

星载电子器件温控的系统多尺度分析*

李心泽¹⁾ 唐桂华^{1)†} 汪子涵¹⁾ 冯建朝²⁾ 张晓峰²⁾

1) (西安交通大学能源与动力工程学院, 热流科学与工程教育部重点实验室, 西安 710049)

2) (中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201304)

(2024 年 5 月 14 日收到; 2024 年 8 月 4 日收到修改稿)

为提高星载电子器件热分析的模拟分辨率和精度以及被动热控装置的控温效果, 本文建立系统多尺度模型获得不同尺度下卫星内部电子器件的温度场和热流信息. 结果表明: 系统多尺度模型在系统级尺度模拟精度与实际模型相对误差小于 9%, 并且可消耗较少的计算资源获得器件级尺度芯片微小结构的热信息. 系统级模型可从宏观尺度评估星载被动热控材料的控温隔热性能, 采用复合相变隔热材料可将载荷舱室温度波动幅值降至 2.43 K, 相比平台舱室温度波动幅值降低约 69.43%, 通过复合相变隔热材料隔热后的温度波动信号呈现向高频域部分转移的特征. 基于多元回归分析选定需要进行重点隔热控温的舱室后, 采用器件级简化模型得到不同热控装置布局下的温度场信息形成训练数据集, 采用神经网络遗传算法在器件尺度预测被动热控装置的最佳安装位置, 并得到减小器件最大温度波动的热控布局方案, 最大温度波动降低 2.74 K.

关键词: 星载电子器件, 系统多尺度, 温度控制, 神经网络遗传算法**PACS:** 44.05.+e, 44.10.+i**DOI:** 10.7498/aps.73.20240685

1 引言

“太极”卫星通过检测分析惯性传感器内检验质量的微小加速度变化获得引力波相关信息^[1]. 为探测到微弱引力波对检验质量产生的极小加速度变化, “太极”卫星对探测传感器提出了极高精度和稳定性的温度噪声指标. 但是卫星在轨运行时, 空间外热流大小实时变化, 分布于卫星平台舱板的电子器件数量众多, 仪器的电学性能受温度扰动产生功耗波动^[2], 卫星内外多扰动热源耦合的热环境不利于传感器温度噪声水平达标^[3].

目前, 国内引力波探测器天琴一号和太极一号热分析常采用集总参数热网络法, 将卫星舱板、星载设备和科学载荷等简化为具有不同热物性参数的节点, 结合卫星轨道特征分析外热流波动对卫星

内各温度节点的影响^[4]. 国外分析多层隔热材料在 LISA 等探测器上的控温性能时也多采用网格节点法进行简化^[5], 结合 Thermica 等航天热分析软件考虑探测器的在轨温度稳定性. 网格节点法对电子器件的几何形状、内部布局和传热路径进行了极大简化, 由于星载设备物理层模块化组合的高集成设计方式, 忽略器件微小特征使得器件在航天器系统级尺度下的热分析精度较低^[6], 还导致可分析的最小器件结构损失, 模拟分辨率下降. 另外, 目前针对卫星内热源扰动的温度控制研究相对较少. 因此本文针对太极卫星的高精度高稳定温度噪声指标要求, 建立一种综合轨道外热流分析和星载电子器件传热分析的系统多尺度模拟方法, 在不同物理尺度上分析卫星内部的温度波动机理, 提高星载电子设备热分析的分辨率, 结合系统多尺度热分析结果, 提出降低星载设备功耗波动的方法.

* 国家重点基础研究发展计划 (批准号: 2022YFC2204302) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: ghtang@mail.xjtu.edu.cn

2 系统多尺度耦合计算思路及验证

2.1 多尺度耦合计算思路

许多产热传热现象通常发生在跨越几个物理尺度数量级的空间范围内. 以探测引力波的太极卫星为例: 物理尺度以米为量级的卫星系统在轨道内接受空间外热流辐射, 同时, 卫星舱体因厘米级电子器件的产热功率发生波动, 导致电子器件毫米级的焊点可能发生焊点失效, 影响元件和 PCB 板的电路连接. 整个产热传热过程跨越 3—4 个数量级, 是典型的多尺度现象^[7].

由于卫星及其载荷均处于真空环境, 星载电子器件的温度波动属于辐射-导热耦合问题, 不同尺度的物理过程可采用统一控制方程进行描述. 如图 1 所示, 星载电子器件被舱壁分隔在 7 个不同的舱室内, 其中周向排布的 6 个舱室主要放置执行卫星机动的电子仪器, 其温控水平无需达到探测器中心科学载荷的高精度要求, 在热分析中可适当降低对周向舱室电子器件的模拟精度. 因此, 根据太极二号“多级热阻尼控温”的热控方式将卫星拆分为单舱子系统和被控目标子系统: 对单舱子系统内的电子器件适当简化形成太极卫星系统级的简化模型, 可采用粗网格在 Fluent 软件中对卫星系统级简化模型温度场进行求解; 对被控目标子系统采用细网格对其详细几何模型温度场进行求解, 初步得到卫星系统的全场温度数据. 依据多级热控指标将卫星拆分为具有代表性的两个子系统, 既实现对多

热源分布研究对象的简化, 卫星热分析的计算资源也得到合理分配, 为实现高精度控温隔热指标提供指导性建议.

根据系统级结果提取下一尺度模型的边界条件, 通过界面耦合实现不同尺度求解结果的传递, 在 Icepak 模块中加密网格对小尺度详细模型进行模拟, 得到包含细微几何结构且更精确的器件级模型数值解, 形成如图 1 所示“分层求解, 逐级逼近”的卫星系统研究思路^[8], 并基于该思路对图示研究内容进行模拟分析.

2.2 模型验证

本文基于星载 PCB 板进行模型验证. 星载 PCB 板上的发热元件分布如图 2 所示, 发热元件的主要参数如表 1 所列.

采用 Icepak 商业软件对图 2 系统级模型进行网格划分, 由于图 2 芯片封装类型为 Detailed model 格式, 因此在整个计算域内采用密网格以确保计算芯片导热盘、邦定线和引脚等细微特征上的热流信息^[9], 选择 Mesher-HD 网格类型并进行数值模拟, 将该网格的计算结果作为全场密网格基准解. 通过双热阻模型对 PCB 板芯片进行简化建立星载 PCB 板系统级的简化模型, 采用相同网格类型的粗网格计算得到全场热信息, 提取需要重点研究芯片位置的热信息作为小尺度模型的边界条件, 在小尺度模型中细化网格尺寸得到更精细的芯片热流信息, 在系统级模型中更新芯片热流信息实现两个尺度模型的耦合.

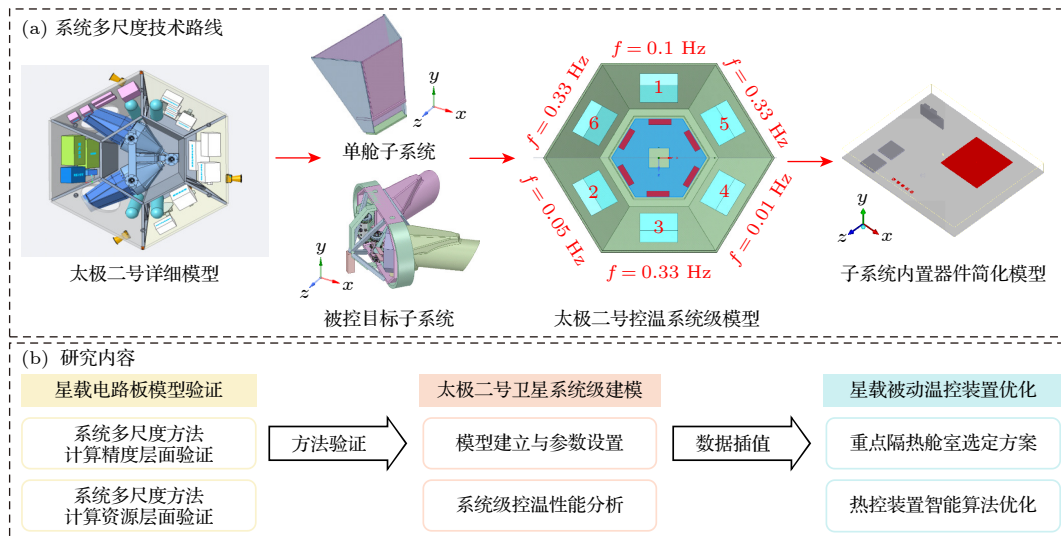


图 1 太极卫星多尺度热分析技术路线与研究内容

Fig. 1. Schematic of multi-scale thermal analysis and research contents of Taiji satellite.

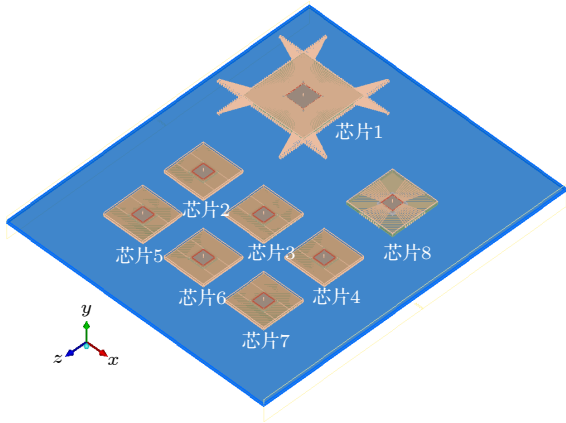


图2 星载PCB板发热元件分布

Fig. 2. Distribution of heating sources on spaceborne circuit board.

表1 主要发热元件功率参数

Table 1. Power parameters of main heating sources.

发热元件	元件尺寸/mm ³	封装类型	发热参数/W
芯片1	40×40×2	PQFP	0.5
芯片2—芯片7	26×26×2.15	PBGA	0.1
芯片8	30×30×1.25	QFP	0.3

本文采用“整场求解”的方法,能量项在空间上采用二阶格式进行离散,并采用DO辐射模型双精度迭代法计算.在真空环境中,由于存在辐射的四次方项,通常认为能量残差小于 10^{-8} 时迭代收敛^[9],故能量项收敛标准定为 10^{-8} ,迭代次数为100次.网格采用Mesher-HD六面体网格进行划分,模型边界均为绝热边界条件.真空环境下,电子器件热传输的方式主要为导热和辐射.在系统级简化模型中,可通过保证简化模型界面上的总热流量和热流密度分布与详细模型的一致,确保简化模型在传热方式上的准确性;真空环境中辐射传热主导,因此需要验证简化模型与详细模型在导热辐射耦合工况下计算精度层面的等效性.本文对比简化模型和详细模型在真空导热辐射耦合的温度分布^[10],模拟初始温度为20℃.由于卫星电子器件的温度波动随时间变化极小,故采用稳态计算器件温度场.控制方程如下.

能量方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\lambda}{c_p} \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + S_c = 0. \quad (1)$$

辐射传输方程:

$$\begin{aligned} \mathbf{n} \cdot \nabla I(\mathbf{x}, \Omega) = & -\beta I(\mathbf{x}, \Omega) + \frac{\alpha \sigma_B}{\pi} T^4(\mathbf{x}) \\ & + \frac{\sigma}{4\pi} \int_{4\pi} I(\mathbf{x}, \Omega') \varphi(\Omega_2 \Omega') d\Omega', \end{aligned} \quad (2)$$

这里 x_i 为笛卡尔坐标分量; λ 为器件热导率; c_p 为器件比热容; T 为器件温度; S_c 为器件内热源项; $I(\mathbf{x}, \Omega)$ 为坐标 $\mathbf{x}$ 处沿方向 Ω 的辐射强度; $\mathbf{n}$ 为沿方向 Ω 的单位向量; β , α 和 σ 分别为介质的衰减、吸收和散射系数, $\beta = \alpha + \sigma$; σ_B 为Stefan-Boltzmann常数; $\varphi(\Omega, \Omega')$ 为介质散射相函数,表示由方向 Ω' 散射到方向 Ω 上的辐射增强部分.基于上述条件对两种模型进行数值计算,芯片的全场密网格结果与系统多尺度模型结果如表2所列.

表2 不同建模方法结果的精度对比

Table 2. Accuracy comparison of results from different modeling methods.

评价指标	系统多尺度/℃	全场密网格/℃	相对误差/%
芯片1	103.133	99.722	3.307
芯片2	83.009	81.638	1.651
芯片3	83.058	81.683	1.655
芯片4	81.894	81.214	0.830
芯片5	82.021	80.524	1.825
芯片6	82.580	80.647	2.341
芯片7	81.596	80.230	1.674
芯片8	97.290	88.747	8.781

通过合理的模型简化,系统多尺度方法在系统级与全场密网格的计算结果相对误差很小,最大偏差小于9%,降低了系统级误差在不同尺度耦合过程中对细网格器件级计算结果的扰动.系统级计算结果作为初始全场热信息,一方面利用较少的网格资源提供精度较高的PCB板热源信息,另一方面作为边界条件确定如图3所示的器件级模型中细微结构的温度场信息:图3(a)显示PQFP封装芯片在裸片对角线上高达10.18 K/m的温度梯度,图3(b)说明QFP封装芯片裸片结构上的局部热点,揭示了传统航天热分析软件无法捕捉的微小器件热流信息.

在保证计算精度和模拟分辨率的同时,系统多尺度还需对网格进行约束限制,尽可能减少计算资源.全场密网格模型和系统多尺度模型的网格信息如表3所列.

由表3可知,系统多尺度模型中系统级和器件级网格总数为136234,比全场密网格模型减小98.75%.多尺度模型在器件级尺度的最大网格尺寸为1 mm,比全场密网格模型的最大网格尺寸下降91.84%,由于采用单一尺度网格,全场密网格模型的网格最低面对齐率较差,并且系统多尺度模型节省了99.67%的网格生成时间,极大提高了模拟效率.

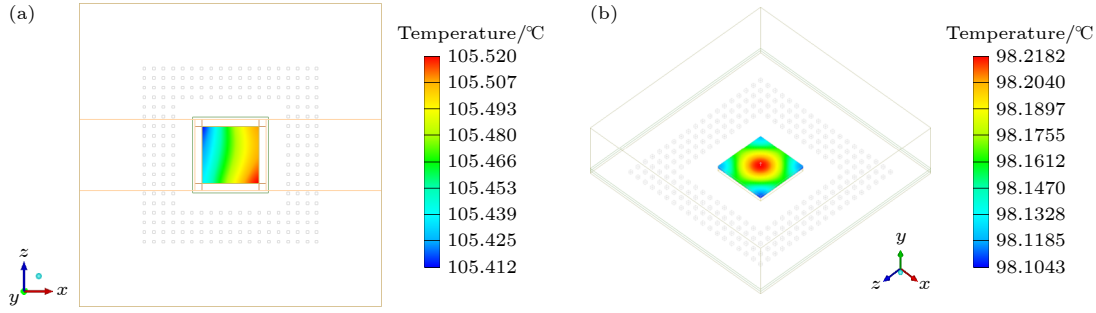


图 3 芯片细微结构温度场 (a) PQFP 芯片细微结构温度云图; (b) QFP 芯片细微结构温度云图

Fig. 3. Temperature field of fine chip structure: (a) Temperature cloud map of PQFP fine chip structure; (b) temperature cloud map of QFP fine chip structure.

表 3 不同建模方法的网格统计信息

Table 3. Grid information of different modeling methods.

评价指标	系统多尺度		全场密网格
	系统级	器件级	
网格数量/个	10918	125316	10884559
最大网格尺寸/mm	12	1	12.5
最低面对齐率		0.61	0.05
网格生成时间/min		<1	300

上述结果表明, 系统多尺度模型在系统级简化模型可以达到很高的模拟精度, 不同于传统的 Thermica 等航天器热分析软件仅能采用单一尺度网格进行分析, 多尺度模型在器件级尺度可根据划分尺度对计算精度的要求不断细化网格尺寸, 提高模拟的分辨率并揭示更多芯片细微结构的热流信息.

3 星载电子器件系统多尺度模型

3.1 物理建模

太极卫星在结构上可分为平台舱室和载荷舱室两部分, 两舱室内的电子设备组件、执行机构和信号传输装置集成安装于舱板上, 承担科学测量任务的干涉仪装置位于载荷舱室中心^[11].

本文根据太极卫星的结构特点, 将卫星整体计算域划分为两个尺度: 航天器系统级尺度和被控温器件级尺度. 在系统级控温模型中考虑了卫星结构、舱室内热源和被控温电子器件的几何结构, 以确保系统级简化模型与实际器件在计算辐射角系数过程中保持一致, 保证系统级辐射传热计算结果的精度; 按照体积平均法确定舱内简化器件的热物性参数, 保证系统级电子器件传导至舱板上的热量

与实际工况基本一致^[12]. 最终建立如图 4 所示的卫星系统级分析模型.

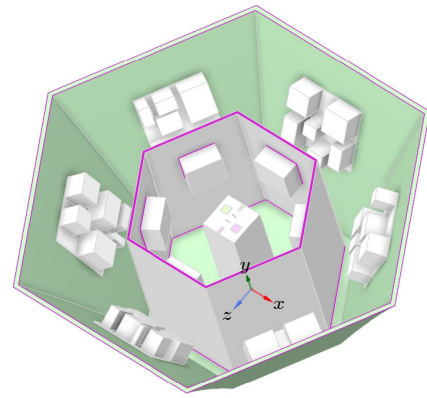


图 4 太极卫星系统级热分析模型

Fig. 4. System-level thermal analysis model of Taiji satellite.

3.2 模型参数设定

系统级热分析模型需要设定合适的边界条件以模拟探测器的内外热源. 为模拟太空环境及空间外热流, 卫星外舱板的辐射背景温度设定为 4 K, 太极卫星只有顶层舱板+Z 面接受空间外热流, 空间外热流计算结果可通过界面耦合确定顶层舱板+Z 面外热流边界条件^[13].

对于卫星内热源, 平台舱壁面采用温度边界条件, 载荷舱器件采用功率密度边界条件, 平台舱温度 T_{platform} (K) 和载荷舱的功率密度 P_{device} (W/m^3) 如 (3) 式和 (4) 式所示:

$$T_{\text{platform}} = 293.15 + 7.5 \sin(2\pi f_{\text{platform}} t), \quad (3)$$

$$P_{\text{device}} = 2.5 + 0.033 \sin(2\pi f_{\text{device}} t), \quad (4)$$

式中, f_{platform} 为平台舱电子器件的温度波动频率, f_{device} 为载荷舱电子器件的功耗波动频率, 单位均

为 Hz. 卫星平台舱与载荷舱之间设置 3 层材料复合的相变隔热材料层, 减少平台舱电子器件功率波动对科学载荷的扰动, 相变隔热材料层的热物性参数见表 4^[14], 卫星内部初始温度为 293.15 K.

表 4 复合相变隔热材料热物性参数

Table 4. Thermophysical properties of composite phase change thermal insulation materials.

隔热层	密度 $\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	热导率 $\lambda/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	比热容 $c_p/(\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$
相变材料1	900	2.95	2350
隔热材料	114	0.04	500
相变材料2	1500	12.53	2350

在 Fluent 软件中采用双精度 Coupled 算法处理压力速度耦合, 能量项在空间采取二阶迎风格式进行离散, 时间项采用一阶隐式格式进行离散, 以 0.3 s 为时间步长求解太极卫星的系统温度场.

3.3 系统级模型控温性能分析

在探测器系统层面, 系统级控温性能分析首先通过热分析模型获得探测器内部的温度分布, 分析

探测器内部不同隔热材料的控温性能. 根据系统温度云图与数据显示的局部热点, 获得需要重点隔热的平台舱室, 指导被动隔热材料的布置位置.

针对模拟中分隔平台舱和载荷舱的舱板, 提取舱板前后壁面的温度数据, 得到温度波动信号随时间的变化情况如图 5(a), (b) 所示. 通过快速傅里叶变换将温度波动信号变换为按频率采样的频域信号, 获得如图 5(c), (d) 所示的温度波动信号的频率信息. 由图 5 可知, 平台舱室温度波动幅值为 7.95 K, 经过复合相变隔热材料的控温, 载荷舱室温度波动幅值降至 2.43 K, 相比平台舱室温度波动幅值降低 69.43%. 若 3 层复合结构均采用热导率为 0.04 W/(m·K) 的真空隔热板进行隔热, 温度波幅由 186.14 K 降至 161.32 K, 相比平台舱室温度波动幅值仅降低 13.33%. 相比真空隔热板, 复合相变材料具有更优越的控制舱室温度和抑制温度波动的效果.

在引力波探测的频域范围, 相变隔热材料方案舱室温度信号的功率谱密度明显小于真空隔热板方案. 为量化不同隔热控温方案温度信号的频域特

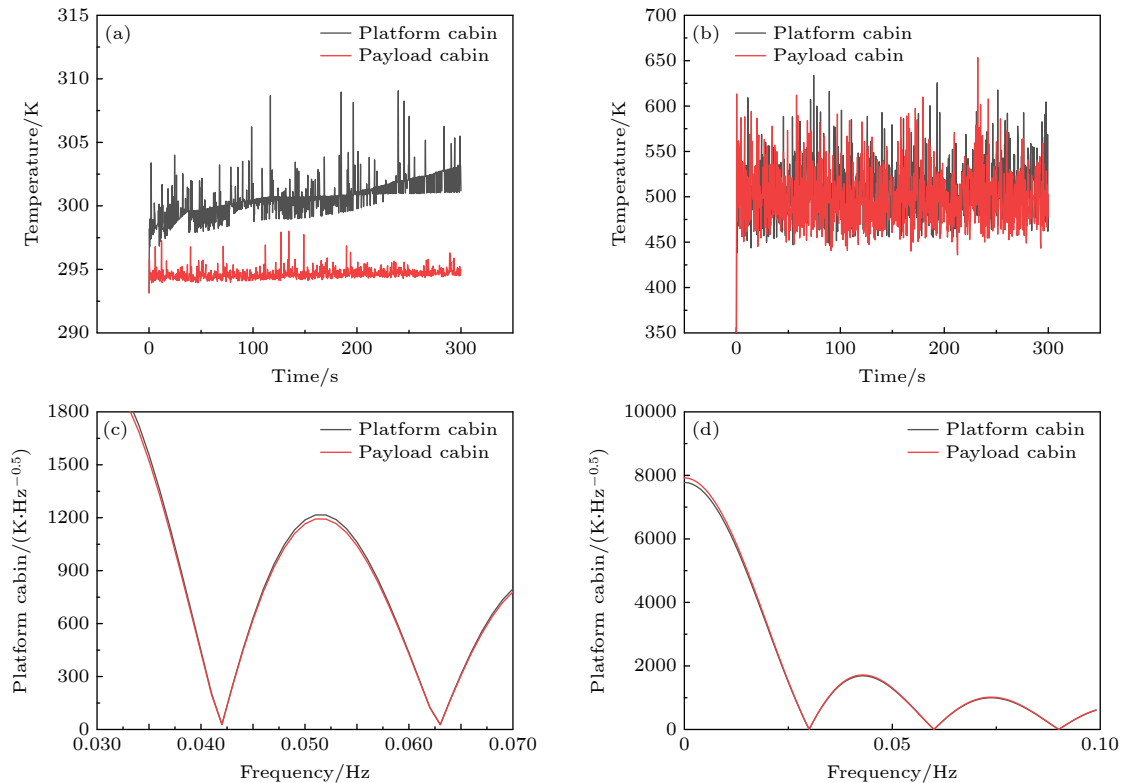


图 5 卫星不同舱室温度结果 (a) 复合相变材料方案时域响应; (b) 真空隔热板方案时域响应; (c) 复合相变材料方案频域响应; (d) 真空隔热板方案频域响应

Fig. 5. Temperature results of different satellite cabins: (a) Time domain response of composite phase change material scheme; (b) time domain response of vacuum insulation board scheme; (c) frequency domain response of composite phase change material scheme; (d) frequency domain response of vacuum insulation board scheme.

性, 本文提取中心科学载荷的温度信号并采用傅里叶多项式进行拟合, 以表示温度波动信号在特定频率上温度波幅的情况.

图 6 表明平台舱电子器件热流传播过程中, 经复合相变隔热材料隔热控温, 低频段温度波动幅值下降 44.88%, 高频段温度波动幅值上升 344.44%. 温度波动信号在频域上呈现波动信号向高频转移的趋势. 综上, 系统级模型不仅初步确定航天器全局温度场并显示微小电子元件的温度场信息, 为器件级尺度模型模拟提供详细的边界条件, 加速器件级的模拟效率^[15], 并且在系统尺度评估了被动隔热材料对扰动热流的控制效果, 通过器件级模型与系统级尺度热流信息的耦合, 实现了综合多个扰动热源的信息分析器件级模型, 而非传统航天热分析方法中孤立地研究每个子系统的热信息^[16], 验证了复合相变隔热材料在时域和频域均具有出色的控温性能.

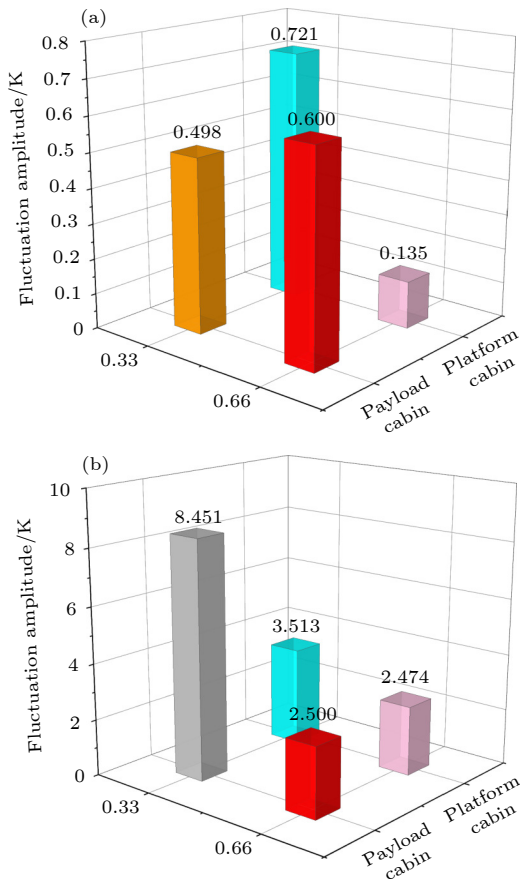


图 6 温度信号傅里叶分解图 (a) 复合相变隔热材料方案; (b) 真空隔热板方案

Fig. 6. Fourier exploded plot of temperature signal: (a) Composite phase change insulation material scheme; (b) vacuum insulation board scheme.

4 星载电子器件被动温控优化

4.1 重点隔热舱室选定方案

高精度控温需要布置较多的被动隔热装置, 经济成本较高, 而舱室内电子单机数量众多且工况复杂, 无法对舱室内部所有电子器件统一布置高精度控温设备. 因此, 亟需筛选出对中心科学载荷温度波动影响最大的平台舱室, 并进行重点隔热控温.

由于卫星内部多热源的耦合关系尚不明晰, 造成科学载荷产生温度波动的影响因素较多, 因此以科学载荷温度 $\tilde{T}$ 为因变量, 平台舱各个舱室的瞬时辐射传热率 P_i 作为自变量. 假设如 (5) 式所示的回归关系式, 通过多元回归分析的统计学方式初步分析各舱室功率波动与科学载荷温度波动的关系:

$$\tilde{T} = T_0 + \sum_{i=1}^6 \beta_i P_i, \quad (5)$$

其中, β_i 为第 i 个舱室的辐射传热率系数, P_i 为第 i 个舱室的瞬时辐射传热率. 为表示不同舱室功率变化与科学载荷温度波动的相关性与显著性, 对多元回归分析得到的第 i 个舱室辐射传热率系数 β_i 进行假设检验. 原假设 H_0 为: 辐射传热率系数 $\beta \neq \beta_i$. 备择假设 H_1 为: 辐射传热率系数 $\beta = \beta_i$. 引入 p 值描述原假设 H_0 成立的概率, p 值大小表明原假设 H_0 事件发生的概率. 当 p 值小于预设的显著性水平 α 时, 说明在 $1 - \alpha$ 的置信度下认为原假设 H_0 事件发生的概率极小, 因此拒绝原假设 H_0 并接受备择假设 H_1 ^[17], 即回归分析的因变量科学载荷温度与自变量第 i 个平台舱室的辐射传热率间存在显著关系. 本文对具有不同温度波动频率的平台舱室编号后进行多元回归分析. 对应图 1 布局的回归分析结果如表 5 所列. 根据回归分析, 4 号平台舱辐射传热率值与被控目标温度显著系数达 10^{-12} , 呈显著相关. 该舱室温度波动频率为

表 5 隔热舱室多元回归分析结果

Table 5. Multiple regression analysis results of insulated cabins.

平台舱室编号	显著性	共线性统计
1	4.8×10^{-5}	4.797
2	0.757	1.066
3	0.118	1.039
4	4.47×10^{-12}	1.035
5	4.18×10^{-4}	5.245
6	0.014	4.685

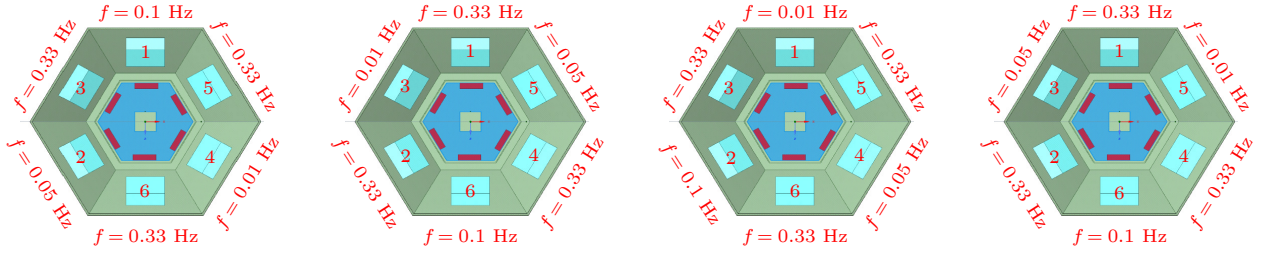


图7 平台舱室编号示意图

Fig. 7. Schematic of platform cabin.

0.01 Hz, 即通过对系统级模拟数据的回归分析, 确定了需要进行重点隔热控温的平台舱室. 同时, 由共线性统计显示, 1, 4 和 5 号平台舱室辐射传热率的相关性呈现出较强的耦合关系, 因此应主要对 1, 4 和 5 号舱室之间的舱壁布置隔热材料.

在真实工况中, 卫星内部的电子器件需要结合卫星轨道任务调整器件的开关状态, 不同舱室的发热频率随器件开关发生变化, 高频和低频热源舱室的位置随之发生改变^[18]. 因此重点隔热舱室的选定方案需要针对变工况中低频热源的位置及布局进行敏感性分析^[19], 本文设计了如图 7 所示的 4 种不同的平台舱热源布局方案, 对设计方案的布局进行多元回归分析检验不同舱室辐射传热率的显著性.

通过回归分析结果可知, 图 7 中低频热源舱室分别为 4, 3, 1 和 5 号舱室, 其舱室辐射传热率显著性最低, 舱室辐射传热与科学载荷温度波动显著相关. 重点隔热舱室选定方案对不同平台舱热源布局均可确定低频热源平台舱室为需要重点进行隔热控温的舱室, 低频热源舱室的位置及布局并不影响选定方案的结果. 基于系统级模拟数据的分析在改变选定参数后仍能确定重点隔热舱室, 该选定方案可以为变工况下隔热材料的布置提供参考, 减少布置被动隔热材料的盲目性.

4.2 星载被动热控装置优化

考虑到卫星热控系统的可靠性, 太极卫星主要采用多层隔热材料、辐射窗^[20]和表面喷涂航天黑漆等被动热控方式进行控温隔热^[21]. 通常可结合辐射材料的各向异性设计和拓扑优化^[22]调节材料热辐射波长范围与空间角度, 通过材料设计实现各向异性导热并定向散热. 由于卫星体积较小, 载荷舱空间有限, 需要合理规划热控装置的安装位置以达到最佳的温控效果^[23], 因此本文将热控装置的

X, Z 坐标作为优化变量对 PCB 板的最高温度 $T_{\max}$ 和温度均匀系数 σ 进行优化, σ 定义式为

$$\sigma = \frac{1}{\bar{T}} \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (T_i - \bar{T})^2}. \quad (6)$$

由 (6) 式可知, 该优化指标为无量纲量, 其物理意义为 PCB 板上电子器件温度的离散程度.

经过详细模型的验证, 系统级简化模型的计算结果已足够精确, 为减少在优化过程中对详细模型复杂参数的频繁调用, 本文在 Icepak 中采用参数化设计^[24]改变简化模型的 X, Z 坐标, 得到不同被动热控装置布局下 PCB 板简化模型的温度场数据如图 8 所示.

根据系统级简化模型的计算结果, 可以发现分别存在一种最佳的热控安装位置使得 PCB 板整体最高温度和温度均匀系数达到最小值, 通过编写 Matlab 代码建立神经网络遗传算法寻优功能的优化模块^[25], 按如图 9 所示的优化思路与系统多尺度模型共同指导热控装置的布局设计.

通过神经网络遗传算法寻优, 本文针对两种不同控温要求分别给出两种热控装置的安装方案. 若需要降低 PCB 板最高温度波动幅值, 热控装置安装位置坐标为 (0.1676, 0.0792), 最高温度为 377.66 K, 通过多尺度耦合在器件级尺度温度波动幅值降低 2.74 K; 若需提高 PCB 板的温度均匀程度, 热控装置安装位置坐标为 (0.1485, 0.0785), PCB 板各器件温度的离散程度为所有器件平均温度的 14.39%. 在被动热控优化层面, 系统多尺度模型首先根据航天器尺度模型的热流信息获得需重点隔热控温的平台舱室, 在器件级尺度结合神经网络遗传优化算法对指定舱室的热控装置进行优化, 证明系统多尺度方法对指导航天被动热控优化具有安装位置精准和高效率的优点^[26].

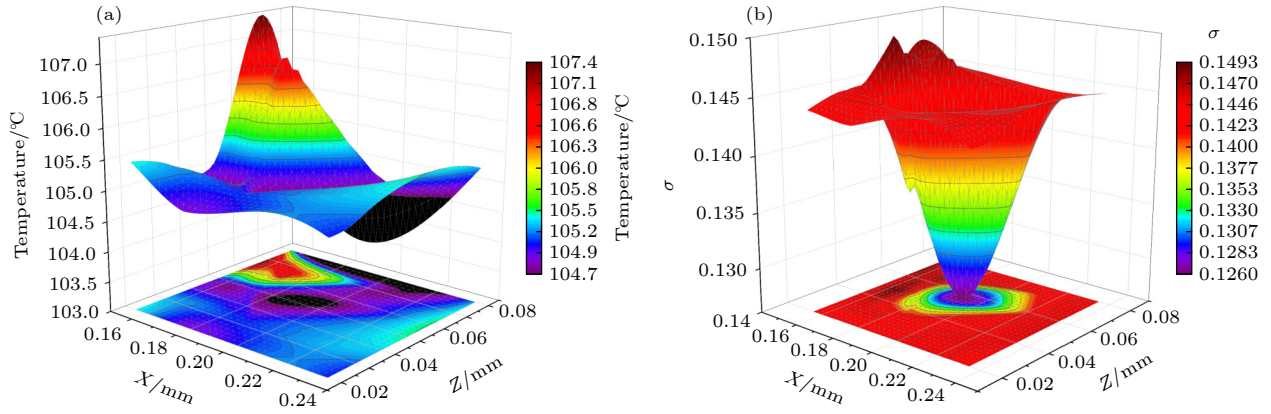


图 8 不同热控布局方案指标分布图 (a) 不同热控布局电路板最高温度波动; (b) 不同热控布局电路板温度均匀系数

Fig. 8. Indicators for different thermal control layouts: (a) Maximum temperature fluctuation of the circuit board in different thermal control layouts; (b) temperature uniformity coefficient of circuit boards in different thermal control layouts.

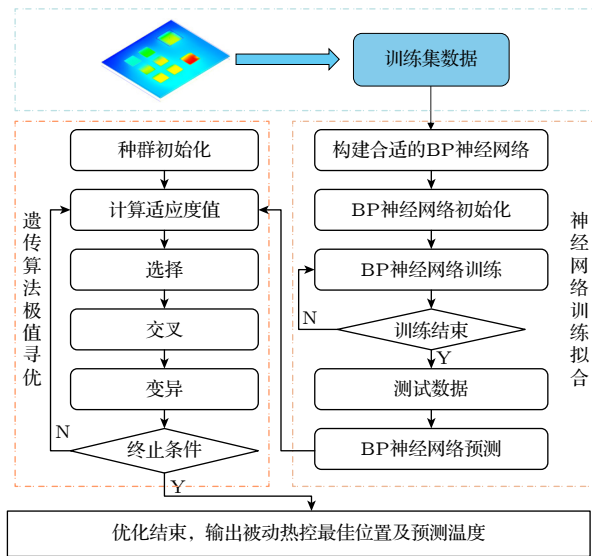


图 9 系统多尺度优化设计技术路线图

Fig. 9. Schematic of system multi-scale optimization.

5 结 论

本文基于系统多尺度耦合的计算方法, 建立了适用于引力波探测器温度控制的系统多尺度热分析模型, 通过数值模拟得到以下结论:

1) 通过星载器件电路板算例进行了模型验证, 证实了多尺度模型能够以建立多级网格、不同尺度网格信息交互的方式使系统级尺度计算结果达到详细模型的计算精度, 并反映芯片微小结构的热流信息, 系统级模型与详细模型的相对误差小于 9%.

2) 对太极二号卫星的系统级和器件级模型进行了高精度数值模拟, 宏观尺度系统研究了复合相变隔热材料和传统真空隔热板在时域和频域的控温隔热性能: 复合相变隔热材料可使载荷舱室温度

波动幅值降至 2.43 K, 比平台舱室温度波动幅值降低约 69.45%, 相比真空隔热板, 复合相变隔热材料具有更优越的控制舱室温度和抑制温度波动的效果.

3) 根据多元回归分析建立了针对卫星不同平台舱室的重点隔热舱室选定方案, 进一步结合神经网络遗传算法在器件尺度发展了基于系统多尺度计算方法的优化技术路线, 对选出的重点隔热舱室器件给出满足两种不同控温要求的被动热控装置安装方案, 可分别达到器件级尺度温度波动幅值降低 2.74 K 和 PCB 板各器件温度的离散程度为所有器件平均温度的 14.39% 的控温效果. 不同尺度模型的计算结果和人工智能算法为被动热控装置布局设计和优化提供了指导 [27].

数据可用性说明

本篇论文的关联数据可在科学数据银行 <https://doi.org/10.57760/sciencedb.j00213.00047> 中访问获取.

参考文献

- [1] Zhang J L, Li Y Z, Zhao X, Zhou Y P, Wei R 2023 *S/C. E.* **32** 53 (in Chinese) [张嘉麟, 李运泽, 赵欣, 周宇鹏, 魏然 2023 *航天工程* **32** 53]
- [2] Wang D B, Li A, Wu Q T, Zhang H R, Wang X L, Wang G H 2023 *Cryog. Supercond.* **51** 37 (in Chinese) [王定标, 李昂, 吴淇涛, 张浩然, 王晓亮, 王光辉 2023 *低温与超导* **51** 37]
- [3] Wu L M 2023 *M. S. Thesis* (Xi'an: Chang'an University) (in Chinese) [吴利明 2023 硕士学位论文 (西安: 长安大学)]
- [4] Feng J C, Zhang X F, Liang H, Shi X J, He T, Cai Z M 2023 *J. Astronaut.* **44** 132 (in Chinese) [冯建朝, 张晓峰, 梁鸿, 侍行剑, 何涛, 蔡志鸣 2023 *宇航学报* **44** 132]
- [5] Mermer E, Ünal R 2023 *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.* **45** 160.

- [6] Hu Y X, Zhang L H, Gao Y, Wei R, Tan D Y, Duan H Z, Wang L J **2022 *S/C. E.* 31 1** (in Chinese) [胡越欣, 张立华, 高永, 魏然, 谭定银, 段会宗, 王丽娇 **2022 航天器工程 31 1**]
- [7] Chen L 2017 *Ph. D. Dissertation* (Xi'an: Xi'an Jiaotong University) (in Chinese) [陈黎 2017 博士学位论文 (西安: 西安交通大学)]
- [8] Tao W Q 2009 *Multiscale Numerical Simulation of Heat Transfer and Flow Problems: Methods and Applications* (Beijing: China Science Publishing) p441 (in Chinese) [陶文铨 2009 传热与流动问题的多尺度数值模拟: 方法与应用 (北京: 科学出版社) 第 441 页]
- [9] Ding X K, Sun L J 2022 *ANSYS Icepak 2020 Electronics Cooling: From Beginner to Master (Case Study)* (Beijing: Publishing House of Electronics Industry) p25 (in Chinese) [丁学凯, 孙立军 2022 ANSYS Icepak 2020 电子散热从入门到精通 (案例实战版) (北京: 电子工业出版社) 第 25 页]
- [10] Yang S M, Tao W Q 2006 *Heat transfer* (5th Ed.) (Beijing: Higher Education Press) p62 (in Chinese) [杨世铭, 陶文铨 2006 传热学 (第五版) (北京: 高等教育出版社) 第 62 页]
- [11] Liu H, Zhang X F, Feng J C, Zhu C, Cai Z M, Xu Y **2021 *Chin. J. Space Sci.* 41 337** (in Chinese) [刘红, 张晓峰, 冯建朝, 诸成, 蔡志鸣, 徐雨 **2021 空间科学学报 41 337**]
- [12] Wei C 2012 *Ph. D. Dissertation* (Xi'an: Xi'an Jiaotong University) (in Chinese) [魏超 2012 博士学位论文 (西安: 西安交通大学)]
- [13] Zhao X **2008 *S/C. E.* 17 57** (in Chinese) [赵欣 **2008 航天器工程 17 57**]
- [14] Wang Z H, He C B, Hu Y, Tang G H **2024 *Sci. China: Technol. Sci.* 67 2387**
- [15] Hu H M, Du X Z, Yang L J, Yang Y P **2014 *J. Chi. Soc. P. E.* 34 216** (in Chinese) [胡和敏, 杜小泽, 杨立军, 杨勇平 **2014 动力工程学报 34 216**]
- [16] Shao X, Han H, Wang H, Ma J, Hu Y, Li C, Teng H, Chang G, Wang B, Wei Z **2023 *Opt. Express* 31 32813**
- [17] Tongji University Department of Mathematics 2017 *Probability Theory and Mathematical Statistics* (Fourth Edition) (Beijing: Posts & Telecommunications Press) p252 (in Chinese) [同济大学数学系 2017 概率论与数理统计 (第四版) (北京: 人民邮电出版社) 第 252 页]
- [18] Cheng M S 2016 *M. S. Thesis* (Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics) (in Chinese) [程梅苏 2016 硕士学位论文 (南京: 南京航空航天大学)]
- [19] Huang M Z, Zhu H, Liu N A, Xie X D, Ma C, Zhang S R **2024 *J. Eng. Thermophys.* 45 588** (in Chinese) [黄梦真, 朱虹, 刘乃安, 谢小冬, 马超, 张首蓁 **2024 工程热物理学报 45 588**]
- [20] Cho J W, Lee Y J, Kim J H, Hu R, Lee E, Kim S K **2023 *ACS Nano* 17 10442**.
- [21] Xu Z M 2018 *Ph. D. Dissertation* (Hefei: University of Science and Technology of China) (in Chinese) [徐志明 2018 博士学位论文 (合肥: 中国科学技术大学)]
- [22] Zhu Z, Wang Z, Liu T, Luo X, Qiu C, Hu R **2023 *Cell Rep. Phys. Sci.* 4 101540**.
- [23] Xia B, Chen H Y, Wang Y P, Pan J J, Bai W G, Chang W B, Ding Y W **2021 *Acta Sci. Nat. Univ. Sunyatseni* 60 138** (in Chinese) [夏冰, 陈厚源, 汪一萍, 潘加键, 白伟钢, 常文博, 丁延卫 **2021 中山大学学报 60 138**]
- [24] Wang Y K 2015 *ANSYS Icepak Electronics Cooling Fundamentals Tutorial* (Beijing: National Defense Industry Press) p30 (in Chinese) [王永康 2015 ANSYS Icepak 电子散热基础教程 (北京: 国防工业出版社) 第 30 页]
- [25] Zhu W B 2023 *M. S. Thesis* (Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences) (in Chinese) [朱文博 2023 硕士学位论文 (长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所)]
- [26] Li Y Z, Wei C F, Yuan L S, Wang J **2005 *J. Beijing Univ. Aeronaut. Astronaut.* 60 372** (in Chinese) [李运泽, 魏传锋, 袁领双, 王浚 **2005 北京航空航天大学学报 60 372**]
- [27] Yu Z H 2022 *M. S. Thesis* (Harbin: Harbin Institute of Technology) (in Chinese) [余志豪 2022 硕士学位论文 (哈尔滨: 哈尔滨工业大学)]

System multi-scale analysis of temperature control for spaceborne electronic devices*

Li Xin-Ze¹⁾ Tang Gui-Hua^{1)†} Wang Zi-Han¹⁾

Feng Jian-Chao²⁾ Zhang Xiao-Feng²⁾

1) (MOE Key Laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering, School of Energy and Power Engineering,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

2) (Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201304, China)

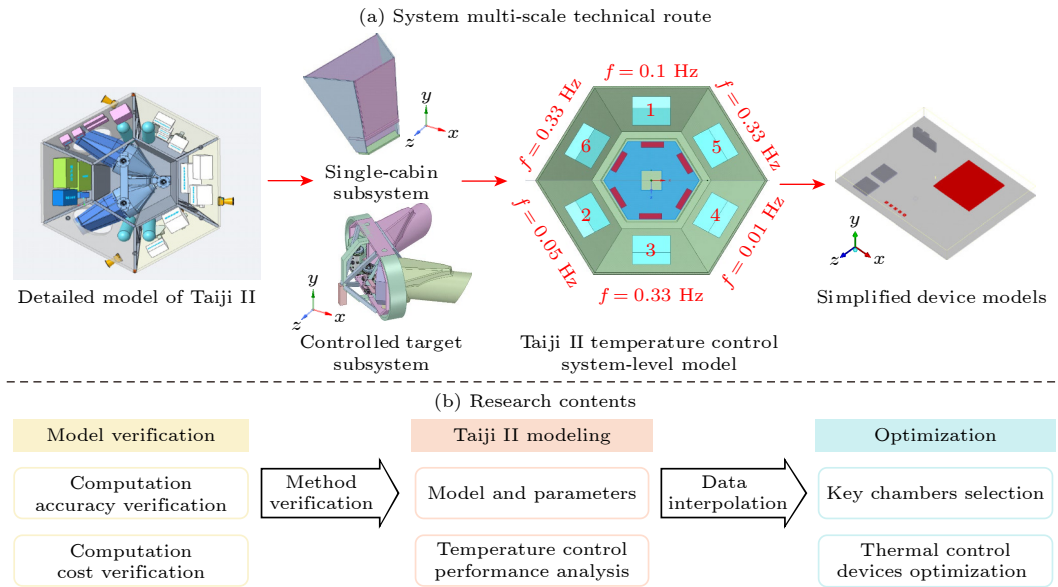
(Received 14 May 2024; revised manuscript received 4 August 2024)

Abstract

To improve the simulation resolution and accuracy in thermal analysis of spaceborne electronic devices and the temperature control performance of passive thermal control devices, a system multi-scale model is established, thereby obtaining the temperature field and heat flux of electronic devices inside the satellite on different scales as illustrated in the below figure. The temperature fluctuation mechanism inside the satellite is analyzed on different physical scales. The thermal analysis resolution of spaceborne electronic equipment is

improved, and a method to reduce the power fluctuation of spaceborne equipment is proposed based on the results of system multi-scale thermal analysis.

The results indicate that the accuracy deviation between the multi-scale model of the system and the actual model is less than 9%. However, the system multi-scale model saves 99.67% of the mesh generation time, which greatly improves the computation efficiency. The system multi-scale model can capture the thermal information about device-level chip microstructures at a lower computational cost. The system-level model can evaluate the temperature control and insulation performance of passive thermal control materials on a macroscale. The temperature fluctuation amplitude of the platform compartment is 7.95 K, while the temperature fluctuation amplitude of the load compartment decreases to 2.43 K after the temperature of the composite phase change insulation material has been controlled, which is 69.43% lower than that of the platform compartment. Compared with traditional vacuum insulation panels, the composite phase change materials are very superior in controlling the temperature of the chamber and suppressing temperature fluctuations. The temperature fluctuation signal after being insulated by the composite phase change insulation materials shows a characteristic of shifting to the high-frequency domain. After selecting the cabins that require key insulation and temperature control through multiple regression analysis, a simplified model at device level is employed to obtain temperature fields under different thermal control device layouts as a training dataset. A neural network genetic algorithm is used to predict the optimal installation position of passive thermal control device on the device scale and a thermal control layout scheme is obtained, which reduces the maximum temperature fluctuation of the device by 2.74 K. If the temperature uniformity coefficient is taken as the optimization goal, the temperature of each device on PCB board can be reduced to 14.39% of the average temperature of all devices through optimizations.



Keywords: spaceborne electronic device, system multi-scale, temperature control, neural network genetic algorithm

PACS: 44.05.+e, 44.10.+i

DOI: [10.7498/aps.73.20240685](https://doi.org/10.7498/aps.73.20240685)

* Project supported by the National Key R&D Program of China (Grant No. 2022YFC2204302).

† Corresponding author. E-mail: ghtang@mail.xjtu.edu.cn

星载电子器件温控的系统多尺度分析

李心泽 唐桂华 汪子涵 冯建朝 张晓峰

System multi-scale analysis of temperature control for spaceborne electronic devices

Li Xin-Ze Tang Gui-Hua Wang Zi-Han Feng Jian-Chao Zhang Xiao-Feng

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 73, 184401 (2024) DOI: 10.7498/aps.73.20240685

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.73.20240685>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于遗传算法优化卷积长短记忆神经网络模型的光伏发电功率预测

A hybrid model for photovoltaic power prediction of both convolutional and long short-term memory neural networks optimized by genetic algorithm

物理学报. 2020, 69(10): 100701 <https://doi.org/10.7498/aps.69.20191935>

基于多尺度熵的Duffing混沌系统阈值确定方法

Threshold determination method of Duffing chaotic system based on multi-scale entropy

物理学报. 2020, 69(16): 160501 <https://doi.org/10.7498/aps.69.20191642>

基于多尺度特征增强的合成孔径光学图像复原

Synthetic aperture optical image restoration based on multi-scale feature enhancement

物理学报. 2024, 73(6): 064203 <https://doi.org/10.7498/aps.73.20231761>

多频正弦混沌细胞神经网络及其复杂动力学特性

Multi-frequency sinusoidal chaotic neural network and its complex dynamics

物理学报. 2020, 69(24): 240501 <https://doi.org/10.7498/aps.69.20200725>

多尺度波致流非饱和孔隙介质波传播理论研究

Wave propagation theory of multi-scale wave induced flow in unsaturated porous medium

物理学报. 2022, 71(8): 089101 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20211463>

SiC电力电子器件金属接触研究现状与进展

Research status and progress of metal contacts of SiC power devices

物理学报. 2021, 70(20): 207302 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20210675>