

Design and Manufacture of Thermal Model of AUTSAT Satellite and Its Thermal Balance Test

H. Alisadeghi^{1*}, H. Ramezani-Najafi² and H.R. Abbasi³

1. Department of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University of Technology

2, 3. Department of AUTSAT Satellite Project, Amirkabir University of Technology

*Postal Code: 83911-16569, Tehran, IRAN

Alisadeghi@kntu.ac.ir

Base on space standards, the thermal design evaluations for satellites are performed using thermal balance tests. Regularly, the thermal model is used for the thermal balance test. This model is completely similar to the flight model of the satellite in terms of thermal characteristics. In this paper, the definition and implementation of thermal balance tests for Thermal model of AUTSAT Satellite is conducted. the evaluation of the TM and the procedure data Correlation of the numerical model have been focused. In order to increase the accuracy and feasibility of thermal mathematical model correlation, structural and complete models are considered for the balance test separately. In this study, the results of thermal balance test for the structural thermal model has been compared with the numerical analysis and the correlation procedure is illustrated. The results achieved by this procedure shows that all the requirements by the standard are satisfied in this level.

Keywords: Thermal model, Thermal balance test, Data correlation, LEO, Small satellite

1. Assistant Professor (Corresponding Author)
2. PhD
3. PhD

طراحی و ساخت مدل حرارتی و تست بالانس حرارتی ماهواره آتست

حامد علی صادقی^{۱*}، حامد رضوانی نجفی^۲ و حسین رضا عباسی^۳

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۲ و ۳- پروژه ماهواره آتست، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

*تهران، تهران پارس، کدپستی ۸۳۹۱۱-۱۶۵۶۹

Alisadeghi@kntu.ac.ir

مطابق استانداردهای فضایی، ارزیابی طراحی حرارتی ماهواره‌ها با کمک تحلیل‌های نرم‌افزاری و تست‌های بالانس حرارتی امکان‌پذیر است. به طور معمول برای تست بالانس حرارتی از مدل حرارتی ماهواره استفاده می‌شود. این مدل از جنبه حرارتی کاملاً مشابه مدل فضایی ماهواره است. در این مقاله، علاوه بر توصیف روش طراحی و ساخت مدل حرارتی ماهواره آتست، تست‌های بالانس حرارتی برای این مدل تعریف و اجرا شده است. به فرایند ارزیابی مدل و چگونگی استفاده از داده‌های تست برای اصلاح مدل ریاضی - حرارتی نیز توجه شده است. برای تسهیل و افزایش دقت فرایند اصلاح مدل ریاضی، مدل حرارتی طراحی شده در دو مرحله یعنی مدل سازه‌ای و مدل کامل، مونتاژ و تست شده است. در این تحقیق، نتایج تست مدل سازه‌ای با مدل ریاضی و تحلیل‌های نرم‌افزاری مقایسه و نحوه اصلاح آن تشریح شده است. نتایج حاصل حاکی از اجابت کامل الزامات تعریف شده در استاندارد در این مرحله از تحقیق است.

واژه‌های کلیدی: مدل حرارتی، مدل ریاضی، حرارتی، تست بالانس حرارتی، ماهواره کوچک، مدار لئو

علائم و اختصارات

مقدمه

حصول اطمینان از موفقیت مأموریت یک ماهواره مستلزم ارزیابی دقیق هر یک از طراحی‌ها، سخت‌افزارها و نرم‌افزارهای به کاررفته در آن ماهواره است. سیستم کنترل حرارت ماهواره، یکی از مهمترین زیرسیستم‌های ماهواره، از جمله بخش‌هایی است که صحت عملکرد آن در مدهای مختلف عملیاتی مستلزم ارزیابی دقیق طراحی و کارایی سخت‌افزارهای به کاررفته در آن است. براساس استاندارد فضایی اروپا ECSS [۱] در کنار استفاده از تحلیل‌های نرم‌افزاری در صورت فراهم بودن امکانات تست، استفاده از تست‌های محیطی برای ارزیابی طراحی حرارتی به خصوص برای طراحی‌های جدید الزامی است. تنها در مواردی که امکانات و تجهیزات لازم برای تست در دسترس نیست یا ساده‌سازی و اجرای

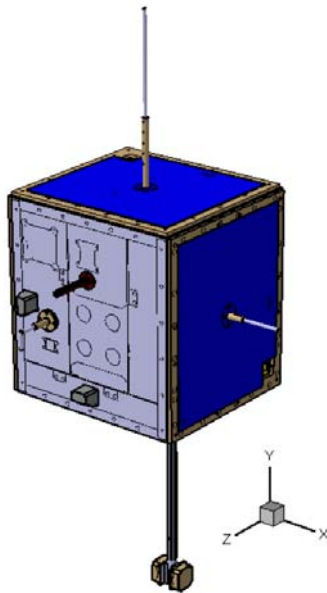
STM	مدل سازه‌ای - حرارتی
TM	مدل حرارتی
TMM	مدل ریاضی - حرارتی
PID	سیستم‌های کنترل فعال
BP	صفحه اصلی
GMM	مدل ریاضی - هندسی
ΔT_{mean}	خطای متوسط
σ	خطای استاندارد
T_{Mi}	دمای اندازه‌گیری شده در تست
T_{Pi}	دمای تخمین زده شده

۱. استاندارد (نویسنده مخاطب)

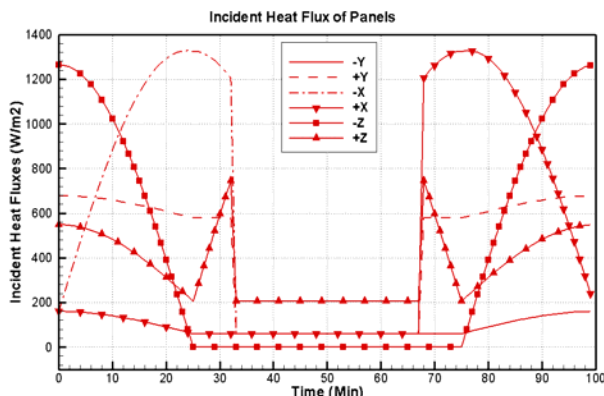
۲. دانشجوی دکتری

۳. دانشجوی دکتری

کیلومتر برای دوره زمانی ۳-۵ سال طراحی شده است. کنترل وضعیت این ماهواره از نوع سه‌محوره بوده و وجه Z+ آن که دارای چهار دوربین است که پیوسته به سمت زمین جهت‌گیری شده است. آداپتور لانچ این ماهواره در وجه Y- آن قرار گرفته و این وجه نیز، پیوسته به سمت فضا جهت‌گیری شده است. دیگر وجوه ماهواره یعنی X+, X-, Z- و Y+ با سلول‌های خورشیدی پوشانده شده است. در شکل ۱ نمایی از ماهواره آتست و محورهای مختصات آن نمایش داده شده است. شایان ذکر است که محور X+ نشان‌دهنده جهت حرکت ماهواره است. در شکل (۲) شار حرارتی کل (مجموع خورشید، آلبدو و امواج فروسرخ) به هریک از وجوه ماهواره در یک دور مداری برخورد داشته است.



شکل ۱- نمایی از ماهواره آتست



شکل ۲- شار حرارتی برخوردی به هریک از وجوه ماهواره در مدار

با توجه به ابعاد، وزن و شرایط مداری ماهواره آتست، از رویکرد کنترل حرارت غیر فعال برای این ماهواره بهره‌برداری شده است. در این روش با استفاده از سخت‌افزارهای حرارتی، مانند

آن ممکن نیست، برای ارزیابی و صحت‌گذاری فقط می‌توان از روش تحلیلی استفاده کرد.

تست بالانس حرارتی یکی از تست‌های الزامی در سطح زیرسیستمی و سیستمی است. در این تست علاوه بر ارزیابی طراحی حرارتی، عملکرد سخت‌افزارهای حرارتی نیز بررسی می‌شود. به طور معمول این تست‌ها روی مدل حرارتی یا مدل سازه‌ای - حرارتی (STM) اجرا می‌شود. در مرجع [۲] نحوه طراحی و ساخت مدل حرارتی ماهواره ایکس‌ست^۴ توصیف شده است. در مرجع [۳] نیز نحوه تعریف تست‌ها و نتایج همان مدل همراه فرایند اصلاح مدل توضیح داده شده است. در این مرجع مطابق استاندارد ECSS از دو تست دائم و یک تست گذرا برای انجام تست‌های بالانس استفاده و از ۱۰۵ ترموکوپل برای اندازه‌گیری دمای نقاط مختلف مدل بهره‌برداری شده است. مقایسه نتایج تست با نرم‌افزار نشان می‌دهد که قبل از اصلاح مدل اختلاف دمای حدود ۲۵ درجه سانتی‌گراد مشاهده شده و ۴۰-۷۵ درصد نقاط مرجع اختلاف دمای بیشتر از ۵ درجه سانتی‌گراد داشته است. با اصلاح مدل و کوپلینگ‌های حرارتی با تغییراتی تا بیش از ۱۰۰ برابر، میزان اختلاف نتایج نرم‌افزار و مدل حرارتی به کمتر از ۵ درجه کاهش یافته است. در سال ۲۰۱۲ محققان [۴] با استفاده از روش طبیعی کوپلینگ‌های حرارتی در قطعه‌ای خاص از یک ماهواره را بهینه‌سازی کرده‌اند. دستیابی به اختلاف دمایی کمتر از ۵ درجه و کاهش زمان اصلاح مدل، از نتایج این تحقیق است. با توجه هزینه بالا و زمان‌بر فرایند سعی و خطا در مراحل اصلاح مدل نرم‌افزاری، در سال‌های اخیر به استفاده از الگوریتم ژنتیک و شبکه‌های عصبی برای یافتن کوپلینگ‌های حرارتی توجه شده است. در سال‌های ۲۰۱۵ و ۲۰۱۶ در مراجع [۵]- [۶] با استفاده از الگوریتم ژنتیک، مدل ریاضی - حرارتی، قطعه‌ای متوسط در داخل ماهواره اصلاح شده است. در این روش از ۲۸ نقطه مرجع یا حسگر حرارتی استفاده شده و اختلاف دمایی کمتر از ۱ درجه حاصل شده است.

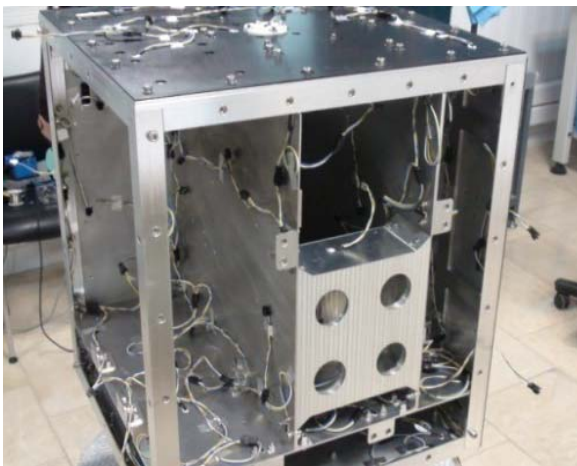
در مقاله حاضر، علاوه بر توصیف مختصری از ماهواره آتست و طراحی حرارتی آن، مدل حرارتی ساخته و نحوه تعریف تست‌های بالانس حرارتی توضیح داده شده است. همچنین، به روش اصلاح مدل ریاضی - حرارتی با استفاده از نتایج تست توجه و نتایج آن ارائه شده است.

ماهواره آتست

ماهواره آتست (شکل ۱) با وزن تقریبی ۸۰ کیلوگرم در کلاس میکروماهواره‌های قرار می‌گیرد. این ماهواره مکعبی شکل برای مدار خورشیدآهنگ با زاویه میل حدود ۹۸ درجه و ارتفاع تقریبی ۶۶۱

این ضریب در مراجع مختلف نیست. بنابراین، طراح حرارتی پس از انجام طراحی حرارتی ماهواره و بررسی درستی این طراحی با استفاده از مدل‌سازی ریاضی و تحلیل حرارتی آن، یک مدل حرارتی از ماهواره می‌سازد و تست‌های بالانس حرارتی روی مدل حرارتی در شرایط مناسب محیطی اجرا می‌کند. با استفاده از نتایج به دست‌آمده از تست بالانس حرارتی و مقایسه توزیع دما در تمام اجزای ماهواره، صحت فرضیات مدل‌سازی و میزان دقت پارامترها بررسی می‌شود [۳ و ۹].

با توجه به هدف در نظر گرفته‌شده برای مدل حرارتی و تست بالانس آن، مدل حرارتی ماهواره از نظر حرارتی باید کاملاً شبیه مدل پروای ماهواره باشد. بنابراین لازم است تا ابعاد، جنس، جرم، تلفات حرارتی، خواص تشعشی سطوح، و پیکربندی تمامی اجزای ماهواره تا حد امکان مشابه مدل پروازی انتخاب شود. همچنین، نیاز است که تمام سخت‌افزارهای حرارتی استفاده‌شده در مدل پروازی در این مدل به کار رود. به جای قرار دادن بوردهای الکترونیکی یا اجزای الکتریکی در مدل، می‌توان از جرم معادل آنها استفاده کرد؛ اما باید تلفات حرارتی مربوط به بوردها با استفاده از گرمکن یا مقاومت‌های الکتریکی شبیه‌سازی شود. همچنین، برای امکان مقایسه نتایج تست با تحلیل نرم‌افزاری لازم است تا روی مدل حرارتی ساخته‌شده تعداد مناسبی حسگر حرارتی تعبیه شود. در شکل (۳) مدل حرارتی ساخته‌شده ماهواره آنتس و حسگرهای نصب‌شده بر آن قبل از تکمیل فرایند مونتاژ مدل نشان داده شده است.



شکل ۳- حسگرهای دمایی مدل حرارتی ماهواره آنتس در فرایند مونتاژ

با توجه به پیچیدگی‌های مدل حرارتی و پارامترها و فرضیات فراوانی که باید در فرایند تست بالانس ارزیابی شود، لازم است تا پیش از انجام تست‌های بالانس حرارتی روی مدل مونتاژشده کامل، مدلی ساده‌تر از مدل حرارتی (بدون قطعات و زیرسیستم‌ها) مونتاژ و

پوشش‌های رنگ، لایه‌های حرارتی و عایق‌های حرارتی، انرژی دریافتی و ساطع‌شده از ماهواره در تمامی شرایط مداری بالانس می‌شود. در طراحی حرارتی این ماهواره وجوه $+Z$ و $-Y$ که به ترتیب پیوسته به سمت زمین و فضاست، با عایق‌های چندلایه (MLI) پوشانده شده است تا از کاهش شدید دمای ماهواره جلوگیری شود. دیگر سطوح ماهواره که از سلول‌های خورشیدی پوشیده شده است به طور کامل به سازه ماهواره کوپل حرارتی شده است. شایان ذکر است که منظور از کوپل کامل حداکثر میزان انتقال حرارت تماسی قابل دستیابی در محل اتصال است. در مدت زمان چرخش ماهواره به دور زمین، سطوحی از ماهواره که از سلول‌های خورشیدی پوشیده شده است، انرژی حرارتی دریافتی و خروجی را متعادل می‌کند. از این‌رو، در طراحی سازه و اسکلت ماهواره سعی شده است تا یکپارچگی دمایی حاصل شود. در داخل ماهواره نیز اغلب جعبه‌های زیرسیستم‌ها به طور کامل با سازه اصلی کوپل کامل حرارتی شده و تنها بخشی از آنها دی کوپل حرارتی شده است.

ضرورت ساخت مدل حرارتی و تست بالانس حرارتی

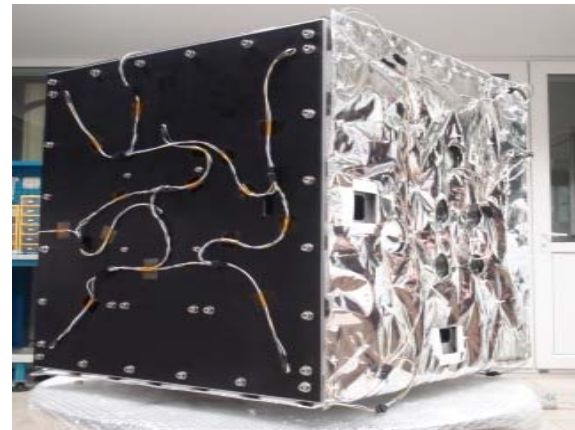
در فرایند طراحی حرارتی ماهواره‌ها، طراح حرارتی با استفاده از سخت‌افزارهای حرارتی، طرحی را برای کنترل حرارت ماهواره تهیه می‌کند. طرح ارائه‌شده با استفاده از مدل‌سازی‌ها و تحلیل‌های ریاضی ارزیابی و بازبینی می‌شود. بدین ترتیب که با استفاده از مدل‌سازی ریاضی ماهواره و تحلیل حرارتی آن در شرایط مداری، صحت طراحی حرارتی بررسی می‌شود. اما نکته مهم این است که صحت تحلیل‌های ریاضی کاملاً به صحت فرضیات و ساده‌سازی‌هایی وابسته است که در مدل‌سازی‌ها و تحلیل‌ها به کار گرفته شده است. عدم قطعیت در پارامترهایی مثل ضرایب کوپلینگ‌های هدایتی در اتصالات، اتلافات حرارتی زیرسیستم‌ها، ضرایب تبادل حرارت تشعشی بین اجزا و فرضیات ساده‌کننده‌ای مثل فرض‌های یکنواختی دما در جعبه‌های زیرسیستم‌ها، ساده‌سازی‌های هندسی در جزئیات اتصالات و اجزائی مانند پنل‌های ساندویچی یا حتی نبود اطلاعات دقیق در رابطه با خواص فیزیکی مواد و سخت‌افزارهای حرارتی به کاررفته سبب خواهد شد تا نتایج حاصل از تحلیل‌های حرارتی با ایهامات و عدم قطعیت‌هایی روبه‌رو شود، طوری که تکیه کردن منحصر به نتایج، مدل‌سازی و تحلیل حرارتی را غیر قابل اعتماد می‌کند و سبب کاهش قابلیت اطمینان طراحی می‌شود. برای مثال در تست‌های توسعه‌ای در محیط آزمایشگاهی ضریب صدور مؤثر عایق چندلایه مقداری برابر 0.05 به دست می‌آید [۷] حال آنکه در شرایط واقعی با توجه به اثرات لبه‌ها و بریدگی‌های تولیدشده در عایق، مقدار واقعی این ضریب بسیار بیشتر از این مقدار است. از طرف دیگر، مقدار واحدی برای

سمت مدل حرارتی ساطع شود. با استفاده از انرژی حرارتی تشعشع شده از دیواره‌ها، بار حرارتی لازم به هریک از وجوه مدل حرارتی اعمال می‌شود.

جدول ۱- مشخصات محفظه خلأ دانشگاه صنعتی امیرکبیر

بخش	مشخصات
ابعاد مفید داخلی	عمق: ۶۵cm عرض: ۷۰cm ارتفاع: ۷۵cm
سیستم خلأ	یک پمپ روتاری برای خلأ پایین و یک پمپ توربو برای خلأ بالا محیط خلأ تمیز با فشار نهایی 10^{-7} mbar فشارستج با محدوده اندازه‌گیری ۱۰۰- 10^{-9} mbar با خطای حداکثر ۱۰٪ ثبت کامل مقدار فشار در هر لحظه در رایانه
سیستم حرارتی	محدوده دمای C (+۱۲۵)-(-۸۵) کنترل صفحه اصلی، درب و جداره به صورت مجزا کنترل PID دما برای هر سه مورد قبل قابلیت استفاده از انواع حسگرها در سیستم داده‌برداری قابلیت کنترل کامل سیستم حرارتی با استفاده از رایانه
ابزارهای جانبی	انواع کانکتورهای ارتباطات (فیدتروها) الکترونیکی و مخابراتی (SMA, SMD, BNC, DB9, DB15, DB24, ...) پوشش جداره‌ها: آنودایز سیاه‌رنگ پوشش صفحه اصلی: فولاد جلافاخته براق (قابل تغییر به آنودایز سیاه) Residual Gas Analyzer (RGA)

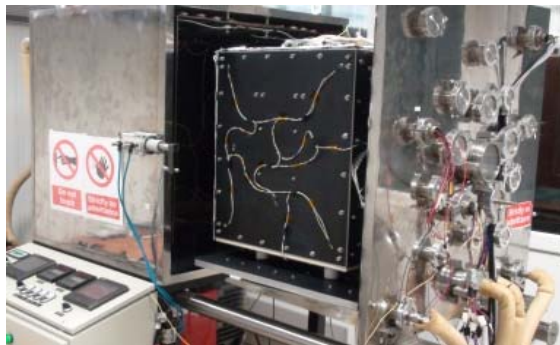
سازه کلی مدل تست شود. این کار تست مرحله به مرحله مدل را ممکن می‌کند و تعداد متغیرها و پارامترهای مؤثر بر هر مرحله را کاهش می‌دهد. بنابراین، بررسی و اصلاح مدل ریاضی - حرارتی (TMM) در هر مرحله میسر و این فرایند تسهیل می‌شود. همان‌طور که اشاره شد، در این مقاله به نتایج مربوط به مدل سازه‌ای مدل حرارتی ماهواره آتست توجه شده است. این مدل در شکل (۴) نشان داده شده است که در آن تمامی اجزای سازه‌ای مدل کامل حضور دارد و تنها جعبه‌های زیرسیستم‌ها در آن مونتاژ نشده است.



شکل ۴- مدل حرارتی ماهواره آتست

تجهیزات تست

محفظه خلأ دانشگاه صنعتی امیرکبیر که از ابتدای پروژه‌ی آتست برای انجام تست‌های سیکل خلأ حرارتی طراحی و ساخته شده است، یکی از معدود محفظه‌های خلأ عملیاتی داخل کشور است که ابعاد داخلی آن برای قرار دادن مدل حرارتی ماهواره آتست مناسب است. مشخصات این محفظه در جدول ۱ فهرست شده است. این محفظه مکعبی شکل به یک پمپ خلأ روتاری و یک پمپ خلأ توربومولکولار برای خلأ بالا مجهز است. سیستم سرمایش سیکل بسته این محفظه، علاوه بر تأمین دمای حدود -85 درجه سانتی‌گراد، کاهش چشمگیر هزینه‌های تست را همراه دارد. سیستم‌های کنترل دمای دیواره‌های محفظه و قابلیت کنترل مجزای سه بخش، صفحه اصلی (BP)، جداره‌ها و دیواره درب محفظه سبب می‌شود که شرایط مرزی مناسبی برای تعریف و انجام تست‌های بالانس حرارتی فراهم باشد. به علاوه، سیستم‌های کنترل فعال (PID) این محفظه، تثبیت دما در دمای معین‌شده را با تلورانس‌های بهتر از استاندارد میسر می‌کند. در شکل (۵)، این محفظه و مدل حرارتی درون آن نشان داده شده است. برای تست بالانس حرارتی کافی است وجوه داخلی محفظه در دماهای مشخص تثبیت و با توجه به رنگ سیاه این سطوح امواج فرسرخ به

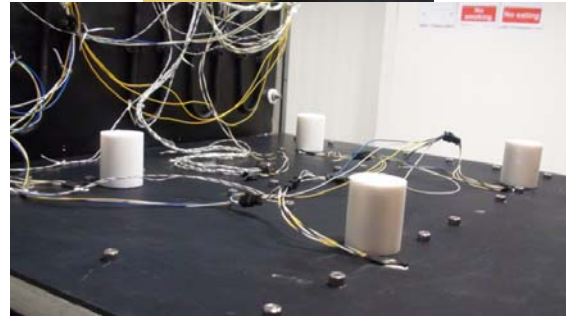
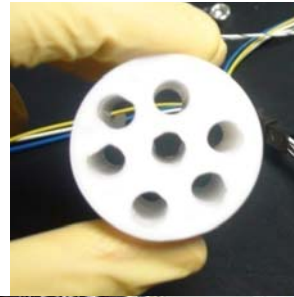


شکل ۵- محفظه خلأ و مدل حرارتی ماهواره داخل آن

با توجه به اینکه برای فراهم‌سازی شرایط مرزی حرارتی از روش انتقال حرارت تشعشعی استفاده می‌شود، لازم است مدل حرارتی در فضای داخلی محفظه خلأ به روشی معلق شود. یعنی مدل حرارتی نباید هیچ سطح تماسی با دیواره‌های محفظه و صفحه اصلی آن داشته باشد. برای این هدف از پایه‌های عایق حرارتی تفلونی برای قرار دادن مدل حرارتی روی آنها استفاده شده است. با توجه به ابعاد داخلی محفظه و ابعاد مدل حرارتی از چهار پایه تفلونی با قطر ۴ سانتی‌متر و ارتفاع ۵ سانتی‌متر استفاده شده است. در شکل (۶) این پایه‌های تفلونی روی صفحه اصلی محفظه مشاهده می‌شود.

و یک تست گذرا تعریف شود. برای تعریف تست‌های دائم بهتر است با توجه به شارهای حرارتی برخوردی به وجوه مختلف ماهواره در مدار (شکل ۲)، حالت‌های سرد و گرم و شارهای تقریبی وجوه ماهواره تعیین و تست براساس امکانات و تجهیزات آن طراحی شود [۳]. برای شرایط تست گذرا نیز، می‌توان از دو رویکرد بهره برد. اول آنکه می‌توان حالت گذرای تمام تست‌های دائم را در قالب تست‌های گذرا تحلیل کرد که در این حالت لازم است در تمام مدت تست، شرایط تست و دماهای حسگرها ذخیره شود. در رویکرد دوم می‌توان به طور اختصاصی تستی را برای این حالت تعریف کرد. در این تحقیق از رویکرد نخست استفاده شده و حالت گذرا تست‌های اول تا دوم در قالب تست گذرا در نظر گرفته شده است.

در این مرحله برای مدل سازه‌ای مدل حرارتی، پنج تست دائم تعریف شده است. در چهار تست نخست، برای تسهیل فرایند تحلیل و اصلاح مدل، گرادیان دمایی شبه یک‌بعدی در سازه مدل تولید شده است. بدین ترتیب که یکی از وجوه مدل به سمت صفحه اصلی محافظه و دیگر وجوه مدل به سمت جداره‌های محافظه قرار داده شده است. در این حالت، دمای جداره‌ها حدود 82^- درجه سانتی‌گراد و دمای صفحه اصلی در دو دمای 60 درجه سانتی‌گراد برای تست اول و دمای 100 درجه سانتی‌گراد برای تست دوم تنظیم می‌شود. هر یک از تست‌ها تا دستیابی به شرایط پایداری دمایی ادامه می‌یابد. وجوهی که باید به سمت صفحه اصلی قرار داده شود براساس شارهای حرارتی برخوردی با ماهواره در شرایط مداری انتخاب می‌شود. برای مثال مطابق شکل ۲، وجه $Y+$ در تمام مدتی که خارج از ناحیه سایه است، درصدی از شار حرارتی خورشید را دریافت می‌کند. بنابراین، این وجه پیوسته یکی از وجوه گرم ماهواره خواهد بود. پس بهتر است برای بررسی‌ها، برخی از تست‌ها روی این وجه انجام شود. شایان ذکر است که دمای 60 درجه سانتی‌گراد با توجه به شار حرارتی متوسط دریافتی این وجه و شرایط دمایی بالاتر انتخاب شده است. در تست‌های سوم و چهارم، تست‌های مشابهی با تست‌های اول و دوم برای وجه $Z-$ به جای وجه $Y+$ در نظر گرفته شده است. در تست پنجم مدل حرارتی از شرایط مرزی پیچیده‌تری استفاده شده است. در این تست دو وجه از مدل در معرض بار حرارتی بالا قرار می‌گیرد و دیگر وجوه سرد می‌شود. این تست شرایطی از ماهواره را مدل می‌کند که پس از بیرون آمدن ماهواره از ناحیه سایه مدار، وجه $Z-$ به طور کامل و وجه $Y+$ با قسمتی از شار حرارتی خورشیدی مواجه می‌شود. این در حالی است که دیگر وجوه ماهواره با شار حرارتی به مراتب کمتری مواجه است. بنابراین، با فراهم شدن شرایط مرزی تست پنجم می‌توان تا حد زیادی یکی از گرم‌ترین شرایط مداری را برای مدل

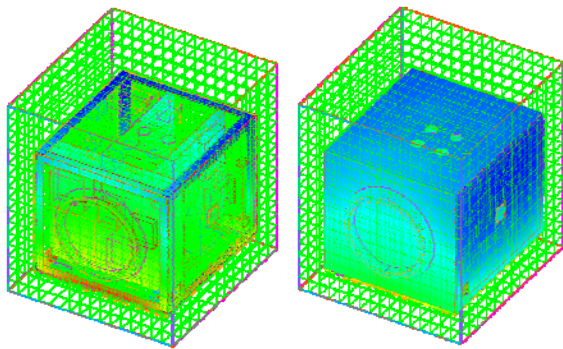


شکل ۶- پایه‌های تلفونی نگهدارنده مدل حرارتی در محفظه خلأ

برای اندازه‌گیری دمای دیواره‌های محافظه از حسگرهای حرارتی DS18B20 استفاده شده است. این حسگرها از نوع دیجیتال است و از پروتکل وان - وایر^۵ پشتیبانی می‌کند. این قابلیت حجم سیم‌کشی مورد نیاز حسگرها را به شدت کاهش می‌دهد طوری که قرارگیری تمامی حسگرها روی یک خط ممکن است. با توجه به تعداد زیاد حسگرهای مورد نیاز در مدل حرارتی و غیر ممکن بودن استفاده از حسگرهای آنالوگ با توجه به محدودیت سیم‌کشی آنها، از همین حسگرها روی مدل حرارتی نیز استفاده شده است. بازه عملکردی این حسگرها $(-55) - 125$ درجه سانتی‌گراد است و در محدوده $(-10) - 85$ درجه سانتی‌گراد دقتی حدود ± 0.5 درجه سانتی‌گراد دارد. دقت این حسگرها در خارج از این محدوده به -1 درجه سانتی‌گراد کاهش می‌یابد. سیستم داده‌برداری حسگر در خود مؤسسه توسعه داده شده است و نرخ داده‌برداری برابر 20 ثانیه یکبار را فراهم می‌کند. در تمام تست‌ها، داده‌های حسگرها با همین نرخ دریافت شده است، اما برای جلوگیری از افزایش حجم داده‌ها، در بازه‌های 5 دقیقه‌ای داده‌ها ذخیره شده است. علاوه بر این حسگرها، روی دیواره داخلی محفظه خلأ از حسگرهای آنالوگ PT100 برای اطمینان از صحت عملکرد حسگرهای دیجیتال استفاده شده است.

تعریف تست بالانس حرارتی

مطابق بند ۴.۵.۳.۱ استاندارد ECSS [۱] و مراجع [۳، ۹]، برای تست‌های بالانس حرارتی ماهواره، حداقل باید دو تست دائم متفاوت



شکل ۷- مدل نرم‌افزاری در داخل محفظه شبیه‌سازی شده

بدیهی است که مدل ریاضی - هندسی و مدل ریاضی - حرارتی ساخته شده در نرم‌افزار از نظر هندسی، شکل اتصالات، جرم و مشخصات حرارتی کاملاً مشابه مدل تست شده است. همچنین، ابعاد و خواص تشعشی دیواره‌های محفظه و فواصل دیواره‌ها از مدل تست شده در مدل نرم‌افزاری به دقت اعمال شده است. پس از تهیه مدل نرم‌افزاری، شرایط مرزی مدل یا مشخصات محفظه مانند دما و خواص تشعشی دیواره‌ها در نرم‌افزار اعمال و تحلیل آغاز خواهد شد. شایان ذکر است که برای اعمال شرایط مرزی در نرم‌افزار از داده‌های دمایی دیواره‌های محفظه حین تست استفاده می‌شود. در مرحله بعد، نتایج تحلیل نرم‌افزاری با نتایج تست مقایسه خواهد شد. برای این کار، مکان قرارگیری هریک از حسگرها روی مدل حرارتی و شماره گره محاسباتی متناظر آن در مدل نرم‌افزاری نیز مشخص می‌شود. پس از این مرحله، دمای به دست آمده از تحلیل با دمای حسگر مورد نظر مقایسه می‌شود. این مقایسه برای هریک از تست‌های بالانس و تحلیل نرم‌افزاری متناظر با آن به صورت مجزا خواهد بود. پس از مقایسه دمای حسگرهای تست و دمای تخمین زده شده در تحلیل‌های نرم‌افزاری، نواحی و بخش‌هایی از مدل مشخص می‌شود که اختلاف دماها بیشتر است. برای این نواحی، شرایط تست بازبینی و خطاهای بارز و نکات از قلم‌افتاده مدل‌سازی اصلاح خواهد شد. اگر این اقدامات مشکل اختلاف دماها را حل نکرد، مدل ریاضی - حرارتی برای کاهش میزان اختلاف دماها تعدیل و اصلاح می‌شود. برای این کار با توجه به دمای نقاط مرجع (مکان‌هایی که حسگرها تعبیه شده است) ناحیه مورد نظر و دمای نقاط مجاور آن، مسیرهای انتقال حرارت با استفاده از ضرایب انتقال حرارت هدایتی و تشعشی تصحیح می‌شود. بدیهی است که این تغییرات باید در مسیرهایی اعمال شود که با عدم قطعیت‌های بیشتری مواجه است [۹]. به طور معمول، مسیرهای انتقال حرارت در اتصالات و مدل‌سازی بخش‌هایی با هندسه پیچیده نسبت به دیگر بخش‌ها قطعیت کمتری دارد. البته این موضوع یک قاعده کلی و همیشگی نیست و به شرایط مدل و تست نیز وابسته است.

حرارتی تولید کرد. به علاوه، با فراهم‌سازی گرادینان دمایی دوسویه در مدل می‌توان شرایط دمایی درون مدل حرارتی تولید کرد که در تحلیل‌های نهایی مربوط به اصلاح مدل ریاضی - حرارتی بسیار مفید باشد. در جدول (۲) جزئیات هریک از ۵ تست در نظر گرفته شده به طور خلاصه فهرست شده است.

جدول ۲- جزئیات تست‌های مدل سازه‌ای مدل حرارتی

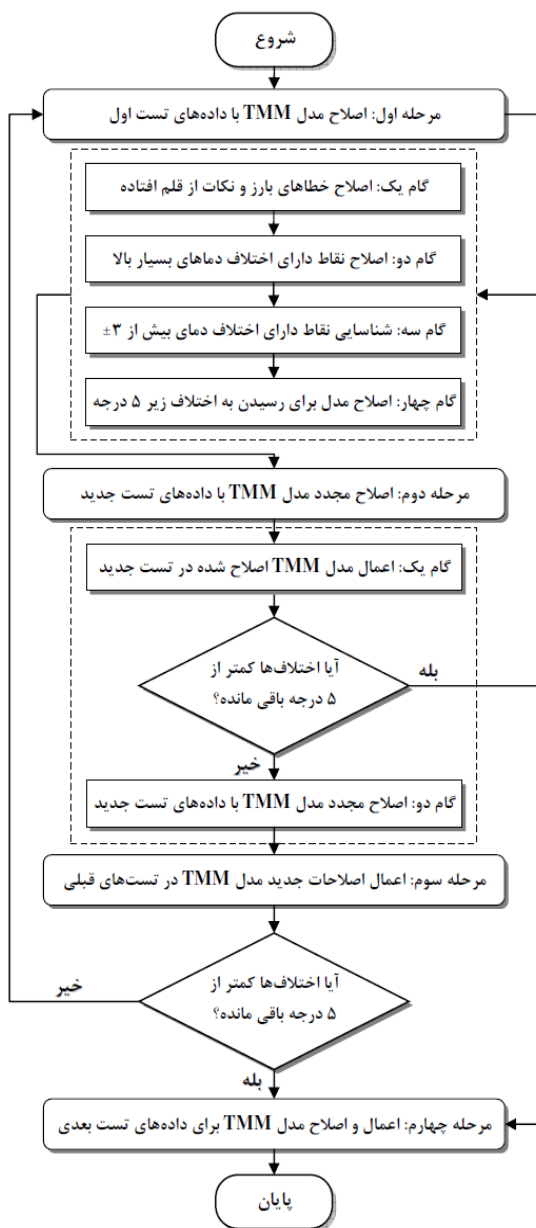
Test Case	Boundary Conditions			Description
	Base plate (°C)	Door (°C)	Shroud (°C)	
1	60	-82	-82	-Z to BP, +X to door
2	100	-82	-82	-Z to BP, +X to door
3	60	-82	-82	+Y to BP, +X to door
4	100	-82	-82	+Y to BP, +X to door
5	70	100	-82	+Y to BP, -Z to door

شایان ذکر است که برای تست‌هایی که موقعیت مدل حرارتی در محفظه مشابه است، تست‌ها در ادامه یکدیگر اجرا می‌شود. برای مثال، نحوه قرارگیری مدل حرارتی در محفظه خلأ برای تست‌های اول و دوم مشابه است و بنابراین، پس از انجام تست اول بلافاصله تست دوم اجرا خواهد شد. یعنی شرایط خلأ و دمایی دیواره‌ها بدون تغییر به شرایط تست دوم انتقال داده می‌شود. بدیهی است که برای تست‌های سوم و چهارم نیز همین روند تکرار خواهد شد، زیرا این دو تست نیز به لحاظ قرارگیری مدل در محفظه مشابه است.

فرایند اصلاح مدل ریاضی - حرارتی

پس از انجام تست‌ها و پالایش داده‌های تست، با توجه به هندسه مدل تست، نحوه قرارگیری آن در محفظه، نحوه مونتاژ مدل و سخت‌افزارهای حرارتی به کاررفته در آن، مدل نرم‌افزاری مدل حرارتی یا مدل ریاضی - هندسی (GMM) و مدل ریاضی - حرارتی همراه دیواره‌های محفظه در نرم‌افزار I-DEAS TMG تهیه می‌شود که یکی از سه نرم‌افزار مشهور در عرصه مدل‌سازی حرارتی ماهواره‌هاست [۹]. این نرم‌افزار از روش اجزای محدود استفاده می‌کند و برای محاسبه ضرایب دید نیز، از روش هندسی بهره می‌برد. در شکل (۷) مدل نرم‌افزاری شبیه‌سازی شده در داخل محفظه نشان داده شده است. تعداد المان‌های به کار گرفته شده در این مدل حدود ۱۲۵۶۰ المان است. استقلال نتایج از تعداد المان‌ها برای سه شبکه ۶۳۲۱، ۱۲۵۶۰ و ۴۱۰۵۰ المانی نیز بررسی شده و شبکه ۱۲۵۶۰ المانی مبنای کار قرار گرفته است.

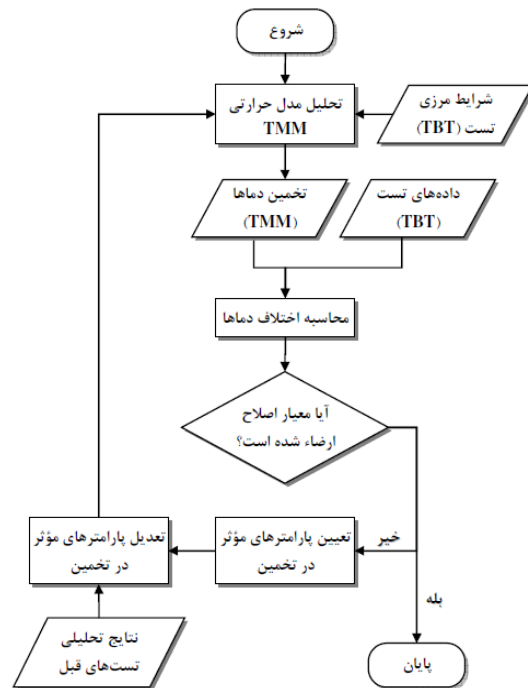
در تست‌های فازهای پیشین نیز اعمال شود و نباید تغییری در نتایج دیده شود. یعنی زمانی که اصلاحی در مدل ریاضی - حرارتی اعمال می‌شود، این اصلاح نباید مقدار اختلاف دماهای تحلیل و تست‌های فاز قبلی را افزایش دهد و مقدار اختلاف دماها کم‌تر از مقدار لازم محدودۀ تعیین شده باقی بماند. از این‌رو، در بسیاری از موارد لازم است که فاز اول اصلاح مدل ریاضی - حرارتی چندین بار تکرار شود تا مدل نهایی به تغییر نیاز نداشته باشد و نتایج آن برای فازهای قبلی تست در محدودۀ قابل قبول باقی بماند. در شکل ۹، الگوریتم کلی این فرایند نشان داده شده است.



شکل ۹- الگوریتم کلی اصلاح مدل ریاضی - حرارتی برای هر مجموعه تست‌های بالانس

برای مثال، در قطعات داخلی، کوپلینگ هدایتی اتصالات نقش پررنگ‌تری نسبت به خواص تشعشعی سطوح دارد، اما برای قطعات خارجی مدل، خواص تشعشعی نسبت به دیگر پارامترها اهمیت بیشتری دارد. در فرایند تعدیل پارامترها نکته‌ای که باید در نظر گرفته شود این است که تغییرات اعمالی در مدل ریاضی - حرارتی باید محدود و اندک باشد. به‌ندرت اتفاق می‌افتد که در اصلاح مدل به تغییرات بسیار بزرگ نیاز باشد. اگر تغییرات مورد نیاز بیش از محدوده‌های معمول باشد، لازم است تا علت‌های خطا در مدل ریاضی - حرارتی را در منابع دیگری جستجو کرد.

پس از شناسایی پارامترهای مؤثر هر بخش و تعدیل آنها در مدل ریاضی - حرارتی، تحلیل نرم‌افزاری یکبار دیگر اجرا و نتایج با داده‌های تست مقایسه می‌شود. این فرایند تا زمانی ادامه دارد که اختلاف دمای تست و تحلیل برای تمامی نقاط مرجع در محدودۀ تعیین شده قرار گیرد. این محدوده در استاندارد ECSS [۷] برای اجزای داخلی برابر ± 5 درجه کلوین و برای اجزای خارجی برابر ± 10 درجه کلوین در نظر گرفته شده است. در شکل ۸، الگوریتم اصلاح مدل ریاضی - حرارتی برای داده‌های یک تست نشان داده شده است.

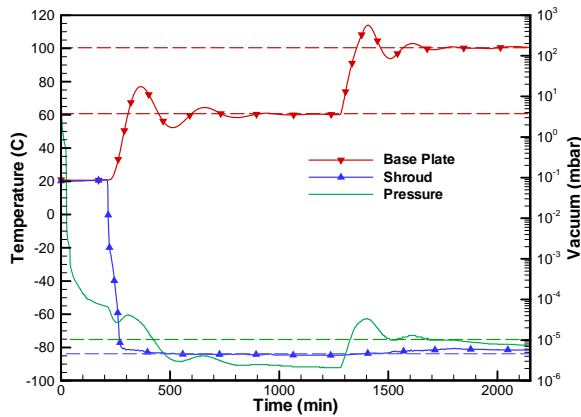


شکل ۸- الگوریتم اصلاح مدل ریاضی - حرارتی برای هر یک از تست‌های بالانس

زمانی که فرایند اصلاح مدل برای فاز اول تست تکمیل شد، این فرایند برای فاز بعدی تست (تست‌های ۵-۲) تکرار می‌شود. باید دقت شود هر تغییری که در مدل ریاضی - حرارتی رخ می‌دهد باید

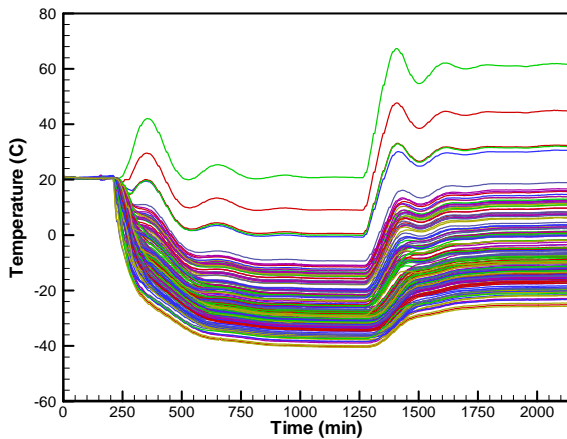
نتایج تست بالانس حرارتی

همان‌طور که در جدول (۲) درج شده است، برای اجرای تست‌ها، صفحه اصلی محفظه در دو دمای ۶۰ و ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد برای موقعیت‌های متفاوت مدل حرارتی تثبیت می‌شود. در حالی که دمای دیواره‌های محفظه در دمای ۸۲- درجه سانتی‌گراد نگه داشته می‌شود. در شکل (۱۰)، دمای صفحه اصلی و دیواره‌های محفظه همراه فشار داخل محفظه در طول تست‌های اول و دوم ارائه شده است. در شکل (۱۱) نیز، دمای تمامی ۱۷۵ حسگر مستقر روی سازه مدل حرارتی در طول تست‌های اول و دوم نشان داده شده است.



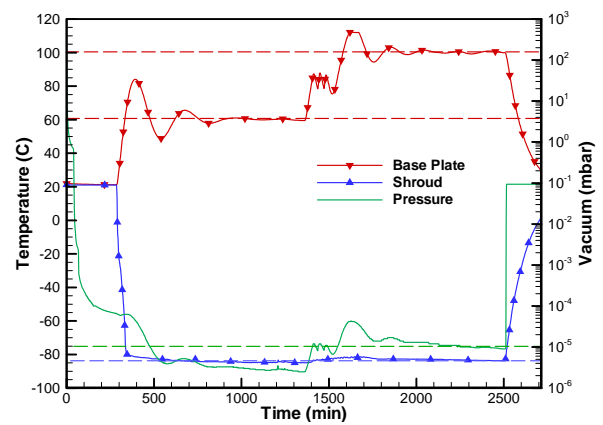
شکل ۱۲- فشار محفظه و دمای دیواره‌ها و صفحه اصلی محفظه در تست‌های سوم و چهارم

در شکل (۱۳) نیز دمای ۱۷۵ درجه سانتی‌گراد حسگر حرارتی مستقر روی مدل سازه‌ای مدل حرارتی در طول این دو تست نمایش داده شده است.

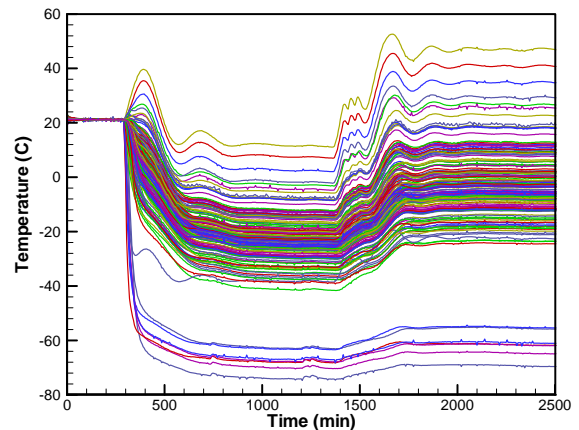


شکل ۱۳- دمای ۱۷۵ درجه سانتی‌گراد حسگر حرارتی سازه مدل حرارتی حین تست سوم و چهارم

در شکل (۱۴) فشار محفظه، دمای دیواره‌ها، دمای صفحه اصلی و وجه سمت درب محفظه خلأ به صورت مجزا برای تست پنجم و در شکل (۱۵) نیز داده‌های دمایی تمامی ۱۷۵ حسگر نصب‌شده روی مدل سازه‌ای مدل حرارتی حین تست پنجم نمایش داده شده است. این داده‌ها تغییرات کلی دمای مدل حرارتی در فرایند تست و حداکثر و حداقل دمای مدل و گرادیان دما آن را در هر یک از شرایط مشخص می‌کند. برای مثال در تست‌های اول و دوم در مدل گرادیان دمایی حدود ۱۲۰ درجه سانتی‌گراد حاصل شده است. برخی از حسگرها دمای ۵۰ درجه سانتی‌گراد و برخی دیگر دمای ۷۲- درجه سانتی‌گراد را نشان می‌دهد.



شکل ۱۰- فشار محفظه و دمای دیواره‌ها و صفحه اصلی محفظه در تست‌های اول و دوم



شکل ۱۱- دمای ۱۷۵ درجه سانتی‌گراد حسگر حرارتی سازه مدل حرارتی حین تست اول و دوم

در شکل (۱۲) دمای صفحه اصلی و دیواره‌های محفظه همراه فشار داخل محفظه در طول تست‌های سوم و چهارم نشان داده شده است.

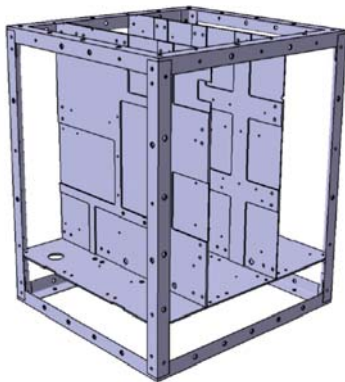
داخل محفظه، توان مصرفی پمپ افزایش می‌یافت. از این‌رو، با وجود نوسانات حسگر فشار، تست پنجم همچنان ادامه یافته است. ذکر این نکته ضروری است که در فشارهای کمتر از 10^{-4} mbar اثرات انتقال حرارت همرفتی از بین می‌رود [۳]. پس می‌توان بدون توجه به توان مصرفی پمپ خلاً نیز از کم بودن فشار در حد لازم اطمینان یافت.

شایان ذکر است در تمامی تست‌های یادشده، معیار شرایط دائم و پایداری دمایی، تغییر دمای کمتر از ۱ درجه سانتی‌گراد برای تمامی حسگرها در بازه‌ای ۵ ساعته در نظر گرفته شده است.

پارامترهای مؤثر و کوپلینگ‌های حرارتی

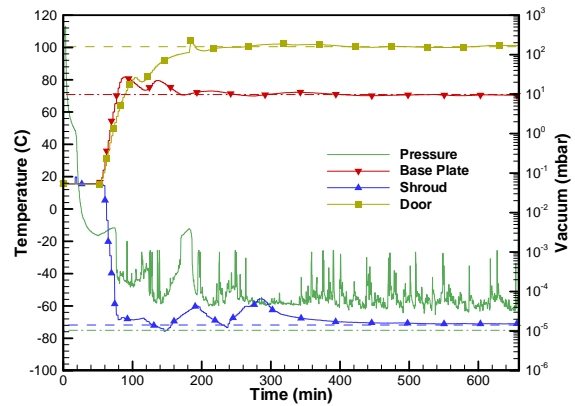
پیش از تحلیل و مقایسه نتایج نرم‌افزاری با نتایج تست، به هریک از پارامترهای مؤثر بر تحلیل‌های نرم‌افزاری همراه انواع کوپلینگ‌های حرارتی مدل و عدم قطعیت‌های مرتبط با آن اشاره خواهد شد.

سازه اصلی ماهواره از یک چارچوب کلی متشکل از دو قاب یا فریم و چهار پروفیل L شکل تشکیل شده است که روی این فریم‌ها پنل‌های آلومینیومی قرار می‌گیرد. بخش داخلی نیز متشکل از سه صفحه آلومینیومی در نقش طبقات دوم تا چهارم است که دو طبقه دوم و چهارم به صورت عمود بر طبقه چهارم قرار گرفته است. طبقه اول همان پنل بیرونی است که در وجه +X مستقر است. شکل (۱۶) و شکل (۳) چارچوب کلی و طبقات سازه به خوبی دیده می‌شود.

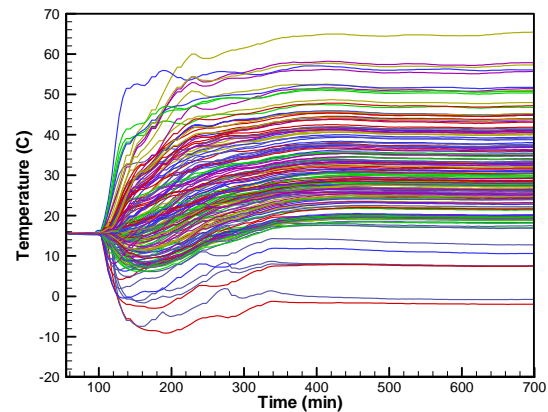


شکل ۱۶ - چارچوب اصلی همراه طبقات دوم، سوم و چهارم

در شکل (۱۷)، نحوه اتصال فریم‌ها به پروفیل‌های L شکل نشان داده شده است که در آن پروفیل‌ها و فریم‌ها از طریق اتصال‌های تک‌پیچ و دوپیچ از نوع M10 به یکدیگر متصل شده است. با توجه به احتمال متفاوت بودن کوپلینگ‌های هدایتی این دو اتصال، در فرایند تحلیل از مقادیر متفاوت برای این نوع اتصال استفاده شده است.

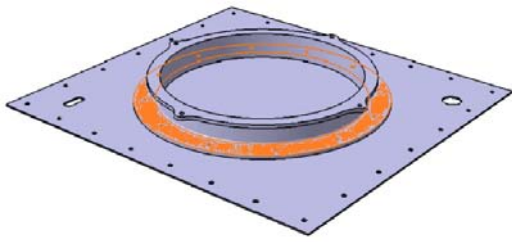


شکل ۱۴ - فشار، دمای دیواره‌ها، درب و صفحه اصلی محفظه در تست پنجم

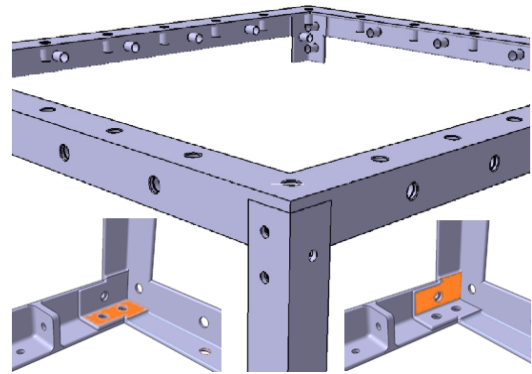


شکل ۱۵ - دمای ۱۷۵ حسگر حرارتی سازه مدل حرارتی در تست پنجم

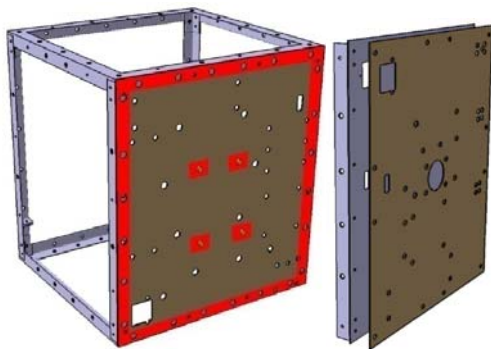
در تمامی تست‌های اول تا چهارم، فشار داخل محفظه در حالت پایدار دمایی، کمتر از 10^{-5} mbar است. مطابق استاندارد ECSS دستیابی به این فشار در حالت دائم برای انجام تست‌ها الزامی است. اما در تست پنجم داده‌های، حسگر فشار افزایش فشار داخل محفظه و نوسانات شدید آن را نشان می‌دهد. شایان توجه است که حین اجرای تست به علت افزایش دمای گرمکن‌های دیواره درب محفظه خلاً، مقداری از مواد نسوز داخل گرمکن‌ها تصعید شده و روی هد اندازه‌گیری حسگر فشار رسوب کرده و حسگر از حالت کالیبره خارج شده است. این موضوع از نوسانات شدید داده‌های حسگر فشاری به‌خصوص در زمان ۹۰ و ۱۶۰ دقیقه تست مشهود است که افزایش فشار داخل محفظه و شروع نوسانات فشاری را نشان می‌دهد. حین این تست، اطلاع از فشار داخل محفظه با ابزار دیگری نیز امکان‌پذیر است و آن مقدار توان مصرفی پمپ توربومولکولار است که مقدار آن برحسب فشار داخل محفظه تغییر می‌کند. در این تست، عملکرد پمپ توربومولکولار طوری تنظیم شده بود که حداکثر فشار 10^{-5} mbar و کمتر از آن را فراهم کند و میزان توان مصرفی این پمپ نشان‌دهنده کاهش فشار داخل محفظه تا مقدار مطلوب بوده است، زیرا در صورت بیشتر بودن فشار



شکل ۱۹- اتصال رینگ آداپتور اتصال به پرتابگر و پنل پایینی مدل (پنل Y-)

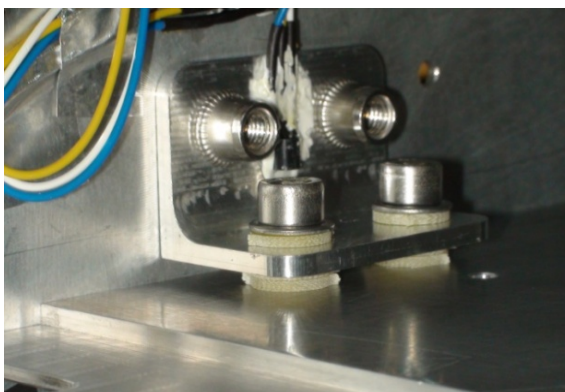


شکل ۱۷- نحوه اتصال تک پیچ و دو پیچ فریمها به پروفیل های چارچوب اصلی مدل حرارتی



شکل ۲۰- نواحی اتصال پنل شبیه ساز سلول خورشیدی به پنل سازه ای

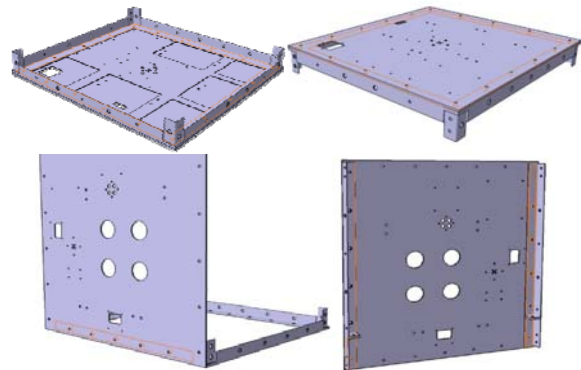
در مدل حرارتی، طبقات داخلی از طریق براکت های تک پیچ و دو پیچ به یکدیگر و به پنل های جانبی متصل می شود. براساس طراحی حرارتی، در برخی از براکت ها برای از بین بردن انتقال حرارت هدایتی در اتصال یا دی کوپل حرارتی از واشرهای FR4 استفاده شده است. در شکل (۲۱) نمونه ای از یک براکت دی کوپل شده همراه حسگر حرارتی نصب شده بر آن نشان داده شده است.



شکل ۲۱- دی کوپل حرارتی یک براکت به وسیله واشرهای FR4

کوپلینگ های حرارتی اختصاص یافته به براکت های تک پیچ و دو پیچ و کوپلینگ مربوط به اتصالات دی کوپل شده در شکل (۲۱)، در جدول (۳) فهرست و مقادیر اصلاح شده مربوط به هر یک از این

در جدول (۳) مقادیر پیش فرض کوپلینگ های هدایتی اختصاص یافته به این دو اتصال در ستون دوم (گام اول) و در دیگر ستون ها، مقادیر تغییر یافته هر یک از این اتصالات در فرایند اصلاح مدل درج شده است. برای دیگر اتصالات سازه ای نیز روش مشابهی به کار رفته و تمامی اتصالات متفاوت از هم مجزا شده است. تمامی این اتصالات همراه مقادیر پیش فرض و مقادیر اصلاح شده آنها در هر یک از گام های اصلاح مدل در جدول (۳) فهرست شده است.



شکل ۱۸- چگونگی اتصال فریمها و پروفیلها به پنلها

در شکل (۱۸) اتصالات مربوط به فریمها و پروفیلها به پنل های آلومینیومی سازه و در شکل (۱۹) اتصال مربوط به پنل پایینی مدل به رینگ اتصال به پرتابگر نشان داده شده است. در شکل (۲۰) نیز اتصال پنل شبیه ساز سلول خورشیدی به پنل سازه ای ماهواره نمایش داده شده است. در اتصال این دو پنل با استفاده از پیچ های M10 لبه های هردو پنل به یکدیگر متصل و در مرکز پنلها (مشابه مدل پروازی) برای اتصال بهتر از ۴ پیچ M6 استفاده شده است. شایان ذکر است که در این مدل به جای استفاده از سلول های خورشیدی از پنلی آلومینیومی با پوشش آنودایز مشکی استفاده شده است.

Component	Thermal Contact Conductance Coupling (W/m ² K)					
	I	II	III	IV	V	VI
Chamber Shroud	0.9	0.85	0.87	0.87	0.87	0.87
Chamber Base Plate	0.9	0.8	0.87	0.87	0.87	0.87

برای مدل سازی نرم افزاری مدل حرارتی در محیط نرم افزار I-DEAS لازم است تا خواص ترموپاتیکی سطوح اجزای مختلف مدل نیز در نرم افزار وارد شود. با توجه به نوع تست بالانس حرارتی اعمالی روی این مدل، تنها ضریب صدور طیف فروسرخ موج بلند سطوح مورد نیاز است. در جدول (۳)، ضریب صدور سطوح مختلف با توجه به نوع پوشش سطح به کاررفته مشخص شده است.

مقادیر مربوط به این کوپلینگ های تشعشی در فرایند اصلاح مدل، با توجه به شرایط در محدوده ای معقول تغییر داده شده است تا بهترین نتایج از مقایسه نتایج تحلیل و تست حاصل شود. شایان ذکر است که قبل از انجام تست ها، ضریب صدور سطوح آنودایز و آلومینیوم خام اندازه گیری و سعی شده است تا اعمال تغییرات در محدوده اندازه گیری باشد. با توجه به تغییر کیفیت آنودایز در نواحی مختلف، تغییر ضریب صدور برای این نواحی در نظر گرفته شده است. اما با توجه به تغییر نکردن کیفیت سطحی آلومینیوم استفاده شده و ضریب صدور اندازه گیری و گزارش شده در مرجع [۹] برای آلومینیوم ۷۰۷۵، این ضریب تغییری نداشته یا تغییرات آن ناچیز بوده است.

ذکر این نکته نیز ضروری است که با توجه به استفاده نکردن از حسگرهای اندازه گیری شار حرارتی روی مدل، برای مدل سازی شار حرارتی برخوردی با سطوح بیرونی مدل، دیواره های محفظه خلأ نیز در نرم افزار مدل سازی شده و از تشعش دیواره های داخلی محفظه با توجه به دمای آنها استفاده شده است. بنابراین، ضرایب صدور این دیواره ها نیز به پارامترهای عدم قطعیت مدل سازی اضافه و در جدول (۳) فهرست شده است.

مقایسه نتایج تست و تحلیل و اصلاح مدل

ریاضی - حرارتی

در این بخش سعی می شود علاوه بر ارائه نتایج مقایسه تست و تحلیل به صورت خلاصه به فرایند اصلاح مدل ریاضی - حرارتی و دستیابی به مدل اصلاح شده نهایی نوجه شود.

فرایند اصلاح مدل ریاضی - حرارتی در قالب چند مرحله اعمال و در هر مرحله نتایج تحلیلی مدل اصلاح شده با تست متناظر آن مقایسه می شود. در این تحقیق بیش از ۲۸ مرحله یا

اتصالات نیز در گام های مختلف فرایند اصلاح در این جدول درج شده است.

جدول ۳- مقادیر فرضی کوپلینگ های مختلف مدل در هر مرحله

Component	Thermal Contact Conductance Coupling (W/m ² K)					
	I	II	III	IV	V	VI
Side of +Y to Solar	531	350	350	150	100	150
Side of +X to Solar	531	290	290	90	90	150
Side of -X to Solar	531	290	290	90	90	150
Side of -Z to Solar	531	280	280	80	150	150
Middle Panel to Solar	820	820	820	820	820	820
Inner Panel to Solar	0	5	5	5	0	0
+Y to Top Frame	233	240	240	240	240	300
-Y to Bottom Frame	233	370	370	370	370	370
-X to Top Frame	233	300	300	300	300	300
-X to Bottom Frame	233	300	300	300	300	300
-X to L Profile	233	300	300	300	300	300
+X to Top Frame	233	300	300	300	300	300
+X to Bottom Frame	233	300	300	300	300	300
+X to L Profile	233	300	300	300	300	300
-Z to Top Frame	233	250	250	250	250	300
-Z to Bottom Frame	233	250	250	250	250	300
-Z to L Profile	233	250	250	250	250	300
+Z to Top Frame	233	250	250	250	250	300
+Z to Bottom Frame	233	250	250	250	250	300
+Z to L Profile	233	250	250	250	250	300
Frame to L Pro.1 B	820	410	410	410	410	410
Frame to L Pro.2 B	820	820	820	820	820	820
Bracket Single Bolt	820	820	820	820	820	820
Bracket Double Bolts	820	820	820	820	820	820
Decouple Bracket	3	100	100	100	100	120
Adaptor Ring to -Y	370	370	370	370	370	370
PTFE Base to Panel	0	20	40	40	20	5
	Optical Properties - Emissivity (ε)					
MLI	.005	0.06	0.06	0.06	0.06	0.06
+X Solar Panel	0.9	0.84	0.87	0.87	0.87	0.87
-X Solar Panel	0.9	0.84	0.87	0.87	0.87	0.87
+Y Solar Panel	0.9	0.84	0.87	0.87	0.87	0.87
-Z Solar Panel	0.9	0.84	0.87	0.87	0.87	0.87
Panel surfaces	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
Frames & Brackets	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1

داشته است. یعنی، تعداد حسگرهایی مشخص شده است که اختلاف آنها با تحلیل کمتر از ۱ درجه سانتی‌گراد، در حد ۱-۲ درجه سانتی‌گراد، حدود ۲-۳ درجه سانتی‌گراد و مشابه آن بوده و درصد آنها محاسبه شده است.

جدول ۴- درصد تطابق نتایج تست و تحلیل در هر گام برای تست دوم

Temp. margin	Percentage of measurement points (%)					
	I	II	III	IV	V	VI
1	34.90	9.27	32.89	19.46	37.58	24.83
2	28.19	21.19	26.17	17.45	30.87	26.17
3	18.79	25.83	26.17	22.15	23.49	26.17
4	6.04	24.50	6.71	32.21	6.04	18.79
5	4.70	13.91	4.03	6.71	1.34	4.03
6	2.01	1.99	2.68	0.00	0.67	0.00
7	2.68	0.66	1.34	2.01	0.00	0.00
8	0.67	1.32	0.00	0.00	0.00	0.00
9	2.01	0.66	0.00	0.00	0.00	0.00
10	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
11	0.00	0.66	0.00	0.00	0.00	0.00

جدول ۵- درصد تطابق نتایج تست و تحلیل در هر گام برای تست چهارم

Temp. margin	Percentage of measurement points (%)					
	I	II	III	IV	V	VI
1	13.42	29.53	27.52	23.49	55.03	52.35
2	18.12	29.53	22.82	23.49	28.86	24.83
3	16.11	24.16	20.13	24.83	9.40	14.09
4	21.48	10.74	12.08	17.45	5.37	6.04
5	15.44	2.68	6.71	5.37	0.67	2.01
6	6.04	0.67	4.70	1.34	0.67	0.67
7	4.03	1.34	2.01	0.67	0.00	0.00
8	3.36	0.67	3.36	2.68	0.00	0.00
9	0.67	0.00	0.67	0.67	0.00	0.00
10	1.34	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
11	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
12	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
13	0.00	0.67	0.00	0.00	0.00	0.00

شایان ذکر است نتایج ارائه شده در جدول‌های (۴) و (۵) به ۱۵۰ حسگر از مجموع ۱۷۵ حسگر نصب شده روی سازه مدل حرارتی مربوط است. بیست و پنج حسگر حرارتی نیز، روی عایق چندلایه نصب شده است که در این فرایند استفاده نشد. این حسگرها برای تعیین کارایی عایق‌های چندلایه در حالت عملی در مدل حرارتی تعبیه شده است. در جداول یادشده به جای استفاده از تعداد حسگر از درصد حسگرها استفاده شده است بدین معنی که درصدی از حسگرها مشخص شده است که اختلاف دمایی حدود ۱-۲ درجه دارد. بنابراین،

گام در نظر گرفته و بیش از ۲۵۰ اجرای کامپیوتری (نرم‌افزار I-DEAS) اعمال شده است. در هر مرحله، ضرایب و کوپلینگ‌های حرارتی در بازه‌های مشخص و منطقی تغییر داده و اثرات آن ارزیابی شده است. بدین ترتیب مقدار حساسیت هریک از پارامترها در مدل ریاضی - حرارتی بررسی شده است. تغییرات اعمالی در برخی از این مراحل، وضعیت نتایج را بدتر کرده و در برخی از موارد تأثیری بر نتایج نداشته است. پس در این مقاله سعی شده است تا از میان این ۲۸ مرحله تنها ۶ مرحله مهم‌تر انتخاب شود. با توجه به اینکه هرگونه اصلاح در مدل ریاضی - حرارتی دهد، بسیاری از این مراحل و تغییرات اعمال شده در آنها مجوز ورود به مراحل بعدی را ندارد. در جدول ۳ مقادیر تغییر یافته ضرایب و کوپلینگ‌های حرارتی برای ۶ مرحله یا گام یادشده ارائه شده است.

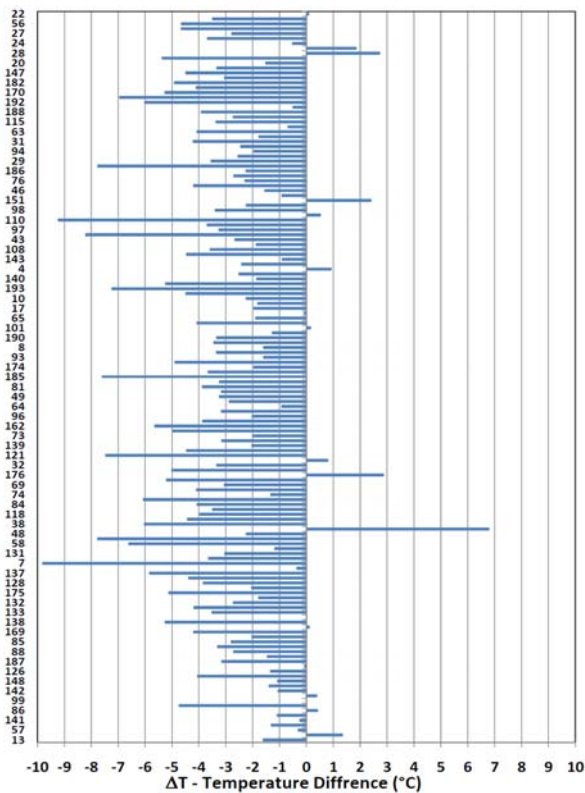
از مجموع پنج تست تعریف شده در جدول (۲)، تست‌هایی که همراه گرادیان دمایی بالاتری است از لحاظ اختلاف با نتایج تحلیلی بحرانی‌تر محسوب می‌شود. بنابراین در گام نخست، از میان این پنج تست، تست‌های دوم، چهارم و پنجم مهم‌تر است. از آنجا که بعد از اصلاح مدل ریاضی - حرارتی برای یک تست لازم است تا مدل اصلاح شده برای تست‌های دیگر نیز بررسی شود که این موضوع به اجرای نرم‌افزاری زیاد و صرف زمان بسیار طولانی نیاز دارد. راهبرد اصلی برای اصلاح مدل ریاضی - حرارتی بر این موضوع تمرکز دارد که ابتدا برای دو تست دوم و چهارم، این مدل اصلاح شود. زیرا این دو تست از نظر گرادیان دمایی نسبت به دو تست اول و سوم حادث‌تر است. با توجه به اینکه در این دو تست تنها یک وجه مدل حرارتی در معرض شار حرارتی بالا قرار می‌گیرد، شارش انرژی حرارتی به درون مدل از طریق یک وجه است و امکان بررسی کوپلینگ‌ها و چگونگی جریان یافتن انرژی داخل مدل را بهتر فراهم می‌کند. بنابراین، فرایند اصلاح روی این دو تست متمرکز می‌شود و پس از اصلاح مدل، مدل اصلاح شده نهایی برای سه تست دیگر بررسی شده و در صورت نارضایتی از نتایج، فرایند تکرار شده است.

در جدول (۴) درصد انطباق حسگرها با نتایج تحلیل در بازه‌های مختلف برای تست دوم و در جدول (۵) برای تست چهارم فهرست شده است. ستون اول این دو جدول به گام نخست فرایند اصلاح مربوط است. در ابتدای فرایند اصلاح مدل ریاضی - حرارتی (گام اول)، پس از تحلیل نرم‌افزاری و مقایسه نتایج تست با تحلیل، اختلاف دمایی بین تحلیل و تست در هریک از نقاطی مشخص شد که حسگر حرارتی روی مدل حرارتی تعبیه شده بود (نقاط مرجع). سپس، بازه‌های اختلاف ۱ درجه در نظر گرفته شده و تعداد حسگرها در هریک از بازه‌هایی مشخص شده است که با تحلیل اختلاف

برای اصلاح مدل حرارتی، تحلیل بیشتر و تصمیم‌گیری در رابطه با چگونگی تغییر مقادیر کوپلینگ‌ها، اختلاف تک‌تک حسگرها و گره‌های محاسباتی متناظر آنها در مدل نرم‌افزاری (مدل ریاضی - حرارتی) محاسبه شده و در شکل‌های (۲۲) و (۲۳) برای تست‌های دوم و چهارم نشان داده شده است که در آنها، محور افقی مقدار اختلاف دمای تست و تحلیل برحسب درجه سانتی‌گراد است و از رابطه (۱) به دست آمده است:

$$\Delta T = T_{Mi} - T_{Pi} \quad (1)$$

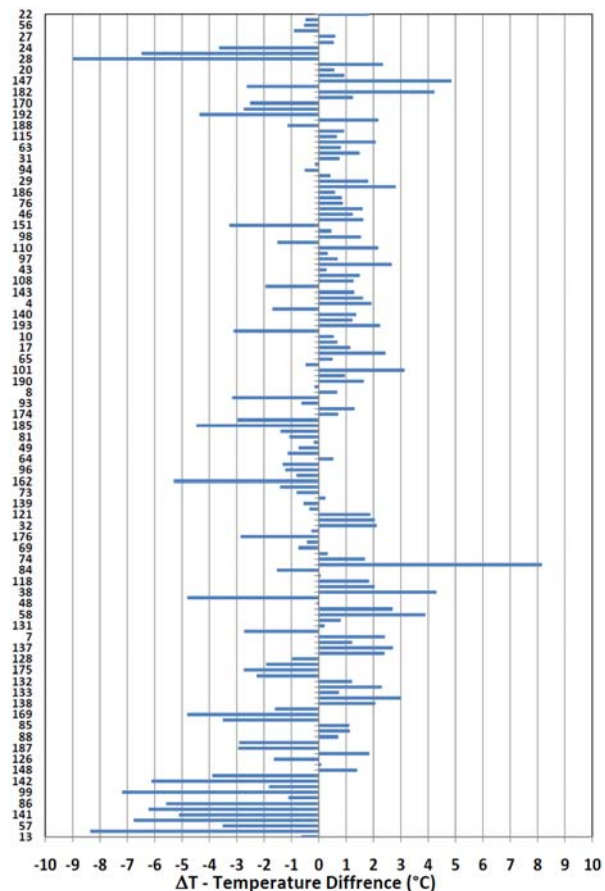
که T_{Mi} دمای اندازه‌گیری شده در تست و T_{Pi} دمای تخمین زده شده در تحلیل نرم‌افزاری است. بنابراین، مثبت بودن مقدار ΔT نشان‌دهنده گرم‌تر بودن نتایج تست نسبت به تحلیل و برعکس منفی بودن آن نشان‌دهنده سردتر بودن تست نسبت به تحلیل است. در شکل‌های (۲۲) و (۲۳)، محور عمودی نیز نشان‌دهنده شماره حسگرها روی مدل حرارتی است. همان‌طور که مشاهده می‌شود حداکثر اختلاف دمای تست و تحلیل در گام اول، کمتر از ۱۰ درجه سانتی‌گراد است. نکته دیگر این است که در تست چهارم نتایج تست نسبت به تحلیل سردتر است. حال آنکه در تست دوم تعادلی تقریبی بین اختلاف دماهای مثبت و منفی برقرار است.



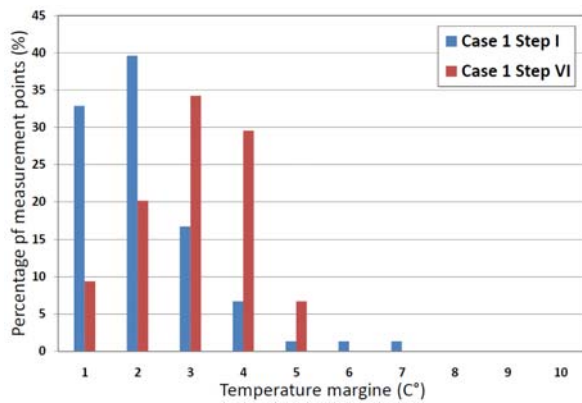
شکل ۲۳- اختلاف دمای حسگرها در تست چهارم با نتایج تحلیل در هر یک از نقاط مرجع

با توجه به ۱۵۰ حسگر جداول (% $1/150 = 0.67\%$) هر ۰/۶۷ درصد معادل یک حسگر حرارتی است.

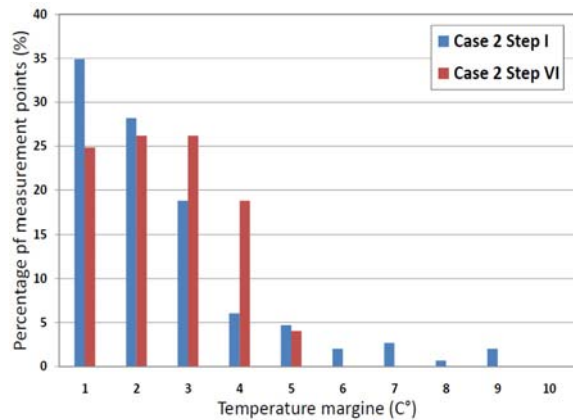
همان‌طور که در جدول (۴) و (۵) مشاهده می‌شود، در گام نخست بیشترین اختلاف نتایج تست و تحلیل برای تست‌های دوم و چهارم به ترتیب حدود ۹ و ۱۰ درجه است که این اختلاف تنها به ۲-۳ حسگر یا نقطه مرجع بررسی مربوط است. در تست دوم در بیش از ۹۲ درصد از نقاط مرجع (۱۳۹ حسگر از ۱۵۰ حسگر) اختلاف نتایج تست و تحلیل کمتر از ۵ درجه بوده است و در تست چهارم نیز بیش از ۸۴ درصد حسگرها (۱۲۸ حسگر) کمتر از ۵ درجه با نتایج تحلیلی اختلاف داشته است. با وجود این، مطابق استاندارد ECSS تمام حسگرها پس از فرایند اصلاح مدل ریاضی حرارتی باید اختلافی کمتر از ۵ درجه داشته باشد. از این‌رو، اصلاح مدل ریاضی - حرارتی ضروری به نظر می‌رسد. بنابراین، در گام دوم با تغییر ضرایب کوپلینگ هدایتی و تشعشعی سعی شده است تا اختلاف کمتر از ۵ درجه برای تمامی حسگرها و نقاط مرجع حاصل شود.



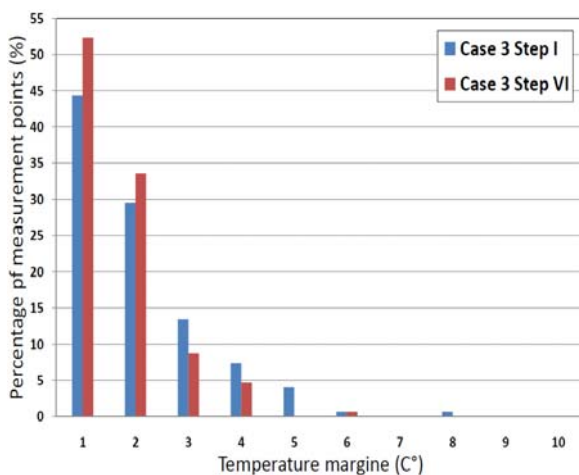
شکل ۲۲- اختلاف دمای حسگرها در تست دوم با نتایج تحلیل در هر یک از نقاط مرجع



شکل ۲۴- درصد تطابق داده‌های تحلیل و تست و مقدار اختلاف آنها برای تست اول در گام‌های اول و ششم



شکل ۲۵- درصد تطابق داده‌های تحلیل و تست و مقدار اختلاف آنها برای تست دوم در گام‌های اول و ششم



شکل ۲۶- درصد تطابق داده‌های تحلیل و تست و مقدار اختلاف آنها برای تست سوم در گام‌های اول و ششم

تحلیل نتایج ارائه شده در شکل‌های (۲۲) و (۲۳) به تعیین ضرایب کوپلینگ‌های هدایتی و تشعشعی کمک و تفسیر بهتر نتایج را میسر می‌کند. برای مثال سرد بودن تست نسبت به تحلیل می‌تواند بیانگر بالابودن ضرایب تشعشعی سطوح خارجی مدل نرم‌افزاری (مدل ریاضی- حرارتی) باشد. یکی از تغییرات حاصل در گام دوم، تغییر ضرایب صدور سطوح خارجی بوده است که در جدول (۳) به خوبی مشاهده می‌شود. تغییر کوپلینگ‌های هدایتی نیز، با همین رویکرد در برخی از نقاط سازه رخ داده است که مقادیر تغییر داده شده در ستون دوم جدول (۳) مشهود است. نکته مهم در نتایج این مرحله این است که اگرچه اصلاحات اعمالی، درصد حسگرهای با اختلاف زیر ۵ درجه را به ۹۶ درصد افزایش داده است، بیشترین اختلاف را به ۱۱ و ۱۳ درجه سانتی‌گراد برای دو تست دوم و چهارم افزایش داده است. یعنی، با اینکه این اصلاحات به طور کلی روند مطلوبی را طی کرده است اما در نقاطی از مدل، اختلاف‌های تحلیل و تست افزایش یافته است. پس، گام‌های سوم تا ششم فرایند اصلاح با رویکردی ادامه پیدا کرده است که مشابه گام دوم بوده و برای جلوگیری از افزایش حجم مطالب از ذکر آن خودداری شده است. تغییرات مربوط به هر یک از گام‌های اصلاح مدل ریاضی- حرارتی و نتایج مربوط به آنها در جدول (۲) تا جدول (۴) فهرست شده است. همان‌طور که در جدول (۳) و (۴) مشاهده می‌شود برای دو تست دوم و چهارم در گام نهایی ششم، اختلاف دمای تمامی حسگرها کمتر از ۵ درجه سانتی‌گراد بوده و در این گام الزام استاندارد کاملاً رعایت شده است. با دستیابی به این امر، مدل ریاضی- حرارتی اصلاح شده در این مرحله برای تست‌های اول، سوم و پنجم نیز بررسی شد که در نهایت، نتایج به دست آمده حاکی از آن است که مدل ریاضی- حرارتی اصلاح شده در هر پنج تست، شرایط تعیین شده در استاندارد را تأمین کرده است.

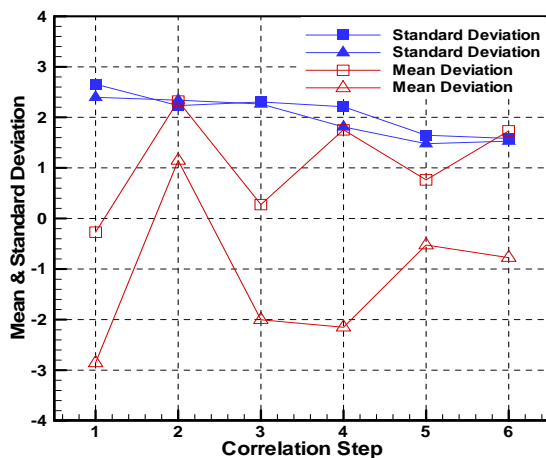
در شکل (۲۴) تا شکل (۲۸)، درصد حسگرهایی که با نقاط گرهی مدل نرم‌افزاری (مدل ریاضی- حرارتی) اختلاف دارد برای بازه‌های یک درجه‌ای در دو حالت قبل از اصلاح مدل نرم‌افزاری و بعد از اصلاح نهایی مدل نرم‌افزاری (گام ششم یا گام نهایی) برای تست اول تا پنجم نمایش داده شده است.

در فرایند اصلاح مدل ریاضی - حرارتی، از پارامترهای دیگری برای کنترل فرایند اصلاح و اطمینان از بهبود نتایج استفاده شده است. از این پارامترها می‌توان به خطای متوسط (ΔT_{mean}) و خطای استاندارد (σ) اشاره کرد که مطابق استاندارد ECSS، این دو خطا نیز باید در طول فرایند اصلاح مدل (در گام‌های اول تا ششم) کاهش یابد. مطابق استاندارد ECSS خطای متوسط و استاندارد به ترتیب مطابق روابط (۲) و (۳) تعریف می‌شود [۱]:

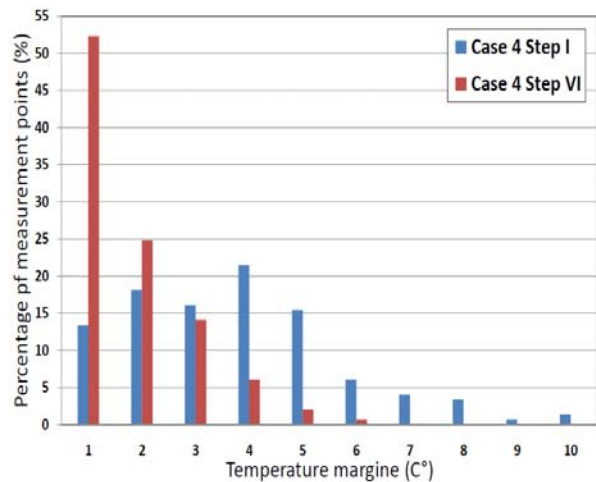
$$\Delta T_{mean} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (T_{Mi} - T_{Pi}) \quad (2)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [(T_{Mi} - T_{Pi}) - \Delta T_{mean}]^2} \quad (3)$$

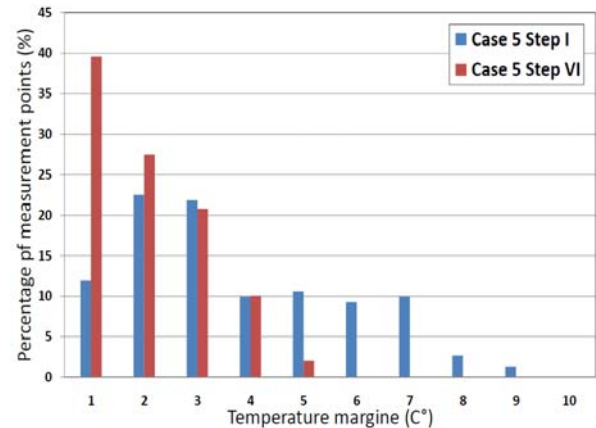
که N تعداد نمونه‌ها یا نقاط مرجع است. خطاهای متوسط و استاندارد در کنار خطاهای محلی می‌تواند در قالب ابزارهای بسیار مناسبی برای تفسیر روند اصلاح مدل به کار رود زیرا در فرایند اصلاح مدل با استفاده از این دو پارامتر می‌توان تأثیر تغییرات جدید در مدل ریاضی - حرارتی را روی تمامی نقاط مرجع مشاهده کرد. تغییرات خطای متوسط و استاندارد در هر یک از گام‌های اول تا ششم فرایند اصلاح مدل ریاضی برای تست‌های دوم و چهارم در شکل (۲۹) نمایش داده شده است و همان‌طور که مشاهده می‌شود در نهایت خطای متوسط هردو تست کاهش یافته است. تنها در تست دوم خطای متوسط اولیه بسیار پایین بوده و اصلاح اعمالی روی مدل ریاضی - حرارتی، خطای این تست را نسبت به حالت اولیه افزایش داده است که این امر نیز اجتناب‌ناپذیر است. زیرا رسیدن به یک مدل ریاضی - حرارتی با نتایج بسیار خوب در تمام تست‌ها بسیار دشوار است. در رابطه با خطای استاندارد نیز همان‌طور که شکل (۲۹) مشاهده می‌شود، روند کاهش خطای استاندارد برای هر دو تست به خوبی مشخص است. این خطا از مقدار اولیه حدود ۲/۵ درجه برای گام نخست به ۱/۵ درجه در گام ششم کاهش یافته است.



شکل ۲۹- تغییرات خطای متوسط و استاندارد در هر یک از مراحل اصلاح برای تست‌های دوم و چهارم



شکل ۲۷- درصد تطابق داده‌های تحلیل و تست و مقدار اختلاف آنها برای تست چهارم در گام‌های اول و ششم



شکل ۲۸- درصد تطابق داده‌های تحلیل و تست و مقدار اختلاف آنها برای تست پنجم در گام‌های اول و ششم

در نمودارهای میله‌ای، محور عمودی درصد حسگرها و محور افقی بازه اختلاف نتایج تست و تحلیل را نشان می‌دهد. برای مثال بازه ۱ درجه نشان‌دهنده این است که اختلاف تست و تحلیل کمتر از ۱ درجه است و بازه ۲ درجه‌ای، نشان می‌دهد که اختلاف تست و تحلیل ۱-۲ درجه است. در آخرین گام اصلاح، بهبود نتایج و افزایش درصد حسگرهای کمتر از ۵ درجه در تمامی تست‌ها به خوبی مشاهده می‌شود. به علاوه، در اکثر تست‌ها بیش از ۵۰ درصد حسگرها اختلافی کمتر از ۱ درجه را با نتایج تحلیلی داشته است که رقم چشمگیری است. تنها در تست سوم و چهارم ۲ حسگر مربوط به وجه خارجی Y+ اختلاف دمایی ۵-۶ درجه داشته است که با توجه به عدم قطعیت‌های تست اعم از عدم دقت در محاسبه دمای دیواره‌های محفظه، خلأ، عدم دقت حسگرها و عدم یکنواختی ضرایب صدور سطوح مدل و محفظه، اصلاح این نقاط به پس از تست و اصلاح مدل کامل مدل حرارتی موقوف شده است.

آن اشاره شد. همچنین، مدل حرارتی طراحی و ساخته شده ماهواره آتست معرفی و نحوه تعریف تست‌ها و الگوریتم اصلاح مدل نرم‌افزاری با استفاده از نتایج تست تشریح شد. نتایج مقایسه مدل نرم‌افزاری با داده‌های پنج تست تعریف شده قبل و بعد از اصلاح مدل نیز ارائه شده است. ضرایب و کویپینگ‌های تشعشی و هدایتی به کاررفته در فرایند اصلاح نیز، در جداول مربوطه فهرست شد. نتایج حاصل نشان‌دهنده تأمین کامل شرایط تعیین شده در استاندارد ECSS است.

تقدیر و تشکر

انجام این تحقیق با حمایت‌های مادی و معنوی مرکز تحقیقات فضایی آتست دانشگاه صنعتی امیرکبیر، پروژه ماهواره آتست میسر شده است که از این طریق از حمایت‌های دانشگاه و این مجموعه قدردانی می‌شود.

مراجع

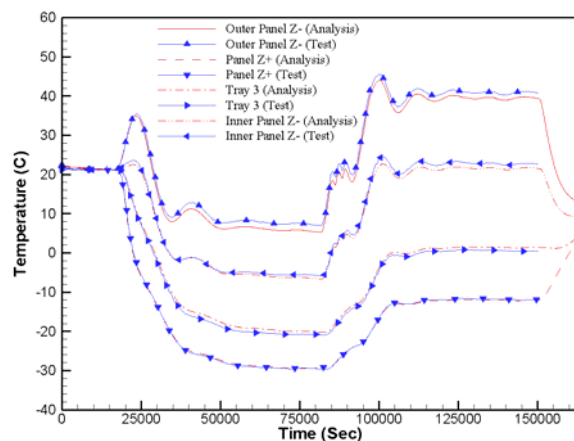
- [1] ECSS-E-ST-31C Thermal Control General Requirements, 15 Nov. 2008.
- [2] Nesamani, G.J.J., Joshi, S.C., Jin, Z., Chan, P.K. and Lee, S.C., "Design and Development of Thermal Test Model of a Micro-Satellite for Thermal Balance Test," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 80, 2008, pp. 51–58.
- [3] Jin, Z., Joshi, S.C., Nesamani, G.J.J., Chan, P.K., Ying, T.M., Goh, C.H., "Data Analysis and Correlation for Thermal Balance Test on a Micro-Satellite Model, Heat Transfer Engineering," Vol. 31, No. 3, 2010, pp. 222–233.
- [4] Beck, T., Bieler, A. and Thomas, N., "Numerical Thermal Mathematical Model Correlation to Thermal Balance Test Using Adaptive Particle Swarm Optimization (APSO)," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 38, 2012, pp. 168-174.
- [5] Anglada, E. and Garmendia, I., "Correlation of Thermal Mathematical Models for Thermal Control of Space Vehicles by Means of Geneticalgorithms," *Acta Astronaut*, Vol. 108, 2015, pp. 1–17.
- [6] Garmendia, I. and Anglada, E., "Thermal Athemathical Model Correlation Through Genetic Algorithms of an Experiment Conducted on Board the International Space Station," *Acta Astronautica*, Vol. 122, 2016, pp. 63–75.
- [7] Ramezani-Najafi, H., Moini, E., Karimian, S.M.H. and Alisadeghi, H., "Evaluation of Effective Emissivity of a Multilayer Insulation Blanket Using Test," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 8, No. 1, spring 2015, pp. 19-25 (In Persian).
- [8] Gilmore, D.G., *Spacecraft Thermal Control Handbook Vol. I, Fundamental Technologies*, AIAA Press, 2nd Edition, 2002.
- [9] Fang, G., Zhou, J. and Duszczyn, J., "Extrusion of 7075 Aluminium Alloy Through Double-Pocket Dies to Manufacture a Complex Profile," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 209, 2009, pp.3050- 2059.

در جدول (۶) خطای متوسط و خطای استاندارد در گام ششم برای تست‌های اول تا پنجم درج شده است. خطای به دست آمده برای تمامی تست‌ها نشان می‌دهد بیشترین خطای متوسط به تست نخست مربوط و مقدار آن حدود ۲/۵ درجه است. بیشترین خطای استاندارد نیز مربوط به تست پنجم با مقدار ۱/۷ درجه است.

جدول ۶- خطای متوسط و استاندارد برای تمامی تست‌ها در گام ششم

Test Case	Temperature Deviation	
	Mean (ΔT_{mean})	Standard (σ)
Test Case I	-2.55822	1.138945
Test Case II	1.732602	1.583935
Test Case III	-0.90164	1.191862
Test Case IV	-0.77529	1.531247
Test Case V	-0.787556459	1.692227853

نتایج مشخص شده در شکل (۲۴) تا شکل (۲۸) به حالت دائم مربوط است. برای تست‌های اول و دوم مقایسه نتایج تست با تحلیل برای حالت غیر دائم بررسی شد. در شکل (۳۰) نتایج تست و تحلیل پس از اصلاح مدل نرم‌افزاری برای چهار حسگر تعبیه شده روی سطوح داخلی و خارجی مدل حرارتی برای نمونه ارائه شده است و همان‌طور که مشاهده می‌شود، رفتار غیردائم مدل نرم‌افزاری یا مدل ریاضی - حرارتی با نتایج تست‌های اول و دوم تطابق بسیار خوبی داشته است.



شکل ۳۰- مقایسه نتایج تست و تحلیل برای حالت گذرا در طول تست اول و دوم پس از اصلاح مدل ریاضی - حرارتی

نتیجه گیری

در این مقاله، به فلسفه و ضرورت ساخت مدل حرارتی ماهواره و اجرای تست‌های بالانس حرارتی و سپس، اصلاح مدل نرم‌افزاری