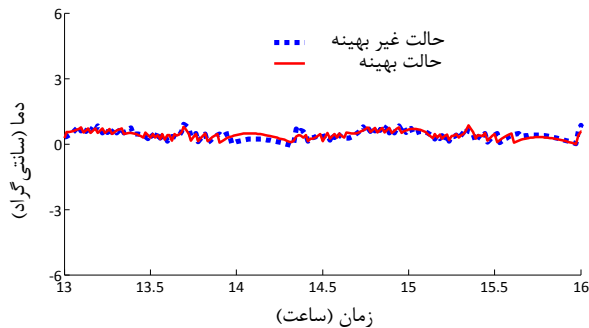
که در این روابط q_a و q_e به صورت زیر تعریف شده‌اند.

$$q_a = f_a \times f_s \times S \times \cos \theta \times \cos \beta \quad (23)$$

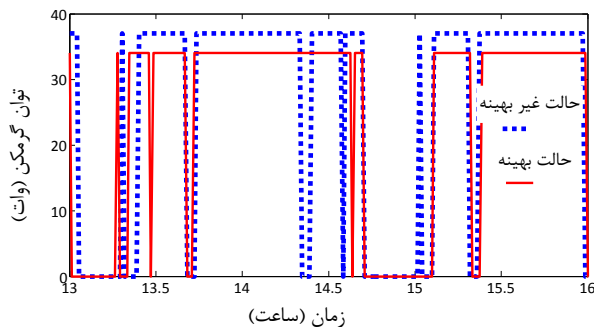
با توجه به توان محاسبه شده در حالت بهینه، مشاهده می‌شود که با استفاده از بهینه‌سازی، توان موردنیاز گرمکن ۸٪ کاهش پیدا می‌کند.

$$\frac{36.9 - 34.2}{34.2} = 8\% \quad (34)$$

استفاده از رادیاتور و گرمکن و پوشش‌های مناسب روی وجوه ماهواره و مصالحه بین طرح‌های مختلف می‌تواند راهکار مناسبی برای حفظ دمای ماهواره در محدوده مجاز باشد. با استفاده از مقادیر بهینه محاسبه شده برای پوشش‌های سطحی، شبیه‌سازی معادلات حاکم دوباره صورت گرفته و دمای صفحه نذیر در شکل ۸ نشان داده شده است که مشاهده می‌شود با استفاده از پوشش‌های سطحی انتخاب شده و مقدار توان گرمکن محاسبه شده در حالت بهینه نیز دمای مطلوب تأمین می‌شود. در شکل ۹ توان مصرفی گرمکن در دو دوره مداری جهت مقایسه بین دو حالت بهینه و غیر بهینه رسم شده است که کاهش توان موردنیاز گرمکن قابل مشاهده است.



شکل ۸: مقایسه دمای ماهواره در دو حالت بهینه و قبل از بهینه‌سازی



شکل ۹: مقایسه توان مصرفی گرمکن

۵. نتیجه‌گیری

در این مقاله روند طراحی سیستم کنترل دمای ماهواره تشریح و یک روش بهینه برای انتخاب پوشش‌های حرارتی بیان گردید. روش ارائه شده بر روی یک ماهواره نمونه اجرا و نتایج حاصل نشان می‌دهد که توان مصرفی گرمکن با استفاده از این روش کاهش محسوسی می‌یابد. در حالت بهینه، مشاهده می‌شود که با استفاده از بهینه‌سازی، توان موردنیاز گرمکن ۸٪ کاهش پیدا می‌کند. برای صفحه ندیر در حالتی که پوشش آلومینیومی پولیش شده استفاده شود در حالت شرایط بد گرم دما به ۱۹۰ درجه سانتی‌گراد می‌رسد که حدود سه و نیم برابر طرح‌های دیگر بوده و مناسب نیست. ماهواره موردنظر مکعبی شکل بوده و با توجه به طراحی صورت گرفته، چهار وجه کناری، پانل خورشیدی می‌باشد و وجه بالایی (رو به فضا) از عایق چندلایه پوشانده شده است. وجه رو به پایین آن (صفحه ندیر) به عنوان رادیاتور در نظر گرفته شده و طراح در این پروژه با استفاده از ۵ پوشش حرارتی که در اختیار دارد، سیستم کنترل دمای ماهواره را به صورت بهینه طراحی می‌کند. در طراحی صورت گرفته با استفاده از انتخاب مناسب پوشش حرارتی صفحه ندیر ماهواره، کمترین توان مصرفی در شرایط سرد برای ماهواره موردنیاز می‌باشد. در مطالعه حاضر تعداد پوشش‌های حرارتی که در اختیار طراح قرار داشت، محدود بوده (پنج حالت)، ولی در عمل، طراح با تعداد زیادی از پوشش‌ها با ضرایب جذب و صدور مختلف در ارتباط است که می‌توان با استفاده از این روش به انتخاب بهینه‌ای رسید که علاوه بر کم کردن توان مصرفی گرمکن و در نتیجه کاهش هزینه ماهواره، زمان طراحی را نیز با توجه به انبوه پوشش‌های حرارتی موجود، کم کرد. استفاده از رادیاتور و گرمکن و پوشش‌های مناسب روی وجوه ماهواره و مصالحه بین طرح‌های مختلف توأم با بهینه‌سازی به روش برنامه‌ریزی خطی می‌تواند راهکار مناسبی برای حفظ دمای ماهواره در محدوده مجاز صفر تا ۴۰ درجه سانتی‌گراد باشد.

۶. فهرست علائم

A	مساحت عبور حرارت (m^2)
A_c	سطح جانبی ماهواره مکعبی شکل (m^2)
A_i	مساحت قطعه‌ی i (m^2)
A_p	سطح تصویر شده شار حرارتی خارجی (m^2)
A_s	سطح جانبی کره معادل (m^2)
C_{ij}	اتصال هدایتی
C_p	ظرفیت گرمای ویژه ($Jkg^{-1}K^{-1}$)
f_a	ضریب آلبدو
f_s	ضریب دید ماهواره
G	ثابت تابش مادون قرمز زمین
K	ضریب هدایت حرارتی ($w/m.k$)
L	فاصله بین دو گره (m)
M	جرم (kg)

تعداد پوشش‌های حرارتی مورد مطالعه	m
تعداد گره	n
شار انعکاسی خورشیدی توسط زمین (W)	Q_w, Q_{Albedo}
انتقال حرارت رسانشی (W)	$Q_{Conduction}$
تلفات حرارتی قطعه (W)	$Q_d, Q_{Dissipation}$
شار تشعشعی دریافتی سطوح از زمین (W)	Q_e, Q_{Earth}
توان گرمکن (W)	Q_{heater}
انتقال حرارت تابشی (W)	$Q_{Radiation}$
شار تشعشعی خورشید (W)	Q_s, Q_{Sun}
مقاومت تماسی	R_c
اتصال تشعشعی	R_{ij}
مقاومت رسانشی	R_i
ثابت تابش خورشید	S
دمای قطعه i (k)	T_i
زمان (ثانیه)	t

علائم یونانی

ضریب جذب خورشیدی سطح قطعه‌ی i ام	$\alpha_{s,i}$
ضریب جذب خورشیدی سطح کره معادل	$\alpha_{s,t}$
زاویه صفحه مدار با خط گذرنده زمین و خورشید	β
ضریب صدور سطح قطعه‌ی i ام	ε_i
ضریب صدور سطح کره معادل	ε_t
زاویه خط گذرنده از محل قرارگیری ماهواره و	θ
زمین نسبت به صفحه زمین و خورشید	
ثابت بولتزمن $5.67 \times 10^{-8} \text{ w/m}^2 \text{ k}^4$	σ

زیرنویس‌ها

بیشترین مقدار	Max
کمترین مقدار	min
شرایط سرد	$Cold$
شرایط گرم	hot

۷. منابع

- [1] C. D. Brown, *Elements of Spacecraft Design*: American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc, 2002.

- [2] D. G. Gilmore, *Satellite Thermal Control Handbook*, California: The Aerospace Press, 2002.
- [3] P. Fortescue, J. Stark, G. Swinerd, *Spacecraft Systems Engineering*, edition, Third ed.: Wiley LTD, 2003.
- [4] W. J. Larson, J. R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design: Microcosm Press*, 1999.
- [۵] ح. ناصح، ف. جمالی املشی، ع. محمودی، ن. محمدی بادیزی، م. ر. بختیاری " بهینه‌سازی چندهدفی زیرسامانه تامین توان ماهواره بر مبنای جرم و توان تولیدی"، نشریه علمی دانش و فناوری هوافضا، ۱۲ [۲]، ۱۴۰۲.
- [6] C. B. Vanoutryve, A Thermal Analysis and Design Tool for Small Spacecraft, Master of Science Thesis, The Faculty of the Department of Mechanical and Aerospace Engineering, San Jose State University, 2008.
- [7] J. Friedel, S. McKibbin, Thermal Analysis of the Cube Sat CP3 Satellite, Master of Science Thesis, Department of Aerospace Engineering, University, California Polytechnic State, 2011.
- [8] M. J. L. Poucet, Phase-B Thermal Control Subsystem Design for the ESEO Satellite, Master of Science Thesis, Faculty of Industrial Engineering, Milan Polytechnic, 2012.
- [۹] و. منشیی، ا. افشاری، ا. دشتی، م. مشرف، س. اصغری، " مدلسازی ریاضی اثر دمای محیط و چگالنده بر عملکرد لوله حرارتی حلقه‌ای"، نشریه علمی دانش و فناوری هوافضا، دوره ۱۰ [۱] ۱۴۹-۱۶۲، ۱۴۰۰.
- [10] N. Chari, *Spacecraft Thermal Design Optimization*, Master of Science Thesis, Graduate Department of Aerospace Science and Engineering, University of Toronto, 2009.
- [11] ف. اصدق پور، ف. صادقی کیا، م. ع. فارسی، " اثرات حرارتی محیط فضا بر مشخصات تشعشعی آنتن انعکاسی ماهواره مدار LEO"، فصلنامه علمی علوم و فناوری فضایی، ۱۵ [۲] ۱۱۱-۱۲۲، ۱۴۰۱.
- [12] K. D. Stout, *Design Optimization of Thermal Paths in Spacecraft Systems*, Master of Science Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 2013.

[۱۳] س. اصغری، ک. برزو اصفانی، ع. فانی ثانی، م. ص. برنج کوب، ” بررسی عوامل تاثیرگذار بر انتخاب پوشش‌های مناسب برای زیرسامانه کنترل حرارت ماهواره“، نشریه فناوری در مهندسی هوافضا، ۱ [۵] ۳۵-۴۴، ۱۳۹۷.

[۱۴] م. خوش‌سینما، م. شهریار، س. غضنفری نیا، ش. امامی، ی. صفار تلوری، ” مدلسازی حرارتی محموله لیدار یک ماهواره سنجشی بر اساس ملاحظات طراحی سیستمی و مرور چالش‌های آن“، فصلنامه علمی علوم و فناوری فضایی، ۱۶ [۲] ۷۹-۹۱، ۱۴۰۲.

[15] J. R. Tsai, Overview of Satellite Thermal Analytical Model, Journal Of Spacecraft And Rockets, Vol. 40, NO. 1, pp. 120-125, January–February, 2004.

[16] M. Fakoor, M. Taghizhad, A. Kosari, Review of method for optimal layout of satellite components, Modares Mechanical Engineering, Vol. 13, No. 9, pp. 126-137, 2012. (In Persian)

[17] F. P. Incropera, D. P. DeWitt, Introducing to Heat Transfer: John Wiley & sons Inc, 2002.

[18] R. Siegal, J. R. Howell, Thermal Radiation Heat Transfer, USA: Hemisphere Publishing Corporation, 1992.

[19] G. N. Vanderplaats, Numerical Optimization Techniques for Engineering Design: Vanderplaats Research & Development, Inc, 2001.

[20] P. Venkataraman, Applied Optimization With Matlab Programming, New York: John Wiley & Sons, 2002.