



تدوین روش بهینه‌سازی طراحی مفهومی زیرسیستم کنترل دمای ماهواره‌های کوچک

مهران منصور دهقان¹، مسعود ابراهیمی^{2*}، اويس نگارش³

1- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

3- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

*تهران صندوق پستی 16765-3381، ebrahimikm@modares.ac.ir

چکیده

زیرسیستم کنترل دمای ماهواره، وظیفه‌ی حفظ دمای زیرسیستم‌های دیگر در محدوده‌ی مجاز را برعهده دارد. هدف از این مقاله، بهینه‌سازی طراحی زیرسیستم کنترل دمای ماهواره‌های کوچک است. بدین منظور در ابتدا نرم‌افزار تحلیل حرارتی ماهواره تدوین و صحت‌گذاری شده است. این نرم‌افزار پس از دریافت اطلاعات مدار و ماهواره، موقعیت ماهواره را شبیه‌سازی کرده و شارهای حرارتی ورودی و خروجی را محاسبه می‌کند. سپس دمای هر یک از وجوه ماهواره در دو حالت سرد و گرم محاسبه شده و در نهایت بیشینه و کمینه دمای ماهواره استخراج می‌گردد. در این پژوهش از ترکیب سه روش کنترل دمای مرسوم برای ماهواره‌های کوچک استفاده شده است. ضخامت عایق (تعداد لایه‌ها)، ضخامت پوشش رادیاتور و توان گرم‌کن به‌عنوان متغیرهای طراحی، و دمای مجاز وجوه (حداکثر و حداقل دما) به‌عنوان قیود طراحی در نظر گرفته شده‌اند. تابع هدف یا معیار بهینگی تابعی وزن‌دار از جرم، هزینه و توان مصرفی سامانه کنترل حرارت است که می‌تواند شاخصی از هزینه آن باشد. روش برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی به عنوان روشی توانمند در بهینه‌سازی غیرخطی جهت بهینه‌سازی به‌کار رفته است. نتایج بهینه‌سازی نشان می‌دهد که معیار بهینگی در طرح بهینه نسبت به طرح اولیه بهبود قابل ملاحظه‌ای دارد. سرعت بالا، دقت مناسب و قابلیت تعمیم این نرم‌افزار به طراحی زیرسیستم کنترل دمای طیف وسیعی از ماهواره‌ها از برتری‌های این تحقیق است. لذا می‌توان از این نرم‌افزار به‌عنوان یک ماژول در طراحی بهینه چند موضوعی ماهواره استفاده کرد.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 08 خرداد 1395
پذیرش: 17 تیر 1395
ارائه در سایت: 07 شهریور 1395
کلیدواژه‌ها:
کنترل دما
ماهواره
بهینه‌سازی طراحی

Small Satellite Thermal Control Sub-System Conceptual Design Optimization Methodology

Mehran Mansour Dehghan, Masoud Ebrahimi*, Oveis Negaresh

Mechanical Engineering Department, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

* P.O.B. 16765-3381, Tehran, Iran, ebrahimikm@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 28 May 2016
Accepted 05 October 2016
Available Online 28 August 2016

Keywords:
Thermal Control
Satellite
Design Optimization

ABSTRACT

Satellite Thermal Control subsystem has the responsibility of maintaining the temperature of other subsystems in an allowable range. The purpose of this paper is to design an optimal thermal control subsystem of a satellite. In order to achieve this goal, at first a software was developed and validated for satellite thermal analysis. Receiving orbital data and Satellite's properties, the software simulates the position of the satellite in any desired orbit and calculates the input and output thermal flux. Meanwhile, the temperature of each side of the satellite is calculated in cold and hot cases. Finally, it calculates the minimum and maximum temperatures of the satellite. A combination of three commonly used thermal control methods in small satellites was used. Insulation thickness, thickness of radiator cover, and the power of heater are considered as design parameters and allowable temperatures of surfaces (minimum and maximum allowable temperatures) are considered as design constraints. A weighted function of mass, cost, and power consumption of thermal control system are chosen as objective function which can be representative of the cost. Sequential Quadratic Programming as a powerful method in nonlinear optimization was used to optimize thermal control properties. The results demonstrated that the objective function improved dramatically compared to the initial design. High speed, appropriate precision, and extensibility of this software in thermal control subsystem design of a vast majority of small satellites, makes this research valuable. Therefore, this software could be integrated as the thermal control subsystem design module with multidisciplinary design optimization of satellites.

1-مقدمه

جهت کاهش این هزینه‌ها توسط محققین در دست پیگیری است. یکی از این راه‌کارها طراحی بهینه ماهواره‌ها است. طراحی ماهواره به‌صورت بهینه یعنی حداقل کردن جرم کل یا هزینه آن جهت انجام مأموریت مشخص، باعث کاهش قابل ملاحظه‌ای در هزینه خدمات ماهواره‌ای می‌گردد. به‌منظور

هرچند در سال‌های اخیر قیمت خدمات ماهواره‌ای نسبت به سال‌های اولیه‌ی شکل‌گیری این صنعت کاهش زیادی پیدا کرده است، اما این قیمت‌ها برای بسیاری از مؤسسات علمی و تحقیقاتی همچنان بالاست. راه‌کارهای متعددی

شود. رادیاتور یک شدت نشر موثر متغیر دارد که آن را قادر به کاهش تقاضا جهت توان گرمکن جهت گرم کردن تجهیزات در حین عبور از حالت سرد در مدار می‌کند. روش چندهدفی در دست یافتن به کمیته‌سازی جرم یک رادیاتور و در عین حال کمیته‌سازی توان موردنیاز گرمکن جهت عبور از حالت سرد کمک می‌کند [9]. در سال 2009 پژوهشی توسط چاری جهت طراحی بهینه سیستم کنترل دمای ماهواره صورت گرفته و روش‌های مختلف بهینه‌سازی مورد بررسی قرار گرفت. این تحقیق به بهینه‌سازی طراحی دمای ماهواره با کنترل دمای غیرفعال پرداخته است. این تحقیق شامل مطالبی از قبیل انتقال حرارت، مدل‌های شبکه‌ی دمایی ماهواره، بهینه‌سازی عددی و انتخاب مواد می‌باشد [10].

در [11] نرم‌افزاری توسط ایزدی و همکاران جهت تحلیل حرارتی ماهواره‌های کوچک در مدار با ارتفاع کم و روشی جهت بهینه‌سازی حل دستگاه معادلات از نظر سرعت حل ارائه شده است. این نرم‌افزار براساس روش حجم محدود تدوین شده و حل دستگاه معادلات آن به‌صورت ضمنی انجام می‌گیرد. زمانی در سال 2011 تحلیل و طراحی سیستم انتقال حرارت یک ماهواره شش وجهی را انجام داده است [12]. در این پروژه تحلیل و طراحی سیستم حرارتی به‌کمک آنالیز حساسیت دمای المان‌های مختلف ماهواره انجام شده است.

با توجه به مراجع مورد بررسی، بسیاری از تحقیقات انجام شده مربوط به تحلیل دمایی ماهواره بوده‌اند و در آن‌ها بحثی از طراحی زیرسیستم کنترل دما به میان نیامده است. در این مراجع طیف وسیعی از مدل‌ها و روش‌های محاسباتی به کار رفته‌اند. به‌عنوان مثال، مدل ساده کروی که با فرض ماهواره به‌عنوان یک کره و تخمین شارهای وارده به آن، محدوده‌ی دمای ماهواره را با دقت‌های نه‌چندان بالا تقریب می‌زند. از سوی دیگر در بعضی از مراجع مورد بررسی مدل‌های دقیق المان محدود را به‌کار برده‌اند که با احتساب شرایط مداری از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، دمای همه نقاط ماهواره را با دقت بالا برآورد می‌کنند.

برخی مراجع به طراحی زیرسیستم کنترل دما و انواع روش‌های آن پرداخته‌اند. در این مراجع طراحی به‌صورت سنتی انجام شده است. معدود مراجعی هم که به بهینه‌سازی طراحی پرداخته‌اند، این کار را برای یک ماهواره مشخص با مدار معلوم انجام داده‌اند.

بنابر مطالب پیش‌گفته، فقدان یک نرم‌افزار جهت طراحی زیرسیستم کنترل دمای ماهواره مشهود است. در این پژوهش یک نرم‌افزار جهت طراحی مفهومی بهینه زیرسیستم کنترل دمای انواع ماهواره‌های کلاس کوچک و در مدارهای مختلف، توسعه داده شده است. در این نرم‌افزار مدل مناسبی از تحلیل دمایی به‌کار رفته که در عین دقت مناسب از سرعت بالایی برخوردار است. سرعت بالای تحلیل دمایی اجازه می‌دهد، هزاران طرح در حلقه بهینه‌سازی بررسی شده و طرح بهینه استخراج گردد. در پژوهش حاضر همه ورودی‌های موردنیاز جهت طراحی زیرسیستم کنترل حرارت نظیر مشخصات مدار، توان اتلافی ماهواره، جنس مواد، ابعاد ماهواره و محدوده دمایی مجاز، از ماتریس ساختار طراحی استخراج و معلوم فرض شده‌اند. نرم‌افزار توسعه داده شده هم می‌تواند به‌صورت مستقل جهت طراحی بهینه زیرسیستم کنترل دمای یک ماهواره مشخص به کار رفته و هم می‌تواند در یک حلقه طراحی چند موضوعی ماهواره مورد استفاده قرار گیرد.

در ادامه در بخش 2 روند کلی طراحی زیرسیستم کنترل دما توضیح داده شده است. در بخش 3 به چگونگی محاسبه‌ی شارهای حرارتی وارد بر ماهواره پرداخته شده و الزامات و چگونگی محاسبه این شارها به اختصار بیان

بهینه‌سازی طراحی ماهواره با استفاده از روش بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی به‌عنوان یک روش مدرن لازم است تا نرم‌افزارهای مناسبی جهت طراحی هر یک از زیرسیستم‌های آن ایجاد شود. در این تحقیق هدف اصلی، توسعه چنین نرم‌افزاری برای طراحی زیرسیستم کنترل حرارت ماهواره است. یک ماهواره در یک گردش مداری، شرایط مختلفی را از نظر حرارتی تجربه می‌کند، که باعث می‌شود دمای اجزای آن (شامل باتری‌ها، قطعات الکترونیکی دیجیتال و آنالوگ، آشکارسازها، چرخ‌های مومنتومی و موتورها، پیش‌ران‌ها، پانل‌های خورشیدی و...) از منفی چند ده درجه سانتی‌گراد تا مثبت چند ده درجه تغییر نماید. از سوی دیگر اجزای مختلف ماهواره جهت کارکرد مناسب یک بازه‌ی دمایی مجاز دارند [1]. بنابراین وجود سیستمی جهت حفظ محدوده‌های مجاز دمایی زیرسیستم‌ها ضروری است. این سیستم، زیرسیستم کنترل دمای ماهواره نام دارد.

زیرسیستم کنترل دمای یک ماهواره جزء زیرسیستم‌های مهم بوده و وظایف آن عبارتند از: 1) حفظ دمای قطعات در محدوده‌ی مجاز 2) جلوگیری از تغییرات سریع دما در محدوده‌ی مجاز 3) یکسان نگاه داشتن دمای سطوح هم‌دما [2].

در راستای تحقق گام اول طراحی، نرم‌افزارهای متعدد و روش‌های مشخصی وجود دارد. از جمله نرم‌افزارهایی که برای تحلیل حرارتی ماهواره بکار می‌رود می‌توان به نرم‌افزار سیندا و آیدیاس و نرم‌افزار ایساتن اشاره کرد. همچنین روش‌های تفاضل محدود و المان محدود از جمله روش‌های پر کاربرد در این زمینه است.

در تحقیقات پیشین، گیلرور [3]، شارهای حرارتی وارده به ماهواره، مدارهای استاندارد زمین، روش‌ها و ابزارهای کنترل دمای اجزاء مختلف ماهواره و در کل روند طراحی حرارتی فضاپیماها را شرح داده است و به بحث در مورد تلسکوپ هابل به لحاظ حرارتی پرداخته است. در تحقیقات بعدی [4]، تحلیل و طراحی سیستم انتقال حرارت در یک ماهواره شش وجهی مورد بررسی قرار گرفته که با پیچیدگی‌هایی در محاسبه ضرایب دید همراه بوده است. شهریاری و همکاران [5] با استفاده از روش پارامتر توده‌ای، محاسبات انتقال حرارت گذرا و توزیع دما برای یک ماهواره کوچک را انجام داده‌اند. رضانی، نجفی و کریمیان [6] به معرفی نرم‌افزاری جهت تحلیل حرارتی ماهواره‌های کوچک در مدار با ارتفاع کم پرداخته‌اند. این نرم‌افزار براساس روش حجم محدود تدوین شده است. از مزایای این نرم‌افزار این است که اجزای ماهواره مستقل از یکدیگر شبکه‌بندی می‌گردند. در تحقیق دیگر، تحلیل حرارتی یک ماهواره‌ی کوچک به نام کامپس-1¹ در مدار ارتفاع پایین² انجام شده و کنترل‌کننده‌های غیرفعال و فعال (هیتر) در آن به‌کار رفته‌اند [7].

با توجه به اهمیت روزافزون بهینه‌سازی طراحی محصولات فضایی بهینه‌سازی زیرسیستم کنترل دمای ماهواره نیز به‌عنوان بخشی از مجموعه ماهواره مدنظر قرار گرفته است. بهینه‌سازی شکل رادیاتورهای مورد استفاده در ماهواره‌ها با استفاده الگوریتم ژنتیک مورد بررسی هول قرار گرفت [8]. بالطبع هر چقدر وزن رادیاتورها کاهش یابد هزینه ماهواره نیز کاهش خواهد یافت. در تحقیق هول رادیاتور از سایر اجزاء به‌طور کامل مجزا شده و نسبت جرم رادیاتور به حرارت خارج شده کمیته شده است [8]. تکنیک‌های چند هدفی متفاوتی جهت مطالعه روی طراحی مفهومی یک نوع جدید از رادیاتور فضایی اعمال شده است که «رادیاتور فضایی شدت نشر متغیر» نامیده می‌-

¹ Compass-1
² LEO

3- شارهای حرارتی وارد بر ماهواره

به طور کلی بارهای حرارتی وارد بر ماهواره به دو دسته اصلی تقسیم می‌شود که عبارتند از بارهای حرارتی خارجی و داخلی. مهمترین بارهای خارجی ورودی به ماهواره عبارتند از: تشعشع نور خورشید، انعکاس نور خورشید توسط زمین (آلبدو)، تابش زمین و گرمایش ذرات باردار (شکل 1).

بارهای حرارتی داخلی شامل رسانش بین سطوح، تابش بین اجزا، گرمکن‌ها، رادیاتورها و وسایل خنک کننده، گرمای ناشی از گرم شدن مقاومت‌ها و اتصالات الکتریکی (اتلاف حرارتی داخلی) است.

البته برای بررسی دقیق‌تر و در نظر گرفتن فرایندهایی نظیر عمل کردن سیستم پیش‌رانش و یا مانورهای مربوط به تعیین و کنترل وضعیت ماهواره می‌توان عوامل دیگری که روی رفتار حرارتی ماهواره فقط در یک زمان کوتاه اثر می‌گذارند را در نظر گرفت که عبارتند از: شار مادون قرمز که دیواره‌های داخل بوستر (یا تراستر) قبل از جدا شدن از موشک به فضاییما اعمال می‌کنند، حرارت آئرودینامیکی ایجاد شده که بستگی به سرعت و ارتفاع دارد، گرمای شعله خروجی از نازل موتورهای ضربه‌ای و یا تراسترهای مانور ماهواره [2]. در تحقیق حاضر این شارهای کوتاه مدت در نظر گرفته نشده‌اند.

بارهای حرارتی خارجی جزو اصلی‌ترین و اثرگذارترین شارهای حرارتی بر روی ماهواره‌ها هستند. بارهای حرارت خارجی عمدتاً مستقل از میزان دمای خود ماهواره‌اند چرا که ناشی از منابع دیگری هستند که شارهای تقریباً ثابت به فضا ارسال می‌کنند. شاید تنها عامل متغیر مهم در رابطه با این شارهای حرارتی فاصله از منبع حرارت و جهت‌گیری وجوه ماهواره نسبت به آن باشد که باعث تغییر در میزان شدت توان دریافتی می‌شود [2]. بنابراین، لازم است با شبیه‌سازی دینامیک حرکت ماهواره، موقعیت و وضعیت ماهواره نسبت به خورشید و زمین تعیین شود.

3-1- شبیه‌سازی دینامیکی ماهواره در مدار

مقدار شار حرارتی وارده به ماهواره به موقعیت ماهواره نسبت به زمین و خورشید بستگی دارد، لذا مشخصات مدار و موقعیت ماهواره در مدار در تحلیل حرارتی بسیار تعیین کننده می‌باشد. شش مولفه کلاسیک به نام مولفه‌های کپلری، یک مدار بیضوی را توصیف می‌کنند.

روند محاسبه بردار موقعیت و سرعت ماهواره با توجه به مولفه‌های کپلری محاسبه می‌شود. همچنین با استفاده از روابط تقریبی مرجع [1]، موقعیت خورشید (زاویه قائم و زاویه انحراف) در هرگام زمانی در شبیه‌ساز

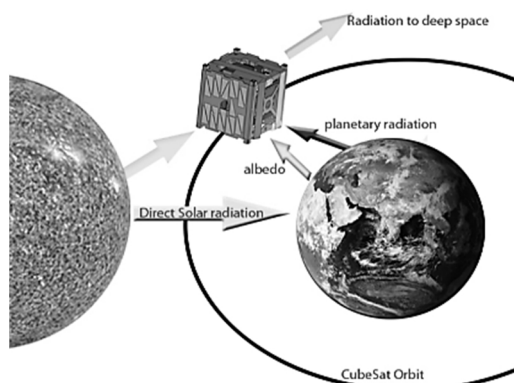


Fig. 1 Thermal environment of satellite [13]

شکل 1 محیط‌های حرارتی ماهواره [13]

شده است. سپس روش‌های کنترل حرارت در بخش 4 مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته و روش‌های مرسوم انتخاب و معرفی شده‌اند. در بخش ششم بهینه‌سازی طراحی سامانه کنترل حرارت ماهواره صورت پذیرفته است. به منظور حصول اطمینان نسبت به نتایج، بخش‌های مختلف نرم‌افزار در مقایسه با مراجع معتبر صحت‌گذاری شده‌اند. همچنین حل یک مثال و مقایسه نتایج طراحی بهینه با طراحی به روش مرسوم صورت پذیرفته و در انتها نتیجه‌گیری و جمع‌بندی از این پژوهش ارائه شده است.

2- طراحی زیرسیستم کنترل دما

نقش زیرسیستم کنترل دما مهیا کردن محدوده‌ی دمای موردنظر برای محموله و تمامی زیرسیستم‌های دیگر در هر فاز از عملیات است. محدوده‌ی دمای مجاز هر بخش از ماهواره شامل دمای حداقل و دمای حداکثری است که دما نباید از آن تجاوز کند. دو محدوده‌ی دمایی برای اجزای ماهواره وجود دارد: محدوده‌ی عملکردی که برای این‌که اجزاء دارای عملکردی مطلوب باشند باید در این بازه‌ی دمایی باشند، محدوده‌ی دمای بقا که اجزاء باید در این محدوده‌ی دمایی همیشه باشند حتی زمانی که هیچ کاری انجام نمی‌دهند در جدول 1 به نمونه‌ای از این حدود حرارتی پرداخته شده است.

اگر اجزاء در محدوده‌ی دمای عملکردی نباشند نمی‌توانند کار کنند یا میزان خطای سیستم بالا خواهد بود و داده‌های آن قابل اعتماد نمی‌باشد ولی اگر دمای ماهواره از حد بقا تجاوز کند قطعه خراب می‌شود یا دارای میزان خطای ماندگاری می‌شود.

همان‌طور که در بخش مقدمه بیان شد، روند کلی طراحی زیرسیستم کنترل حرارت دارای گامهای مشخصی است که در ادامه به آن‌ها اشاره خواهد شد.

گام اول: محاسبه شارهای ورودی شامل شار حرارتی خورشید، شار انعکاسی خورشید توسط زمین، شار حرارتی تشعشعی زمین. هر کدام از این شارها یک مقدار کمینه و یک مقدار بیشینه دارند که در حالت سرد از مقادیر کمینه و در حالت گرم از مقادیر بیشینه آن‌ها استفاده می‌شود.

گام دوم: حل معادله‌ی تعادل حرارتی و تعیین بازه‌ی دمایی ماهواره با توجه به شارهای وارده در بخش‌های مختلف ماهواره.

گام سوم: انتخاب روش کنترل حرارت و تعیین مشخصات آن مثلاً جنس پوشش‌ها و یا توان گرمکن با توجه به محدوده‌ی مجاز دمایی قطعات و بازه‌ی دمایی بدست آمده از گام دوم.

جدول 1 نمونه‌ای از دمای عملکرد و بقای اجزاء ماهواره به درجه سلسیوس [1]

Table 1 an example of operational and survival temperature of satellite's components in degrees of Celsius [1]

| نمونه‌ای از محدوده‌های دمایی | | اجزاء |
|------------------------------|-------------|---------------------|
| عملکردی | بقا | |
| 0 تا 15 | 10- تا 25 | باتری‌ها |
| 10- تا 50 | 20- تا 60 | جعبه تامین توان |
| 10- تا 40 | 20- تا 50 | چرخ‌های عملکردی |
| 0 تا 40 | 10- تا 50 | جایروها |
| 0 تا 30 | 10- تا 40 | دنبال کننده ستارگان |
| 15 تا 40 | 5 تا 50 | خطوط تانک هیدرازین |
| 100- تا 100 | 120- تا 120 | آنتن‌ها |
| 110- تا 150 | 200- تا 130 | صفحه‌های خورشیدی |

می‌شود. این بار حرارتی همانند بار حرارتی آلبدو² از طرف زمین به طرف ماهواره است. بنابراین سطوحی از ماهواره که تحت اثر تابش زمین هستند، تحت اثر این بار حرارتی قرار می‌گیرند.

مطابق با قانون استفان - بولتزمن به صورت تشعشع حرارتی دوباره صادر می‌شود. مقدار متوسط $G = 237 \pm 7 \text{ W/m}^2$ برای تابش حرارتی در نزدیکی سطح زمین به تصویب رسیده است. تمامی نور خورشید به صورت توان اضافی بازتاب نمی‌شود، مقداری از آن جذب می‌شود و سپس درصدی به صورت امواج مادون قرمز ساطع می‌شود. این تعادل براساس یک میانگین سالیانه جهانی تنظیم شده است. شار برخوردی q_r روی سطح ماهواره تابعی از ارتفاع است و برای ماهواره کروی از روابط (3) و (4) به دست می‌آید:

$$q_I = \frac{1}{2} \sigma T_e^4 \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{\delta^2}} \right) \quad (3)$$

$$q_I = \frac{1}{2} q_r \left(1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{\delta^2}} \right) \quad (4)$$

لذا میزان کل حرارت جذب شده از تابش زمین به ماهواره، با توجه به میزان ارتفاع ماهواره، از رابطه (5) و (6) به دست می‌آید:

$$Q_{\text{Earth}} = A_p \times \varepsilon \times G \times F_{12} \quad (5)$$

$$F_{12} = \frac{R_e^2}{(R_e + h)^2} \quad (6)$$

که R_e شعاع زمین و h ارتفاع ماهواره از سطح زمین، ε ضریب صدور زمین است که به طور معمول مقدار آن در کتب مختلف برای زمین 75 صدم در نظر گرفته می‌شود. A_p مساحت تصویر شده عمود بر شار تابشی زمین، G شار تابشی می‌باشد [3].

6-3- اثر سایه

یکی از ملاحظات اساسی که در محاسبه بار حرارتی تشعشع خورشید وجود دارد، حضور ماهواره در سایه است. بدیهی است با ورود ماهواره به ناحیه‌ای از مدار که در قسمت سایه زمین است، همه وجوه ماهواره از معرض تابش خورشید خارج می‌شوند. برای اعمال چنین اثری، زمان حضور ماهواره در سایه زمین می‌بایست محاسبه گردد. وقتی ماهواره در سایه است، هیچ خط دیدی بین ماهواره و خورشید وجود ندارد، به "شکل 2" مراجعه شود. با توجه به شکل فوق، می‌توان زمان قرار گرفتن ماهواره در سایه زمین را از روابط (7) و (8) محاسبه کرد [1].

$$\theta_1 = \cos^{-1} \frac{R_e}{|r_{sc}|} \text{ و } \theta_2 = \cos^{-1} \frac{R_e}{|r_s|} \quad (7)$$

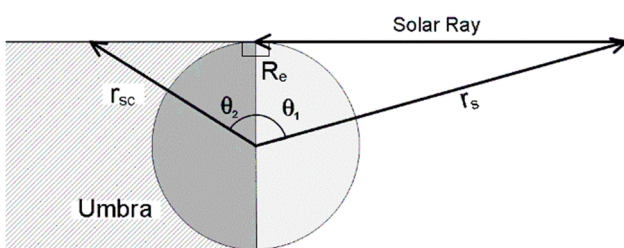


Fig. 2 Parallel solar rays from a cylindrical umbra behind earth

شکل 2 اشعه‌های موازی از یک سایه استوانه‌ای پشت زمین

دینامیک تخمین زده می‌شود. نتایج حاصل از برنامه نوشته شده با نرم‌افزار STK صحت‌سنجی شده است که در این‌جا از بیان جزئیات آن صرف‌نظر می‌گردد.

2-3- تشعشع نور خورشید

نور خورشید بزرگترین منبع گرمایی محیطی فضاپیماها در مدار زمین است. از آن‌جا که مدار گردش زمین بیضی شکل است، شدت نور دریافتی زمین از خورشید بسته به فاصله‌ی زمین از خورشید تقریباً $3.5 \pm \%$ متغیر است. حرارت خورشیدی تابیده شده روی یک سطح به وسیله فرمول (1) به دست می‌آید [1]:

$$Q_{\text{sun}} = A_p \times \alpha_s \times S \quad (1)$$

در "شکل 3" شار حرارتی ناشی از تشعشع خورشید رسم شده است. این نمودار با نتایج مرجع [15] تطبیق کامل دارد.

3-3- محاسبه‌ی ضرایب دید

با توجه به نوع ماموریت ماهواره و چگونگی قرارگیری صفحه‌های آن (محور z: رو به قطب¹، رو به خورشید، رو به زمین و نهایتاً حالتی غیر از حالات ذکر شده) روابطی در شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود که به واسطه آن‌ها بردار عمود بر سطح تک تک صفحات در هر لحظه از حرکت ماهواره مشخص می‌شود [15]. با در دست داشتن بردار عمود بر صفحات، موقعیت ماهواره، موقعیت زمین و موقعیت خورشید، ضرایب دید صفحات مختلف در هر گام زمانی قابل محاسبه است. با مشخص شدن این ضرایب، شارهای حرارتی خارجی وارده بر ماهواره (که دارای منابع متفاوتی هستند و از جهت‌های متفاوت و بر صفحه‌های متفاوت اعمال می‌شوند) محاسبه می‌شود.

4-3- انعکاس نور خورشید توسط زمین (آلبدو)

نور خورشیدی که از سطح یک سیاره یا ماده بازتاب می‌شود به عنوان توان بازتاب شناخته می‌شود. توان بازتابی از روی سطح یک سیاره، درصدی از نور دریافتی از خورشید است که به فضا بر می‌گردد و متغیر است. معمولاً بازتابش نور خورشید از روی سطح زمین بیشتر از سطح اقیانوس‌ها می‌باشد. علاوه بر آن با ابری بودن هوا، بازتابش نور خورشید به فضا افزایش می‌یابد. همین‌طور بیشتر شدن سطح برف و یخ، کاهش در گوشه قرار گرفتن خورشید، افزایش ابرها و همین‌طور عرض جغرافیایی می‌توانند میزان توان بازتابی را تغییر دهند. شار حرارتی بازتابی از سطح زمین از رابطه (2) محاسبه می‌شود [3]:

$$Q_{\text{albedo}} = A_p \times \alpha_s \times f_a \times F_{12} \times \cos \theta \times S \quad (2)$$

که F_{12} ضریب دید ماهواره نسبت به سطح زمین، f_a ضریب آلبدو و A_p مساحت تصویر شده عمود بر اشعه انعکاس یافته توسط زمین می‌باشد. برخلاف تحلیلی که در مورد تابش خورشید بود، این مساحت در هنگام حرکت ماهواره تغییر نمی‌کند. چرا که ماهواره‌های زمین‌آهنگ همواره به گونه‌ای در مدار دایروی گردش می‌کنند که محور x در مختصات بدنی آن‌ها همواره رو به زمین است. بنابراین این مساحت برابر با مساحت ماهواره در جهت x خواهد بود.

5-3- تابش زمین (امواج مادون قرمز)

قسمتی از حرارت تابشی که به زمین می‌رسد توسط زمین و اتمسفر آن جذب

² Albedo

¹ Pole Facing

مستقیم بوده و در نتیجه بازتابش در این نقطه بیشینه است. همچنین در مورد تابش امواج مادون قرمز زمین نیز باید بیان شود که مدار ماهواره مورد نظر بیضی می‌باشد، و همان‌طور که از رابطه (4) مشخص است، شار وارده تقریباً با ارتفاع ماهواره رابطه عکس دارد و در ارتفاع اوج مداری، این شار اندکی افزایش یافته است.

10-3-مدل‌سازی حرارتی

در فضا به‌علت این‌که ماهواره در خلأ قرار دارد از انتقال حرارت به روش جابجایی صرف‌نظر می‌شود، در نتیجه فقط به مدل‌سازی حرارتی هدایت و تشعشع پرداخته می‌شود.

مدل‌سازی انتقال حرارت به روش هدایت: وقتی شار حرارتی از طریق هدایت بین دو ماده (دو گره) عبور می‌کند، یک مقاومت به نام مقاومت هدایتی تعریف می‌شود [1]:

$$R_{ij} = L/KA \quad (10)$$

که L فاصله بین دو نقطه، K هدایت حرارتی، A سطح مقطع عرضی است.

شار حرارتی هدایتی عبوری بین دو ماده (دو گره) به‌صورت رابطه (11) می‌باشد [1]:

$$\dot{Q}_{ij} = \frac{KA}{L}(T_i - T_j) = \frac{T_i - T_j}{R_{ij}} \quad (11)$$

که T_i و T_j دماهای نقطه (گره) i و j برحسب کلونین است.

مدل‌سازی انتقال حرارت تشعشعی: شار حرارتی خالص سطح i -به-صورت زیر می‌باشد:

$$\dot{Q}_i = \frac{E_{bi} - J_i}{R_i} \quad (12)$$

$$E_{bi} = \sigma T_i^4 \quad (13)$$

$$R_i = \frac{1 - \varepsilon_i}{A_i \varepsilon_i} \quad (14)$$

که در آن E_{bi} توان انتشار کل جسم سیاه سطح i ، R_i مقاومت سطح i ، J_i رادیوسیتی سطح i ، ε_i ضریب انتشار سطح i و A_i مساحت سطح i است.

شار حرارتی را مشابه با جریان الکتریکی و ترم $E_{bi}-J_i$ مثل اختلاف پتانسیل در نظر گرفته می‌شود.

شبکه تشعشعی بین سه سطح غیر جسم سیاه به‌صورت زیر است که می‌توان آن را به n سطح تعمیم داد. شکل تعمیم یافته معادلات فوق برای n سطح برابر است با:

$$\frac{E_{bi} - J_i}{R_i} + \sum_{j=1}^n \frac{J_i - J_j}{R_{i \rightarrow j}} = 0$$

$$\dot{Q}_i = \sum_{j=1}^n \frac{J_i - J_j}{R_{i \rightarrow j}} \quad (15)$$

در این‌جا نیز به منظور صحت‌گذاری، نتایج تحلیل دمایی که در "شکل 4" نمایش داده شده است با مرجع [1] مقایسه شده است که تطابق خوبی را نشان می‌دهد.

ساختار یک مدل‌سازی حرارتی: ماهواره به زیر بخش‌های محدودی بنام گره‌ها شکسته شده و کل ماهواره به‌عنوان شبکه‌ای از این گره‌ها در نظر گرفته می‌شود. هر گرهی با یک دما و ظرفیت گرمایی توصیف می‌گردد. تعداد زیاد گره‌ها باعث بهتر شدن تحلیل و نتیجه‌گیری می‌شود و در حین حال باعث پیچیدگی مدل شده که زمان محاسبه را افزایش می‌دهد.

$$\theta_{\text{actual}} = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{r}_{sc} \cdot \vec{r}_s}{|\vec{r}_{sc}| |\vec{r}_s|} \right)$$

ماهواره در کسوف است $\theta_{\text{actual}} \geq \theta_1 + \theta_2$ اگر

ماهواره در معرض نور خورشید است $\theta_{\text{actual}} \leq \theta_1 + \theta_2$ (8)

7-3-اتلاف حرارت داخلی

اتلاف حرارت داخلی زیرسیستم‌های ماهواره سبب افزایش دمای آن می‌شود. بعضی از قطعات موجود در ماهواره به‌دلیل کارکرد خود، درصدی از توان مصرفی خود را به گرما تبدیل می‌کنند. میزان گرمای داخلی، از نوع اتلاfi، در تمام گردش ماهواره مقدار ثابتی فرض شده که توسط کاربر یا مهندس سیستم تعیین می‌شود [3].

8-3- تشعشع به فضا

سطوحی از زیرسیستم‌ها که در تعامل با فضای خارجی هستند، مقداری از گرمای خود را به روش تشعشع از سطوح خود خارج می‌سازند. این انتقال حرارت باعث کاهش دمای ماهواره می‌گردد. میزان گرمای خارج شده از هر سطح به فضای خارج از آن توسط معادله (9) قابل محاسبه است:

$$Q_{\text{emit}} = \sigma \varepsilon A T^4 \quad (9)$$

در این رابطه، σ ثابت استفان-بولتزمن، ε ضریب گسیل سطح است و برای مواد مختلف متفاوت است. T دمای سطح و A مساحت سطحی است که به روش تشعشع با فضای خارج تبادل گرما دارد [1].

9-3-صحنه‌گذاری شارهای حرارتی خارجی وارد بر یک صفحه

شارهای حرارتی وارد بر یک صفحه مستطیلی در موقعیت، وضعیت و بازه زمانی مشخص محاسبه و با نمودارهای مرجع [1] مقایسه شده است. با توجه به تطابق بین محاسبات، می‌توان از تعمیم این نتایج برای تحلیل تمام صفحه-های ماهواره استفاده کرد (مطابق با "شکل 3"). در تحلیل "شکل 3" باید ذکر کرد که شار ناشی از تشعشعات خورشیدی همواره ثابت بوده و این امر بدلیل ثابت بودن زاویه دید صفحه مورد بررسی نسبت به خورشید می‌باشد، همچنین در بازه‌ای از زمان، این شار به صفر رسیده است که به‌دلیل قرار گرفتن ماهواره در سایه زمین می‌باشد. در مورد تشعشعات آلبدو بحث گسترده‌ای وجود دارد و مقدار آن به‌صورت تقریبی و با رابطه (2) مشخص می‌شود ولی این‌که چرا در بازه زمانی مقدار آن زیاد شده است، به‌دلیل قرار گرفتن ماهواره در نزدیکی ظهر محلی می‌باشد که تابش خورشید به زمین

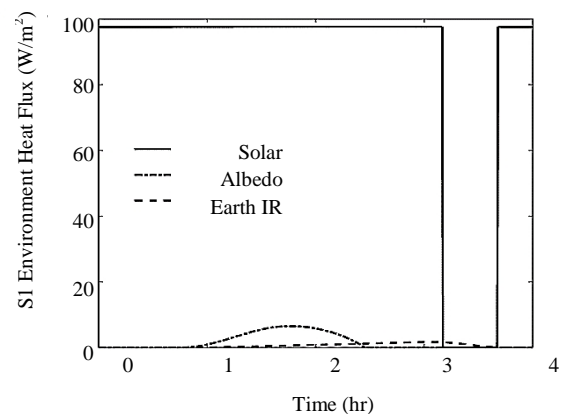


Fig. 3 Heat flux on a reference plate by simulation

شکل 3 شارهای حرارتی وارد بر صفحه حاصل از کد

$$\frac{T_{n-1} - T_n}{R_{n,n-1}} + \frac{T_{n+1} - T_n}{R_{n,n+1}} = \frac{C}{\Delta t} (T'_n - T_n) \quad (21)$$

چاپمن نشان داد که این نتیجه می‌تواند فراتر از شی تک بعدی با گره های $n-1$ و $n+1$ برای هر گره i در تماس با هر گره دیگر j تعمیم یابد، بنابراین:

$$T'_i = T_i + \frac{\Delta t}{C_i} \sum_j \frac{T_j - T_i}{R_{ij}} \quad (22)$$

که T'_i دمای آینده ی گره i ، T_i دمای کنونی گره i ، Δt گام زمانی، C_i ظرفیت حرارتی گره i و $\frac{T_j - T_i}{R_{ij}}$ شار حرارتی ورودی به گره i از گره j است. معادله‌ی فوق به‌صورت زیر بسط داده می‌شود که شامل جابجایی، تشعشع و منابع حرارتی داخلی نیز می‌باشد:

$$T'_i = T_i + \frac{\Delta t}{C_i} \sum_j (\dot{Q}_{ij-Cond} + \dot{Q}_{ij-Conv} + \dot{Q}_{ij-Rad} + \dot{Q}_{ij-Int}) \quad (23)$$

بنابراین با تعیین یک دمای اولیه برای یک شی و محاسبه شار حرارتی خالص برای هر گره، دمای هر گره بعد از یک گام زمانی کوچک محاسبه خواهد شد. تکرار این محاسبات منجر به محاسبه دما به‌صورت تابع زمان می‌شود [1].

عوامل موثر در انتخاب روش‌های کنترل دمای ماهواره عبارتند از وزن ماهواره، کاربری ماهواره، ارتفاع مدار ماهواره، میزان حرارت وارده به ماهواره و قطعات، عمر مفید ماهواره، محدودیت مواد، حجم سازه ماهواره، هزینه مالی ماهواره [5].

4- طراحی زیرسیستم کنترل دمای ماهواره

کنترل دما در ماهواره بطور کلی به دو صورت فعال (پمپ حرارتی، گرم کننده‌ها، دریچه‌ها و ...) و غیرفعال (عایق‌ها، چاه حرارتی و ...) تقسیم می‌شود [2].

در این تحقیق ترکیبی از روش‌های فعال (گرمکن) و غیرفعال (عایق حرارتی و رادیاتور) به‌کار رفته، که برای کلاس ماهواره‌های موردنظر بسیار مرسوم است.

4-1- عایق حرارتی سطح

عایق‌های چند لایه و صفحات تابشی یک لایه‌ای جزو المان‌ها کنترل دمای رایج در بسیاری از فضاپیماها و ماهواره‌ها هستند. همچنین روکش‌های عایق‌های چند لایه برای جلوگیری از تلف شدن زیاد گرما از اجزاء یا گرفتن فلاکس‌های گرمایی محیط یا دود راکت‌ها استفاده می‌شوند.

با استفاده از داده‌های موجود در مرجع [2] و با استفاده از برازش منحنی فرمولی جهت محاسبه ضرایب صدور برحسب تعداد لایه‌های عایق (از جنس آلومینیوم) استخراج و در روند بهینه‌سازی استفاده شده است. همچنین ضریب جذب ثابت و برابر 0.0029 در نظر گرفته شده است [14].

$$\varepsilon_{MLI} = 0.1642x^{-1.021} \quad (24)$$

4-2- رادیاتور

رادیاتور دستگاهی است با سطحی وسیع که برای انتشار گرما به‌کار می‌رود. صفحات مسطح رادیاتورها در یک طرف فضاپیما نصب می‌شوند، یا این‌که بعد از قرارگیری فضاپیماها در مدار این صفحات باز می‌شوند. جدا از نحوه پیکربندی، تمامی رادیاتورها گرما را با استفاده از تابش امواج مادون قرمز از سطح خود به فضا، دور می‌کنند. میزان توان دور کردن گرما از سطوح

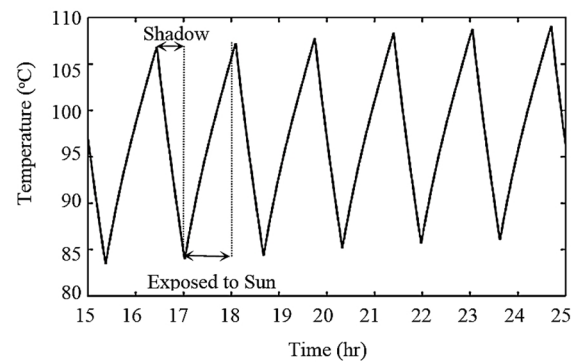


Fig. 4 Temperature of one side of satellite

شکل 4 دمای یکی از وجوه ماهواره

سه نوع از گره‌ها وجود دارد که در یک مدل می‌تواند استفاده شود: 1- گره‌های انتشار، 2- گره‌های حسابی، 3- گره‌های مرزی گره انتشاری، یک ظرفیت محدود دارد. شار حرارتی عبوری از میان یک گره انتشاری، باعث تغییر در دمای آن به‌صورت رابطه (16) می‌شود:

$$\sum \dot{Q} = \frac{C \Delta T}{t} \quad (16)$$

که $\sum \dot{Q}$ شار حرارتی خالص ورودی یا خروجی از گره، C ظرفیت حرارتی، ΔT تغییر دمایی و t زمان است.

گره‌های حسابی به‌صورت ظرفیت صفر تعریف شده‌اند و جریان حرارتی ورودی یا خروجی گره به‌صورت رابطه (17) می‌باشد:

$$\sum \dot{Q} = 0 \quad (17)$$

هیچ شیئی فیزیکی وجود ندارد که ظرفیت صفر داشته باشد، ولی گره‌های حسابی می‌تواند جهت بیان اشیائی با ظرفیت بسیار کم در مقایسه با محیط اطراف استفاده شود، یا اشیاء خیلی کوچک مثل پیچ‌ها و تسمه‌ها.

گره‌های مرزی به‌صورت ظرفیت نامحدود تعریف شده‌اند. این گره‌ها جهت بیان مرزها یا حفره‌ها استفاده می‌شود که در اصل دما ثابت هستند.

بعد از این‌که سیستم به گره‌هایی تقسیم‌بندی شد، این گره‌ها می‌بایست با گره‌های مجاور شبکه شوند که آن را کنداکتور می‌نامند. یک کنداکتور، هدایت بین دو گره در یک ماده یا بین دو شیئی که صفحاتش در تماس هستند را بیان می‌کند. حتی ممکن است جابجایی یا تابش بین گره‌ها روی صفحات مختلف را بیان کند.

حل تفاضل محدود دما: ابتدا مورد ساده‌ی یک شیئی تک بعدی فقط با تأثیرات هدایت در نظر گرفته می‌شود. دمای این شیئی توسط معادله‌ی هدایت گیرپایا برقرار می‌باشد که به‌صورت ذیل بیان می‌شود:

$$k \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (18)$$

که k هدایت حرارتی، ρ چگالی، c_p ظرفیت حرارتی مخصوص است. صرف‌نظر از ترم‌های مرتبه بالاتر، چاپمن (1987) نشان می‌دهد که مشتقات جزئی در معادله (18) به‌صورت تقریبی برابر است با:

$$\frac{\partial T}{\partial t} \approx \frac{1}{\Delta t} (T(x, t + \Delta t) - T(x, t)) \quad (19)$$

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \approx \frac{1}{(\Delta x)^2} (T(x + \Delta x, t) - 2T(x, t) + T(x - \Delta x, t)) \quad (20)$$

جای‌گذاری مقاومت هدایتی از معادله (11) و ظرفیت گرمایی $C = V \rho c_p$ ، معادله (21) را نتیجه می‌دهد:

محدوده دمایی مجاز را برآورده نماید. بدیهی است که این طرح بهینه نخواهد بود.

نیاز و انتظار امروز از طراحی مهندسی تنها برآورده کردن خواسته‌ی مشتری نیست، بلکه سیستم طراحی شده باید بهترین باشد، یعنی سیستمی کم هزینه‌تر، با بازدهی بالاتر، قابلیت اطمینان (اعتماد) بالاتر و نگهداری راحت‌تر. لذا بهینه‌سازی طراحی به‌عنوان یک ابزار جدانشدنی در روندهای طراحی امروز در نظر گرفته می‌شود. بهینه‌سازی طراحی یعنی تعیین بهترین ترکیب از انتخاب‌های موجود و ممکن به گونه‌ای که یک شاخص حداقل یا حداکثر گشته و محدودیت‌های موردنظر نیز برآورده شود. در این تحقیق طراحی یک سیستم کنترل دمای بهینه برای هر ماهواره مفروض مدنظر است. در این بخش پس از انتخاب پیکربندی کلی سیستم کنترل دما، یک مسأله‌ی بهینه‌سازی تعریف و توسط بهینه‌سازی به روش برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی حل شده است.

5-1- پارامترهای طراحی

هر کمیتی که به‌عنوان ورودی مسأله طراحی بوده ولی در فرآیند بهینه‌سازی تغییر نمی‌کند، پارامتر طراحی نامیده می‌شود [15]. در این‌جا مشخصات ماهواره (جرم، جنس، ابعاد، ضریب جذب و صدور، ضرایب دید سطوح ماهواره نسبت به هم و غیره) و مشخصات مداری ماهواره (مولفه‌های کپلری) و همه ثوابت به کار رفته پارامتر طراحی محسوب می‌شود. این مقادیر برای ماهواره نمونه مورد نظر در جدول 3 آورده شده است.

5-2- تابع هدف

در بهینه‌سازی طراحی ماهواره می‌توان توابع هدف (معیارهای کارایی) متفاوتی در نظر گرفت، مانند وزن، هزینه، توان مصرفی و یا مجموعی از آن‌ها به همراه ضرایب وزنی مناسب که حاصل نظر خبرگان این زمینه هستند. جهت طراحی هر زیرسیستم ماهواره معیار کارایی یا تابع هدف باید به گونه‌ای انتخاب شود که در راستای تابع هدف طراحی ماهواره باشد. در طراحی زیرسیستم کنترل دما واریانت‌های زیر به‌عنوان تابع هدف قابل انتخاب هستند.

جدول 3 مشخصات ماهواره

| شکل ماهواره | مکعب | ابعاد (m ³) | 0.6×0.6×0.6 |
|--------------------------|-----------------------|----------------------------|-------------|
| دمای سطح زمین (حالت سرد) | 249 K | ضریب آلبیدو (حالت سرد) | 0.19 |
| دمای سطح زمین (حالت گرم) | 260 K | ضریب آلبیدو (حالت گرم) | 0.26 |
| تاریخ | 16 June 2012 | زاویه قائم خورشید | 84.84 |
| جهت‌گیری صفحه 1 | به سمت زمین | زاویه میل | 30° |
| آرگمان حضیض | 270° | ماکزیمم ارتفاع از سطح زمین | 800 km |
| جرم | 100 kg | زاویه میل خورشید | 23.35 |
| ثابت خورشید (حالت سرد) | 1322 W/m ² | زاویه قائم گره صعود | 50° |
| ثابت خورشید (حالت گرم) | 1414 W/m ² | خروج از مرکز مدار | 0.04 |

رادیاتورها به ضریب نشر و دمای سطح آن بستگی دارد. کل گرمای نشر شده از روی سطوح رادیاتورها با استفاده از معادله استفان-بولتزمن به‌دست می‌آید. "شکل 5" بیانگر چیدمان و چگونگی قرارگیری لایه‌های رادیاتور مرسوم و استفاده شده در تحلیل‌ها است. جدول 2 شامل اطلاعات ضرایب جذب و صدور و جرم واحد سطح رادیاتور بوده و مربوط به یک شرکت طراحی و تولید رادیاتورهای ویژه‌ی مصارف فضایی است [14]. با توجه به داده‌های جدول 2 ضریب جذب ثابت و برابر 0.14 در نظر گرفته شده و با استفاده از برازش رابطه‌ی ضریب صدور و جرم با ضخامت از روابط زیر محاسبه می‌شود.

$$\epsilon_{\text{Radiator}} = 0.1546 \ln x - 0.0062 \quad (25)$$

$$M_{\text{radiator}} = ((0.0021 \times t) + 0.0003) \times l \times w \quad (26)$$

که t ضخامت رادیاتور، l طول صفحه رادیاتور و w عرض آن است.

3-4- گرم‌کن

حالت ایده‌آل حالتی است که بتوان دمای یک ماهواره و اجزایش را فقط با استفاده از تکنولوژی کنترل دمای غیرفعال و بدون مصرف انرژی کنترل کرد. ولی متأسفانه، تغییرات مدارها و فصل‌ها در محدوده تغییرات حرارتی اجزا اثر می‌گذارد و از سوی دیگر کاهش همیشگی کارایی سطوح پرداخت شده می‌تواند تغییرات دمایی را به نحوی تغییر دهد که یک طراحی کنترل دما به‌صورت غیرفعال، ناکارآمد و منجر به نقض محدوده تحمل اجزا شود. به این علت، از گرم‌کن‌ها استفاده می‌شود تا این‌که از اجزا در برابر حالت‌های سرد محافظت شود یا در صورت خاموش بودن یک وسیله الکتریکی به میزان گرمایی که آن وسیله در صورت روشن بودن تولید می‌کند، گرما تولید و در محیط فضا پخش کند [3].

در واقع گرم‌کن الکتریکی وسیله‌ای است که توسط ترموستات کنترل شده و برای گرم کردن بخش‌های سرد شده ماهواره استفاده می‌شود. از این وسیله برای کنترل دقیق دما و البته برای مدت زمان کوتاه استفاده می‌شود [3].

5-تعریف مسأله بهینه‌سازی زیرسیستم کنترل دما

پس از انتخاب روش کنترل حرارت، می‌بایست مشخصات زیرسیستم کنترل حرارت تعیین شود. بدین منظور با تعیین ضخامت یا تعداد لایه‌های عایق و رادیاتور و همچنین توان گرم‌کن، تحلیل دمایی انجام می‌شود. در فرآیند طراحی سنتی چنانچه با این انتخاب از متغیرها، محدوده مجاز دمایی حاصل نشود؛ طراح سعی می‌کند با تغییر پارامترهای فوق به طراحی برسد، که

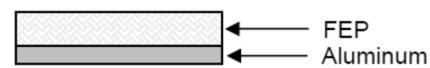


Fig. 5 The chosen radiator

شکل 5 طرح رادیاتور انتخاب شده

جدول 2 مشخصات رادیاتورهای موجود [14]

| شماره استاندارد قطعه | ضخامت μm | مشخصات صفحه آینه دوم | | | وزن نوعی (g/m ²) |
|----------------------|---------------------|----------------------|--------------|-------------|------------------------------|
| | | ϵH | ϵN | α | |
| 146431 | 12.5 | ≥ 0.40 | ≥ 0.40 | ≤ 0.14 | 28 |
| 146416 | 25 | ≥ 0.48 | ≥ 0.47 | ≤ 0.14 | 54 |
| 146377 | 52 | ≥ 0.60 | ≥ 0.60 | ≤ 0.14 | 109 |
| 146383 | 127 | ≥ 0.75 | ≥ 0.75 | ≤ 0.14 | 273 |
| 146434 | 254 | ≥ 0.85 | ≥ 0.85 | ≤ 0.15 | 546 |

مشخصات ماهواره مورد نظر در جدول 3 ارائه شده است. به‌علاوه چنان‌که بیان شد قید دمای پایینی و بالایی به ترتیب 0 تا 30 درجه سلسیوس است. با استفاده از مقادیر مورد اشاره، فرآیند بهینه‌سازی طراحی با استفاده از تابع بهینه‌ساز¹ که در آن از الگوریتم برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی استفاده شده است، انجام شد. روش الگوریتم برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی، یکی از قوی‌ترین روش‌های بهینه‌سازی گرادینانی می‌باشد. اولین مزیت این الگوریتم، استفاده مستقیم از قیود در روند بهینه‌سازی می‌باشد (نه از توابع پناستی) و مزیت دوم نیز همگرایی سریع به پاسخ بهینه می‌باشد. از معایب این روش، گیر افتادن در نقاط بهینه محلی می‌باشد که به منظور رفع این مشکل، سعی شده روند بهینه‌سازی با شرایط اولیه متعدد و اتفاقی انجام شود که در تمام موارد همگرایی به نتایج مندرج در مقاله بوده است. در "شکل های 6 و 7" محدوده کمینه دما و بیشینه دما برای نقطه طراحی اولیه (حدس اولیه) و طراحی بهینه مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود بعد از گذشتن 50 ساعت از زمان ماموریت، سامانه زیرسیستم کنترل حرارت توانسته است دمای کل ماهواره را در محدوده مطلوب نگاه دارد و پس از گذشتن 30 ساعت، دمای ماهواره از این محدوده تخطی نکرده است. این امر بیانگر موفقیت روند بهینه‌سازی و تعیین پارامترهای زیرسیستم کنترل حرارت ماهواره می‌باشد.

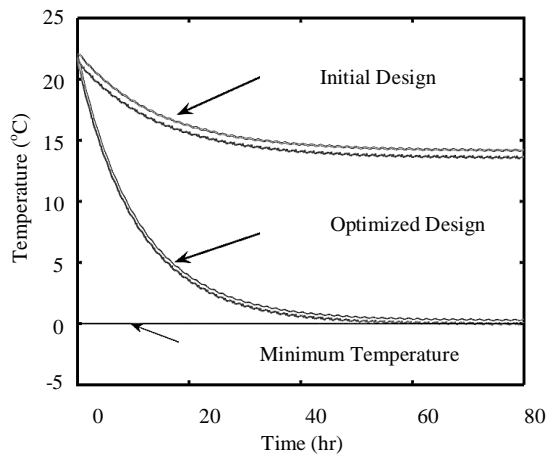


Fig. 6 compares the optimized design with initial point of design regarding the satisfaction of minimum temperature

شکل 6 مقایسه طراحی بهینه و اولیه از نظر برآورده کردن قید کمینه دما

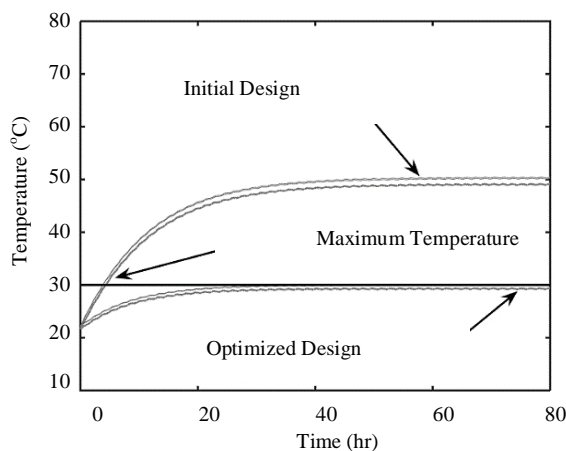


Fig. 7 Compares the optimized design with initial point of design regarding the satisfaction of maximum temperature

شکل 7 مقایسه طراحی بهینه و اولیه از نظر برآورده کردن قید بیشینه دما

کمینه کردن جرم عایق: این انتخاب منجر به کاهش تعداد لایه‌های عایق شده و در نتیجه در حالت سرد به توان بالای گرمکن نیاز خواهد بود. تأمین توان بالا جهت گرمکن نیازمند زیرسیستم تأمین توان بزرگتر بوده و در مجموع ممکن است به افزایش وزن ماهواره بی‌انجامد.

کمینه کردن جرم رادیاتور: جهت کمتر کردن جرم رادیاتور باید از ضخامت عایق‌ها کاست تا بخشی از حرارت از طریق سایر دیواره‌های ماهواره دفع شود. مشابه استدلال بخش قبل، این موضوع در مجموع باعث افزایش جرم ماهواره خواهد شد.

کمینه کردن توان گرمکن: با این انتخاب باید از هدر رفتن گرما تا حد امکان پیشگیری کرد. این موضوع به معنی استفاده بیشتر از عایق و در نهایت افزایش وزن ماهواره می‌شود.

تابع هدف ترکیبی: با ترکیب سه تابع هدف فوق به‌صورت مجموع وزن‌دار می‌توان به طرحی رسید که در مجموع در راستای هدف کلی طراحی ماهواره باشد. چنان‌که این ضرایب به نوعی بیانگر هزینه واحد جرم عایق، هزینه واحد جرم رادیاتور و هزینه واحد توان گرمکن باشد، آن‌گاه در واقع مصالحه‌ای بین اهداف کم کردن هزینه، کم کردن وزن و کم کردن توان مصرفی اتفاق می‌افتد. این حالت از ارزش بیشتری برخوردار می‌باشد. چرا که در حالات دیگر به هر حال مقدار بهینه‌ای برای هزینه یا وزن یا توان مصرفی بدست می‌آید ولی لزوماً این مقدار به معنی بهینه کردن موارد دیگر نخواهد بود.

3-5- متغیرهای طراحی

متغیرهای طراحی در یک مسأله بهینه‌سازی باید به گونه‌ای انتخاب شوند که اولاً مستقل بوده و ثانیاً اثر قابل ملاحظه‌ای بر تابع هدف داشته باشند [15]. متغیرهای طراحی انتخاب شده برای مسأله‌ی حاضر عبارتند از: ضخامت یا تعداد لایه‌ی عایق، ضخامت فیلم رادیاتور و توان گرمکن که به وضوح دارای دو ویژگی فوق هستند. محدوده این متغیرها در جدول 4 آورده شده است.

4-5- قیود طراحی

فصل مشترک محدوده‌ی مجاز دمای قطعات، همان قیود طراحی هستند. یعنی تمام قطعات موجود در ماهواره و محدوده حرارتی عملکردی و بقای آن‌ها مورد بررسی قرار گرفته و یک بازه حرارتی از اشتراک این محدوده‌های حرارتی معین می‌شود. دمای ماهواره در کلیه شرایط مداری نباید از این محدوده فراتر رود. با توجه به المان‌های به‌کار رفته در ماهواره‌ی موردنظر، بازه‌ی دمایی مطلوب صفر تا 30 درجه سلسیوس در نظر گرفته می‌شود.

6- نتایج بهینه‌سازی

در این بخش نتایج بهینه‌سازی طراحی زیرسیستم کنترل دمای یک ماهواره مفروض ارائه می‌شود. همچنین روند بهینه‌سازی و چگونگی همگرایی معیار بهینگی، متغیرهای طراحی و ارضای قیود نمایش داده شده است.

جدول 4 محدوده متغیرهای طراحی

Table 4 Design variables bounds

| حد پایینی | حد بالایی | |
|-------------------|--------------------|----------------------|
| 70 W | 0 W | توان هیتر |
| 30 لایه | 1 لایه | تعداد لایه‌های عایق |
| 254 μm | 12.5 μm | ضخامت لایه‌ها |
| 30°C | 0°C | محدوده دمایی عملیاتی |

¹ fmincon

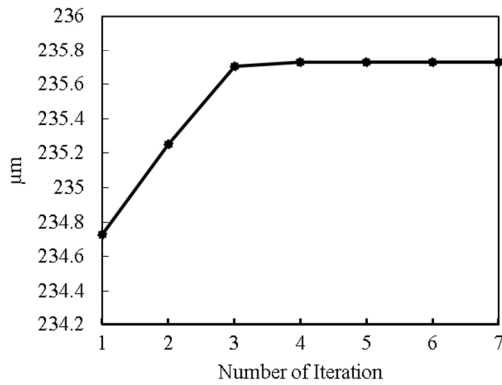


Fig. 11 Convergence of thickness of radiator's film in 7 iteration

شکل 11 همگرایی متغیر طراحی ضخامت فیلم رادیاتور در 7 تکرار

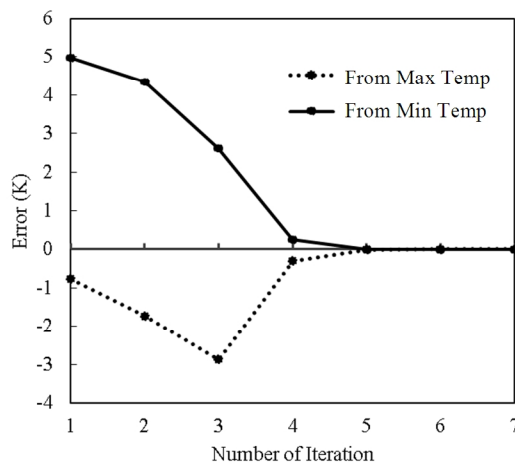


Fig. 12 Convergence of constraint's error in 7 iteration

شکل 12 همگرایی قید مربوط به بیشینه دمای مجاز در 7 تکرار

در "شکل 8" مشاهده می‌شود که مقدار معیار کارایی از یک شرایط اولیه (که طبق "شکل 6 و 7"، دارای پارامترهای طراحی نامطلوب می‌باشد) به شرایط نهایی که کمینه بوده و در عین حال قیود طراحی برآورده می‌نماید، ختم شده است. در این شکل مشاهده می‌شود که روند بهینه‌سازی از یک شرایط اولیه آغاز شده که طبق "شکل 6 و 7" قیود طراحی را نقض می‌نماید. سپس طی روند بهینه‌سازی، بهبود یافته و به مقدار بهینه همگرا شده است که این مقدار متناسب با پارامترهای طراحی مطلوب بوده و قیود طراحی نیز برآورده می‌شوند.

در تحلیل "شکل 9 تا 11" باید توجه نمود که اگر توان هیتر مقداری کمتر از حالت بهینه در نظر گرفته شود، سیستم عایق‌بندی و رادیاتور نخواهند توانست در شرایط سایه، دمای ذخیره شده در ماهواره را حفظ نمایند و لذا قید کمینه حرارت قابل تحمل ماهواره دیگر برقرار نخواهد بود و طراحی غیراستاندارد خواهد شد (به "شکل 6"، طراحی اولیه توجه شود). حال آنکه اگر تعداد لایه‌ها بیشتر باشد، در شرایط گرم، ماهواره بسیار گرم

جدول 5 متغیرهای طراحی بهینه شده

Table 5 optimized design variable

| نام | ضرایب وزنی | مقدار بهینه |
|---------------------|------------|-------------|
| توان هیتر | 0.9 | 70.5644 |
| تعداد لایه های عایق | 0.05 | 1.7614 |
| ضخامت لایه ها | 0.05 | 208.9972 |

در مورد قید بالایی نیز به همین شکل قید بیشینه دما برآورده شده است. خطی بر روی بیشینه دمای مجاز رسم شده است که دما نباید از این خط تجاوز کرده و بالاتر رود.

اساساً در روندهای بهینه‌سازی، یکی از راه‌های صحت‌سنجی روند بهینه‌سازی، به تصویر کشیدن همگرایی معیار کارایی (شکل 8)، متغیرهای طراحی (شکل 9-11) و خطای قیود اعمال شده در بهینه‌سازی (شکل 12) می‌باشد. البته روش‌های دیگری مانند تحلیل حساسیت وجود دارد که در این مقاله بدلیل صحت‌سنجی تمام روابط با مراجع معتبر نیازی به آن این تحلیل دیده نشده است.

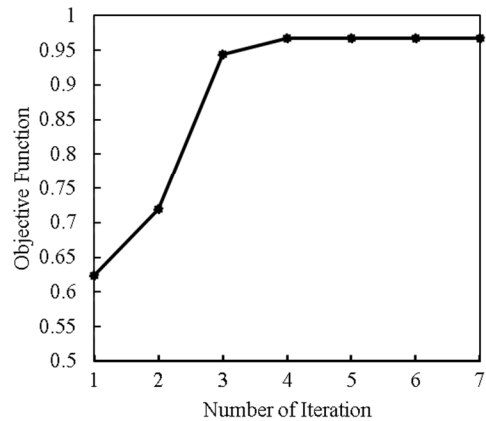


Fig. 8 Convergence of objective function in 7 iteration

شکل 8 همگرایی معیار کارایی در 7 تکرار

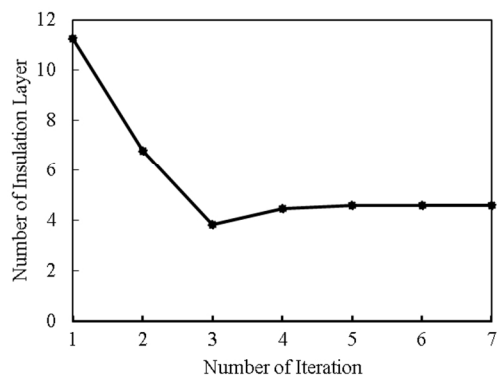


Fig. 9 Convergence of number of insulation layers in 7 iteration

شکل 9 همگرایی متغیر طراحی ضخامت لایه‌های عایق در 7 تکرار

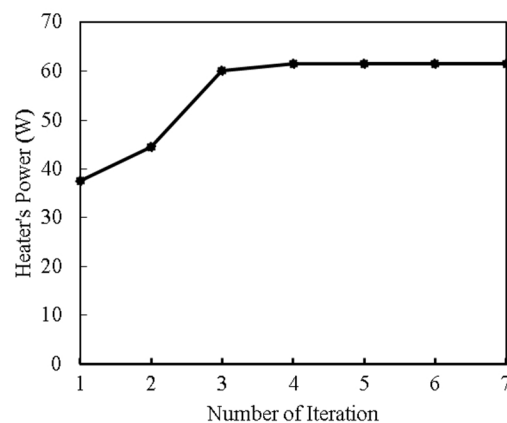


Fig. 10 Convergence of heater's power in 7 iteration

شکل 10 همگرایی متغیر طراحی توان هیتر در 7 تکرار

جدول 6 اثر تغییرات ضرایب وزنی در فرآیند بهینه‌سازی

Table 6 the effects of weighted coefficient on optimization procedure

| مورد | نام | ضرایب وزنی | مقدار بهینه | مقدار معیار کارایی | جرم عایق | جرم رادیاتور |
|------|---------------------|------------|-------------|--------------------|----------|--------------|
| 1 | توان هیتر | 0.4 | 76.7335 | | | |
| | تعداد لایه‌های عایق | 0.2 | 1.2764 | 0.6152 | 0.1118 | 0.0137 |
| | ضخامت لایه‌ها | 0.4 | 44.4631 | | | |
| 2 | توان هیتر | 0.05 | 75.5379 | | | |
| | تعداد لایه‌های عایق | 0.9 | 1.3473 | 0.0791 | 0.1181 | 0.0451 |
| | ضخامت لایه‌ها | 0.65 | 59.6281 | | | |
| 3 | توان هیتر | 0.9 | 70.5644 | | | |
| | تعداد لایه‌های عایق | 0.05 | 1.7614 | 1.1005 | 0.1544 | 0.1581 |
| | ضخامت لایه‌ها | 0.05 | 208.9972 | | | |

جدول 7 نتایج بهینه‌سازی با شروع از نقاط اولیه مختلف

Table 7 optimization results started from different initial points

| مورد | نام | شروط اولیه | مقدار بهینه | مقدار معیار کارایی | جرم عایق | جرم رادیاتور |
|------|---------------------|------------|-------------|--------------------|----------|--------------|
| 1 | توان هیتر | 63.9363 | 69.8112 | | | |
| | تعداد لایه‌های عایق | 19.3384 | 1.8489 | 1.09877 | 0.162078 | 0.192132 |
| | ضخامت لایه‌ها | 36.0560 | 54.0000 | | | |
| 2 | توان هیتر | 30.7121 | 69.8112 | | | |
| | تعداد لایه‌های عایق | 12.0651 | 1.8489 | 1.09863 | 0.162078 | 0.192132 |
| | ضخامت لایه‌ها | 197.3723 | 54.0000 | | | |
| 3 | توان هیتر | 55.6639 | 69.8112 | | | |
| | تعداد لایه‌های عایق | 6.4193 | 1.8489 | 1.09863 | 0.162078 | 0.192132 |
| | ضخامت لایه‌ها | 130.7781 | 54.0000 | | | |

بهینه‌سازی با شروع از نقاط اولیه مختلف انجام شده و بخشی از آن در جدول 7 ارائه شده است.

شده و رادیاتور به تنهایی نمی‌تواند در شرایط سرد، انرژی را به فضا متصاعد نماید و ماهواره ماکزیمم حرارت قابل تحمل خود را نقض خواهد کرد ("شکل 7"، طراحی اولیه).

7- جمع‌بندی، نتیجه‌گیری و پیشنهادات

در نرم‌افزار تهیه شده ابتدا شارهای حرارتی وارده بر سطوح مختلف ماهواره با توجه به موقعیت و وضعیت قرارگیری ماهواره نسبت به زمین و خورشید محاسبه گردیده و تحلیل دمایی انجام می‌شود و در نهایت رفتار دمایی سطوح مختلف ماهواره در زمان‌های مختلف به دست می‌آید. صحنه‌گذاری‌های مختلف اعم از صحنه‌گذاری دینامیک مدار (توسط برنامه جعبه ابزار ماهواره)، شارهای حرارتی وارده، موقعیت خورشید، تحلیل دمای سطح ماهواره انجام شده است. بعد از اطمینان از صحت عملکرد کد نوشته شده، از بین روش‌های مختلف کنترل دما، ترکیبی از سه روش کنترلی متداول و مرسوم (گرمن، رادیاتور و عایق) انتخاب شده و وارد روند بهینه‌سازی شده است.

در شکل 12 نیز به این نکته تاکید شده است که یک روند بهینه‌سازی مطلوب، همواره باید در تلاش برای کم کردن خطای ناشی از تخطی از قیود طراحی باشد و مطلوب آن است که این خطای تکرارهای متوالی کم شده تا به صفر همگرا گردد.

جدول 5 مقادیر بهینه متغیرهای طراحی را نشان می‌دهد. در نقطه بهینه، معیار کارایی نسبت به نقطه طراحی اولیه (حدس اولیه) حدود 20 درصد بهبود یافته است.

مصرف انرژی یا به بیان دیگر توان هیتر به طور مستقیم با ظرفیت باطری و یا با ضرایب تبدیل آرایه‌های خورشیدی ارتباط داشته و این دو نیز به طور مستقیم با وزن و هزینه ارتباط دارند، لذا کاهش توان هیتر به منزله کاهش همه موارد فوق و اساساً کاهش هزینه می‌باشد. بحث کاهش وزن همواره دغدغه طراحان می‌باشد و باطری نیز به عنوان یک زیرسیستم بسیار سنگین، همواره در اولویت بهینه‌سازی می‌باشد چراکه هزینه پرتاب یک کیلوگرم محموله به فضا بسیار زیاد می‌باشد. لذا همانطور که در جدول 5 مشاهده می‌شود، ضریب وزنی توان هیتر بسیار بالاتر از ضرایب وزنی دیگر در نظر گرفته شده است.

نتایج مربوط به تغییر ضرایب وزنی در جدول 6 ارائه شده است.

به منظور اطمینان از گرفتار نشدن در بهینه‌های محلی، فرآیند

8- فهرست علائم

| | |
|----------|---------------------------------|
| A_p | سطح تصویر شده در مقابل خورشیدی |
| A | سطح مقطع عرضی |
| a | نیم قطر اصلی |
| E | آنومالی خروج از مرکز |
| e | خروج از مرکز |
| E_{bi} | توان انتشار کل جسم سیاه سطح i |
| f_a | ضریب آلبیدو |

- Persian (فارسی)
- [3] D. G. Gilmore, *Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental technologies*, Second edition, pp. 117-137, Virginia: AIAA, 2003.
- [4] A. Juan, L. Patrick, W. Edwin Van der, M. Joaquim, R. James, *pyMDO: A Framework for High-Fidelity Multi-Disciplinary Optimization*, Multidisciplinary Analysis Optimization Conferences, *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Eds.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [5] M. Shahriari, A. Anvari, F. Farahani, Thermal analysis of a satellite with three-axes-stabilized attitude control, *7th Meeting of Iranian Aerospace Society*, Tehran, 2007. (in Persian (فارسی))
- [6] H. R. Najafi, S. M. H. Karimian, An applicable software of thermal analysis of small satellites in LEO orbits, *8th Meeting of Iranian Aerospace Society*, Tehran, 2008. (in Persian (فارسی))
- [7] S. Czernik, *Design of the thermal control system for Compass-1*, Diploma Thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Applied Sciences Aachen, Germany, 2008.
- [8] P. V. Hull, K. Kittredge, M. Tinker, M. SanSoucie, In-space radiator shape optimization using genetic algorithms, *Space Technology and Applications International Forum*, New Mexico, 2006.
- [9] A. Cuco, F. de Sousa, V. Vlassov, A. da Silva Neto, Multi-objective design optimization of a new space radiator, *Optimization and Engineering*, Vol. 12, No. 3, pp. 393-406, 2011/09/01, 2011. English
- [10] N. Chari, *Spacecraft thermal design optimization*, MSc Thesis, Department of Aerospace Science and Engineering, Department of University of Toronto, Toronto, 2009.
- [11] S. Izadi, H. R. Najafi, S. M. H. Karimian, The Optimal Solution of the System of Equations of Thermal Analysis of Small Satellites, *18th Annual Conference of Mechanical Engineering*, Tehran, 2010. (in Persian (فارسی))
- [12] H. Zamani, *Satellite thermal control subsystem design based on sensitivity analysis*, MSc Thesis, Department of Aerospace engineering, Khaje Nasireddin e Tousi University of Technology, Tehran, 2011. (in Persian (فارسی))
- [13] D. Q. Dinh, *Thermal modeling of nanosat* MSc Thesis, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, San José State University, San José, 2012.
- [14] *Thermal Control Overview*, Accessed 20 July, 2016; <http://www.sheldahl.com/Products/WebPages/MLI.aspx>.
- [15] S. S. Rao, *Engineering Optimization: Theory and Practice*, Fourth edition, pp. 6-14, New Jersey: John Wiley & Sons, 2009.

| | |
|------------------|---|
| G | مقدار متوسط برای شار تابشی در نزدیکی سطح زمین |
| h | ارتفاع ماهواره از سطح زمین |
| i | شیب (زاویه میل) |
| K | هدایت حرارتی |
| L | فاصله بین دو نقطه |
| M | آنومالی متوسط |
| n | سرعت زاویه ای متوسط (rad/s) |
| q_r | تابش حرارتی زمین (W/m^2) |
| \tilde{r} | بردار موقعیت (m) |
| R_{12} | ضریب دید ماهواره نسبت به سطح زمین |
| R_e | شعاع زمین (km) |
| \tilde{r} | بردار سرعت (m/s) |
| \tilde{r}_{sc} | بردار موقعیت ماهواره نسبت مرکز زمین |
| \tilde{r}_s | بردار موقعیت خورشید نسبت مرکز زمین |
| S | ثابت خورشیدی (W/m^2) |
| T | متوسط دمای زمین که جسم سیاه است |
| t_o | مبدأ دوره |
| T_e | متوسط دمای زمین که جسم سیاه می باشد (K) |

علائم یونانی

| | |
|---------------|-------------------------------------|
| α_s | ضریب جذب خورشیدی |
| δ | فاصله فضاپیما از مرکز جرم زمین (km) |
| ε | ضریب صدور زمین |
| θ | زاویه میل مدار |
| σ | ثابت استفان-بولتزمن |
| v | آنومالی حقیقی |
| ω | آرگومان حضیض |
| Ω | بعد اعتدال بهاری |

9-مراجع

- [1] C. B. VanOutryve, *A thermal analysis and design tool for small spacecraft*, MSc Thesis, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, San Jose State University, San Jose, 2008.
- [2] K. M. Fard, H. Purshahsavari, *Principle Of Design And Simulation Satellite Thermal Control System*, Tehran: Iran Jam, 2011. (in