

Optimal Layout Design of a Satellite Considering Thermal Control Subsystem Constraints

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Veisi Khaneghahi I.¹ MSc,
Fakoor M.^{*1} PhD,
Shahryari M.² MSc

How to cite this article

Veisi Khaneghahi I, Fakoor M, Shahryari M. Optimal Layout Design of a Satellite Considering Thermal Control Subsystem Constraints. Modares Mechanical Engineering, 2019;19(8):1959-1969.

ABSTRACT

In this paper, in order to minimize the required power of satellite thermal control subsystem, considering known geometric model and the orbital parameters and conditions, the optimal layout design of the satellite subsystems will be performed based on thermal and attitude control constraints. Since all of the satellite subsystems can act only in a certain temperature range, here, by considering the thermal dissipations of each subsystem and incoming thermal loads to each satellite faces in different orbital conditions, by optimally layout of components and sub-systems of the satellite, we will arrive to appropriate configuration plan. The constraints of the thermal subsystem should be satisfied by considering the temperature distribution within the satellite as far as possible. Finally, given that the main purpose of this layout is to provide thermal power, in addition to satisfaction of the power budget system constraint, the power of the thermal control subsystem has been reduced by 66%. The superiority of this method is that by following the resulting layout, we obtain a model that needs a thermal control subsystem with less complexity and limited power. Consequently, in addition to decreasing the mass of the satellite, reliability will also be increased. Considering the importance of satellite stability, the layout algorithm and optimization are defined in such a way that the attitude control requirements are observed with the thermal requirements in this layout.

Keywords Satellite; Thermal Analysis; Thermal Control Subsystem; Optimal Layout Design; Optimization

CITATION LINKS

[1] Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit [2] Small satellite thermal control sub-system conceptual design optimization methodology [3] Layout optimization of spacecraft-based solar array under partially shaded conditions [4] An optimization tool for satellite equipment layout [5] Two hybrid compaction algorithms for the layout optimization problem [6] Multi-objective design optimization of a new space radiator [7] Analytical study of the thermal behaviour and stability of a small satellite [8] Mathematical modeling of a new satellite thermal architecture system connecting the east and west radiator panels and flight performance prediction [9] Evolutionary design of a satellite thermal control system: Real experiments for a CubeSat mission [10] Simplified analysis of the thermal behavior of a spinning satellite flying over Sun-synchronous orbits [11] Linearized techniques for solving the inverse problem in the satellite thermal control [12] Prediction of temperature variation in a rotating spacecraft in space environment [13] Thermal analysis of the SMOG-1 PocketQube satellite [14] Thermal design, analysis and comparison on three concepts of space solar power satellite [15] Effect of nanofluid on thermal performance of heat pipe with two evaporators; application to satellite equipment cooling [16] Layout design of a satellite module using a human-guided genetic algorithm [17] Multi-component layout design with coupled shape and topology optimization [18] Layout optimization of satellite module using soft computing techniques [19] Design of configuration and layout optimization in GEO satellite [20] Review of method for optimal layout of satellite components [21] Developing an optimal layout design of a satellite system by considering natural frequency and attitude control constraints [22] A study on thermal modeling and heat load mitigation for satellite electronic components [23] Small satellite thermal modeling and design at USAFA: FalconSat-2 applications [24] Design and analysis of a LEO micro-satellite thermal control including thermal contact conductance [25] Optimal placement of electronic components to minimize heat flux nonuniformities [26] The principles of thermal design of small satellites

¹Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

²Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Amir Abad, North Kargar Street, Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran
Phone: +98 (21) 61115754
Fax: +98 (21) 88497324
mfakoor@ut.ac.ir

Article History

Received: August 23, 2018

Accepted: January 26, 2019

ePublished: August 12, 2019

طراحی جانمایی بهینه یک ماهواره نمونه با در نظر گرفتن ملاحظات زیرسیستم کنترل حرارت

ایمان ویسی‌خانقاهی MSc

دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

مهدی فکور* PhD

دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

مهران شهریاری MSc

پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله به منظور 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 پرداخته می‌شود. از آنجایی که تمام زیرسیستم‌های ماهواره در بازه دمایی معینی می‌توانند عمل نمایند در اینجا با لحاظ تلفات حرارتی هر زیرسیستم و بارهای حرارتی اعمالی بر هر وجه ماهواره در شرایط مختلف مداری با جانمایی بهینه اجزا و زیرسیستم‌های ماهواره طرح پیکربندی مناسب حاصل خواهد شد که در آن الزامات حرارتی زیرسیستم‌ها با در نظر گرفتن توزیع دما در درون ماهواره تا حد امکان ارضا می‌شود. در نهایت، با توجه به اینکه هدف اصلی از این جانمایی تامین توان حرارتی است، براساس نتایج به دست آمده 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 به دست 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. همچنین نظر به اهمیت تامین پایداری ماهواره، الگوریتم جانمایی و بهینه‌سازی به گونه‌ای تعریف می‌شود که الزامات کنترل وضعیت نیز در کنار الزامات حرارتی در این جانمایی رعایت شود.

کلیدواژه‌ها: ماهواره، تحلیل حرارتی، زیرسیستم کنترل حرارت، طراحی جانمایی بهینه، بهینه سازی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۶/۰۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۱/۰۶

*نویسنده مسئول: mfakoor@ut.ac.ir

۱- مقدمه

هر یک از اجزا و زیرسیستم‌های ماهواره به علاوه محموله در یک بازه دمایی معلومی می‌توانند مأموریتی که به آنها واگذار شده است را به طور کامل انجام دهند. برای اطمینان از انجام کامل و بدون نقص مأموریت، زیرسیستم کنترل حرارت وظیفه دارد تا بازه‌های دمایی اجزای ماهواره را پایش و کنترل کند. عبور درجه حرارت هر یک از اجزا از بازه دمایی مجاز منحصربه‌فرد خودش، کاهش کیفیت در انجام مأموریت یا آسیب دائمی به اجزا را به دنبال خواهد داشت. با توجه به اینکه زیرسیستم کنترل حرارت فعال معمولاً نیاز به مصرف توان بالایی دارد، امروزه استفاده از روش‌های غیرفعال کنترل حرارت مد نظر طراحان قرار گرفته است. یکی از رویکردهای موثر در کنترل حرارتی غیرفعال که ایده آن برای اولین بار در این مقاله مطرح می‌شود، استفاده از روش‌های جانمایی بهینه است. مساله جانمایی ماهواره، یافتن مکان مناسب قطعات در یک فضای در دسترس است. برای این منظور باید الزامات و ارتباطات بین زیرسیستم‌های ماهواره شناسایی شوند و در جانمایی در نظر گرفته شوند. دانستن اثرات متقابلی که زیرسیستم‌های مختلف بر یکدیگر می‌گذارند و همچنین شناسایی ارتباط مکان اجزا به کارایی کل سیستم ماهواره می‌تواند در دستیابی به یک طرح جانمایی مطلوب و بهینه موثر باشد. با توجه به تعدد اجزای ماهواره برای جانمایی و

تعداد قیودی که در ارتباط با یکدیگر هستند، مساله جانمایی به صورت تجربی به یک مساله پیچیده تبدیل شده است. کوربینو و همکاران طراحی حرارتی و تحلیل یک نانوماهواره در مدار کم‌ارتفاع را مورد توجه قرار دادند. آنها فرآیند و نتایج یک تحلیل حرارتی را ارائه دادند که در یک نانوماهواره توسعه یافته در دانشگاه پلی‌تکنیک تورینو به کار رفته است [1]. دهقان و همکاران 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 شبیه‌سازی شده و شارهای حرارتی ورودی و خروجی به دست آمدند. در این تحقیق طراحی بهینه چندموضوعی زیرسیستم کنترل حرارت ماهواره از طریق توسعه روش‌های نرم‌افزاری صورت پذیرفته است [2]. یانگ و همکاران در این مطالعه، یک مدل از آرایه‌های خورشیدی برای ارزیابی عملکرد قدرت در شرایط نیمه‌سایه توسعه داده‌اند. در تحقیق حاضر، یک روش بهینه‌سازی با استفاده از یک مدل فیزیکی مقیاس کوچک یک روور در یک محیط آزمایشگاهی روی زمین معتبرسنجی می‌شود [3]. کین و همکاران، یک ابزار بهینه‌سازی به وسیله ادغام یک نرم‌افزار طراحی و یک الگوریتم بهینه‌سازی ارائه می‌دهند که به طور خودکار راه حل‌هایی برای طرح جانمایی سه بعدی تجهیزات ماهواره تولید می‌کند [4]. ژیاو و همکاران دو الگوریتم جدید برای مسئله بهینه‌سازی طرح جانمایی ارائه داده‌اند که مربوط به قرار دادن اشیاء دایره‌ای و دارای وزن در داخل یک فضای دایره‌ای است که دارای دو هدف به حداقل رساندن عدم تعادل جرم و به حداقل رساندن شعاع فضای دایره‌ای است [5]. کوکو و همکاران به منظور مطالعه روی طراحی مفهومی نوعی جدید از رادیاتورهای فضایی، تکنیک‌های چندهدفی مختلفی اعمال کرده‌اند، که به آن رادیاتور فضایی شدت نشر متغیر گفته می‌شود. هر رادیاتور، یک شدت نشر موثر متغیر دارد که می‌تواند توان الکتریکی مورد نیاز گرمکن را هنگام عبور ماهواره از حالت سرد کاهش دهد [6]. پرز و همکاران تجزیه حرارتی یک ماهواره کوچک را با ادغام مستقیم معادلات تعادل حرارتی یک مدل کوچک شده دو گره تقریب زده‌اند. هدف آنها ارائه یک روش تحلیلی ساده برای مطالعه تغییرات دما و پایداری حرارتی ماهواره‌های کوچک (میکرو و نانو) چرخشی با پانل‌های خورشیدی نصب شده روی بدنه است [7]. تورس و همکاران یک معماری کاملاً جدید حرارتی برای یک ماهواره مخابراتی ارائه می‌دهند. این کار به وسیله اتصال رادیاتورهای شرقی و غربی این ماهواره مخابراتی در مدار زمین هنگام از طریق حلقه لوله‌های گرمایی صورت گرفته است [8]. اسکوبار و همکاران از تکامل مصنوعی به منظور طراحی خودکار یک سیستم کنترل حرارتی غیر فعال ماهواره استفاده می‌کنند که در آن از الگوریتم ژنتیک استفاده می‌شود [9]. در آغاز توسعه کنترل حرارتی فضاپیماها، تلاش‌های زیادی انجام شد تا مساله طراحی حرارتی یک فضاپیما به صورت تحلیلی حل شود. فرهی و همکاران یک تحلیل ساده از رفتار حرارتی یک ماهواره چرخشی که در مدار خورشید هنگام قرار دارد، ارائه می‌کنند که این تجزیه و تحلیل، توسط خطی کردن معادلات مربوط به نقاط تعادل خود انجام شده و بررسی تاثیر بارهای حرارتی خارجی و قسمت‌های متناوب به صورت جداگانه صورت گرفته است [10]. آردوینی و همکاران حل تحلیلی مساله طراحی حرارتی فضاپیما را با حل معکوس مساله و با استفاده از تکنیک‌های خطی‌سازی بررسی کردند [11]. گاد/ا مطالعات تحلیلی حرارتی را روی یک فضاپیماي استوانه‌ای گردشی

بهینه‌سازی جانمایی از الگوریتم ژنتیک استفاده شده است. در الگوریتم بهینه‌سازی باید قیود عدم تداخل، قیود کنترلی و البته بازه دمایی مجاز هر یک از تجهیزات در یافتن جانمایی بهینه لحاظ شود. برای محاسبه توزیع درجه حرارت در ماهواره در شرایط محیطی کاری مختلف، نیاز به مدل‌سازی ماهواره مورد نظر در یک محیط نرم‌افزاری است. این نرم‌افزار علاوه بر مدل‌سازی باید قادر به تعیین شرایط و تاثیرات مداری باشد تا بتواند ضرایب دید، کولینگ‌های حرارتی بین قطعات، شارهای حرارتی و مدت‌زمان قراگیری ماهواره در سایه و نیم‌سایه را محاسبه کند. به همین علت برای تحلیل حرارتی از نرم‌افزارهای تخصصی ترمال‌دسکتاپ و سیندا-فلوئینت استفاده می‌شود. از تحلیل‌های به‌دست‌آمده از این نرم‌افزارها، در طراحی جانمایی بهینه، استفاده می‌شود. بهینه‌سازی در نرم‌افزار متلب با توجه به قیود حرارتی و کنترلی و هندسی انجام می‌شود. هدف از این امر تامین تمامی یا مقداری از توان حرارتی به‌وسیله جانمایی است. در نتیجه از تجهیزات تامین توان حرارتی کاسته می‌شود و جرم ماهواره کاهش می‌یابد. البته به غیر از موارد فوق، این عمل باعث افزایش قابلیت اطمینان، کاهش پیچیدگی سیستم و کاهش بودجه توانی کل می‌شود که در نهایت به صرفه اقتصادی پروژه می‌افزاید.

۲- مدل‌سازی حرارتی مساله

۲-۱- مدل ماهواره

ماهواره در نظر گرفته شده برای آنالیز و تحلیل‌های حرارتی، یک ماهواره مکعبی شش‌وجهی است که طول هر ضلع از هر وجه ماهواره، یک متر است. هدف از این تحقیق رسیدن به یک جانمایی بهینه است تا توان حرارتی که به زیرسیستم کنترل حرارت تحمیل می‌شود، بهینه شود. به‌جزه موضوع توان حرارتی، این جانمایی بهینه باید قیود کنترلی مانند مینیمم‌کردن ممان‌های اینرسی ضربدری و قیود عدم تداخل را برآورده سازد. در این تحقیق ماهواره مورد نظر از زیرسیستم‌های متفاوتی تشکیل شده است که این زیرسیستم‌ها در مدل‌سازی ماهواره با ساده‌سازی یا به‌صورت مکعبی یا به‌صورت استوانه در نظر گرفته شده‌اند. تعداد این اجزا ۳۲ عدد است. دمای قطعات بر مبنای شبیه‌سازی‌های نرم‌افزاری در جانمایی اولیه و جانمایی بهینه تغییر می‌کند. بدین ترتیب که در ابتدا جانمایی اولیه قطعات داخل ماهواره، در شرایط مداری مفروض تحلیل حرارتی می‌شود. براساس یافته‌های به‌دست‌آمده قطعات بحرانی که خارج از محدوده دمایی مجاز عملکردی قرار می‌گیرند، مشخص می‌شوند. برای این که قطعات بحرانی در بازه مجاز دمایی خود قرار گیرند، با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ارایه‌شده، جانمایی مجددی صورت می‌گیرد تا در این جانمایی بهینه، قطعات بحرانی در نقاطی از ماهواره جای گیرند که دمای آنها در بازه مجاز قرار دارد. پس با تغییر نقاط قرارگیری هر قطعه با توجه به دمای متفاوت قسمت‌های مختلف ماهواره، دمای قطعه نیز تغییر می‌کند (به‌عنوان مثال قطعه‌ای که در جانمایی اولیه در نقطه سرد ماهواره قرار داشته است وقتی در جانمایی بهینه به نقطه گرم‌تر ماهواره منتقل می‌شود، دمای قطعه نیز افزایش می‌یابد). دوباره در همان شرایط مداری تحلیل حرارتی برای جانمایی بهینه انجام می‌شود و دمای قطعات و نقاط مختلف ماهواره برای حالت بهینه به دست می‌آیند.

۲-۲- مدار ماهواره

برای طراحی حرارتی ماهواره باید محیط کاری آن را به‌خوبی ارزیابی کرد. ماهواره نمونه مورد بررسی، ماهواره‌ای با پایدار سه محوره

انجام داده است [12]. کوکس و همکاران شبیه‌سازی محیط حرارتی ماهواره اس-ام-او-جی در مدار لئو را توسط شبکه حرارتی و مدل‌های المان محدود بحث کرده‌اند. از آنجا که یک تجزیه و تحلیل دقیق حرارتی در اندازه یک-پی وجود ندارد، این پژوهش می‌تواند بینشی به همکاران توسعه‌دهنده ماهواره‌های کوچک بدهد [13]. یانگ و همکاران طراحی جانمایی، نتایج تجزیه و تحلیل و پارامترهای زیرسیستم تی-ام را برای یک ماهواره ارائه می‌دهند. مباحث موجود در این مطالعه می‌تواند پیشنهادات دقیق برای طراحی‌های حرارتی آینده باشد [14]. مشایی و همکاران اثر دو نوع نانوجریان بر عملکرد حرارتی و اندازه یک لوله حرارتی با دو منبع گرمای گسسته را مورد بررسی قرار می‌دهند یافته‌های این مقاله پتانسیل نانوجریان در تجهیزات خنک‌کننده تجهیزات ماهواره‌ای را اثبات می‌کند [15]. یانجون و همکاران با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک طراحی پیکره‌بندی ماهواره گالیپ را انجام دادند که نتایج به‌دست‌آمده حاکی از افزایش کارایی و پایداری ماهواره است [16]. ژو و همکاران با استفاده از جایابی بهینه و با استفاده از روش دایره محدود به طراحی جانمایی چندجزئی رسیدند. با استفاده از این روش از پیچیدگی‌های قیود تداخل و برهم‌افتادگی اجزا کاسته شده است [17]. ژانگ و همکاران روی جانمایی بهینه یک ماهواره نمونه تحقیق کرده‌اند. در این تحقیق با به‌کارگیری الگوریتم کیو پی جی پی پاسخ مناسب با احتمال بیشتری و با مدت‌زمان کوتاه‌تری در اختیار کاربر قرار می‌گیرد [18]. فکور و همکاران تحقیقی را در زمینه طراحی پیکره‌بندی و جانمایی بهینه اجزای یک ماهواره در مدار ژئو انجام دادند. آنها با استفاده از الگوریتم هیبرید به جانمایی بهینه برای سیستم با جرم متغیر رسیدند. الگوریتم بهینه‌سازی به‌کاررفته در این تحقیق، تبرید فلزات و الگوریتم بهینه‌سازی شبه‌نیوتن است [19]. در تحقیقی دیگر از فکور و همکاران مروری بر روش‌های جانمایی اجزای ماهواره آمده است [20]. همچنین فکور و همکاران جانمایی بهینه یک ماهواره را با در نظر گرفتن قیود کنترلی و فرکانس طبیعی انجام داده‌اند [21]. همان‌طور که از مرور مراجع مشاهده می‌شود موضوع طراحی زیرسیستم کنترل حرارت و موضوع چیدمان بهینه اجزای ماهواره با در نظر گرفتن قیود کنترلی، فرکانس طبیعی و عدم تداخل به‌طور مستقل مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. اما موضوع استفاده از ابزار جانمایی بهینه با توجه به قیود حرارتی و استفاده از آن برای کاهش توان مصرفی ماهواره تاکنون مورد توجه قرار نگرفته است. نوآوری این مقاله، جانمایی اجزای یک ماهواره به‌وسیله الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی با در نظر گرفتن قیود حرارتی و کنترلی است که تاکنون انجام نشده است. در این حالت بخشی از توان حرارتی مورد نیاز زیرسیستم‌های ماهواره با ابزار جانمایی تامین می‌شود. تامین توان به‌وسیله جانمایی که یک روش غیرفعال است، ضریب اطمینان بالای زیرسیستم کنترل حرارت، جرم کمتر تجهیزات زیرسیستم کنترل حرارت، هزینه کمتر، دقت بیشتر و صرف زمان کمتر طراحی را فراهم می‌آورد. در این مقاله ایده جانمایی بهینه با قیود حرارتی مطرح شده است که طی آن بتوان تا حد امکان قطعاتی که نیاز به توان حرارتی دارند را در جای گرم قرار داد. هدف از این تحقیق استفاده از رویکرد جانمایی در فراهم‌آوردن شرایط مکانی مناسب برای قطعاتی است که در حالت عادی گرمایش آنها نیاز به صرف توان الکتریکی از سوی زیرسیستم کنترل حرارت دارد. از این طریق بخشی از حرارت مورد نظر توسط قرارگیری قطعه در محل مناسب جبران خواهد شد. در این صورت مقدار توان حرارتی تحمیل‌شده به زیرسیستم کنترل حرارت کاهش می‌یابد. برای

شده است.

جدول (۲) تلفات توان ماهواره

تلفات قطعه (وات)	تلفات قطعه (وات)	تلفات قطعه (وات)	تلفات قطعه (وات)	تلفات قطعه (وات)	تلفات قطعه (وات)	تلفات قطعه (وات)
۱	۰/۵	۹	۱	۱۷	۰/۵	۲۵
۲	۰/۵	۱۰	۱	۱۸	۱	۲۶
۳	۰/۵	۱۱	۱	۱۹	۱/۵	۲۷
۴	۰/۵	۱۲	۱	۲۰	۱	۲۸
۵	۰/۵	۱۳	۰/۵	۲۱	۱	۲۹
۶	۰/۷۵	۱۴	۱	۲۲	۱	۳۰
۷	۰/۷۵	۱۵	۱	۲۳	۱/۵	۳۱
۸	۱	۱۶	۱	۲۴	۱	۳۲

۲-۴- انتخاب جنس، پوشش ماهواره و قطعات

بدنه ماهواره و تجهیزات به‌کاررفته در آن، از جنس و پوشش‌های مختلف تشکیل می‌شوند. انتخاب این موارد بر عهده طراح زیرسیستم کنترل حرارت است. برای مثال اگر نقطه‌ای از ماهواره با اختلاف دمایی شدیدی روبه‌رو شود باید از عایق‌بندی سطوح برای اجزا استفاده کرد یا اگر بازه عملکردی داخل ماهواره پایین باشد، باید از پوشش‌های تیره برای سطوح و اجزای داخلی ماهواره استفاده شود. به بیان دیگر بعضی از سطوح ماهواره مانند سطوحی که از جنس آلومینیوم هستند در جذب تابش خورشیدی خوب عمل می‌کنند ولی وقتی که دمای سطح بالا است، در دفع حرارت مناسب نیستند، برخلاف آلومینیوم و موادی از این دست، گروه دیگری از مواد وجود دارند که در جذب انرژی خوب عمل نمی‌کنند ولی در دفع انرژی عملکرد مناسبی دارند. برای مثال از این گروه باید به سطوح رنگ‌شده سفید اشاره کرد. سطوح سفید به‌دلیل رنگشان در دفع حرارت عملکرد مناسبی دارند به‌گونه‌ای که حتی در برابر حرارت مستقیم خورشیدی دمای پایینی به خود می‌گیرند.

۲-۵- گره‌بندی ماهواره

برای تحلیل حرارتی یک جسم ابتدا باید آن را گره‌بندی (شبکه‌بندی) کرد و هر شبکه را به‌صورت یک گره تعریف نمود. به هر گره مقداری حرارت وارد و مقداری از آن خارج می‌شود. اگر سطحی با یک گره تعریف شود فرض بر آن است که در تمامی آن سطح دمای یکسان وجود دارد. در این ماهواره هر قطعه با یک گره تعریف می‌شود. برای گره‌بندی مناسب این ماهواره از تجربیات موجود در مراجع مرتبط استفاده می‌شود. به‌عنوان مثال، چانگ و همکاران مدل خود را با ۱۴۵ گره فرض کردند و تحلیل حرارتی خود را انجام دادند [22]. در طراحی و مدل‌سازی ماهواره فالکن ست ۲، ۲۵ گره به‌وسیله لاین و همکاران به کار رفته است [23]. /لهادی در آنالیز و تحلیل حرارتی ماهواره مورد نظر خود مدل‌سازی را با ۱۸۲ گره انجام داده است [24]. هنجولد و همکاران برای مدل‌سازی برای طراحی حرارتی از یک گره واحد برای افزایش سرعت تحلیل حرارتی خود استفاده کرده‌اند [25]. با توجه به موارد یادشده، تعداد گره‌های مورد نظر براساس دقت تحلیل یا سرعت پردازش یا نظر طراح می‌تواند متفاوت باشد. هر گره در صفحه، ضریب دید مخصوص خود را دارد و با توجه به فاصله‌ای که از چشمه یا چاه حرارتی دارد دمای متفاوتی پیدا می‌کند. برای این که تحلیل جامع‌تر و با دقت بالاتری صورت گیرد، در این پژوهش از تعداد گره‌های بیشتری استفاده می‌شود. در این راستا وجوه ماهواره و طبقات درون ماهواره با ۱۹۹ گره مدل می‌شوند و هر کدام از اجزا با یک گره واحد مدل شده‌اند که در مجموع ۲۳۱ گره خواهیم داشت. در جدول ۳ هر

است که در مدار با ارتفاع پایین قرار می‌گیرد و ماموریت آن مشاهده سطح زمین است. ارتفاع مدار این ماهواره از سطح زمین ۸۰۰ کیلومتر است و به‌صورت دایروی فرض می‌شود. ارتفاع مدار ماهواره در تحلیل آن به‌ویژه تحلیل حرارتی از اهمیت بسیاری برخوردار است، زیرا براساس ارتفاع، مدت‌زمان قرارگیری ماهواره در سایه یا در معرض تابش مستقیم خورشید متفاوت می‌شود. برای بررسی مدار ماهواره ابتدا باید زاویه بتایی که در آن زاویه، ماهواره بحرانی‌ترین شرایط را از لحاظ حرارتی تجربه می‌کند، پیدا کرد. زاویه بتای مداری، کوچکترین زاویه بین صفحه مدار و بردار تابش خورشید است. زاویه بتا در بازه ۹۰- تا ۹۰+ درجه تغییر می‌کند. در این تحلیل، ماهواره در زوایای بتای صفر ۳۰±، ۶۰± و ۸۰± قرار داده می‌شود. به‌دلیل این که ماموریت ماهواره نمونه مشاهده زمین است در زوایای ۹۰± درجه تحلیل حرارتی صورت نمی‌گیرد. زیرا ضعف بتای ۹۰ درجه این است که زمین به‌خوبی از سوی ماهواره مشاهده نمی‌شود. در جدول ۱ فرضیات به‌کاررفته در تحقیق ذکر شده است.

جدول (۱) فرضیات مساله

شماره	فرضیات
۱	تمامی قطعات به‌صورت مکعبی و استوانه در نظر گرفته شده‌اند.
۲	مدار قرارگیری ماهواره دایروی و در ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری قرار دارد.
۳	جنس تمامی قطعات از آلومینیوم یا پوشش رنگ سفید است.
۴	شرایط بحرانی در زاویه بتای ۳۰°C سردترین دمای بحرانی و بتای ۶۰°C گرم‌ترین شرایط بحرانی است.
۵	دمای تمامی نقاط روی هر قطعه یکسان فرض شده است (یعنی جاهای مختلف یک قطعه دمایی برابر دارند).
۶	در تحلیل حرارتی برای ماهواره در مجموع ۲۳۱ گره در نظر گرفته شده است.
۷	قید سیستمی بودجه توانی زیرسیستم کنترل حرارت ۸ وات فرض شده است.

۲-۳- منابع حرارتی

منابع حرارتی ماهواره به دو بخش خارجی و داخلی تقسیم می‌شوند. مهم‌ترین منبع حرارتی خارجی برای ماهواره، خورشید است. نوع عکس‌العمل قطعات به تابش‌های خورشیدی با پارامتر ضریب جذب مشخص می‌شود. تابش‌های خورشیدی در زمان‌های مختلف با هم متفاوت هستند. به همین علت پارامتری به نام گرمایش ثابت خورشیدی تعریف می‌شود. در زمان کمترین مقدار تابش (خورشید سرد) این پارامتر برابر ۱۳۰۸ وات بر مترمربع و در بیشترین میزان تابش خورشیدی، این پارامتر برابر ۱۳۹۹/۵ وات بر مترمربع است که در طراحی از مقدار نامی تابش خورشیدی که مقدار آن برابر ۱۳۶۶ وات بر مترمربع است، استفاده می‌شود. چشمه حرارتی خارجی دوم ماهواره آلبود است. آلبود تابش خورشیدی بازتاب‌شده از بخش روشن زمین به ماهواره است. این مقدار بین ۳۵۳ وات بر مترمربع تا ۵۵۱/۶ وات بر مترمربع است. چشمه خارجی سوم حرارتی ماهواره که نباید به‌خصوص در تحلیل حرارتی ماهواره‌های ارتفاع پایین نادیده گرفته شود، تابش امواج فروسرخ زمین است. زمین که دمایی در حدود ۲۹۰ درجه کلوین دارد، یک منبع حرارتی به حساب می‌آید. مقدار تابش فروسرخ در محدوده ۱۸۹/۱ وات بر مترمربع تا ۲۶۱/۶ وات بر مترمربع تغییر می‌کند که در مدارهای دایروی این عدد مقداری ثابت است.

بخش دوم چشمه‌های حرارتی منابع داخلی هستند. هر یک از قطعات حین کار تلفات حرارتی مختلفی دارند. در جدول ۲ تلفات حرارتی قطعات ذکر شده است. برای یک ماهواره کوچک در مقیاس ماهواره نمونه این تحقیق، با توجه به ۳۲ جز درون ماهواره، مقدار کل این تلفات داخلی برای مجموع قطعات ۲۷/۵ وات در نظر گرفته

یا همه آن به وسیله روش غیرفعال جانمایی تامین شود یعنی قطعاتی که حین عملکرد در شرایط بحرانی (سردترین شرایط مداری) نیاز به تامین گرمایش از سوی زیرسیستم کنترل حرارت دارند، این توان به وسیله قرارگیری آنها در نقاطی از ماهواره که گرم‌تر هستند تامین شود و دیگر نیازی به تامین توان توسط زیرسیستم کنترل حرارت نباشد. برای این منظور تابع هدفی به شکل زیر تعریف می‌شود:

(۱)

$$\min f = - \sum_{i=1}^{32} (t_i - T_j)^2$$

تابع هدف فوق اختلاف بین دمای قطعات در حین عملکردشان در مدار (t_i) و دمای نقاط مختلف صفحات قرارگیری اجزای ماهواره (T_j) است، که باید کمینه شود.

۲-۳- قیود عدم تداخل

برای بیان ریاضی مساله در جانمایی، تمامی قطعات به روش دایره محدود تقریب زده شده است [19]. در الگوریتم بهینه‌سازی وقتی نرم‌افزار مرکز جرم قطعه‌ای را تعیین می‌کند، واضح است که الگوریتم بهینه‌سازی، دیگر نمی‌تواند مرکز جرم قطعه دیگر را در همان فضایی قرار دهد که قطعه قبلی اشغال کرده است، بدین‌منظور از روش دایره محدود استفاده شده است. در این روش فضاهای اشغال شده از فضای جستجو حذف می‌شوند و قطعات روی هم نمی‌افتند. رابطه (۲) گویای قیود عدم تداخل است. درواقع این رابطه فاصله بین مرکز جرم اجزا را نشان می‌دهد که باید از مقداری بیشتر باشد تا قطعات روی یکدیگر قرار نگیرند. این امر به این صورت است که قطعه شماره یک نباید با ۳۱ قطعه دیگر تداخل داشته باشد، پس برای قطعه یک باید ۳۱ قید عدم تداخل در نظر گرفته شود. برای قطعه دو باید ۳۰ قید عدم تداخل در نظر گرفته شود، چون قید عدم تداخل قطعه یک و قطعه دو در قیود عدم تداخل قطعه یک آمده است. تعداد کل قیود عدم تداخل از رابطه $n(n-1)/2$ به دست می‌آید که n تعداد کل اجزا است. در این تحقیق تعداد کل قیود عدم تداخل برابر ۴۹۶ قید است.

(۲)

$$g_{1-i}(x) = -(x_{3i-2} - x_{3i+1})^2 - (x_{3i-1} - x_{3i+2})^2 - (x_{3i} - x_{3i+3})^2 + (r_i + r_{i+1})^2 \leq 0$$

۳-۳- قیود کنترلی

به غیر از قیود عدم تداخل و قیود حرارتی که تعیین شد، قیود بعدی که در این تحقیق در نظر گرفته شده است، قیود کنترل وضعیت است. قیود کنترلی که در این تحقیق تعریف می‌شود، قیود تساوی ممان‌های اینرسی ضربدری است که باید برابر یا تا حد ممکن به صفر نزدیک شوند. روابط مربوط به ممان‌های اینرسی ضربدری در زیر بیان شده است. روابط (۳ تا ۵) ممان‌های اینرسی را نشان می‌دهند که پارامترهای آن در ادامه معرفی می‌شوند:

(۳)

$$I_{xy}(x) = \sum_{i=1}^{32} [m_i(x_{3i-2} - x_m)(x_{3i-1} - y_m) + \frac{1}{2}m_i(b_i^2 + h_i^2) + m_i(x_{3i-1}^2 + x_{3i}^2) - j_{yi} - m_i(x_{3i-2}^2 + x_{3i}^2)] \sin 2\alpha_i$$

(۴)

$$I_{xz}(x) = \sum_{i=1}^{32} [m_i(x_{3i-2} - x_m)(x_{3i} - z_m)]$$

جدول ۳) شماره متناظر با هر قطعه

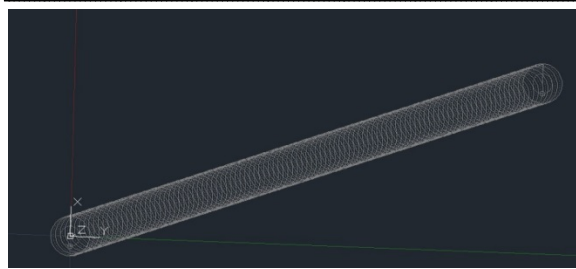
شماره	قطعه	شماره	قطعه
۱	واحد کامپیوتر	۱۷	واحد ارسال داده
۲	واحد ارسال داده	۱۸	واحد کامپیوتر
۳	واحد فرمان	۱۹	محموله
۴	محموله	۲۰	گیرنده
۵	واحد کامپیوتر	۲۱	واحد فرمان
۶	واحد فرمان	۲۲	واحد فرمان
۷	محموله	۲۳	چرخ مومنتوم
۸	فرستنده	۲۴	باتری
۹	فرستنده	۲۵	باتری
۱۰	باتری	۲۶	واحد ارسال داده
۱۱	فرستنده	۲۷	گیرنده
۱۲	محموله	۲۸	واحد ارسال داده
۱۳	محموله	۲۹	واحد کامپیوتر
۱۴	گیرنده	۳۰	چرخ مومنتوم
۱۵	واحد فرمان	۳۱	چرخ مومنتوم
۱۶	واحد ارسال داده	۳۲	چرخ مومنتوم

۳- بهینه‌سازی

در این مساله یک بهینه‌سازی تک‌هدفه تعریف شده است. تابع هدف در نظر گرفته شده، اختلاف بین دمای هر یک از قطعات ماهواره و دمای نقاط مختلف صفحات ماهواره (صفحات قرارگیری قطعات) است. این تابع که تابعی درجه دو با ضریب منفی است، در صورت اکسترمم شدن، قطعات گرم را در نقاط سرد و قطعات سرد را در نقاط گرم جانمایی می‌نماید. متغیرهای طراحی شامل مولفه‌های معرف مکان مرکز جرم قطعات (مختصات نقطه مرکز جرم هر قطعه در سه بعد)، دمای قطعات و دمای نقاط مختلف سطوح ماهواره که قطعات روی این سطوح نصب می‌شوند، هستند. قیود شامل قیود هندسی عدم تداخل به منظور ممانعت از روی هم افتادگی قطعات، قیود حرارتی که برای قطعات و نقاط مختلف ماهواره هستند، قیود ممان اینرسی ضربدری که برای زیرسیستم کنترل وضعیت دارای اهمیت هستند و در نهایت قید سیستمی بهینه‌سازی طراحی، یافتن یک طرح منطقی است که بهترین طراحی ممکن برای دستیابی به یک هدف معین با توجه به قیود هندسی و عملکردی است و یک روش سینماتیک برای بهبود طراحی است. برای داشتن یک مجموعه جواب ممکن، طراحی باید به صورت پارامتری بیان شود. مراحل فرموله کردن مساله شامل مشخص کردن پارامترهای طراحی، متغیرهای طراحی، تابع هدف طراحی و مشخص کردن قیود است. در مراجع مختلف برای مساله جانمایی بهینه تاکنون قیود فرکانس طبیعی، قیود کنترلی و قیود الکترومغناطیسی در نظر گرفته شده است. در این مقاله قیود حرارتی و قیود کنترلی در نظر گرفته می‌شود تا هدف تحقیق برآورده شود.

۳-۱- تابع هدف

تابع هدف این بهینه‌سازی اختلاف بین دمای هر یک از قطعات ماهواره و دمای نقاط مختلف صفحات ماهواره (صفحات قرارگیری قطعات) است. این تابع که تابعی درجه دو با ضریب منفی است، در صورت اکسترمم شدن، قطعات گرم را در نقاط سرد و قطعات سرد را در نقاط گرم قرار می‌دهد. در این حالت بخشی از توان حرارتی مورد نیاز زیرسیستم ماهواره به وسیله جانمایی تامین می‌شود. در اینجا هدف مینیمم کردن توان حرارتی مورد نیاز زیرسیستم کنترل حرارت است که برای این امر باید بخشی از توان



شکل ۲) مدل مساله در ترمال دسکتاپ

جدول ۴) خواص حرارتی استوانه‌ها

مقدار	خاصیت
۵۰۰۰ (وات بر متر درجه کلونین)	ضریب هدایت حرارتی
۲۷۷۰ (کیلوگرم بر مترمکعب)	چگالی
۹۶۱/۲ (ژول بر کیلوگرم درجه کلونین)	ظرفیت حرارتی
۰/۲	ضریب تشعشع

حل تحلیلی این مساله در کتاب‌های مرجع انتقال حرارت به صورت زیر ارائه شده است.

(۶)

$$t = \frac{\rho V C}{4 \varepsilon A_{s,r} \sigma T_{sur}^3} \left\{ \ln \left| \frac{T_{sur} + T}{T_{sur} - T} \right| - \ln \left| \frac{T_{sur} + T_i}{T_{sur} - T_i} \right| + 2 \left[\tan^{-1} \left(\frac{T}{T_{sur}} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{T_i}{T_{sur}} \right) \right] \right\}$$

در رابطه (۶)، t زمان برحسب ثانیه، ρ چگالی برحسب Kg/m^3 ، V حجم استوانه داخلی برحسب مترمکعب، C ظرفیت حرارتی بر حسب ژول بر کیلوگرم درجه کلونین، ε ضریب تشعشع، A سطح بیرونی استوانه داخلی برحسب متر مربع، σ ثابت استفان بولتزمن و برابر $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{K}^4$ ، T_{sur} دمای استوانه خارجی بر حسب کلونین، T_i دمای اولیه استوانه داخلی و T دمای استوانه داخلی در زمان t است.

۴-۱-۳- حل مساله صحت‌سنجی

برای صحت‌گذاری نتایج، مساله در سه حالت دما بالا، دمای متوسط و دمای پایین حل شده و در هر حالت نتایج با حل تحلیلی موجود مقایسه شده است. جدول ۵، دماهای هر حالت را نشان می‌دهد. دمای استوانه خارجی در هر حالت ثابت نگه داشته شده و نمودار تغییرات دمای استوانه داخلی بر حسب زمان در دو حالت حل تحلیلی و مدل‌سازی نرم‌افزاری مقایسه می‌شود.

جدول ۵) شرایط حالات دما بالا، دما متوسط و دما پایین

حالت	دمای استوانه داخلی (°C)	دمای استوانه خارجی (°C)
دمای بالا	۶۰۰	۱۴۰۰
دمای متوسط	۳۰۰	۸۰۰
دمای پایین	۵۰	۱۰۰

نمودار ۱، مقایسه تغییرات دمای استوانه داخلی برای حل تحلیلی مساله و حل مدل‌سازی در حالت دما بالا را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود پیوستگی و نزدیکی بسیار خوبی بین نتایج وجود دارد. بیشترین درصد خطای موجود ۰/۷۳٪ برای زمان ۷۵ ثانیه است.

نمودار ۲، مقایسه تغییرات دمای استوانه داخلی برای حل تحلیلی مساله و حل مدل‌سازی در حالت دمای متوسط را نشان می‌دهد. بیشترین درصد خطای موجود برای این حالت ۰/۶۴٪ برای زمان ۲۱۵ ثانیه است.

$$I_{yz}(x) = \sum_{i=1}^{32} [m_i(x_{3i-1} - y_m)(x_{3i} - z_m)]$$

۳-۴- قید سیستمی

این قید از مساله بیان می‌کند که مجموع کل توان در نظرگرفته شده برای زیرسیستم کنترل حرارت ۸ وات است و بیشتر از آن نمی‌تواند باشد و سعی می‌شود تا به وسیله بهینه‌سازی این قید ارضا شود.

۴- صحت‌سنجی مدل‌سازی و نتایج تحلیل حرارتی

۴-۱-۱- صحت‌سنجی

برای صحت‌گذاری نتایج نرم‌افزار ترمال دسکتاپ و سیندا، از مقایسه نتایج حل تحلیلی یک مساله انتقال حرارت تشعشعی و حل آن به کمک این دو نرم‌افزار استفاده می‌شود. برای این منظور حل تحلیلی مساله انتقال حرارت تشعشعی بین دو استوانه هم‌مرکز مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این مساله دو استوانه بی‌نهایت هم‌مرکز که تنها حالت انتقال حرارت بین این دو تشعشع است، فرض می‌شود. دمای استوانه بیرونی ثابت نگه داشته شده و دمای اولیه استوانه درونی مشخص است. مشخصات تشعشعی هر دو استوانه معلوم است.

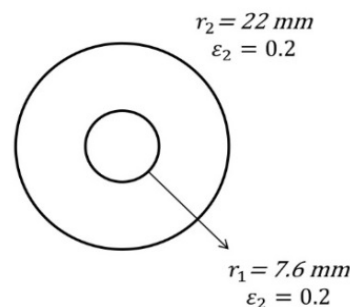
۴-۱-۱- هندسه مساله صحت‌سنجی

شکل ۱ مدل شماتیک مساله را نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل نشان داده شده است، شعاع استوانه داخلی ۷/۶ میلی‌متر، دمای اولیه آن ۶۰۰°C و ضریب تشعشع آن ۰/۲ است. شعاع استوانه خارجی ۲۲ میلی‌متر، دمای اولیه آن ۱۴۰۰°C ثابت و ضریب تشعشع آن، مشابه استوانه داخلی ۰/۲ است.

۴-۱-۲- مدل‌سازی در نرم‌افزار ترمال دسکتاپ و سیندا

برای مدل‌سازی در ترمال دسکتاپ و سیندا، طول استوانه‌ها یک‌متر قرار داده شده است. مدل شبیه‌سازی شده در نرم‌افزار ترمال دسکتاپ، در شکل ۲ نشان داده شده است. هر استوانه به ۱۰۰ گره تقسیم شده است. برای هم‌دمابودن تمام یک استوانه، ضریب هدایت حرارتی برابر ۵۰۰۰ وات بر متر درجه کلونین قرار داده شده است. محیط خارج و بین دو استوانه در انتقال حرارت تشعشعی بی‌تاثیر (non-participating media) فرض شده است.

مشخصات نودها و لینک‌های هدایت حرارتی بین نودهای هر استوانه در نرم‌افزار سیندا وارد شده است. استوانه داخلی توپر و ضخامت استوانه خارجی، یک میلی‌متر فرض شده است. به جزء ضریب هدایت حرارتی که برای هم‌دماشدن تمام نقاط استوانه‌ها مقدار ۵۰۰۰ وات بر متر درجه کلونین برای آن فرض شده است دیگر خواص مانند چگالی و ظرفیت حرارتی، مشابه آلومینیوم قرار داده شده است. جدول ۴، خواص حرارتی به کار رفته در حل مساله در نشان می‌دهد.

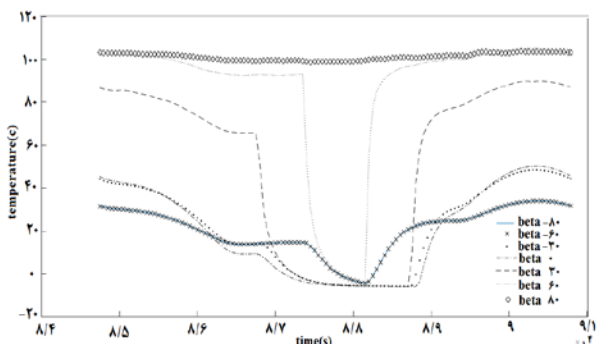


شکل ۱) شماتیک مساله

برنامه‌نویسی فرترن به نرم‌افزار سیندا وارد می‌شود. در این نرم‌افزار تحلیل حرارتی ماهواره صورت می‌پذیرد. پس از اجرای نرم‌افزار سیندا، دمای قطعات و طبقات ماهواره به دست می‌آید. حال با توجه به این دماها، محل اجزائی که باید در شرایط دمایی خاصی قرار گیرند مشخص می‌شوند. این قیود حرارتی و قیود کنترلی برای رسیدن به یک جانمایی بهینه به الگوریتم بهینه‌سازی معرفی می‌شوند. در نهایت جانمایی به دست آمده توسط الگوریتم، در نرم‌افزار ترمال‌دسکتاپ مدل‌سازی و نتایج حرارتی در جانمایی بهینه اعلام می‌شود.

۱-۵- بررسی شرایط بحرانی

برای تحلیل حرارتی تعیین مقدار شار حرارتی وارد به سامانه و خارج شده از آن، مورد نیاز است. برای این منظور ابتدا در نرم‌افزار ترمال‌دسکتاپ مدار ماهواره تعیین می‌شود. ماهواره نمونه از جنس آلومینیوم است و روی چهار وجه آن سلول‌های خورشیدی قرار دارد. برای این که دمای ماهواره و اجزای آن با تقریب مناسبی به دست آید، باید ماهواره چندین دور در مدار حول زمین گردش کند. بنابراین دمای قطعات ماهواره پس از گردش پانزدهم به دور زمین در نظر گرفته می‌شود. حال باید دمایی را به عنوان قید حرارتی در نظر گرفت که در بحرانی‌ترین شرایط به دست آمده باشد. پس زاویه بتای بحرانی باید مشخص شود. حال برای تعیین شرایط بحرانی باید زاویه بتای مدار تغییر کند و داده‌های حاصل از آنها با هم مقایسه شوند تا سردترین و گرم‌ترین شرایط برای ماهواره به دست آید. در نمودار ۴ دمای میانگین صفحات ماهواره در زاویه‌های بتای مدار ذکر شده است.

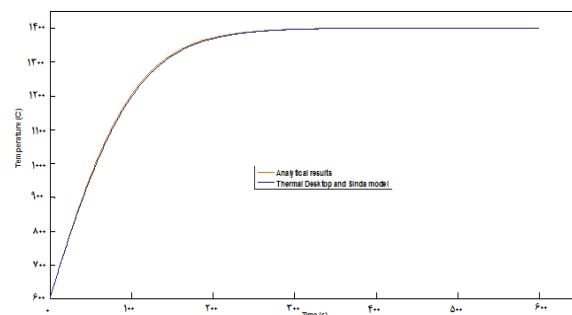


نمودار ۴) نمایش دمایی تمامی زاویه‌های بتا

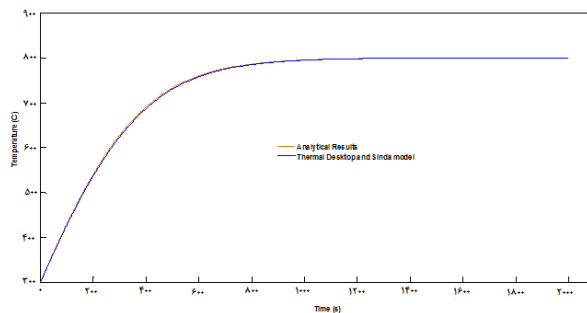
از نمودار فوق می‌توان نتیجه گرفت که شرایط گرم بحرانی برای این مدار بتای 60°C است و سردترین شرایط بحرانی برای این مدار بتای 30°C است. تفاوت دماها در زاویه‌های مختلف به دلیل وضعیت مدار و مدت زمان قرارگیری در سایه است. در مورد زاویه‌های بتای منفی باید گفت چون جوهی که در مقابل خورشید قرار می‌گیرند متفاوت هستند، تغییراتی در نمودارها روی می‌دهد ولی به دلیل این که گرہ‌های در نظر گرفته شده برای تحلیل حرارتی به گونه‌ای هستند که تغییرات زیادی ندارند، بنابراین زاویه‌های منفی شرایط بحرانی را به وجود نمی‌آورند. بعد از یافتن شرایط بحرانی، باید دمای تجهیزات زیرسیستم‌های مختلف در مدار با زاویه بتای بحرانی محاسبه شوند. بدین‌منظور داده‌های نرم‌افزار ترمال‌دسکتاپ به نرم‌افزار تخصصی سیندا داده می‌شوند تا دمای تجهیزات به دست آید.

برای محاسبه توان حرارتی مورد نیاز ماهواره که باید به وسیله زیرسیستم کنترل حرارت تامین شود، باید دمای تجهیزات حین عملیات محاسبه شود. برای محاسبه توان حرارتی نیازی نیست تا

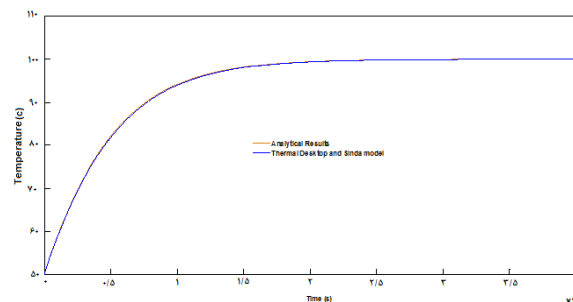
نمودار ۳، مقایسه تغییرات دمای استوانه داخلی برای حل تحلیلی مساله و حل مدل‌سازی در حالت دمای متوسط را نشان می‌دهد. بیشترین درصد خطای موجود برای این حالت 0.35% برای زمان 3997 ثانیه است. با بررسی نتایج به دست آمده، همبستگی بسیار خوبی بین نتایج حل تحلیلی مساله و حل مدل نرم‌افزاری مشاهده می‌شود. با افزایش دما، خطای مساله از 0.73% به 0.35% کاهش می‌یابد. برای دماهای در حدود دمای کاری ماهواره می‌توان گفت درصد خطای مدل نرم‌افزاری حدود 0.35% است.



نمودار ۱) مقایسه جواب تحلیلی با جواب مدل‌سازی برای حالت دما بالا



نمودار ۲) مقایسه جواب تحلیلی با جواب مدل‌سازی برای حالت دما متوسط



نمودار ۳) مقایسه جواب تحلیلی با جواب مدل‌سازی برای حالت دما پایین

۵- بحث و بررسی نتایج

پس از مدل‌سازی ماهواره نمونه در نرم‌افزار ترمال‌دسکتاپ، باید شارهای حرارتی وارد شده بر ماهواره که منابع حرارتی وارد بر سامانه ماهواره محسوب می‌شوند، برای مداری با ارتفاع 800 کیلومتر محاسبه شود. پس از آن ضرایب دید و کوپلینگ‌های حرارتی به وسیله نرم‌افزار محاسبه می‌شود. سپس باید شرایط بحرانی برای ماهواره از نظر دمایی تعیین شود. این امر بدین‌صورت انجام می‌شود که ماهواره در زوایای بتای مختلف در نرم‌افزار ترمال‌دسکتاپ قرار می‌گیرد و سردترین و گرم‌ترین شرایط برای ماهواره به دست می‌آید. بعد از تعیین زاویه بتا با توجه به جنس و پوشش ماهواره و اجزا، تحلیل حرارتی انجام می‌شود. به این صورت که پاسخ‌های به دست آمده از نرم‌افزار ترمال‌دسکتاپ، با زبان

c_p ظرفیت گرمایی هر قطعه بوده که این مقدار برای آلومینیوم برابر ۹۰۰ ژول بر کیلوگرم درجه سلسیوس است. ΔT مقدار دمایی است که باید قطعه به دست آورد تا در بازه دمایی مجاز خود قرار گیرد و واحد آن سانتی‌گراد است. Δt زمان طی یک‌چهارم دوره مدار در نظر گرفته شده و واحد آن ثانیه است.

در جدول ۶ توان حرارتی مورد نیاز قطعات ماهواره قبل از فرآیند بهینه‌سازی جانمایی (جانمایی اولیه قطعات ماهواره) ذکر شده است.

جدول ۶ نشان می‌دهد که قطعات ۲۳، ۲۴، ۲۵، ۳۰، ۳۱، ۳۲ به تامین توان حرارتی از جانب زیرسیستم کنترل حرارت نیاز دارند و بقیه قطعات با توجه به بازه دمایی مجاز و دمای عملکردی‌شان، نیاز به توان حرارتی ندارند و مقدار آنها در جدول فوق صفر قرار داده شده است.

بازه دمایی برای هر یک از قطعات زیرسیستم‌های مختلف با توجه به نوع قطعه و عملکرد متفاوت بوده که در جدول ۷ ذکر شده است.

دمای تجهیزات در گرم‌ترین شرایط هم اندازه‌گیری شود. تمامی تجهیزات برای این که هم ضریب جذب و هم ضریب دفع مناسب داشته باشند از جنس آلومینیوم و با رنگ سفید در نظر گرفته شده‌اند.

۵-۲- محاسبه توان حرارتی هر یک از اجزا

برای محاسبه توان حرارتی مورد نیاز هر یک از قطعات از رابطه ۷ استفاده می‌شود:

(۷)

$$\dot{Q}_H = -\dot{Q}_{Dissipation} + m c_p \frac{\Delta T}{\Delta t}$$

$\dot{Q}_H$ توان مورد نیاز هر قطعه و واحد آن وات است که به آن توان هیتر نیز گفته می‌شود.

$\dot{Q}_{Dissipation}$ مقدار حرارت اتلافی هر یک از قطعات است که مقادیر آنها در جدول ۲ برای هر زیرسیستم بیان شده و واحد آن وات است.

m جرم هر قطعه و واحد آن کیلوگرم است.

جدول ۶) توان مورد نیاز قطعات قبل از بهینه‌سازی بر حسب وات

قطعه	توان	قطعه	توان	قطعه	توان	قطعه	توان	قطعه	توان	قطعه	توان	قطعه	توان	قطعه	توان
۱	۰	۵	۰	۹	۰	۱۳	۰	۱۷	۰	۲۱	۰	۲۵	۳/۷	۲۹	۰
۲	۰	۶	۰	۱۰	۰	۱۴	۰	۱۸	۰	۲۲	۰	۲۶	۰	۳۰	۴/۹۹
۳	۰	۷	۰	۱۱	۰	۱۵	۰	۱۹	۰	۲۳	۳/۷	۲۷	۰	۳۱	۲/۶
۴	۰	۸	۰	۱۲	۰	۱۶	۰	۲۰	۰	۲۴	۳/۸	۲۸	۰	۳۲	۲/۶

جدول ۷) بازه دمایی مجاز عملکردی تجهیزات

زیرسیستم	دمای کمینه مجاز (کلوین)	دمای بیشینه مجاز (کلوین)
باتری	۲۷۲	۲۹۸
چرخ مومنتوم	۲۷۲	۳۲۳
پنل خورشیدی	۱۰۸	۴۰۳
آنتن	۷۳	۴۰۳
واحد کامپیوتر	۲۵۳	۳۵۸
دوربین	۲۷۲	۳۱۸
فرستنده و گیرنده	۲۵۳	۳۴۳
فرمان و ارسال داده	۲۳۳	۳۴۸

مقادیر معادله $Q_{environment}$ حرارتی است که ماهواره از محیط به دست می‌آورد که شامل حرارت جذب‌شده ماهواره از زمین، خورشید و انعکاس شار حرارتی خورشید توسط زمین است. معادله فوق برای هر گره نوشته می‌شود و حاصل یک دستگاه معادلات $n \times n$ غیرخطی از درجه ۴ و با شرایط اولیه معلوم است. این معادله شامل انتقال حرارت هدایت سه‌بعدی، حالت گذرا با شرایط مرزی تشعشعی و همچنین به دلیل حرکت ماهواره در مدار ماموریتی خود، شامل شرایط مرزی متغیر با زمان است [26]:

(۱۲)

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

با فرض خطی بودن تابع دما برحسب زمان در بازه Δt ، مشتق زمانی $\frac{dT_i}{dt}$ به صورت زیر به دست می‌آید:

(۱۳)

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{T'_i - T_i}{\Delta t}$$

که پریم در معادلات نشان‌دهنده زمان در $t + \Delta t$ است. پس از ورود ضریب وزنی f ، برای کنترل روند حل، معادله کلی به شکل زیر حاصل می‌شود:

(۱۴)

$$m_i c_i \frac{(T'_i - T'_j)}{\Delta t} + f (\sum_{i=1}^n C_{ij} (T'_i - T'_j) + \sigma \sum_{i=1}^n R_{ij} (T_i'^4 - T_j'^4) + \sigma R_{i-space} (T_i'^4 - T_{space}^4)) + (1-f) (\sum_{i=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) + \sigma \sum_{i=1}^n R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) + \sigma R_{i-space} (T_i^4 - T_{space}^4)) = Q_i$$

معادله فوق برای گره نام نوشته شده و برای تشکیل دستگاه

۵-۳- معادلات حاکم حرارتی

در این قسمت معادلات حرارتی حاکم بر ماهواره تشریح شده است. به‌منظور محاسبه توزیع دما، ماهواره را به n گره تقسیم کرده و معادله بالانس انرژی برای هر گره در نظر گرفته می‌شود [26]:

(۸)

$$Q_{store} + Q_{out} - Q_{in} - Q_{generation} - Q_{environment} = 0$$

که Q_{store} مقدار ذخیره انرژی، $Q_{out} - Q_{in}$ اختلاف میان انرژی ورودی با خروجی و $Q_{environment}$ انرژی واردشده به ماهواره است که با روابط زیر محاسبه می‌شوند [26]:

(۹)

$$Q_{store} = m_i c_{p_i} \frac{dT_i}{dt}$$

(۱۰)

$$Q_{out} - Q_{in} = \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) + \sum_{j=1}^{n=1} \sigma R_{ij} (T_i^4 - T_j^4)$$

(۱۱)

$$Q_{environment} = q_{solar} + q_{albedo} + q_{earth}$$

$$f_i(T'_1, T'_2, \dots, T'_n) = f\sigma \left(R_{i-\text{space}} + \sum_{j=1, j \neq i}^n R_{ij} \right) T_i'^4 - (f\sigma \sum_{j=1, j \neq i}^n R_{ij} T_j'^4) + \left(\frac{m_i c_i}{\Delta t} + f \sum_{j=1, j \neq i}^n C_{ij} \right) T_i' - (f \sum_{j=1, j \neq i}^n C_{ij} T_j') - Q_i - \frac{m_i c_i}{\Delta t} T_i' - f\sigma R_{i-\text{space}} T_{\text{space}}^4 - (1-f) \left(\sum_{i=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) \right) + \sigma \sum_{i=1}^n R_{ij} (T_i^4 - T_j^4) + \sigma R_{i-\text{space}} (T_i^4 - T_{\text{space}}^4) = 0$$

در رابطه بالا f پارامتری است که درصد ضمنی یا صریح بودن حل معادله فوق را نشان می دهد. اگر $f = 0$ باشد معادله صریح است و باید شرط پایداری برای معادله بررسی شود و Δt از یک مقدار معین کمتر باشد. اگر $f = 1$ باشد معادله ضمنی کامل است و اثر دماهای کنونی روی دما در Δt آینده کم خواهد شد و معادله همواره و بدون شرط پایدار خواهد بود [26].

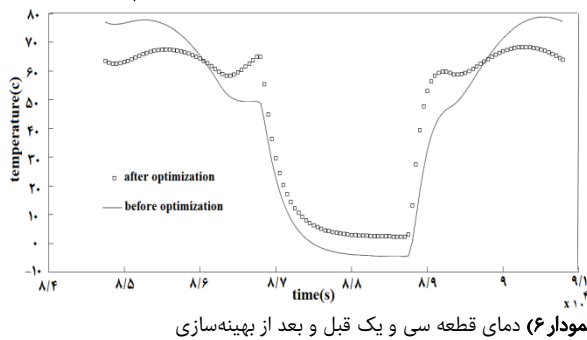
۵-۴- الگوریتم بهینه سازی

الگوریتم به کاررفته در این تحقیق الگوریتم ژنتیک است. برای پیاده سازی این بخش از تحقیق، تابع هدف معرفی شده به همراه قیود حرارتی (دمایی) در یک فایل به الگوریتم معرفی می شوند. سپس در فایل دیگر تمامی قیود عدم تداخل به همراه قیودهای کنترلی وارد الگوریتم می شوند. قیود عدم تداخل قیود نامساوی و قیود کنترلی، قیود مساوی هستند. سپس الگوریتم ژنتیک اجرا می شود که در نهایت جانمایی بهینه به دست می آید به گونه ای که تمامی قیود ارضا شده باشند.

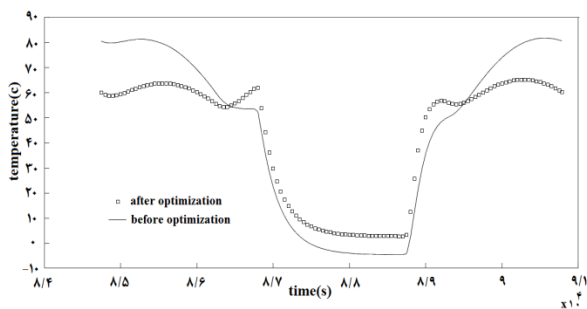
نتایج حاصل از بهینه سازی برای قیود کنترلی و قیود عدم تداخل در جدول ۸ و نتایج دمای حاصل از جانمایی بهینه در نمودارهای ۵ تا ۷ برای بحرانی ترین قطعات نشان داده شده اند. در این مساله ۹۶ متغیر و حدود ۵۰۰ قید به کار رفته است که نشان دهنده پیچیده بودن مساله بهینه سازی است. با توجه به نتایج حاصل می توان استنباط کرد که جانمایی بهینه مورد قبول است. با توجه به جدول ۸ بین ممان های اینرسی فقط یک قید به خوبی ارضا نشده است که دلیل آن ارضاشدن قیود حرارتی و عدم تداخل است که در اولویت تعریف شده بودند و دو قید دیگر به صفر نزدیک و قابل قبول هستند.

جدول ۸) نتایج حاصل از بهینه سازی

مقادیر	قید
+۰/۹۱	I_{xy}
+۰/۳	I_{xz}
-۵/۴	I_{yz}
۰	∇V
مقادیر ممان اینرسی ($kg.m^2$)	
مقدار کل تداخل (mm^3)	



نمودار ۶) دمای قطعه سی و یک قبل و بعد از بهینه سازی

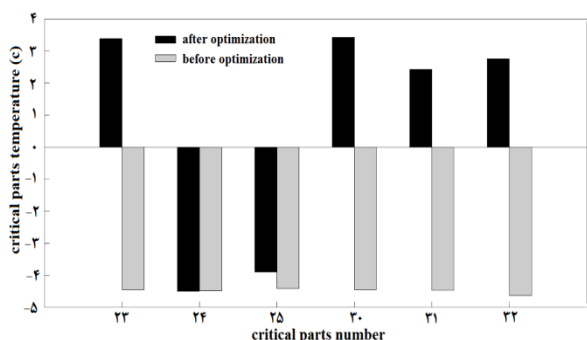


نمودار ۷) دمای قطعه سی و دو قبل و بعد از بهینه سازی

پس از آوردن نتایج برای قیود کنترلی و عدم تداخل، نمودارهای ۷ تا ۹ دمای تجهیزات (°C) قبل و بعد از فرآیند بهینه سازی را بر حسب زمان (ثانیه) نشان می دهند.

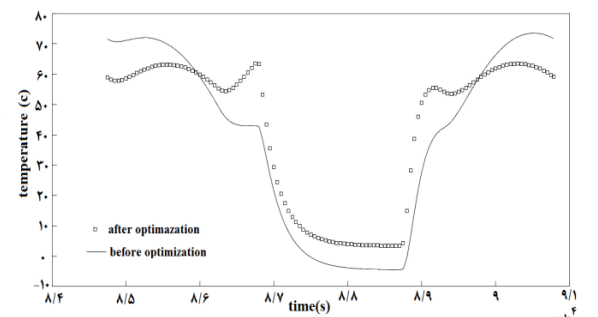
از نمودارهای فوق می توان استنباط کرد که سه قطعه ۳۰، ۳۱ و ۳۲ که بخش زیادی از توان حرارتی برای آنها مصرف می شد، پس از بهینه سازی و قرارگرفتن در مکان مناسب، دمای آنها روی هم نزدیک ۲۰°C بالا رفته است و دیگر به توان حرارتی نیازی ندارند چون در جانمایی بهینه در بازه دمایی مجازشان قرار گرفته اند. بنابراین با اعمال قیود حرارتی به مساله جانمایی بهینه، به طور قابل ملاحظه ای به هدف مورد انتظار مساله دست یافته ایم. یعنی درنهایت با استفاده از الگوریتم بهینه سازی و قیود در نظرگرفته شده قطعات گرم را در نقاط سرد و قطعات سرد در نقاط گرم ماهواره جانمایی شده اند که در مجموع توان بسیاری از توان اولیه مورد نیاز زیرسیستم کنترل حرارت کم شده است و این امر درنهایت به کم شدن جرم ماهواره و هزینه می انجامد.

در نمودار ۸، مینیمم دمای قطعات بحرانی آمده است تا با مشاهده آن تفاوت دمای این قطعات قبل و بعد از بهینه سازی مشخص شود.



نمودار ۸) مینیمم دمای قطعات بحرانی قبل و بعد از بهینه سازی

با توجه به دماهای به دست آمده، در جدول ۹ دمای قطعات قبل و بعد از بهینه سازی ذکر شده است.



نمودار ۹) دمای قطعه سی و سه قبل و بعد از بهینه سازی

۵-۶- جمع‌بندی

این تحقیق برای دستیابی به جانمایی بهینه یک ماهواره با در نظر گرفتن قیود کنترلی، حرارتی و قیود عدم تداخل صورت گرفت. ابتدا یک جانمایی اولیه از قطعات ماهواره صورت پذیرفت. سپس ماهواره با این جانمایی در نرم‌افزار ترمال‌دسکتاپ و سیندا-فلوئینت تحلیل حرارتی شد تا شرایط بحرانی حرارتی مداری و قیود حرارتی به دست آید. در مرحله بعد در نرم‌افزار متلب بهینه‌سازی جانمایی با توجه به قیود و تابع هدف تعریف‌شده، انجام شد. الگوریتم به‌کاررفته در این تحقیق الگوریتم ژنتیک است. با توجه به این که کنترل حرارت به روش فعال هم بر پیچیدگی طراحی می‌افزاید و هم هزینه‌ها را افزایش می‌دهد، سعی بر آن شد تا برای اولین بار از چیدمان بهینه اجزا به‌عنوان ابزار کنترل حرارت غیرفعال در ماهواره استفاده شود. در نتیجه این بهینه‌سازی به کمتر شدن بودجه جرمی و توانی زیرسیستم کنترل حرارت و پایداری ذاتی بیشتر ماهواره و کاهش پیچیدگی طراحی و هزینه پروژه انجامید. این طراحی جانمایی بهینه نسبت به جانمایی‌های دیگر توان حرارتی کمتری نیاز دارد.

تشکر و قدردانی: از حمایت‌های پژوهشگاه فضایی ایران در انجام این پژوهش قدردانی می‌شود.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله تاکنون در نشریه دیگری (به طور کامل یا بخشی از آن) به چاپ نرسیده است. همچنین برای بررسی یا چاپ به نشریه دیگری ارسال نشده است. ضمناً محتویات علمی مقاله حاصل فعالیت علمی نویسندگان بوده و صحت و اعتبار نتایج بر عهده نویسندگان است.

تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ گونه تعارض منافعی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر ندارد.

سهم نویسندگان: ایمان ویسی‌خانقاهی (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰٪)؛ مهدی فکور (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۳۰٪)؛ مهران شهرپاری (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری (۲۰٪)

منابع مالی: این پژوهش با حمایت مالی پژوهشگاه فضایی ایران و با گرنت شماره (۱۰) ۹۶/۱۰۵۰/۴۰۷ ق صورت پذیرفته است.

۶- فهرست علائم

b_i	عرض اجزای مکعبی (میلی‌متر)
C_{ij}	کوپلینگ هدایتی
C_p	ظرفیت گرمایی هر قطعه (J/kgc)
h_i	ارتفاع اجزای مکعبی و استوانه‌ای (میلی‌متر)
I_{xy}	ممان اینرسی در صفحه XY (کیلوگرم بر مترمربع)
I_{xz}	ممان اینرسی در صفحه XZ (کیلوگرم بر مترمربع)
I_{yz}	ممان اینرسی در صفحه YZ (کیلوگرم بر مترمربع)
J_{yi}	ممان اینرسی i امین عضو در سیستم مختصات محلی (کیلوگرم بر مترمربع)
m_i	جرم قطعات (کیلوگرم)
$\dot{Q}_H$	توان مورد نیاز هر قطعه (ژول)
$\dot{Q}_{Dissipation}$	توان اتلافی (ژول)
Q_{store}	مقدار ذخیره انرژی (ژول)
Q_{in}	انرژی ورودی (ژول)
Q_{out}	انرژی خروجی (ژول)
$Q_{generation}$	گرمای تولیدی (ژول)
$Q_{environment}$	گرمای رسیده از محیط به ماهواره (ژول)
R_{ij}	کوپلینگ تشعشعی

براساس دماهای جدید به‌دست‌آمده، توان حرارتی مورد نیاز تمامی قطعات دوباره محاسبه شده‌اند که نتایج در جدول ۱۰ ذکر شده است. با مقایسه جدول‌های ۶ و ۱۰ این امر نتیجه می‌شود که توان مورد نیاز به مقدار ۱۴/۱۳ وات کاهش پیدا کرده است. در مورد دو قطعه ۲۴ و ۲۵ به‌دلیل نیاز به ارضای قیود کنترلی، این قطعات در نقاطی جانمایی شده‌اند که حتی بعد از طی فرآیند بهینه‌سازی هم به توان حرارتی نیاز دارند.

جدول ۹) دمای قطعات قبل و بعد از بهینه‌سازی بر حسب درجه سانتی‌گراد

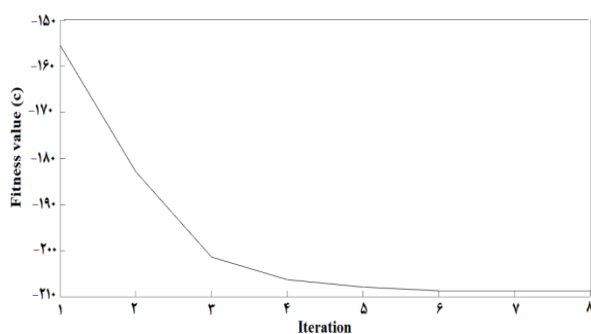
قطعه	قبل از بهینه‌سازی	بعد از بهینه‌سازی	قطعه	قبل از بهینه‌سازی	بعد از بهینه‌سازی
۱	-۱۰/۷	-۱/۲۳	۱۷	-۰/۸	-۱/۰۴
۲	-۱/۶۸	-۲/۳۸	۱۸	-۰/۹۴	-۰/۹۳
۳	-۱/۶۳	-۲/۱۵	۱۹	-۱/۴۵	۳/۲۹
۴	-۰/۹	-۱/۰۷	۲۰	-۰/۹۹	-۰/۹۳
۵	-۱/۱۹	-۱/۵۵	۲۱	-۱/۰۲	-۱/۲۱
۶	۳/۸۴	۳/۹۸	۲۲	-۱/۳	-۰/۴۷
۷	۴/۵۶	۴/۳۵	۲۳	-۴/۴۴	۳/۳۸
۸	۵/۴۲	-۴/۰۲	۲۴	-۴/۴۸	-۴/۴۹
۹	۳/۲۸	-۳/۸۲	۲۵	-۴/۴	-۳/۸۹
۱۰	۳/۰۷	۴/۷۵	۲۶	-۱/۰۲	-۰/۴۹
۱۱	۴/۲۳	-۴/۸۴	۲۷	-۱/۲۹	-۱
۱۲	۵/۳۵	۳/۹۹	۲۸	-۱/۳۷	-۰/۸۲
۱۳	۳/۸۸	۲/۳۷	۲۹	-۱/۰۳	-۱/۳۸
۱۴	۱/۴۹	-۰/۲۴	۳۰	-۴/۴۴	۳/۴۲
۱۵	-۱/۲۲	-۰/۷۷	۳۱	-۴/۴۷	۲/۴۲
۱۶	-۰/۷۵	-۰/۹۳	۳۲	-۴/۶۳	۲/۷۵

جدول ۱۰) توان مورد نیاز قطعات بعد از بهینه‌سازی بر حسب وات

قطعه	توان	قطعه	توان	قطعه	توان
۱	۰	۹	۰	۱۷	۰
۲	۰	۱۰	۰	۱۸	۰
۳	۰	۱۱	۰	۱۹	۰
۴	۰	۱۲	۰	۲۰	۰
۵	۰	۱۳	۰	۲۱	۰
۶	۰	۱۴	۰	۲۲	۰
۷	۰	۱۵	۰	۲۳	۰
۸	۰	۱۶	۰	۲۴	۳/۸
				۲۵	۳/۴۶
				۲۶	۰
				۲۷	۰
				۲۸	۰
				۲۹	۰
				۳۰	۰
				۳۱	۰
				۳۲	۰

۵-۵- همگرایی معیار بهینگی

در نمودار ۹ مقدار بهینه تابع هدف برای هر تکرار بیان شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود الگوریتم در ۸ تکرار به نقطه بهینه همگرا می‌شود که هم تابع هدف را بهینه کرده و همچنین همان‌گونه که در جدول ۸ ذکر شده است قیود کنترلی و قیود عدم تداخل را ارضا نموده است. قیود حرارتی و دمایی هم به‌طور کامل بررسی شد که مقادیر به‌دست‌آمده قابل قبول هستند.



نمودار ۹) چگونگی همگرایی الگوریتم ژنتیک

دمای قطعات در مدار ($^{\circ}\text{C}$)

t_i

دمای هر نقطه از طبقات ماهواره ($^{\circ}\text{C}$)

T_j

مختص اول مرکز جرم قطعات (میلی متر)

x_{3i-2}

مختص دوم مرکز جرم قطعات (میلی متر)

x_{3i-1}

مختص سوم مرکز جرم قطعات (میلی متر)

x_{3i}

مختص اول مرکز جرم ماهواره (میلی متر)

x_m

مختص دوم مرکز جرم ماهواره (میلی متر)

y_m

مختص سوم مرکز جرم ماهواره (میلی متر)

z_m

علامه یونانی

زاویه چرخش اجزای مکعبی (رادیان)

α_i

ثابت استفان بولتزمن ($\text{W/m}^2\text{k}^4$)

σ

منابع

- 1- Corpino S, Caldera M, Nichele F, Masoero M, Viola N. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. *Acta Astronautica*. 2015;115:247-261.
- 2- Mansour Dehghan M, Ebrahimi M, Negaresh O. Small satellite thermal control sub-system conceptual design optimization methodology. *Modares Mechanical Engineering*. 2016;16(8):218-228. [Persian]
- 3- Yang Y, Zhang D, Li A. Layout optimization of spacecraft-based solar array under partially shaded conditions. *Solar Energy*. 2018;167:84-94.
- 4- Qin Z, Liang YG, Zhou JP. An optimization tool for satellite equipment layout. *Advances in Space Research*. 2018;61(1):223-234.
- 5- Xiao RB, Xu YC, Amos M. Two hybrid compaction algorithms for the layout optimization problem. *Biosystems*. 200;90(2):560-567.
- 6- Cuco APC, De Sousa FL, Vlassov VV, Da Silva Neto AJ. Multi-objective design optimization of a new space radiator. *Optimization and Engineering*. 2011;12(3):393-406.
- 7- Pérez-Grande I, Sanz-Andrés A, Guerra C, Alonso G. Analytical study of the thermal behaviour and stability of a small satellite. *Applied Thermal Engineering*. 2009;29(11-12):2567-2573.
- 8- Torres A, Mishkinis D, Kaya T. Mathematical modeling of a new satellite thermal architecture system connecting the east and west radiator panels and flight performance prediction. *Applied Thermal Engineering*. 2014;65(1-2):623-632.
- 9- Escobar E, Diaz M, Zagal JC. Evolutionary design of a satellite thermal control system: Real experiments for a CubeSat mission. *Applied Thermal Engineering*. 2016;105:490-500.
- 10- Farrahi A, Pérez-Grande I. Simplified analysis of the thermal behavior of a spinning satellite flying over Sun-synchronous orbits. *Applied Thermal Engineering*. 2017;125:1146-1156.
- 11- Arduini C, Laneve G, Folco S. Linearized techniques for solving the inverse problem in the satellite thermal control. *Acta Astronautica*. 1998;43(9-10):473-479.
- 12- Gadalla MA. Prediction of temperature variation in a rotating spacecraft in space environment. *Applied*