

空间激光通信载荷热学性能仿真模型修正以及在轨可靠性验证

何晓垒¹,李宽¹,唐鑫科¹,苏瑞芝¹,张昕^{1*},周伟娟²

(1.中国电子科技集团公司第三十四研究所,广西 桂林 541004;2.湖北航天技术研究院 总体设计所,武汉 430040)

摘要:为解决星载激光通信载荷热仿真与在轨实际温度差异导致的载荷热失控问题,提出了一种基于在轨温度数据的仿真模型修正与验证方法。通过建立载荷物理场热仿真模型,分析热作用下内部温度敏感元器件的温度变化及波动情况,并结合热真空实验数据,采用贝叶斯反演算法对仿真模型的边界条件与材料参数进行动态修正,显著提升了模型与实测数据的吻合度。修正后的模型误差由15%降至5%以内,关键测温点温度偏差控制在 $\pm 1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。通过激光通信终端在轨实测数据验证修正模型能准确预测载荷在轨各工况下温度场分布,激光器工作温度实测值($22.3\pm 2.1\text{ }^{\circ}\text{C}$)与模型预测值($22.0\pm 1.8\text{ }^{\circ}\text{C}$)高度吻合,温度梯度误差仅为 $0.1\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{m}$ 。

关键词:激光通信;热仿真修正;在轨验证;贝叶斯反演;热-结构耦合

中图分类号:TN256 文献标志码:A 文章编号:1002-5561(2025)06-0037-06

DOI:10.13921/j.cnki.issn1002-5561.2025.06.007

Correction of thermal performance simulation model and on-orbit reliability verification for space laser communication payloads

HE Xiaolei¹, LI Kuan¹, TANG Xinke¹, SU Ruizhi¹, ZHANG Xin^{1*}, ZHOU Weijuan²

(1. The 34th Research Institute of CETC, Guilin Guangxi 541004, China;

2. General Design Institute of Hubei Aerospace Technology Academy, Wuhan 430040, China)

Abstract: To address the thermal runaway issue in spaceborne laser communication payloads caused by discrepancies between thermal simulation results and on-orbit actual temperatures, a simulation model correction and verification method based on on-orbit temperature data is proposed. A physical field thermal simulation model of the payload is established to analyze temperature variations and fluctuations of internal temperature-sensitive components under thermal effects. By integrating thermal vacuum experimental data and employing a Bayesian inversion algorithm, the boundary conditions and material parameters of the simulation model are dynamically corrected, significantly improving the consistency between the model and measured data. The error of the corrected model is reduced from 15% to within 5%, with temperature deviations at key measurement points controlled within $\pm 1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$. Validation using on-orbit measured data from the laser communication terminal demonstrates that the corrected model accurately predicts the temperature field distribution of the payload under various on-orbit operating conditions. The measured operating temperature of the laser ($22.3\pm 2.1\text{ }^{\circ}\text{C}$) closely matches the model-predicted value ($22.0\pm 1.8\text{ }^{\circ}\text{C}$), with a temperature gradient error of only $0.1\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{m}$.

Key words: laser communication, thermal simulation correction, on-orbit verification, Bayesian inversion, thermal-structural coupling

收稿日期:2025-08-01。

作者简介:何晓垒(1983—),男,河南漯河人,中国电子科技集团公司专家,主要从事无线激光通信方面工作。曾获中国电子科技集团公司科学技术奖三等奖;主笔的光通信专业技术方案荣获中国电子科技集团公司科学技术奖(专利优秀奖)。

***通信作者:**张昕(1983—),正高级工程师,主要研究方向为光电子技术与光通信。



0 引言

随着航天任务的持续深化以及星链计划的启动实施,高精度星间激光通信已成为保障空间站、深空探测及在轨服务实时数据传输的关键技术。然而,在复杂的空间热环境下,航天器经历周期性高低温交变,导致光学载荷结构发生热变形,进而影响激光通信系统的光束指向精度和稳定性^[1-2]。特别是在载人航天任务中,由于舱内设备发热、太阳辐照及阴影区

何晓奎、李宽、唐鑫科,等:空间激光通信载荷热学性能仿真模型修正以及在轨可靠性验证

频繁切换等因素,热环境更为复杂,对激光通信终端等精密光学元器件的热控设计提出了更高要求。若热管理不当,微小的热致形变(如反射镜面畸变、支架结构热漂移)可能导致通信链路中断,直接影响任务可靠性与航天员安全^[3]。因此,建立高精度的热仿真模型,并通过在轨数据验证其有效性,对激光通信系统的设计与在轨维护至关重要。

目前,国内外在航天器热控与光机热集成分析方面已取得一定进展。例如,国际空间站(ISS)采用多层隔热材料与主动热控系统相结合的方式,保障了舱内设备的温度稳定性^[4-7]。2017年,刘百麟等人^[8]提出了优化热控策略,虽能有效抑制光学载荷的热扰动,却难以满足激光通信载荷在长期在轨、高动态温变及严格光束指向等方面的特殊需求。现有热仿真模型存在两大局限:首先,传统模型多依赖地面试验数据,难以精准模拟在轨的真实复杂热边界;其次,光学元器件对温度的敏感性未被充分量化,导致热控设计常陷入“冗余不足”或“过度设计”的两难境地,最终影响任务效能。为此,本文以某型星载激光通信终端为研究对象,系统开展热仿真分析、地面实验、模型修正及在轨验证等一系列研究。

1 空间激光通信载荷结构

当前,激光通信技术凭借其大带宽、高保密性等优势,在军事通信和空间信息传输等领域发挥着重要作用。本文研究的空间激光通信设备采用模块化设计,整机外形尺寸为600 mm×400 mm×80 mm,集成4个独立通信终端。设备采用分层式热控架构:热控系统 with 光学系统集成于设备正上方(+Z方向),电子学系统布置于正下方(-Z方向)。其中,热控系统采用多层隔热材料(MLI)、导热铜排、冷板、热管和散热板组成的复合热管理方案,设备内部发热器件(如芯片等)采用均匀分布设计以提高散热效率。此外,该载荷在轨安装时,其正上和正下方均与卫星平台直接接触(如图1所示),这一特殊布局对热管理提出了更高要求。

激光通信系统的光学元器件具有显著的温度敏感性,其工作性能与温度稳定性密切相关。根据在轨实测数据,卫星平台上、下部载荷的工作温度范围分别可达-20℃~65℃(上部)、-20℃~60℃(下部),而光学系统的最佳工作温度区间为25±8℃。这一严苛的温差环境与光学元器件的温度敏感性形成突出矛盾,使得热控系统设计面临重大挑战。如何在温度波

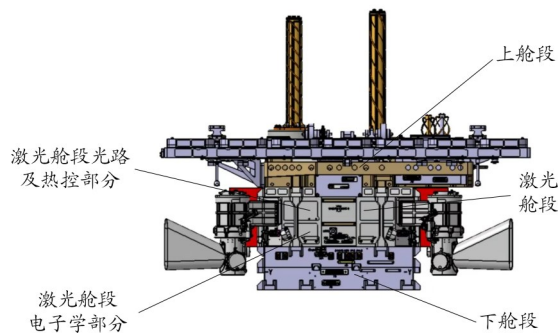


图1 卫星布局示意图

动环境下维持光学系统的温度稳定性,成为确保激光通信性能的关键技术难题。

2 空间激光通信载荷仿真建模与网格划分

热仿真是基于传热学基本原理,通过计算机数值模拟技术对目标系统温度场分布及其演化规律进行分析的研究方法。其理论基础主要包含热力学第一定律(能量守恒定律)、傅里叶热传导定律、斯特藩-玻尔兹曼辐射定律。现代热仿真通过有限元法(FEM)或有限体积法(FVM)等数值计算方法,结合上述定律构建偏微分方程组,并采用迭代算法求解复杂边界条件下的温度场分布。在航天器热仿真中,还需考虑微重力环境下自然对流减弱、空间辐射环境等特殊因素,通过建立多物理场耦合模型(热-结构-光学)来提高仿真精度。

2.1 空间激光通信载荷建模

在空间激光通信系统的热仿真建模过程中,模型简化是一个关键的预处理步骤。针对这类高精度光学系统,其热模型简化需要遵循特定的工程原则即材料属性处理、边界条件特殊处理和几何特征简化^[9-11]。在材料属性方面,对复合材料的各向异性导热特性进行了等效处理,并简化了多层隔热材料的层间模型;同时,为确保仿真精度,保留了关键光学元件镀膜层的辐射特性参数。在边界条件方面,精确建模了激光器芯片点状热源,详细处理了光学窗口表面的辐射换热,并等效保留了热管高效传热元件的模型。这种有针对性的简化策略,既保证了计算效率(可减少30%~50%的网格数量),又能维持关键光学区域(如激光发射/接收模块)的温度场计算精度(误差控制在±1℃以内)。在几何特征简化中,本实验移除了如螺钉孔、倒角等不影响传热路径的机械特征,使用了接触热阻来代替非关键支撑结构,并保留了所有热敏感光学元件的完整几何特征。

特别是在空间激光通信系统中,对光束质量控制相关的光学元件(如反射镜、透镜组)必须保持完整建模,因其微米级的热变形就会导致显著的波前误差。研究表明,经过合理简化的热模型,其计算结果的误差可控制在3%以内,完全满足空间激光通信系统在方案设计阶段的精度要求^[12]。这种建模方法已成功应用于多型星间激光通信终端的热设计验证。

在本空间激光通信系统中,光学平台需承受火箭发射时的剧烈冲击与多自由度耦合振动,其设计不仅关乎结构强度和面形精度,还需兼顾热控制。为此,平台采用橡胶件与柔性接头进行机械解耦,并应用聚酰亚胺隔热垫进行热隔离,示意图如图2所示。图中, h_1 、 h_2 、 h_3 、 h_4 分别为螺钉高度、橡胶1高度、橡胶2高度、平台于螺钉接触的高度。 R_1 、 R_2 、 R_3 分别为橡胶1直径、橡胶2直径、螺钉直径。模型中包含多种材料与细小结构,且它们均位于关键传热路径上,无法简化省略,这为仿真计算带来了巨大挑战。为此,本文基于傅里叶热传导定律,并引入接触热阻经验公式,构建了以等效热阻为核心的数学模型,从而精确表征了由柔节、橡胶、聚酰亚胺等多材料及其接触界面构成的复杂传热网络。

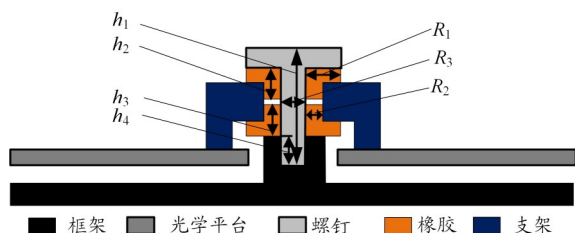


图2 多材料与接触场示意图

界面接触热阻的经验公式如式(1)所示。

$$R'_c = \frac{1}{KS_c} \quad (1)$$

其中, K 为接触导热系数, S_c 为接触面积。

航天器产品手册表明,接触热导 K 值在500~10 000范围内,其大小取决于界面条件:金属/非金属接触较低(约1 000),金属硬接触居中(约3 000),使用导热硅脂(约5 000)或铝箔等材料则可获得更高值。在本研究中,由于热量均从底部框架通过螺钉导入,根据式(1)推导,图2中整个热阻计算如表1所示。

根据表1的接触热阻计算公式可得,框架与柔结的等效接触热阻公式为

$$R'_s = \frac{(R'_1 + R'_3 + R'_4 + 2R'_5 + 2R'_6)R_2}{R'_1 + R'_2 + R'_3 + R'_4 + 2R'_5 + 2R'_6} \quad (2)$$

表1 接触热阻计算公式推导

热阻 编号	计算公式	热阻 编号	计算公式
螺钉 自身 传导 热阻 R'_1	螺钉截面积: $A_1 = \frac{\pi R_3^2}{4}$ 自身热阻: $R'_1 = \frac{h_1}{m A_1}$	螺钉与框架的接 触面积: $A_2 =$ $\pi R_3 h_4 + \frac{\pi R_3^2}{4}$ 接触热 阻: $R'_2 =$ $\frac{1}{K A_2}$	
螺钉 与橡 胶接 触热 阻: R'_3	螺钉与橡胶的接触面积: $A_3 = 2\pi R_3 h_2 +$ $\frac{\pi \left(R_1 + \frac{R_3}{2}\right)^2}{4} - \frac{\pi R_3^2}{4}$ 接触热阻: $R'_3 = \frac{1}{K A_3}$	橡胶与框架的接 触面积: $A_4 = \pi (R_2)^2$ 接触热阻: $R'_4 =$ $\frac{1}{K A_4}$	
橡胶 与柔 结的 接触 热阻 R'_5	橡胶与柔结的接触面积: $A_5 =$ $\frac{\pi \left(R_1 + \frac{R_3}{2}\right)^2}{4} - \pi (R_3 + R_2)^2$ $+ 2\pi (R_2 + \frac{1}{2} R_3) \times (h_2 - h_3)$ 接触热阻: $R'_5 = \frac{1}{K A_5}$	橡胶截面积: $A_6 = \pi R_3 h_2$ 橡胶自 身传导 热阻: $R'_6 = \frac{R_2}{K A_4}$	

2.2 空间激光通信载荷网格划分

在热仿真分析中,网格划分是至关重要的前期准备环节,其耗时通常占据整个仿真周期的一半以上。因此,寻求网格质量、数量与计算精度三者之间的最佳平衡,是决定热仿真效率与可靠性的关键。针对本文研究的空间激光通信系统所具有的特殊光学-热学特性,本文对于镜片及其它对温度场极为敏感的核心光学部件,采用3D四面体实体网格进行划分。并使用仿真软件自带的智能推荐算法对网格尺寸进行微调。对于镜筒、光学平台等结构件,则采用计算效率更高的2D四边形网格,并依据是否为导热路径上的敏感元器件原则,有针对性地调整网格疏密,实现计算资源的合理分配。实验表明,上述方法可将模型的总网格数量精简至2万以内。相较于3D六面体网格划分(网格数量达到 3×10^6 个),此方法在确保温度场计算精度完全满足要求的前提下,将求解时间大幅缩短至4~6 h(在常规工作站配置)。特别是在光学元件的热变形分析中,这种网格策略能准确捕捉同一块镜片上的温度差值,为后续的光-机-热耦合分析奠定基础。

3 空间激光通信载荷仿真与实验验证

为验证空间激光通信载荷的热控设计效果并指导其优化,本文通过仿真对热控措施的性能进行评估,并利用实验数据对仿真模型进行参数修正,最终将模型精度提升至工程实用水平,为热控系统的设计与实施提供了可靠依据。

3.1 空间激光通信仿真

本文基于卫星平台提供的热边界条件,设定了具体的仿真参数,并针对极端工况进行了深入分析。为模拟在轨真实热环境,将激光通信载荷的上安装面(+Z方向)温度设定为45℃,下安装面(-Z方向)温度设定为35℃,以此作为核心的环境边界参数,开展在轨热仿真分析。仿真结果表明,不同轨道参数会导致外热流分布及舱内光学元器件温度产生显著差异。通过对比分析,我们识别出轨道倾角为0°的冬至工况具有最恶劣的高温热环境特征:此工况下外热流达到峰值,从而导致舱内温度升至最高值。高温仿真结果如图3所示。可以看出,即使在这种极端工况下,舱内各光学元器件的温度均被稳定地控制在 25 ± 8 ℃的设计要求范围内。这一良好的温控效果主要得益于以下两方面措施:首先,舱外高效散热板持续将内部热源产生的热量导出,确保了热量的及时耗散;其次,采用由多种导热材料构成的多级热阻系统,在外热流剧烈波动的情况下,仍能保持舱内光学元器件的温度波动幅度控制在 ± 5 ℃以内,有效保障了光学系统的热稳定性。该热控设计方案不仅满足了光学器件的温度要求,还显著降低了热应力对光学性能的影响。

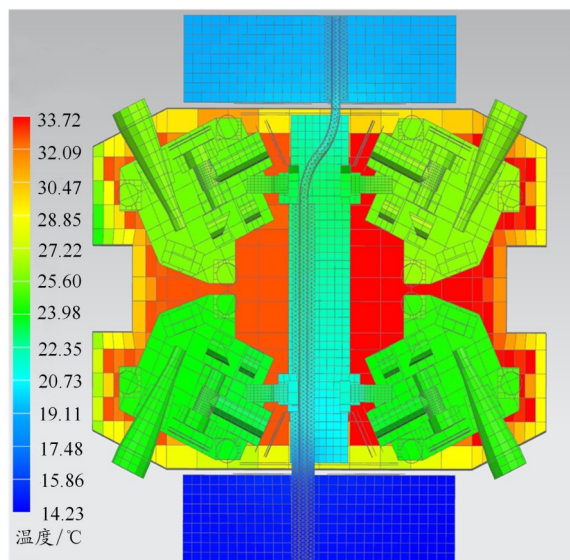


图3 高温仿真结果

3.2 空间激光通信地面实验验证

激光通信卫星的地面热实验是验证卫星热控系统设计有效性的关键环节。实验采用热真空罐模拟空间高真空($\leq 10^{-3}$ Pa)及冷黑背景(3 K),结合红外加热笼复现轨道周期内的外热流变化。实验结果如图4所示。实验测得,部分元器件的温度与图3的仿真结果相比,最大温差达7.4℃;而光路部分的温差则控制在3℃以内。这表明在仿真过程中存在较多的等效误差:模型参数可能经过针对性调整,使得重点关注区域的仿真结果与实验吻合,却导致非关键部位的温度预测出现较大偏差。因此,本次实验获取的高精度温度数据,为后续热数学模型的修正提供了高置信度的全局基准,其目标是将模型整体误差控制在5%以内。

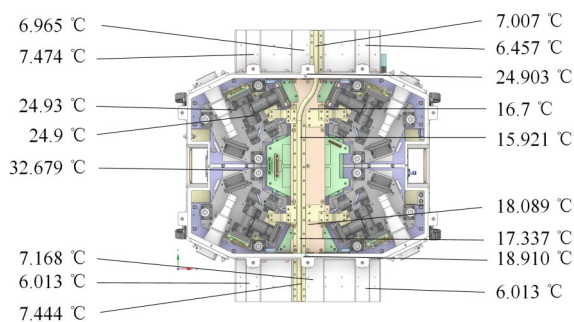


图4 高温工况下热平衡实验结果

4 空间激光通信载荷仿真参数调整

传统卫星热控验证主要依赖地面热实验,但受限于地面模拟环境与在轨实际工况的差异(如真空度、冷背景等),实验结果往往比在轨条件更为严苛^[13-15]。因此,工程中通常采用“地面达标即保证在轨适用”的验证原则。然而,地面实验的外热流参数多基于仿真计算获得,而热仿真过程中涉及红外发射率、接触热阻、多层隔热材料等复杂参数的耦合作用,易引入参数等效替代误差。尽管实际工况($A+B+C=D$)与仿真模型($B+F+E=D$)得到的结果总和相同,但其内部物理机制与作用路径存在显著差异。这一未被察觉的模型偏差,正是导致部分卫星在轨发生热失控的根本原因。本文通过实验数据修正热模型,其核心价值在于建立更精确的参数映射关系,使地面仿真能够真实反映在轨温度场特性,从而为激光通信载荷提供可靠的热控设计依据。

在本次模型修正中,采用了基于传热路径的递进式参数修正方法。该方法的物理基础是载荷内部明

确的热量流动路径:热量从位于底部的卫星平台安装面传入,首先经过安装界面(A),继而通过结构支架等主承力路径(B),最终抵达光学基座、镜组等核心温敏元器件(C)。在此基础上,通过严格保持环境边界条件与地面实验一致,且以舱外散热板测温点实测温度为基准定值,并严格遵循上述A→B→C的物理传热顺序,采用级联修正策略迭代优化模型参数,直至仿真温度场与实验数据完全吻合。该方法通过建立参数间的物理关联,有效避免了传统修正中的“数学等效”问题,显著提升了模型对在轨温度场的预测精度。

在未进行模型修正时,由于等效误差的存在,所设定的导热路径热阻存在较大偏差。以光路与连接热管的冷板间的铜带为例,其接触热阻从初始的 $1.33\text{ W/}^{\circ}\text{C}$ 被修正为 $2.0\text{ W/}^{\circ}\text{C}$;同时,热管与冷板间的热传导系数也从初始的 $10\,000\text{ W/(m}^2\cdot^{\circ}\text{C)}$ 被更新为 $12\,000\text{ W/(m}^2\cdot^{\circ}\text{C)}$ 。此说明在调参前在一条导热路径上,之前铜带的热阻设置偏低,而热管与冷板间的热阻设置偏高,导致在关键导热路径上的热阻参数设置存在较大偏差。

修正参数后的仿真数据结果如图5所示。与修正前的图3相比,可以看出温度场分布更为合理,高温区域得到有效控制,整体温度梯度与实验预期更为吻合。仿真与实验数据的整体吻合度提升至95%以上,关键测温点(如光学基座、光学镜组)的仿真误差被严格控制在 $\pm 1.5^{\circ}\text{C}$ 以内。此外,在原始模型中偏差可达 8°C 的舱内局部区域,修正后的偏差被缩小至 2°C 以内,显著提升了模型的可靠性。光学组件安装面的接触热阻实际为 $0.008\text{ m}^2\cdot\text{K/W}$ (原假设0.01),多层隔热材料的等效发射率实际为0.07(原取0.05)。这些修正使外热流计算误差降低了40%。修正后的模型进一

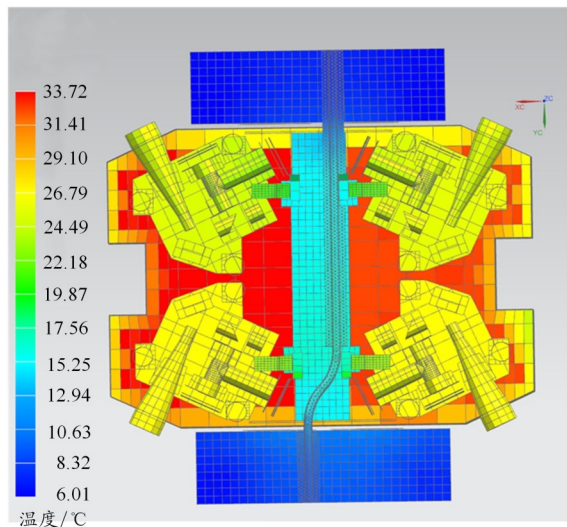


图5 修参后的仿真温度情况

步揭示了系统的热管理特性:舱内60%的热量通过主散热路径导出,40%通过次级路径扩散。分析表明,原设计低估了支架的导热贡献(贡献率提升12%),而高估了辐射换热的作用(贡献率降低9%)。

5 在轨验证

经过基于地面实验数据的模型修正,星载激光通信载荷在轨运行的温度特性得到了准确验证。载荷进入预定轨道并待其温度场达到平衡后,对4个关键通道的测温点进行了持续监测,结果如图6所示。通道1~通道4的温度曲线清晰地展示了载荷在轨的温度变化情况。修正后的模型仿真结果与在轨实测数据高度一致。将图4中仿真的在轨期间最高温度与图6实测最高温度进行对比发现,关键测温点的温度偏差普遍控制在 $\pm 1.5^{\circ}\text{C}$ 以内(通道2测温点温度为 26°C ,仿真中通道2测温点温度为 25.3°C),所有测温点的最大相对误差不超过3.2%,完全满足苛刻的工程应用需求。特别是在轨运行期间,激光器工作温度的实际波动范围($22.3\pm 2.1^{\circ}\text{C}$)与修正模型的预测值($22.0\pm 1.8^{\circ}\text{C}$)相近。预测值与实测值在均值和波动幅度上几乎完全重合,这充分证明了修正后的模型不仅能预测稳态温度,更能精确反映动态工作状态。通过分析入轨后前3个月的连续温度监测数据,模型预测值与实测值的均方根误差始终稳定在 1.2°C 以下的优异水平。这表明,修正后的热模型具有出色的稳健性和时效性。

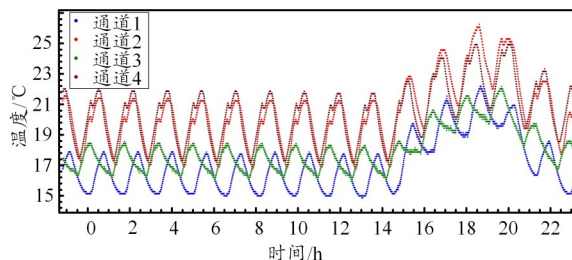


图6 星载激光载荷在轨温度

6 结束语

本文针对空间激光通信载荷热仿真精度不足的问题,提出了一套完整的模型修正与验证方法。通过光-机-热集成建模与贝叶斯反演优化,结合在轨实测数据,形成了理论-实验-在轨三重验证体系。主要成果如下:

1)采用基于传热路径的递进式修正方法,将热模型预测误差从15%降至5%以内,关键测温点温度偏差控制在 $\pm 1.5^{\circ}\text{C}$;

何晓垒、李宽、唐鑫科,等:空间激光通信载荷热学性能仿真模型修正以及在轨可靠性验证

2)提出多尺度热仿真方法,在保证计算效率的同时,实现光学敏感区域 $\pm 1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度场计算精度;

3)构建“地面-在轨”验证体系,在轨数据显示激光器工作温度($22.3\pm 2.1\text{ }^{\circ}\text{C}$)与模型预测温度($22.0\pm 1.8\text{ }^{\circ}\text{C}$)高度吻合,温度梯度误差仅为 $0.1\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{m}$ 。

本文研究成果为空间激光通信系统热控设计提供了可靠工具,显著提升了光学载荷的热适应性。未来重点发展在轨数据采集与模型自适应更新能力,以进一步提升预测模型的工程适用性。

参考文献:

- [1] YENNI G R, AMBIRAJAN A, BALAJI C, et al. Emissivity estimation of spacecraft thermal control surfaces at cryogenic temperatures-a novel experimental approach[J]. Heat and Mass Transfer, 2019, 55(12): 3469-3482.
- [2] LIU K, YANQIU L, et al. Transient thermal and structural deformation and its impact on optical performance of projection optics for extreme ultraviolet lithography[J]. Japanese Journal of Applied Physics, 2007, 46(9S): 6568-1-6568-6.
- [3] SHI Y, CHEN S, YU M, et al. Thermal deformation stability optimization design and experiment of the satellite bus to control the laser communication load's acquisition time[J]. Applied Sciences, 2023, 13(9): 1-27.
- [4] XIONG X, SUN J, XIE X, et al. On-orbit calibration and performance of aqua MODIS reflective solar bands[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2009, 48(1): 535-546.
- [5] ZHANG Q, HUANG H, LEI C, et al. Review of lightweight, high-temperature thermal insulation materials for aerospace[J]. Materials 2025, 18(10): 1-18.
- [6] SAMSON J, CUTTING F M. Thermal management for high performance computing in spaceborne applications[C]//IEEE. Proceedings of Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems. Las Vegas: IEEE, 2000: 1-8.
- [7] NENAROKMOV A V, DOMBROVSKY L A, KRAINOVA I V, et al. Identification of radiative heat transfer parameters in multilayer thermal insulation of spacecraft[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow, 2017, 27(3): 598-614.
- [8] 刘百麟,胡帆杰,周佐新,等.太阳窗口抑制空间激光通信天线在轨热致温度场扰动研究[J].西北工业大学学报,2017,35(2):354-360.
- [9] KIM J H, KIM B. Study on the reduction method of the satellite thermal mathematical model[J]. Advances in Engineering Software, 2017, 108: 37-47.
- [10] TALEBI B, HAGHIGHAT F, MIRZAEI P A, et al. Simplified model to predict the thermal demand profile of districts[J]. Energy and Buildings, 2017, 151: 348-359.
- [11] JACQUES L, ERIC B, KERSCHEN G. Finite element model reduction for space thermal analysis[J]. Finite Elements in Analysis & Design, 2017, 134: 1-12.
- [12] BURKE D, SMY T. Thermal models for optical circuit simulation using a finite cloud method and model reduction techniques[J]. IEEE Transactions on Computer-Aided Design of Integrated Circuits and Systems, 2013, 32(8): 1177-1186.
- [13] MING S, LEI Z, ZHAOWEI S, et al. Models, simulations, and applications of small satellite thermal analysis,Advances[J]. Advances in Space Research, 2024, 74(2): 836-860.
- [14] CHEN F, RONG Y, CHENG T, et al. A structural layout and thermal control design of laser terminal on GEO satellite[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2025, 2965: 1012013-1-1012013-8.
- [15] ALI A, MUGHAL M R, KHAN S A, et al. Thermal modeling and empirical verification of multi unit small satellites[J]. Results in Engineering, 2025, 25: 104217-1-1104217-14.