



Efficiency Enhancement of Solar Cells of a Sun Pointing Satellite with Design Optimization of Heat Pipes Configuration Using Genetic Algorithm

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Khosravy M.¹ MSc,

Salehy S.² PhD,

Hosseini Abadshapoori M.³ PhD,

Talezari M.² MSc,

Abedi M.^{*4} PhD

How to cite this article

Khosravy M, Salehy S, Hosseini Abadshapoori M, Talezari M, Abedi M. Efficiency Enhancement of Solar Cells of a Sun Pointing Satellite with Design Optimization of Heat Pipes Configuration Using Genetic Algorithm. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(4):789-800.

ABSTRACT

Reducing satellite solar panels temperature, to increase their electrical efficiency is of great importance. In this study, a novel methodology for optimal configuration design of heat pipes in a sun-pointing satellite utilizing the genetic algorithm is presented. The purpose of optimization is the thermal adjustment and design improvement of the solar panels for the satellite that is supposed to orbit in the Low Earth Orbit. Thermal simulations of satellite and solar panels are performed using SINDA/FLUINT and Thermal Desktop software. The computations are validated using experimental measurements of the satellite thermal model in a vacuum chamber and it was shown that the numerical analysis can produce reliable results. Then, applying the constraints of the problem, an optimization algorithm is introduced. This algorithm employs the thermal simulation software for solving the governing equations of the problem and then reports the results. The optimization was performed for the satellite hottest case ($\beta=90^\circ$) and then, conducting an optimization procedure, the optimal configuration of heat pipes is achieved. In the results section, three different configurations, namely no heat pipes, the initial design for configuration of heat pipes and the optimal configuration of heat pipes, are investigated and compared. It was found that the optimal configuration using the genetic algorithm can reduce the temperature of solar arrays by up to 19°C relative to that in which no heat pipe was used. It was observed that an efficiency ratio enhancement is 10.4% for the solar panels of optimum configuration. The optimization could significantly reduce the temperature of the satellite internal equipment.

Keywords Satellite; Heat Pipe; Solar Cell; Efficiency; Genetic Algorithm

CITATION LINKS

[1] A new concept of solar power satellite: Tethered-SPS [2] Space solar arrays and concentrators [3] Advancements in hybrid photovoltaic systems for enhanced solar cells performance [4] Cooling of a photovoltaic module with temperature controlled solar collector [5] Thermo-optical design analysis of space satellite solar arrays [6] Cost studies on terrestrial photovoltaic power systems with sunlight concentration [7] Photovoltaic panels: A review of the cooling techniques [8] Heat pipe-based cooling systems for photovoltaic cells under concentrated solar radiation [9] Development of a heating system using CPV technology and heat pipes [10] Historical and recent development of concentrating photovoltaic cooling technologies [11] Performance study and parametric analysis of a novel heat pipe PV/T system [12] Application of heat pipe in an experimental investigation on a novel photovoltaic/thermal (PV/T) system [13] Thermal design of photovoltaic/microwave conversion hybrid panel for space solar power system [14] Analytical study of multiple evaporator heat pipe with nanofluid; A smart material for satellite equipment cooling application [15] Thermal characterization of hybrid photovoltaic module for the conversion of sunlight into microwave in solar power satellite [16] Solar power satellite thermal control approach [17] Sensitivity analyses of satellite propulsion components with their thermal modelling [18] Effective thermal conductivity of heat pipes [19] Multi-objective shape optimization of a heat exchanger using parallel genetic algorithms [20] Optimal sizing method for stand-alone hybrid solar-wind system with LPSP technology by using genetic algorithm [21] Calculation of the optimum installation angle for fixed solar-cell panels based on the genetic algorithm and the simulated-annealing method [22] Multi-objective shape optimization of a plate-fin heat exchanger using CFD and multi-objective genetic algorithm [23] An effective layer pattern optimization model for multi-stream plate-fin heat exchanger using genetic algorithm [24] Evolving aerodynamic airfoils for wind turbines through a genetic algorithm

¹Mechanical Engineering Faculty, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran

²Mechanical Engineering Faculty, University of Tehran, Tehran, Iran

³Mechanical Engineering Faculty, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

⁴Mechanical Engineering Faculty, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Satellite Research Institute, No. 74, 14th Street (Mir Hosseini), Sa'adat Abad Avenue, Tehran, Iran, Postal Code: 1997994313 Postal Code: 1997994313

Phone: +98 (21) 22064469

Fax: +98 (21) 22064469

mo.abedi@isrc.ac.ir

Article History

Received: April 18, 2018

Accepted: November 04, 2018

ePublished: April 06, 2019

افزایش بازده سلول‌های خورشیدی یک ماهواره با نشانه‌روی خورشیدی از طریق طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی به روش الگوریتم ژنتیک

مهرداد خسروی MSc

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران

سعید صالحی PhD

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران، ایران

مهدی حسینی‌آبادشاپوری PhD

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

مجتبی طالع‌زاری MSc

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران، ایران

محسن عابدی* PhD

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

چکیده

کاهش دمای آرایه‌های خورشیدی ماهواره به منظور افزایش بازده الکتریکی آنها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در این مطالعه با به کارگیری الگوریتم ژنتیک، روش نوینی برای طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی ماهواره‌ها ارائه شد. هدف از این بهینه‌سازی، تعدیل شرایط دمایی و طراحی حرارتی آرایه‌های خورشیدی برای یک ماهواره دارای نشانه‌روی خورشید در مدار پایین است. به منظور شبیه‌سازی حرارتی ماهواره از نرم‌افزارهای SINDA/FLUENT و Thermal Desktop استفاده شد. شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از نتایج تجربی مدل حرارتی ماهواره در محفظه خلأ، صحت‌سنجی شد و نشان داده شد که تحلیل‌های عددی می‌توانند نتایج قابل اعتمادی تولید نمایند. سپس با اعمال قواعد و قیود حاکم بر مساله، یک الگوریتم بهینه‌سازی نوشته شد. این الگوریتم به حل معادلات حاکم بر مساله به کمک حلگر می‌پردازد و نتایج را به عنوان خروجی گزارش می‌کند. بهینه‌سازی برای داغ‌ترین حالت ماهواره (زاویه $\beta = 90^\circ$) انجام و پس از انجام فرآیند بهینه‌سازی، پیکربندی بهینه لوله‌های حرارتی استخراج شد. در قسمت بررسی نتایج، سه حالت عدم استفاده از لوله‌های حرارتی، طراحی اولیه پیکربندی لوله‌های حرارتی و پیکربندی بهینه لوله‌های حرارتی مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته است. مشخص شد که طراحی بهینه به کمک الگوریتم ژنتیک می‌تواند تا 19°C دمای آرایه‌های خورشیدی را نسبت به حالتی که در آن از لوله‌های حرارتی استفاده نشده است، کاهش دهد. مشاهده شد که افزایش نسبت بازده الکتریکی سلول‌های خورشیدی حدود $10/4\%$ است. همچنین طراحی بهینه نسبت به طراحی اولیه، تا 10°C دمای آرایه‌های خورشیدی را کاهش می‌دهد. طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی می‌تواند باعث کاهش قابل توجه دمای اجزای داخلی ماهواره نیز شود.

کلیدواژه‌ها: ماهواره، لوله حرارتی، سلول خورشیدی، بازده، الگوریتم ژنتیک

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۱/۲۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۸/۱۳

*نویسنده مسئول: mo.abedi@isrc.ac.ir

۱- مقدمه

پس از این که اولین بار ناسا در اواسط قرن بیستم مطالعاتی به منظور استفاده از انرژی خورشیدی برای تامین توان ماهواره انجام داد^[1]، تا به امروز اکثر وسایل نقلیه مدرن فضایی، از سلول‌های خورشیدی به عنوان منبع اصلی انرژی برای به کارانداختن تجهیزات داخلی خود استفاده می‌کنند. یک ماهواره در حال گردش در مدار، نیاز به مقدار انرژی زیادی برای انجام فعالیت‌هایش دارد که انرژی خورشیدی می‌تواند یک روش مستقیم و مهم برای تامین آن باشد. آرایه خورشیدی دارای اجزای متفاوتی بوده که به طور معمول شامل یک پوشش شیشه‌ای، رزین سیلیکونی، سلول خورشیدی، کپتون، پوشش شیشه‌ای چسبنده و کامپوزیت لانه زنبوری آلومینیومی است. دلایل بسیاری وجود دارد که نشان

می‌دهد طراحی و کنترل حرارت آرایه خورشیدی امری لازم و ضروری است^[2]. به دلیل وجود مواد مختلف در آرایه خورشیدی، تغییر دما و انبساط حرارتی متفاوت می‌تواند باعث خرابی در آرایه شود. دمای بالا به خصوص در مواردی که توان تولیدی توسط آرایه خورشیدی زیاد باشد، به صورت قابل ملاحظه‌ای باعث کاهش عمر سلول‌های خورشیدی و کل مجموعه می‌شود^[3]. ضریب تبدیل انرژی الکتریکی سلول‌های خورشیدی استفاده شده در آرایه‌های خورشیدی به طور مستقیم تحت تاثیر دمای آرایه خورشیدی است^[4]. کاهش دمای آرایه خورشیدی باعث افزایش بازده الکتریکی آن می‌شود. مقدار افت بازده با افزایش دما به صورت تقریبی بین $0/25\%$ تا $0/5\%$ بر درجه سلسیوس بوده که به جنس سلول‌های خورشیدی وابسته است^[5].

بازده سلول‌های خورشیدی که به صورت نسبت انرژی الکتریکی خروجی از سلول به انرژی خورشیدی تابشی به آن تعریف می‌شود، به صورت خطی با دمای سلول کاهش پیدا می‌کند^[6]:

$$\eta_T = \eta_{T_{ref}} [1 - \beta_{ref}(T - T_{ref})] \quad (1)$$

در این رابطه $\eta_{T_{ref}}$ بازده الکتریکی سلول در دمای مرجع (T_{ref}) و β_{ref} ضریب دما یا کاهش نسبی بازده سلول به ازای افزایش یک واحد دمایی است. بنابراین واضح است که با کاهش دمای سلول‌های خورشیدی یک ماهواره می‌توان بازده سلول‌ها و در نتیجه توان تولیدی آرایه‌های خورشیدی آن را افزایش داد.

در سال‌های اخیر، روش‌های مختلفی برای کاهش حرارت آرایه‌های خورشیدی استفاده شده در سطح زمین پیشنهاد شده و توسعه یافته است. به منظور کاهش دمای آرایه خورشیدی نیاز به یک سیستم جداگانه است تا حرارت را به محیط اطراف منتقل کند. در این میان هزینه و همچنین نحوه نگهداری این سیستم باید مورد توجه قرار گیرد. به طور معمول دو نوع سیستم به منظور کاهش دمای آرایه‌های خورشیدی مورد استفاده قرار می‌گیرد. خنک‌کاری فعال با مصرف انرژی همراه است و خنک‌کاری غیرفعال با استفاده از روش‌های انتقال حرارت به صورت ذاتی می‌تواند باعث تخلیه حرارت شود^[7]. یکی از روش‌هایی که به تازگی و به عنوان یک فناوری نوین و امیدبخش به منظور خنک‌کاری آرایه خورشیدی مطرح شده، خنک‌کاری به کمک لوله حرارتی است^[8,9]. لوله حرارتی، لوله توخالی فلزی بوده که سطح داخلی آن به وسیله یک فویل متخلخل پوشیده شده و با یک سیال تر شده است که حرارت را در سیکل‌های متوالی بین ناحیه تبخیرکننده و چگالنده جابه‌جا می‌کند^[10].

گانگ و همکاران^[11] به بررسی یک سیستم فتوولتاییک حرارتی پرداختند که در آن حرارت آرایه خورشیدی به کمک تعدادی لوله حرارتی تخلیه می‌شود. آنها نشان دادند که بین تعداد لوله‌های حرارتی استفاده شده و بازده الکتریکی سلول‌های خورشیدی ارتباط وجود دارد. مساحت سطح آرایه حرارتی در این بررسی یک متر مربع بوده است. مرادقلی و همکاران^[12] از یک مجموعه لوله‌های حرارتی به منظور کاهش دمای سلول خورشیدی استفاده کردند. آنها قسمت چگالنده لوله‌های حرارتی را به منظور کاهش بیشتر دما درون محفظه‌هایی از آب قرار دادند و نتایج نشان داد که بدین وسیله می‌توان دمای آرایه خورشیدی را به میزان 13°C کاهش داد. همچنین میزان بازدهی الکتریکی به میزان 6% افزایش داشت.

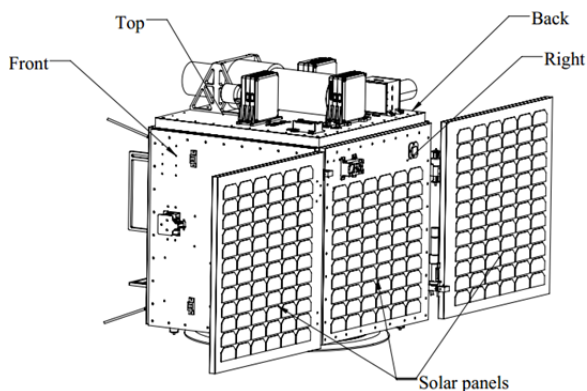
در عمده پژوهش‌های صورت گرفته به منظور طراحی حرارتی آرایه‌های خورشیدی، به بررسی کنترل حرارت این آرایه‌ها در کاربردهای زمینی پرداخته شده است، ولی با توجه به نقش پررنگ

کنترل و کاهش دما و افزایش بازده آرایه‌های خورشیدی استفاده‌شده در ماهواره احساس می‌شود. عمده پژوهش‌های صورت‌گرفته در این زمینه به‌منظور کاهش دمای آرایه‌های خورشیدی در کاربردهای زمینی صورت گرفته است. در این پژوهش روش نوینی برای طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی در ماهواره‌ها آرایه شده است. از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی پیکربندی لوله‌های حرارتی به‌دلیل تعدیل شرایط دمایی و طراحی حرارتی بهینه آرایه‌های خورشیدی، با هدف به‌کارگیری در یک ماهواره دارای سیستم نشانه‌روی خورشیدی استفاده شده است.

۲- مشخصات ماهواره و شرایط مداری

شکل ۱، شماتیک ماهواره مورد بررسی در این مطالعه و محل قرارگیری آرایه‌های خورشیدی آن را نمایش می‌دهد. این ماهواره در وضعیت نشانه‌روی خورشید است. به این معنی که همواره یک صفحه (آرایه‌های خورشیدی) به سمت خورشید و سایر صفحات در وضعیت سایه قرار می‌گیرند. همان گونه که در این شکل قابل مشاهده بوده، ماهواره دارای سه آرایه خورشیدی است که یک آرایه روی صفحه راست قرار دارد و دو آرایه دیگر هم به‌کمک اتصالات مکانیکی به این صفحه متصل شده‌اند. ضرایب جذب و صدور تشعشعی آرایه‌های خورشیدی به‌ترتیب ۰/۸۵ و ۰/۶۵ در نظر گرفته شده‌اند.

همان طور که قبلاً اشاره شد، هدف از این پژوهش آرایه یک طراحی بهینه برای چینش لوله‌های حرارتی در ماهواره به‌منظور کاهش دمای آرایه‌های خورشیدی و افزایش بازده آنها است. لوله‌های حرارتی، صفحه راست (که به‌دلیل وضعیت نشانه‌روی خورشیدی داغ‌ترین صفحه است) را به‌منظور دفع حرارت به سه صفحه کناری آن (صفحات روبه‌رو، پشت و بالا) متصل می‌کنند که در شکل ۱ به نمایش در آمده است.



شکل ۱) نمایش آرایه‌های خورشیدی ماهواره

به‌منظور انجام تحلیل حرارتی ابتدا باید شرایط ماهواره را براساس حرکت مداری و عملکرد آن تعیین نمود. مدار ماهواره از نوع پایین (LEO) بوده و ارتفاع آن از سطح زمین نیز ۵۰۰ کیلومتر در نظر گرفته شده است. این مدار دایروی شکل و مدت‌زمان یک دور گردش ماهواره، ۵۶۷۶/۹۸۵ است. میزان شار تابشی خورشید W/m^2 ۱۴۲۳ لحاظ شده است. به‌دلیل وضعیت نشانه‌روی ماهواره، زاویه تابش خورشید به وجوه ماهواره، همواره ثابت و مستقل از زاویه β (زاویه بین صفحه دوران ماهواره و شار خورشید) بوده، بنابراین تنها عامل تغییردهنده وضعیت خورشید نسبت به ماهواره پدیده کسوف (قرارگیری ماهواره در سایه زمین) است. لذا بدیهی

و حیاتی آرایه‌های خورشیدی در تامین انرژی ماهواره‌های در حال گردش در مدار زمین، نیاز به آرایه یک روش جدید و مفید برای کنترل حرارت آرایه‌های خورشیدی فضایی احساس می‌شود. افزایش دمای آرایه خورشیدی تامین‌کننده توان ماهواره، نه‌تنها باعث کاهش عملکرد و توان تولیدی سیستم می‌شود، بلکه باعث کاهش قابلیت اطمینان کل سیستم نیز می‌شود. همچنین قرارگرفتن دمای مجموعه در حدود تعیین‌شده برای تحقق کارکرد درست مجموعه سیستم تامین توان نیز مورد تاکید است. در برخی موارد افزایش دمای آرایه خورشیدی ماهواره علاوه بر کاهش عملکرد و قابلیت اطمینان سیستم می‌تواند عاملی برای تغییر شکل سازه شود.

افزایش بازده و در نتیجه توان تولیدی آرایه‌های خورشیدی ناشی از کاهش دمای سلول‌های خورشیدی، مزایای اقتصادی فراوانی را در پی دارد. از جمله این موارد نیاز به باتری کوچک‌تر در ماهواره است که باعث کاهش بودجه جرمی زیرسیستم توان ماهواره نیز می‌شود. همچنین با انتقال دما از نواحی داغ ماهواره به نواحی با دمای کمتر و تعدیل شرایط دمایی، نیاز به تجهیزاتی همچون گرم‌کن‌ها به‌منظور قرارگیری بخش‌های مختلف ماهواره در بازه دمایی مجاز کاری، کمتر شده که این مورد خود عاملی برای کاهش مصرف بودجه وزنی و توانی در بخش کنترل حرارت ماهواره می‌شود. با توجه به موارد ذکرشده، طراحی حرارتی صحیح علاوه بر تضمین کارکرد سلول‌های خورشیدی فضایی در محدوده قابل قبول بازده الکتریکی خود می‌تواند باعث افزایش توان تولیدی نیز شود^[13].

مطالعات مختلفی در زمینه تحلیل عملکرد لوله‌های حرارتی در کاربردهای فضایی انجام شده است. برای مثال نشان داده شده است که استفاده از نانوسیال می‌تواند به بهبود عملکرد لوله‌های حرارتی مورد استفاده در خنک‌کاری اجزای ماهواره بیانجامد^[14]. ساتو و همکاران^[15] با طراحی حرارتی یک سیستم هیبریدی جدید فتوولتائیک/ماکروویو برای سیستم تامین توان خورشیدی فضایی و مقایسه آن با یک آرایه خورشیدی رایج نشان دادند که با استفاده از این سیستم جدید می‌توان تا حدودی بر مشکلات ناشی از افزایش حرارت آرایه خورشیدی غلبه کرد. ساجی و همکاران^[16] به بررسی حرارتی یک ماهواره نیروگاه خورشیدی پرداختند. عملکرد این ماهواره، تبدیل انرژی خورشیدی در فضا به انرژی الکتریکی است. آنها متوجه شدند که این سیستم دارای مشکلات حرارتی بالایی است و استفاده از لوله حرارتی و رادیاتور می‌تواند دمای قطعات را تا $130^\circ C$ کاهش دهد.

استفاده از روش‌های فعال به‌منظور کنترل حرارت آرایه‌های خورشیدی در صورت امکان عملیاتی‌شدن، نیازمند مصرف توان اضافی است. با توجه به این نکته که در کاربردهای فضایی، همیشه محدودیت استفاده از توان وجود دارد، استفاده از روش‌های غیرفعال مقرون‌به‌صرفه‌تر است. به‌منظور طراحی حرارتی المان‌های یک وسیله فضایی می‌توان از روش‌های غیرفعال بهره برد. از جمله روش‌های غیرفعال کنترل حرارت، لوله حرارتی بوده که امروزه کاربرد فراوانی در کاربردهای فضایی همچون ماهواره‌ها پیدا کرده است. به‌دلیل اهمیت طراحی بهینه در تجهیزات فضایی، امروزه با بهره‌گیری از روش‌های عددی مانند الگوریتم ژنتیک با قابلیت جست‌وجوی قدرتمند در فضای پیچیده، وسیع و نامنظم، این نیاز تا حد زیادی برطرف شده است. به‌گونه‌ای که امروزه می‌توان با بهره‌گیری از روش مذکور، پارامترها و قواعد را به‌گونه‌ای تنظیم نمود که هدف از طراحی بهینه را به‌خوبی برآورده سازد.

با توجه به موارد ذکرشده، نیاز به طراحی یک سیستم به‌منظور

رابطه ۳ محاسبه می‌شود.

$$G_{ji} = \frac{1}{R_{ji}} = \frac{kA}{L} = kS \quad (۳)$$

k ضریب هدایت رسانایی، L فاصله بین گره‌های حرارتی و S ضریب شکل است. C معرف ظرفیت گرمایی و برابر با $C = \rho V C_p$ بوده که C_p ظرفیت گرمایی ویژه، ρ چگالی و V حجم گره است.

برای محاسبه ارتباط حرارتی تشعشعی ($\hat{G}_{ji}$) از آنالیز تبادل حرارت تشعشعی بین سطوح بسته استفاده می‌شود. زمانی که در یک محیط بسته دارای n صفحه، A_i و A_j مساحت دو صفحه دلخواه باشند، اگر تمام صفحات سیاه باشند، نرخ انرژی تشعشعی از دست‌رفته از صفحه A_j به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$q_j = E_j A_j - \sum_i^n F_{ij} E_i A_i \quad (۴)$$

F_{ij} ضریب دید به صورت کسری از تشعشع تعریف می‌شود که از A_i خارج و توسط A_j دریافت شد و E_j توان تشعشعی زامین صفحه است. برای صفحات خاکستری، کسری از تشعشع زامین صفحه که توسط A_j جذب می‌شود، همانند F_{ij} نیست. بنابراین ضریب جذب B_{ij} به عنوان کسری از نرخ تشعشع A_i تعریف می‌شود که توسط A_j جذب می‌شود. در این ضریب تمامی مسیرهایی که تشعشع خروجی از A_i می‌تواند به A_j برسد، لحاظ شده است. در نهایت q_j برای جسم خاکستری به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$q_j = E_j A_j - \sum_i^n B_{ij} E_i A_i \quad (۵)$$

انرژی مبادله شده بین دو صفحه A_i و A_j ، یعنی q_{ij} به کمک یک کمیت تبادل $\hat{F}_{ij}$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$q_{ij} = \hat{F}_{ij} A_i \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (۶)$$

بنابراین q_j می‌تواند به صورت مجموع q_{ij} محاسبه شود.

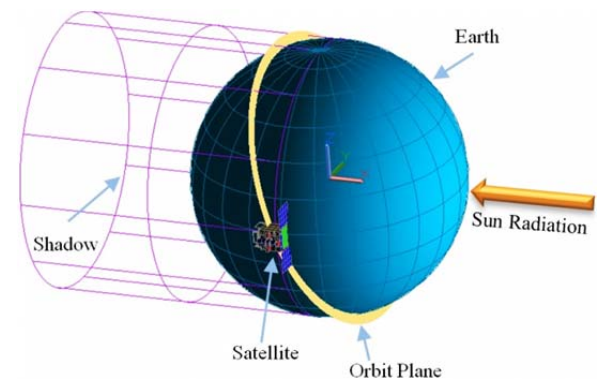
$$q_j = - \sum_i^n q_{ij} = \sum_i^n \hat{F}_{ij} A_i \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (۷)$$

اکنون می‌توان معادله ۵ را با توجه به این که $B_{ij} \varepsilon_i A_i = B_{ji} \varepsilon_j A_j$ ، به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned} q_j &= E_j A_j - \sum_i^n B_{ij} E_i A_i \\ &= E_j A_j \sum_i^n B_{ji} - \sum_i^n B_{ij} E_i A_i \\ &= \sum_i^n B_{ij} \varepsilon_i A_i \sigma (T_j^4 - T_i^4) \end{aligned} \quad (۸)$$

با مقایسه روابط با روابط ۷ و ۸ مشخص می‌شود که $\hat{F}_{ij} = B_{ij} \varepsilon_i$ است. از این رو ارتباط حرارتی تشعشعی در رابطه ۱ به صورت $\hat{G}_{ji} = \hat{F}_{ji} A_j \sigma = \varepsilon_i B_{ij} A_j \sigma$ تعریف می‌شود. ترم تشعشعی در رابطه ۱، $\hat{G}_{ji} (T_j^4 - T_i^4)$ را می‌توان به صورت $\hat{G}_{ji} (T_j^2 + T_i^2) (T_j + T_i) (T_j - T_i)$ خطی نمود. بنابراین می‌توان از مقاومت تشعشعی $\hat{R}_{ji}$ نشان داده شده در رابطه ۹، به جای $\hat{G}_{ji}$ بهره برد.

است که گرم‌ترین موقعیت ماهواره در زوایای β اتفاق می‌افتد که کمترین زمان کسوف را داشته باشد. از طرف دیگر، زمان کسوف با افزایش زاویه β کاهش پیدا می‌کند، به طوری که ماهواره در زوایای β بین 70° تا 90° درجه در حالت کسوف قرار نمی‌گیرد. با توجه به بررسی‌های اولیه صورت گرفته در این مطالعه، به دلیل بازتابش تشعشع خورشیدی از زمین، بحرانی‌ترین (داغ‌ترین) شرایط دمایی ماهواره در زاویه $\beta = 70^\circ$ رخ می‌دهد. از آنجایی که هدف اصلی از کاربرد لوله حرارتی، کاهش دمای آرایه‌های خورشیدی در وضعیتی است که ماهواره بالاترین میزان دمای کاری را تجربه می‌کند، بنابراین تمامی تحلیل‌های حرارتی مرتبط با بهینه‌سازی در $\beta = 70^\circ$ انجام شده است. شکل ۲ نحوه مدل‌سازی ماهواره در نرم‌افزار Thermal Desktop را به همراه شماتیک وضعیت قرارگیری آن در مدار برای حالت $\beta = 70^\circ$ نشان می‌دهد.



شکل ۲ شبیه‌سازی ماهواره تحت بررسی در نرم‌افزار Thermal Desktop و نمایش مدار گردش آن برای $\beta = 70^\circ$

۳- معادلات حاکم و روش حل عددی

در این پژوهش به منظور شبیه‌سازی و تحلیل حرارتی ماهواره از نرم‌افزارهای SINDA/FLUINT و Thermal Desktop استفاده شده است. ابتدا برای محاسبه تبادل شارهای حرارتی بین هر گره حرارتی ماهواره با خورشید، زمین و فضا، نسبت به زمان و همچنین محاسبه ضرایب دید تشعشعی کلیه گره‌ها نسبت به یکدیگر، ماهواره به طور کامل در نرم‌افزار Thermal Desktop مدل‌سازی شد. سپس محاسبات حرارتی ماهواره با استفاده از نرم‌افزار SINDA/FLUINT صورت گرفت. این نرم‌افزار به صورت کلی به عنوان یک حلگر حرارتی عمومی طراحی شده است که از شبکه مقاومت-خازن برای تحلیل سیستم‌های حرارتی بهره می‌گیرد. تحلیل‌های حرارتی در این حلگر با استفاده از حل معادله موازنه حرارت انجام می‌شود. این معادله برای یک گره دلخواه به صورت زیر قابل بیان است [17]:

$$(۲)$$

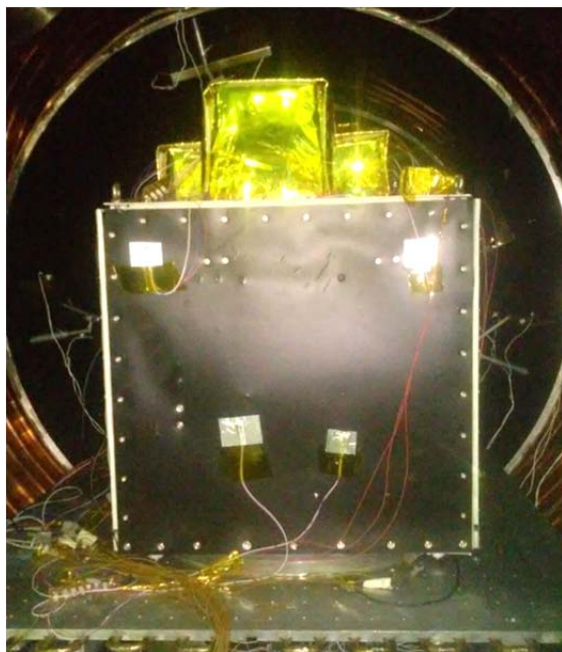
$$\frac{C_i}{\Delta t} (T_i^{n+1} + T_i^n) = Q_i + \sum_{j=1}^n [G_{ji} (T_j - T_i) + \hat{G}_{ji} (T_j^4 - T_i^4)]$$

در معادله ۲، T_i^n دمای گره i ام در زمان t ، T_i^{n+1} دمای گره i ام در زمان $t + \Delta t$ ، G_{ji} ارتباط حرارتی رسانایی بین گره حرارتی j و i ، $\hat{G}_{ji}$ ارتباط حرارتی تشعشعی بین گره حرارتی j و i ، C_i ظرفیت گرمایی گره حرارتی i و Q_i منبع حرارتی موجود در گره i ام است. ارتباط حرارتی رسانایی G_{ji} (یا مقاومت R_{ji}) در معادله ۲ از طریق

تمامی المان‌های موجود در مدل پروازی ماهواره با همان جرم و مشخصات هندسی، اما بدون عملکرد ساخته می‌شوند. در واقع برای هر قسمت از ماهواره یک مدل مصنوعی تولید می‌شود. برای شبیه‌سازی اتلاف‌های حرارتی هر ماژول نیز از گرم‌کنی استفاده می‌شود که توان و نحوه عملکرد آن مشابه توان اتلافی و عملکردی ماژول است. با استفاده از اتصال حسگرهای دمایی متعدد در نقاط مختلف مدل می‌توان تغییرات دمایی را در تمامی قسمت‌های ماهواره به‌صورت دقیق مشخص ساخت.

بعد از آماده‌شدن مدل، آزمون حرارتی در محفظه خلأ با توجه به سناریوی مشخص‌شده انجام می‌شود. برنامه آزمون مدل حرارتی براساس دمای یک حسگر است که به‌عنوان حسگر مرجع ارایه می‌شود. آزمون مدل حرارتی حدود ۳۰ ساعت به طول انجامیده است. در ابتدا دمای حسگر به 70°C می‌رسد و پس از پیاپاشدن در این دما تا دمای 20°C کاهش می‌یابد. شرط پایداری دما به‌گونه‌ای فرض شده است که تغییرات آن کمتر از 1°C بر ساعت باشد. فشار در مدت‌زمان آزمون نیز بایستی در حد 10^{-6} میلی‌بار نگه داشته شود و در تمام طول آزمون داده‌برداری انجام می‌شود. در این آزمون برای تایید صحت شبیه‌سازی، معیار اختلاف حداکثر 2°C بین نتایج شبیه‌سازی و آزمون در حالت پایا در نظر گرفته شده است. مدل حرارتی ماهواره مطابق با شکل ۴ در محفظه خلأ قرار داده شد. پس از اتمام آزمون با مقایسه نتایج شبیه‌سازی و نتایج آزمون مدل، تایید صحت شبیه‌سازی انجام می‌گیرد. نمودار ۱ مقایسه تغییرات دما نسبت به زمان برای المان مورد ماهواره را که داخل جعبه جی‌پی‌اس قرار دارد، نشان می‌دهد.

نمودار ۲، خطا نسبت به زمان را نمایش می‌دهد. همان گونه که در این نمودار مشخص بوده، همواره اختلاف بین نتایج شبیه‌سازی و آزمون در حالت پایا کمتر از 2°C است. عوامل متعددی در ایجاد این خطا نقش دارند. این عوامل را می‌توان به دو دسته خطاها یا عدم قطعیت‌های موجود در آزمایش‌های تجربی (مانند خطاهای اندازه‌گیری) و خطاهای موجود در محاسبات عددی (مانند خطای برشی، گردکردن و عدم قطعیت‌های خواص فیزیکی و اپتیک) تقسیم نمود.



شکل ۴) نمایش مدل حرارتی ماهواره در محفظه خلأ

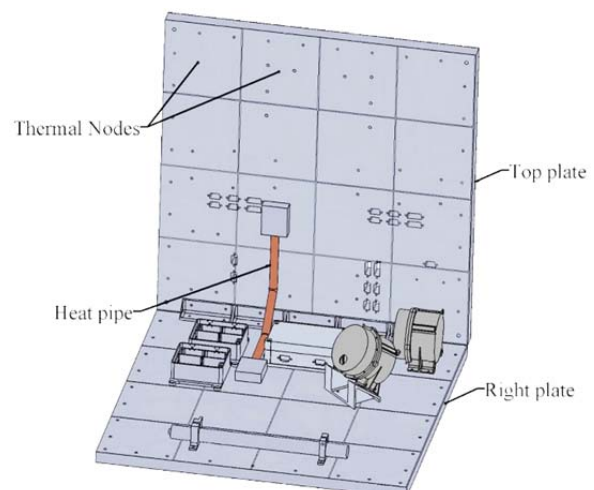
$$\bar{R}_{ji} = \frac{1}{\bar{G}_{ji}(T_j^2 + T_i^2)(T_j + T_i)} \quad (9)$$

بنابراین در مجموع می‌توان دید که برای حل معادله ۲ نیاز به محاسبه ضرایب B_{ij} بین گرہ‌ها است. در پژوهش حاضر برای محاسبه این ضرایب از نرم‌افزار Thermal Desktop بهره برده شده است. پس از محاسبه این ضرایب، نرم‌افزار SINDA/FLUINT با استفاده از معادله موازنه انرژی ۲، توزیع دمای تمامی گرہ‌ها نسبت به زمان را محاسبه می‌نماید.

در اینجا هر صفحه ماهواره به ۱۶ گرہ حرارتی هم‌اندازه تقسیم شده است. ابتدا یا انتهای لوله‌های حرارتی در مرکز هر یک از گرہ‌ها قرار می‌گیرد. همچنین کلیه المان‌ها و جعبه‌های داخلی ماهواره نیز به‌گونه‌ای تقسیم‌بندی شده‌اند که هر وجه آنها به‌عنوان یک گرہ مجزا در نظر گرفته شده است. شکل ۳ نحوه گرہ‌بندی صفحات راست و بالا را نشان می‌دهد. در این شکل دیده می‌شود که صفحات در هر راستا به ۴ قسمت مساوی (مجموعاً ۱۶ گرہ) تقسیم شده‌اند. سایر صفحات ماهواره نیز به‌طور مشابه گرہ‌بندی شده‌اند. همچنین برای نمونه، نحوه اتصال یک لوله حرارتی به این دو صفحه در این شکل نشان داده شده است. همان طور که دیده می‌شود، این لوله‌ها با استفاده از اتصالات فلزی به‌صورت کوپل حرارتی با پانل هستند.

شبیه‌سازی عملکرد لوله‌های حرارتی با بهره‌گیری از روش شبکه مقاومت معرفی‌شده توسط النصر و الحاجر [18] صورت گرفته است. از روش تفاضل محدود ضمنی مرتبه دو برای حل معادلات وابسته به زمان بهره گرفته شده است. حداکثر تعداد تکرار در هر بازه زمانی ۱۰۰۰۰ و اندازه هر بازه ۱۸ لحاظ شده است. به‌دلیل وجود شرایط گذرا در هر یک از تحلیل‌های صورت‌گرفته، ۱۰ دور گردش ماهواره در مدار در نظر گرفته و در نهایت تنها از نتایج مربوط به دور آخر برای گرفتن خروجی استفاده شد.

ضرایب دید و شارهای تابشی با استفاده از روش مونته-کارلو در نرم‌افزار Thermal Desktop محاسبه شده‌اند. برای این منظور ۵۰۰۰۰ اشعه از هر گرہ حرارتی، تابیده و با دنبال‌کردن مسیر این اشعه‌ها ضرایب B_{ij} محاسبه می‌شوند.

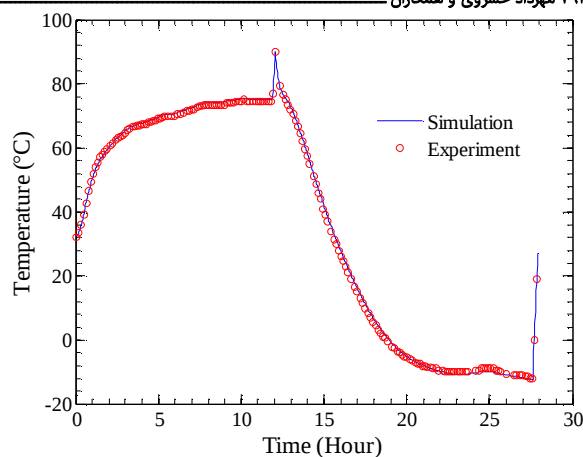


شکل ۳) شبکه‌بندی صفحات ماهواره به گرہ‌های حرارتی و نحوه اتصال لوله‌های حرارتی به این صفحات

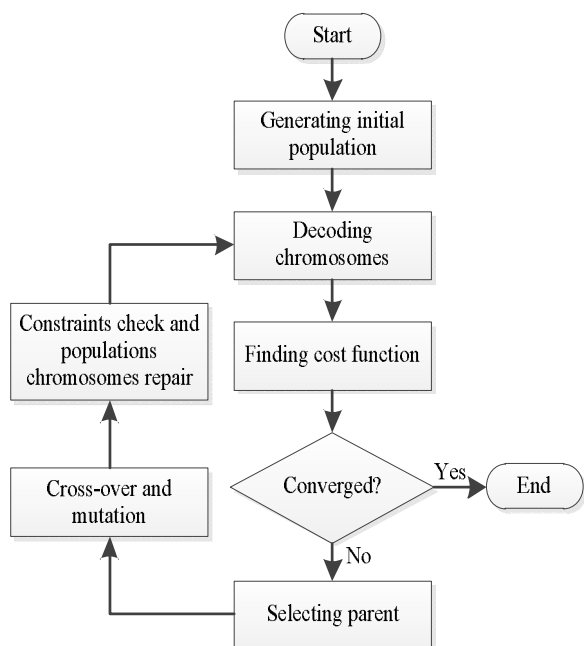
۴- صحنه‌گذاری شبیه‌سازی انجام‌گرفته

مدل حرارتی برای تایید طراحی حرارتی و صحنه‌گذاری شبیه‌سازی‌های انجام‌شده مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مدل

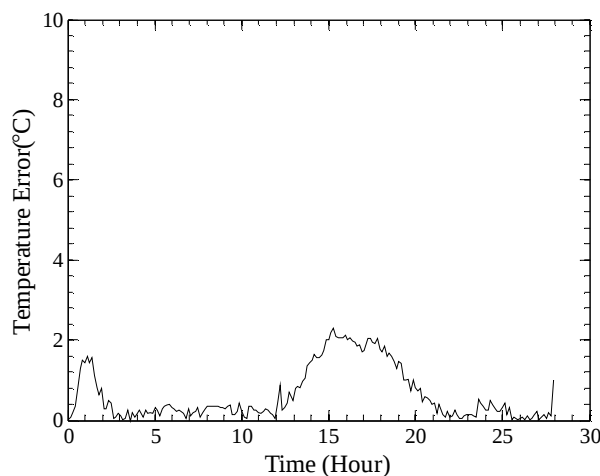
همان طور که قبلاً اشاره شد، ابتدا یا انتهای لوله‌های حرارتی در مرکز هر یک از گرہ‌ها قرار دارد. باید به این نکته توجه نمود که به دلیل وجود تجهیزات ماهواره‌ای، در برخی گرہ‌ها امکان قرارگیری لوله حرارتی وجود ندارد. در این مطالعه فرض شده است که در هر گرہ، حداکثر تا چهار لوله حرارتی می‌تواند قرار گیرد. همچنین تعداد کل لوله‌های حرارتی استفاده شده در پیکربندی می‌تواند حداکثر ۲۰ عدد باشد. تعداد و محل قرارگیری لوله‌های حرارتی (شماره گرہ‌هایی که دو سر لوله حرارتی روی آنها قرار دارد) و اتصالات حرارتی متناظر با هر لوله حرارتی به منظور حل معادلات حاکم به نرم‌افزار SINDA/FLUENT ارسال می‌شود. پس از حل این معادلات توسط حلگر، نتایج حاصل، دریافت و مقدار تغییرات دمای اجزای ماهواره، محاسبه و به الگوریتم ژنتیک گزارش می‌شود.



نمودار ۱) مقایسه بین اندازه‌گیری تجربی و عددی دمای المان بورد



شکل ۵) فلوچارت الگوریتم بهینه‌سازی استفاده شده



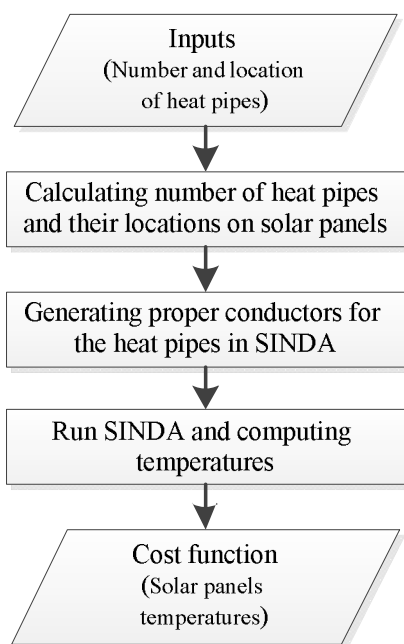
نمودار ۲) خطای موجود در نتایج عددی المان بورد

۵- بهینه‌سازی پیکربندی لوله‌های حرارتی با الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک، یک روش بهینه‌سازی الهام‌گرفته از طبیعت جاندار است که می‌توان در طبقه‌بندی‌ها از آن به عنوان یک روش عددی، جست‌وجوی مستقیم و تصادفی نام برد که مبتنی بر تکرار است. این روش می‌تواند به صورت ویژه برای مسایل چندهدفه و چندمتغیره مورد استفاده قرار گیرد [19]. این الگوریتم به طور موفقیت‌آمیزی در بسیاری از مسایل آزمایش شده است. برای مثال می‌توان به بهینه‌سازی سلول‌های خورشیدی [20, 21]، شکل پره‌ها [22]، بهینه‌سازی‌های آیرودینامیک [24] و غیره با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک اشاره کرد.

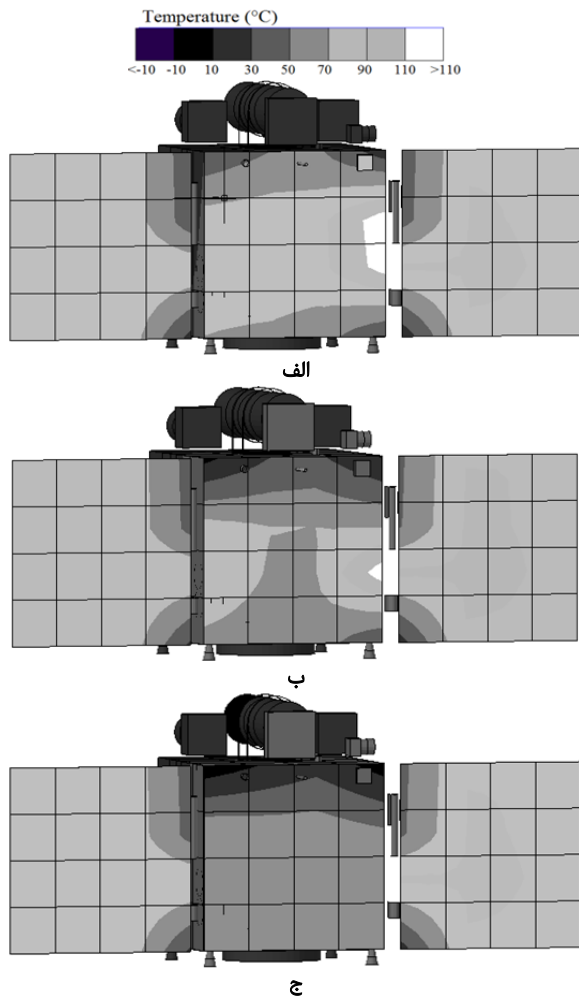
۵-۱- تابع هدف بهینه‌سازی و قیود طراحی

هدف از بهینه‌سازی، تعیین متغیرهای طراحی است، به گونه‌ای که تابع هدف کمینه یا بیشینه شود. همان گونه که توضیح داده شد، کمینه‌سازی دمای آرایه‌های خورشیدی ماهواره، خود می‌تواند باعث افزایش بازده، توان تولیدی و عمر سلول‌های خورشیدی شود. در این پژوهش از الگوریتم ژنتیک با هدف بهینه‌سازی پیکربندی لوله‌های حرارتی به منظور کمینه‌کردن دمای آرایه‌های خورشیدی بهره برده شد. شکل ۵، فلوچارت الگوریتم ژنتیک استفاده شده برای بهینه‌سازی و شکل ۶، فلوچارت محاسبه تابع هدف بهینه‌سازی را نمایش می‌دهد. الگوریتم محاسبه تابع هدف به صورتی نوشته شده که تعداد لوله‌های حرارتی، محل ابتدا و انتهای هر لوله را به عنوان ورودی دریافت نموده است و پس از انجام محاسبات، دمای آرایه‌های خورشیدی را به عنوان خروجی گزارش می‌نماید.



شکل ۶) فلوچارت محاسبه تابع هزینه

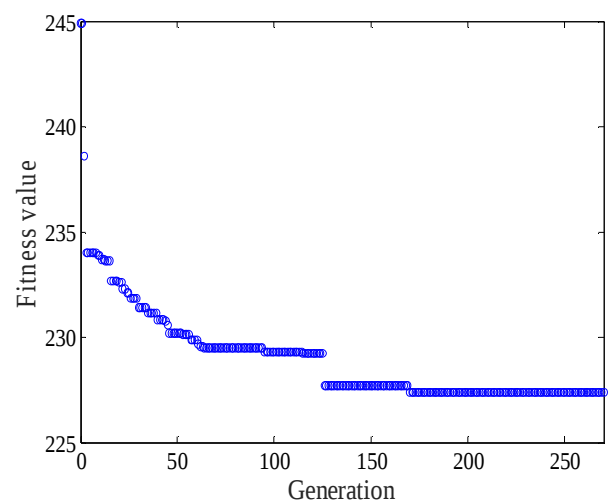
پس از تکمیل فرآیند بهینه‌یابی به‌منظور کمینه‌سازی دمای آرایه‌های خورشیدی، چینش بهینه لوله‌های حرارتی روی صفحه راست مشخص می‌شود. در نمودار ۳، تعداد نسل‌های ایجادشده توسط الگوریتم ژنتیک و مقدار تابع هزینه نشان داده شده است. به‌منظور انجام فرآیند بهینه‌سازی توسط الگوریتم ژنتیک، تعداد جمعیت ۱۰۰ در نظر گرفته شد و تا رسیدن به پاسخ بهینه در مجموع ۲۷۰ نسل توسط الگوریتم ایجاد شد. بنابراین در مجموع ۲۱۶۰۰ مرتبه، تابع هدف توسط نرم‌افزار SINDA/FLUINT محاسبه شده است. از آنجایی که زمان انجام یک تحلیل حرارتی بهینه‌سازی، ۵۸ ثانیه بوده، زمان کلی محاسباتی برای انجام فرآیند بهینه‌سازی حدود ۳۴۸ ساعت (معادل ۱۴/۵ روز) است.



شکل ۷) کانتورهای دمایی آرایه‌های خورشیدی ماهواره؛ الف) بدون استفاده از لوله حرارتی، ب) پیکربندی اولیه لوله حرارتی، ج) پیکربندی بهینه لوله حرارتی

۶-۲ بررسی تاثیر طراحی بهینه بر دمای اجزای ماهواره

استفاده از چینش بهینه لوله‌های حرارتی، علاوه بر کاهش دمای آرایه خورشیدی باعث کاهش دمای اجزای داخلی و همچنین تعدیل شرایط دمایی ماهواره می‌شود. به‌منظور بررسی بیشتر این موضوع، سطوح هم‌تراز دمایی اجزای داخلی ماهواره در شکل ۸ نمایش داده شده است. شکل ۸-الف کانتور دمایی اجزای داخلی ماهواره را در حالتی نمایش می‌دهد که هیچ لوله حرارتی استفاده نشده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، دمای اجزای داخلی ماهواره متصل به صفحه آرایه خورشیدی (صفحه راست) بیش از 70°C است. شکل ۸-ب کانتور دمایی اجزای داخلی ماهواره با یک چینش پیشنهادی از لوله‌های حرارتی را نمایش می‌دهد. استفاده از چینش پیشنهادی باعث کاهش دمای قطعات در مقایسه با حالت قبل شده است، به‌صورتی که دمای قطعات متصل به صفحه راست در بازه 70°C تا 50°C قرار دارند. شکل ۸-ج، کانتور دمایی اجزای داخلی ماهواره با حرارتی با پیکربندی بهینه‌ای از لوله‌های حرارتی را نشان می‌دهد. در این شکل مشاهده می‌شود که دمای قطعات داخلی در ارتباط با صفحه راست، کاهش قابل توجهی نسبت به حالت الف داشته و دمای تمامی این قطعات به کمتر از 70°C کاهش یافته است. با مقایسه حالت طراحی بهینه نسبت به یک چینش پیشنهادی مشخص می‌شود که در حالت



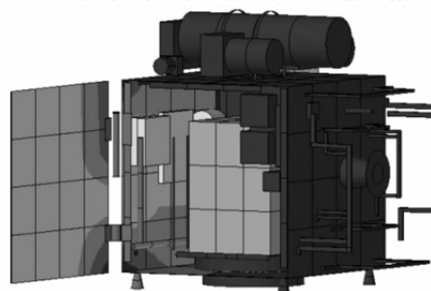
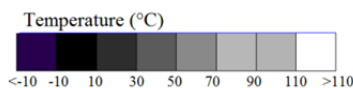
نمودار ۳) همگرایی الگوریتم ژنتیک

۶-۱ بررسی دمای آرایه‌های خورشیدی

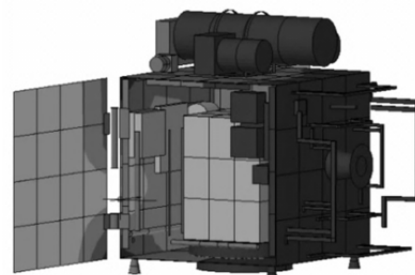
شکل ۷ کانتورهای دمای ماهواره در سه حالت مختلف عدم استفاده از لوله حرارتی، یک چینش اولیه از لوله‌های حرارتی و پیکربندی بهینه‌شده لوله حرارتی با کمک الگوریتم ژنتیک را نمایش می‌دهد. همان‌گونه که انتظار می‌رود، به‌دلیل وجود سیستم نشانه روی خورشید، بحرانی‌ترین صفحه ماهواره، آرایه‌های خورشیدی است.

شکل ۷-الف دمای نقاط مختلف ماهواره را در حالتی نمایش می‌دهد که هیچ لوله حرارتی استفاده نشده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در این حالت ناحیه‌ای با دمای بالای 90°C روی آرایه میانی وجود دارد. شکل ۷-ب وضعیتی را نشان می‌دهد که در آن آرایه خورشیدی میانی از طریق لوله‌های حرارتی با یک چینش اولیه، به صفحات جانبی متصل شده است. همان‌گونه که شکل ۷-ب نشان می‌دهد، بهره‌گیری از لوله حرارتی باعث کاهش قابل توجه دما روی آرایه خورشیدی میانی شده و سطح ناحیه با دمای بالای 90°C به کمتر از ۵۰٪ کاهش یافته است. شکل ۷-ج، نتایج حاصل از بهینه‌سازی را نمایش می‌دهد. در این شکل به‌خوبی مشخص بوده که طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی باعث حذف کامل ناحیه با دمای بالای 90°C شده است. همچنین دمای تمامی نقاط آرایه خورشیدی میانی به زیر 70°C کاهش یافته است. با توجه به این نکته که مقدار افت بازده الکتریکی آرایه‌های خورشیدی با افزایش دما به‌صورت تقریبی بین ۰/۵ تا ۰/۲۵٪ بر درجه سلسیوس است، استفاده از لوله‌های حرارتی باعث ارتقای

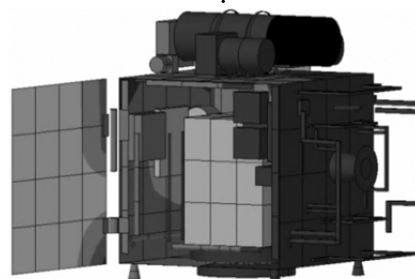
بهینه، دمای برخی قطعات داخلی ماهواره به زیر دمای 5°C کاهش یافته است.



الف



ب

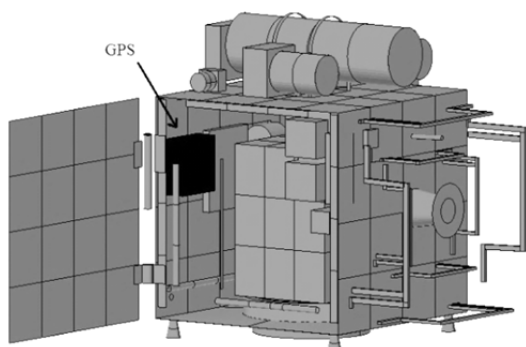


ج

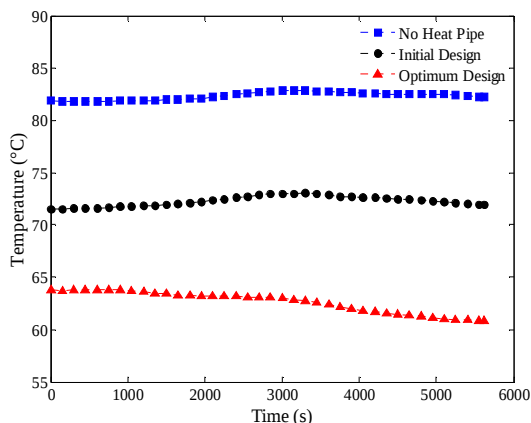
شکل ۸) کانتورهای دمایی اجزای ماهواره: الف) بدون استفاده از لوله حرارتی، ب) پیکربندی اولیه لوله حرارتی، ج) پیکربندی بهینه لوله حرارتی

الکتریکی سلول‌های صفحه راست ماهواره به بازده آن در دمای مرجع در یک دور چرخش ماهواره برای $\beta=70^{\circ}$ را آرایه می‌دهد. این نسبت برای حالت طراحی اولیه و بهینه به طرز قابل توجهی افزایش داشته است. می‌توان دید که در حالت طراحی اولیه و بهینه نسبت $\eta_T/\eta_{T_{ref}}$ به‌طور متوسط به‌ترتیب حدود $5/4$ و $10/6\%$ افزایش داشته است.

به‌منظور بررسی اثر استفاده از لوله‌های حرارتی روی اجزای داخلی ماهواره، دمای قطعه جی‌پی‌اس قرارگرفته روی صفحه راست همانند مورد قبل در سه حالت مختلف عدم استفاده از لوله حرارتی، یک چینش اولیه از لوله‌های حرارتی و پیکربندی بهینه‌شده لوله حرارتی با کمک الگوریتم ژنتیک مورد بررسی قرار گرفت. شکل ۹ محل قرارگیری این قطعه روی سطح داخلی صفحه راست را نشان می‌دهد. دمای جی‌پی‌اس در سه حالت مختلف اشاره‌شده در نمودار ۶ نمایش داده شده است. در حالت عدم استفاده از لوله‌های حرارتی و طراحی اولیه، دما در پایان یک دور چرخش به دور زمین به‌ترتیب حدود 76°C و 52°C است. همچنین در حالت طراحی، بهینه دما 45°C است. بررسی دما روی این قطعه نشان می‌دهد که طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی باعث کاهش دما حداکثر تا 31°C و حداقل 27°C نسبت به عدم وجود لوله حرارتی در مدت‌زمان یک دور چرخش ماهواره به دور زمین می‌شود. میزان کاهش دمای حالت بهینه نسبت به طراحی اولیه، حداکثر تا 10°C و حداقل $2/5^{\circ}\text{C}$ است. این امر حاکی از آن است که طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی متصل به آرایه‌های خورشیدی با کمک الگوریتم ژنتیک، علاوه بر کاهش دمای آرایه‌ها می‌تواند باعث کاهش قابل توجه دما و تعدیل شرایط حرارتی اجزای داخلی ماهواره نیز شود.



شکل ۹) جانمایی جعبه جی‌پی‌اس روی صفحه راست ماهواره

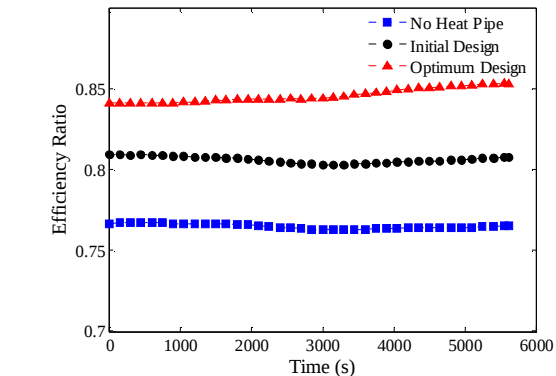
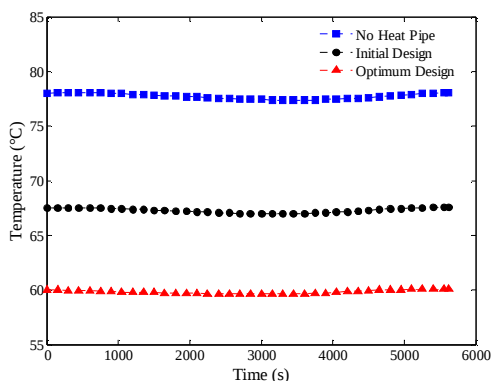


نمودار ۴) تغییرات دمای آرایه خورشیدی صفحه‌ای راست در یک دور چرخش ماهواره برای $\beta=70^{\circ}$

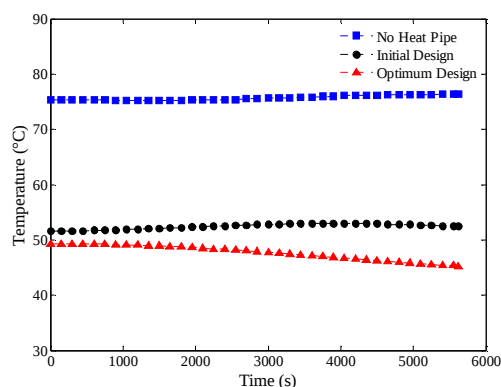
نمودار ۴ دمای میانگین المان‌های آرایه خورشیدی ماهواره بر حسب زمان در یک دور چرخش مداری، عدم استفاده از لوله حرارتی، یک چینش اولیه از لوله‌های حرارتی و پیکربندی بهینه‌شده لوله حرارتی را نمایش می‌دهد. همان‌طور که در نمودار ۴ مشخص بوده، در حالتی که هیچ لوله حرارتی استفاده نشده، دمای میانگین آرایه حدود 82°C است. این دما در حالت طراحی اولیه به میزان 10°C کاهش یافته و به حدود 72°C رسیده و در حالت طراحی بهینه، دمای آرایه خورشیدی به 63°C رسیده است که کاهش قابل توجهی در دمای آرایه نسبت به دو حالت دیگر را نشان می‌دهد. این کاهش دما نسبت به طراحی اولیه و زمانی که هیچ لوله حرارتی مورد استفاده قرار نمی‌گیرد، به‌ترتیب حدود 19°C و 9°C است.

همان‌طور که قبلاً نیز اشاره شد، کاهش دمای سلول‌های خورشیدی منجر به افزایش بازده الکتریکی آنها می‌شود. رابطه ۱ تغییرات بازده سلول‌ها را به دما وابسته می‌نماید. با درنظرگرفتن $T_{ref} = 25^{\circ}\text{C}$ و $\beta_{ref} = 0.0041^{\circ}\text{C}^{-1}$ [6] می‌توان تغییرات بازده سلول‌ها را به دست آورد. نمودار ۵ تغییرات نسبت بازده

اولیه و عدم استفاده از لوله حرارتی به ترتیب حدود ۸ و ۱۸°C کم شده است. نمودار ۷- چ میانگین دمای آرایه خورشیدی را در زاویه $\beta=0^\circ$ نمایش می‌دهد. در این زاویه نیز به دلیل ورود ماهواره به ناحیه کسوف، دمای آرایه دارای نوسان است. در حالت عدم استفاده از لوله حرارتی دما در بازه ۱۱/۵ تا ۷۲/۵°C نوسان می‌کند. در حالت طراحی اولیه دما در ناحیه گرم به‌طور متوسط به میزان ۱۰°C کاهش یافته و در حالت طراحی بهینه، این کاهش دما نسبت به دو حالت طراحی اولیه و عدم استفاده از لوله حرارتی به ترتیب در حدود ۸ و ۱۸°C است. با مقایسه اثرگذاری طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی و عدم استفاده از لوله‌های حرارتی بر میزان کاهش دمای آرایه خورشیدی در زوایای β مختلف مشخص شد که بیشترین اثرگذاری لوله‌های حرارتی در زاویه $\beta=70^\circ$ بوده و در این حالت میزان کاهش دمای آرایه خورشیدی ۱۹°C بوده و با توجه به این نکته که بهینه‌سازی برای زاویه $\beta=70^\circ$ صورت گرفته، این مورد قابل درک است. کمترین میزان کاهش دمای آرایه خورشیدی به‌وسیله پیکربندی بهینه لوله‌های حرارتی، در زوایای β مختلف، ۱۷°C بوده و در $\beta=35^\circ$ رخ داده است.



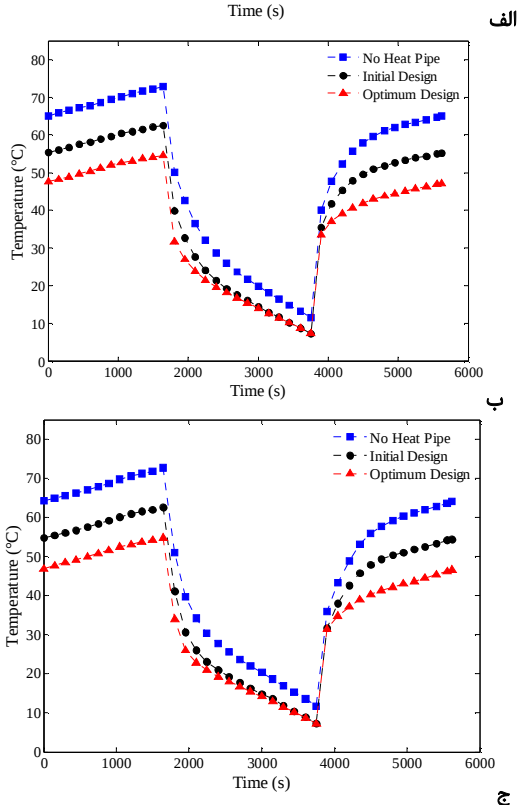
نمودار ۵) تغییرات نسبت بازده $(\eta_T/\eta_{T_{ref}})$ سلول‌های خورشیدی صفحه راست در یک دور چرخش ماهواره برای $\beta=70^\circ$



نمودار ۶) تغییرات دمای جعبه جی‌پی‌اس در یک دور چرخش ماهواره برای $\beta=70^\circ$

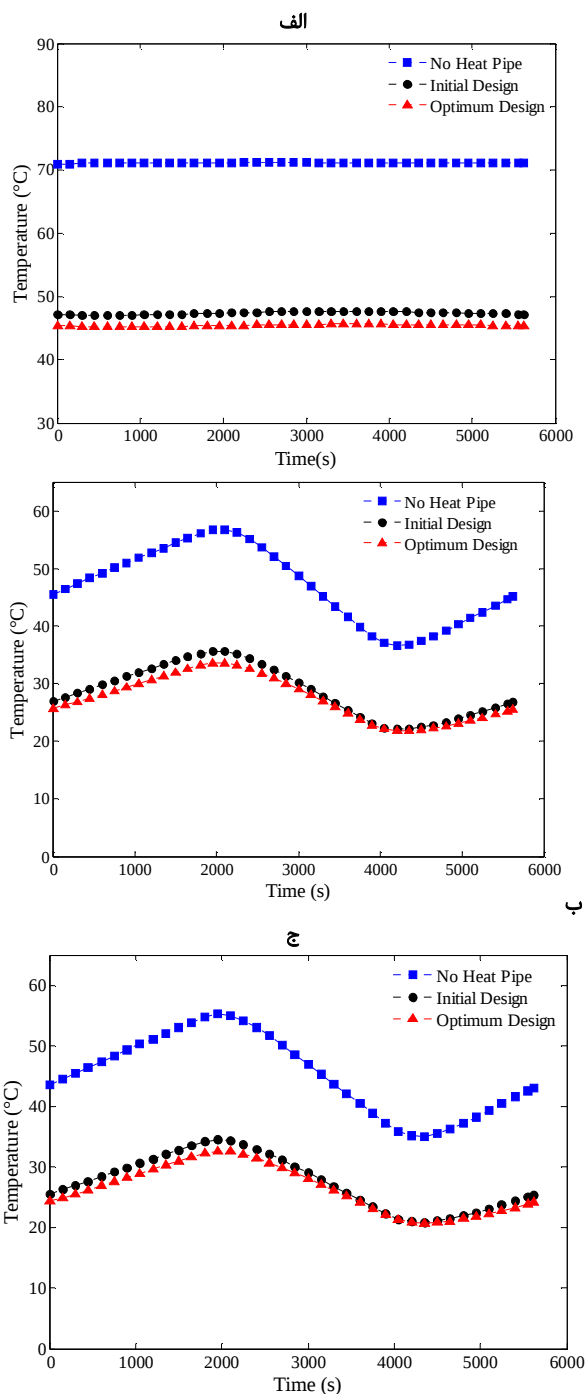
۳-۶ بررسی دمای آرایه خورشیدی در زوایای β مختلف

همان گونه که در بخش‌های پیشین توضیح داده شد، بحرانی‌ترین شرایط دمایی ماهواره در $\beta=70^\circ$ رخ می‌دهد. همچنین ماهواره در زوایای ۷۰ تا ۹۰° در کسوف قرار نمی‌گیرد. به‌منظور بررسی اثرگذاری طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی، در زوایای β غیر از ۷۰°، تحلیل حرارتی ماهواره در زوایای $\beta = 0, 35, 90^\circ$ نیز صورت گرفت. نمودار ۷ میانگین دمای آرایه خورشیدی صفحه راست بر حسب زمان در یک دور چرخش ماهواره در زوایای β مختلف را نمایش می‌دهد. نمودار ۷- الف مربوط به زاویه $\beta=90^\circ$ است. در حالت عدم استفاده از لوله حرارتی، دمای آرایه خورشیدی ۷۸°C است و در حالت طراحی اولیه، کاهش دما به میزان ۹/۵°C نسبت به قبل مشاهده می‌شود. در حالت طراحی بهینه، کاهش دما به میزان ۱۷ و ۷/۵°C به ترتیب نسبت به حالت عدم استفاده از لوله حرارتی و طراحی اولیه اتفاق افتاده است. نمودار ۷- ب میانگین دمای آرایه خورشیدی در زاویه $\beta=35^\circ$ را نمایش می‌دهد. میانگین دمای آرایه خورشیدی به دلیل ورود ماهواره به ناحیه کسوف در این زاویه، دارای نوسان است. در حالت عدم استفاده از لوله‌های حرارتی، دمای آرایه در بازه ۱۲ تا ۷۳°C نوسان می‌کند. باید به این نکته توجه شود که لوله‌های حرارتی به‌منظور کاهش دمای آرایه‌های خورشیدی هنگامی که ماهواره در ناحیه گرم قرار دارند، مورد استفاده قرار گرفته است و هنگامی که ماهواره در ناحیه کسوف بوده و دارای دمای پایین است، میزان تاثیر لوله‌های حرارتی از اهمیت چندانی برخوردار نیست. در حالت طراحی اولیه، دما در ناحیه گرم به‌طور متوسط به میزان ۱۰°C کاهش یافته و برای حالت طراحی بهینه، دمای آرایه خورشیدی در حالت گرم نسبت به دو حالت طراحی



نمودار ۷) تغییرات دمای آرایه خورشیدی صفحه راست در یک دور چرخش ماهواره در زوایای مختلف β : الف) $\beta=90^\circ$ ، ب) $\beta=35^\circ$ ، ج) $\beta=0^\circ$

یافته و در حالت طراحی بهینه، کاهش دما نسبت به دو حالت طراحی اولیه و عدم استفاده از لوله حرارتی به ترتیب حدود ۱۹ و ۱/۵°C است. نمودار ۹- ج میانگین دمای قطعه جی‌پی‌اس در زاویه $\beta = 0^\circ$ را نشان داده است. تغییرات دما در زوایای $\beta = 0^\circ$ تا 55°C است. در حالت عدم استفاده از لوله حرارتی دما در بازه ۳۵ تا 55°C نوسان می‌کند. در حالت طراحی اولیه، دما به‌طور متوسط به میزان 17°C کاهش یافته و در حالت طراحی بهینه که طراحی به‌کمک بهینه‌سازی صورت گرفته، دما نسبت به دو حالت طراحی اولیه و عدم استفاده از لوله حرارتی به ترتیب حدود ۱/۳ و $18/3^\circ\text{C}$ کاهش یافته است.

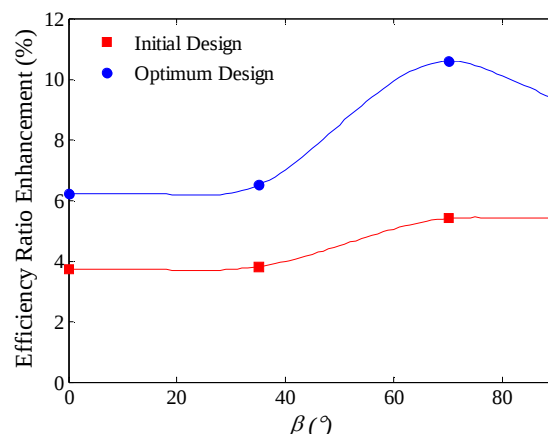


نمودار ۹) تغییرات دمای آرایه جعبه جی‌پی‌اس در یک دور چرخش ماهواره در زوایای مختلف β : الف) $\beta = 90^\circ$ ، ب) $\beta = 35^\circ$ ، ج) $\beta = 0^\circ$

در اینجا نیز با استفاده از رابطه ۱ به بررسی اثر استفاده از لوله‌های حرارتی در دو حالت طراحی اولیه و بهینه، بر میزان افزایش بازده الکتریکی سلول‌های متوسط خورشیدی ($\bar{\eta}$) نسبت به حالت بدون لوله حرارتی ($\bar{\eta}_{NHP}$) پرداخته شده است. نمودار ۸ میزان افزایش بازده متوسط $(\bar{\eta} - \bar{\eta}_{NHP}) / \bar{\eta}_{NHP} \times 100$ در زوایای مختلف β را آرایه می‌کند. لازم به ذکر است که بازده متوسط از رابطه زیر محاسبه شده است.

$$\bar{\eta} = \frac{1}{T} \int_0^T \eta(t) dt \quad (10)$$

با افزایش زاویه β از صفر تا 70° ، میزان اثرگذاری استفاده از طراحی اولیه چپ‌نشین لوله‌های حرارتی و طراحی بهینه پیکربندی آنها بیشتر شده است. با افزایش زاویه β از 70° تا 90° این میزان اثرگذاری کاهش یافته است. دلیل این امر را این گونه می‌توان بیان نمود که داغ‌ترین وضعیت ماهواره در زاویه $\beta = 70^\circ$ رخ می‌دهد و طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی نیز در این زاویه صورت گرفته است. واضح است که اثرگذاری پیکربندی بهینه در زاویه $\beta = 70^\circ$ بیشتر از دیگر زوایا باشد.



نمودار ۸) میزان افزایش بازده متوسط $(\bar{\eta} - \bar{\eta}_{NHP}) / \bar{\eta}_{NHP} \times 100$ سلول‌های خورشیدی صفحه راست در زوایای β مختلف

۴-۶ بررسی دمای جعبه جی‌پی‌اس در زوایای مختلف β

به‌منظور بررسی بیشتر اثرگذاری طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی، علاوه بر $\beta = 70^\circ$ ، بررسی دمایی قطعه جی‌پی‌اس ماهواره در زوایای $0^\circ, 35^\circ, 90^\circ$ نیز صورت گرفت. نمودار ۹، میانگین دمای قطعه جی‌پی‌اس بر حسب زمان در یک دور چرخش ماهواره را در زوایای β مختلف نمایش می‌دهد. نمودار ۹- الف میانگین دمای قطعه جی‌پی‌اس در زاویه $\beta = 90^\circ$ را نشان داده است. همان گونه که مشاهده می‌شود، در حالت عدم استفاده از لوله حرارتی، دما 71°C است. دما در حالت‌های طراحی اولیه و طراحی بهینه نیز به ترتیب 47°C و 45°C است. نتایج حاصل در زاویه $\beta = 90^\circ$ حاکی از آن است که طراحی بهینه باعث کاهش دما به میزان 26°C نسبت به حالت عدم استفاده از لوله حرارتی و 2°C نسبت به حالت طراحی اولیه می‌شود. نمودار ۹- ب میانگین دمای قطعه جی‌پی‌اس در $\beta = 35^\circ$ را نمایش می‌دهد. در این زاویه با ورود ماهواره به ناحیه کسوف، دما دارای نوسان است. دمای قطعه جی‌پی‌اس در حالت عدم استفاده از لوله حرارتی بین بازه دمایی 36°C تا 56°C نوسان می‌کند. در حالت طراحی اولیه، دما به‌طور متوسط به میزان 17°C کاهش

منابع

- 1- Sasaki S, Tanaka K, Higuchi K, Okuizumi N, Kawasaki Sh, Shinohara N, et al. A new concept of solar power satellite: Tethered-SPS. *Acta Astronautica*. 2007;60(3):153-165.
- 2- Habraken S, Defise JM, Collette JP, Rochus P, D'Odemont PA, Hogge M. Space solar arrays and concentrators. *Acta Astronautica*. 2001;48(5-12):421-429.
- 3- Makki A, Omer S, Sabir H. Advancements in hybrid photovoltaic systems for enhanced solar cells performance. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2015;41:658-684.
- 4- Ceylan I, Gürel AE, Demircan H, Aksu B. Cooling of a photovoltaic module with temperature controlled solar collector. *Energy and Buildings*. 2014;72:96-101.
- 5- Vaz CC, Miranda LCM, Perondi LF. Thermo-optical design analysis of space satellite solar arrays. 1st World Conference on Photovoltaic Energy Conversion-WCPEC (A Joint Conference of PVSC, PVSEC and PSEC), 5-9 December, 1994, Waikoloa, HI, USA. Piscataway: IEEE; 1994. p. 2045-2048.
- 6- Evans DL, Florschuetz LW. Cost studies on terrestrial photovoltaic power systems with sunlight concentration. *Solar Energy*. 1977;19(3):255-262.
- 7- Grubišić-Čabo F, Nižetić S, Giuseppe Marco T. Photovoltaic panels: A review of the cooling techniques. *Transactions of FAMENA*. 2016;40(1):63-74.
- 8- Akbarzadeh A, Wadowski T. Heat pipe-based cooling systems for photovoltaic cells under concentrated solar radiation. *Applied Thermal Engineering*. 1996;16(1):81-87.
- 9- Lee DI, Baek SW. Development of a heating system using CPV technology and heat pipes. *Environmental Progress and Sustainable Energy*. 2015;34(4):1197-1207.
- 10- Jakhar S, Soni MS, Gakkhar N. Historical and recent development of concentrating photovoltaic cooling technologies. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2016;60:41-59.
- 11- Gang P, Huide F, Huijuan Z, Jie J. Performance study and parametric analysis of a novel heat pipe PV/T system. *Energy*. 2012;37(1):384-395.
- 12- Moradgholi M, Nowee SM, Abrishamchi I. Application of heat pipe in an experimental investigation on a novel photovoltaic/thermal (PV/T) system. *Solar Energy*. 2014;107:82-88.
- 13- Sato D, Yamada N, Tanaka K. Thermal design of photovoltaic/microwave conversion hybrid panel for space solar power system. *IEEE Journal of Photovoltaics*. 2017;7(1):374-382.
- 14- Mashaei PR, Shahryari M, Madani S. Analytical study of multiple evaporator heat pipe with nanofluid; A smart material for satellite equipment cooling application. *Aerospace Science and Technology*. 2016;59:112-121.
- 15- Sato D, Yamada N, Tanaka K. Thermal characterization of hybrid photovoltaic module for the conversion of sunlight into microwave in solar power satellite. 42nd Photovoltaic Specialist Conference (PVSC), 14-19 June, 2015, New Orleans, LA, USA. Piscataway: IEEE; 2015.
- 16- Sacchi E, Cassisa G, Gottero M. Solar power satellite thermal control approach. The 4th International Conference on Solar Power from Space-SPS '04, together with The 5th International Conference on Wireless Power Transmission-WPT 5 (ESA SP-567), 30 June-2 July, 2004,

۷- نتیجه‌گیری

امروزه استفاده از لوله‌های حرارتی به‌منظور تعدیل دمای آرایه‌های خورشیدی و افزایش بازده الکتریکی آنها به‌عنوان یک راهکار نوین و امیدبخش برای کنترل حرارت تجهیزات فضایی مطرح است. در این پژوهش برای اولین بار با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک، طراحی پیکربندی لوله‌های حرارتی متصل به آرایه خورشیدی یک ماهواره با نشانه‌روی خورشیدی در مدار پایین انجام شد. به‌صورت مختصر نتایج حاصل از این پژوهش به‌شکل زیر قابل بیان است:

۱- در ابتدای این مطالعه، مدل حرارتی از ماهواره ساخته شد و در شرایط خلأ مورد آزمون قرار گرفت. سپس همین مدل با شرایط آزمایشگاه در نرم‌افزارهای SINDA/FLUINT و Thermal Desktop، شبیه‌سازی و نتایج حاصل با نتایج تجربی مقایسه شد. براساس این مقایسه‌ها و با توجه به معیار تعریف‌شده برای اختلاف دمای ۲°C بین نتایج آزمون و شبیه‌سازی، صحت شبیه‌سازی‌ها تایید شد.

۲- با توجه به اهمیت فراوان طراحی بهینه در تجهیزات فضایی، الگوریتم ژنتیک به‌عنوان یک ابزار بهینه‌سازی قدرتمند می‌تواند برای طراحی بهینه المان‌های حرارتی ماهواره استفاده شود.

۳- یک طراحی اولیه از پیکربندی لوله‌های حرارتی متصل به آرایه‌های خورشیدی نسبت به عدم استفاده لوله حرارتی باعث کاهش دمای آرایه خورشیدی به میزان ۱۰°C می‌شود. میزان افزایش نسبت بازده $(\eta_T - \eta_{T_{ref}}) / \eta_{T_{ref}} \times 100$ در این حالت ۵/۴٪ بوده است.

۴- طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی متصل به آرایه خورشیدی، نسبت به یک طراحی اولیه از پیکربندی لوله‌های حرارتی و همچنین نسبت به حالتی که هیچ لوله حرارتی مورد استفاده قرار نگیرد، به‌ترتیب ۹ و ۱۹°C کاهش دمای آرایه خورشیدی را نشان می‌دهد. مقدار افزایش نسبت بازده طراحی بهینه نیز ۱۰/۴٪ به دست آمد.

۵- بررسی دمای قطعات داخلی ماهواره نشان داد که با طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی متصل به آرایه‌های خورشیدی، علاوه بر کاهش دمای آرایه‌ها، دمای این قطعات نیز به طرز قابل توجهی کاهش می‌یابد.

۶- فرآیند بهینه‌سازی در داغ‌ترین حالت مداری ماهواره (زاویه $\beta=90^\circ$) صورت گرفت. اما مشاهده شد که طراحی بهینه پیکربندی لوله‌های حرارتی در سایر زوایای β نیز موجب کاهش و تعدیل دمای اجزای مختلف ماهواره می‌شود، اما با توجه به این که بهینه‌سازی در زاویه $\beta=70^\circ$ انجام پذیرفت، بیشترین میزان افزایش بازده در این زاویه مشاهده شد.

تشکر و قدردانی: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

تأییدیه اخلاقی: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

تعارض منافع: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

سهم نویسندگان: مهرداد خسروی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۴۰٪)؛ سعید صالحی (نویسنده دوم)، پژوهشگر کمکی/نگارنده بحث (۳۰٪)؛ مهدی حسینی‌آبادشاپوری (نویسنده سوم)، نگارنده بحث (۱۰٪)؛ مجتبی طالع‌زاری (نویسنده چهارم)، نگارنده بحث (۱۰٪)؛ محسن عابدی (نویسنده پنجم)، نگارنده بحث (۱۰٪)

منابع مالی: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

installation angle for fixed solar-cell panels based on the genetic algorithm and the simulated-annealing method. IEEE Transactions on Energy Conversion. 2005;20(2):467-473.

22- Liu Ch, Bu W, Xu D. Multi-objective shape optimization of a plate-fin heat exchanger using CFD and multi-objective genetic algorithm. International Journal of Heat and Mass Transfer. 2017;111:65-82.

23- Zhao M, Li Y. An effective layer pattern optimization model for multi-stream plate-fin heat exchanger using genetic algorithm. International Journal of Heat and Mass Transfer. 2013;60:480-489.

24- Hernández JJ, Gómez E, Grageda JI, Couder C, Solís A, Hanotel CL, et al. Evolving aerodynamic airfoils for wind turbines through a genetic algorithm. VIII International Congress of Engineering Physics, 7-11 November, 2016, Mérida, Yucatán, Mexico. Bristol: IOP Publishing; 2017.

Granada, Spain. 2004. Auckland: ESA; 2004.

17- Han CY, You JH, Lee KH, Kim HK, Lee SN. Sensitivity analyses of satellite propulsion components with their thermal modelling. Advances in Space Research. 2011;47(3):466-479.

18- El-Nasr AA, El-Haggar SM. Effective thermal conductivity of heat pipes. Heat and Mass Transfer. 1996;32(1-2):97-101.

19- Hilbert R, Janiga G, Baron R, Thévenin D. Multi-objective shape optimization of a heat exchanger using parallel genetic algorithms. International Journal of Heat and Mass Transfer. 2006;49(15-16):2567-2577.

20- Yang H, Zhou W, Lu L, Fang Z. Optimal sizing method for stand-alone hybrid solar-wind system with LPSP technology by using genetic algorithm. Solar Energy. 2008;82(4):354-367.

21- Chen YM, Lee CH, Wu HC. Calculation of the optimum