

基于 NSGA-II 算法的固定式 蜂窝板辐射器优化

王建鹏¹ 郭彤^{1,2} 陈亮¹

1(中国科学院微小卫星创新研究院 上海 200050)

2(上海微小卫星工程中心 上海 200120)

摘要 空间辐射器是航天热控系统的重要组成部分。为了满足某低轨卫星散热与减重需求,借助反设计理念提出一种固定式蜂窝板辐射器的优化策略,由宏观与微观传热角度阐述了辐射器性能改善的根本原因。以热管-管路布局参数作为设计变量,采用 Kriging 构建代理模型,基于 NSGA-II 算法迭代优化得到方案 α 与方案 β 。仿真结果表明,优化方案在降低辐射器质量约 1/4 的基础上,表面温度均匀性分别提高 3.09 K 与 4.98 K,散热能力分别提高 18.7% 与 28.8%。对优化前后卫星绕轨运行温度水平进行对比分析,结果表明辐射器的优化设计使航天器热控系统具有更大的温度控制余量,并且具备显著的减重优势,有助于航天器在轨任务的进行与拓展。

关键词 空间辐射器, NSGA-II 算法, 代理模型, 敏感性分析

中图分类号 V476

Optimization of Fixed Honeycomb Panel Radiator Based on NSGA-II Algorithm

WANG Jianpeng¹ GUO Tong^{1,2} CHEN Liang¹

1(Innovation Academy for Microsatellites, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200050)

2(Shanghai Micro Satellite Engineering Center, Shanghai 200120)

Abstract Space radiator is an important part of aerospace thermal control system. In order to meet the heat dissipation and weight reduction requirements of a low-orbit satellite, an optimization strategy of fixed honeycomb plate space radiator has been proposed with the help of inverse design concept, and the root cause of space radiator performance improvement has been expounded from the perspective of macro and micro heat transfer. Taking the layout parameters of heat pipes and fluid loop as the design variables, Kriging was used to construct the surrogate model, and schemes α and β were obtained by iterative optimization based on NSGA-II algorithm. The simulation results show that the optimization schemes improve the surface temperature uniformity by 3.09 K and 4.98 K respectively, and improve the heat dissipation capacity by 18.7% and 28.8% on the basis of reducing the mass ratio by about 1/4. The

2024-12-03 收到原稿, 2025-03-12 收到修定稿

©The Author(s) 2025. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

on-orbit temperature levels of satellite were compared and analyzed. The verification results show that the optimal design of the radiator makes the spacecraft thermal control system have greater temperature control margin and significant weight reduction advantages, which is more conducive to the development and expansion of spacecraft on-orbit tasks.

Key words Space radiator, NSGA-II algorithm, Surrogate model, Sensitivity analysis

0 引言

热辐射是航天器在轨运行的重要换热途径, 设备产生的热量经安装板、热管与流体管路, 最终通过空间辐射器排散至空间环境中. 伴随卫星设备电子器件高度集成化, 提高辐射器的散热能力愈发关键. 从传热学角度分析, 其辐射散热能力主要与散热面积、表面涂层、内外温度及预埋管路有关. 目前有研究提出多种高发射率且寿命末期低退化率的表面涂层, 并借助精密热控技术在轨测试^[1,2]. 相比由机构驱动的可展开辐射器^[3,4], 固定式蜂窝板辐射器通常作为卫星舱板的一部分, 受卫星体积与舱板表面安装仪器的约束, 在某特定姿轨下其散热能力主要由温度和预埋管路决定. 因此, 为满足日益增高的散热需求, 更优的管路预埋方案与表面温度分布对固定式蜂窝板辐射器散热性能的改善尤为重要.

辐射器预埋管路设计主要围绕其结构型式与几何布局开展. 文献 [5–7] 从管路散热片出发, 基于辐射–导热耦合传热过程研究了散热片厚度、数目及肋板分布与管路参数的关系, 并论证了散热片合理设计的重要性. 对于预埋管路的几何布局, Jean 等^[8] 在空间动力系统设计中采用 D 型散热管路, 并验证其能够更好地实现管内高温流体的热控稳定性. Liu 等^[9] 与 Cheng 等^[10] 基于 (火积) 耗散极值原理对辐射器散热过程展开优化分析, 并给出高可靠性的热管–管路传热网络的设计方案. 伴随数值仿真技术与计算机软硬件高速发展, 反设计优化理念逐渐融入至空间辐射器, 进一步改善其散热性能. 相关研究涵盖了固定式辐射器的主体框架^[11]、接触–导热式热管^[12]、散热管路翅片^[13]等多个方面. 这些研究基于数值仿真与智能优化算法获取设计变量与目标函数的关系, 提升辐射器散热能力或使表面温度均匀化. 但是以往研究主要围绕舱板辐射器某结构的多个参数, 未能同时考虑管路排列方式与热管–预埋管路的几何布局, 难以同时满足总质量低、散热性强、温度均匀性高的目标. 因此, 有必要

采用多目标优化算法对固定式蜂窝板辐射器的热管–预埋管路传热网络展开优化研究.

本文以某型号低轨卫星的固定式蜂窝板辐射器作为研究对象并展开优化分析. 研究借助反设计理念提出了完整的空间辐射器热管–预埋管路传热网络的多目标优化设计方法, 分析与散热性能相关的高敏感性参数. 结合熵产传热理论深入阐述了辐射器性能改善的原因, 在轨运行仿真数据表明, 应用该设计方法可以优化其辐射–导热的耦合传热过程, 有望提升航天器的整体热控能力.

1 理论模型与仿真策略

1.1 热学参数模型

以固定式蜂窝板辐射器作为研究对象, 循环系统内高温流体的热量先后传递至管壁、纵向翅片、蜂窝板与表面蒙皮, 最终辐射至空间环境, 传热过程的路径及原理如图 1 所示. 该过程满足质量守恒、动量守恒与能量守恒方程^[14]. 从传热学角度分析, 辐射器内部的热传导满足傅里叶定律

$$q_i = -\lambda \cdot \text{grad}T = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i}. \quad (1)$$

式中, q_i 表示沿方向 i 的传热量, 单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$; λ 为介质导热系数, 单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$; x_i 为导热路径的方

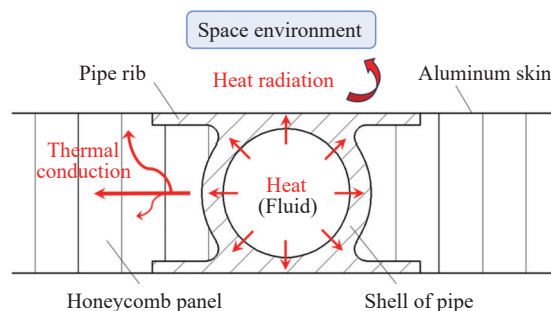


图 1 空间辐射器传热路径及原理

Fig. 1 Heat transfer path and schematic diagram of space radiator

向矢量, 单位 m.

空间辐射器外表面蒙皮单位面积的换热情况满足 Stokes 辐射定律, 即系统受太阳直射热流 q_1 、地球反射热流 q_2 与地球红外热流 q_3 共同影响, 蒙皮热沉温度 T_s 的计算公式为

$$\varepsilon\sigma T_s^4 = \alpha_s q_1 + \alpha_s q_2 + \varepsilon q_3. \quad (2)$$

式中, 辐射常数 $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$, ε 为表面发射率, α_s 为表面吸收率.

固定式蜂窝板辐射器常作为卫星舱板, 内表面作为设备安装面. 将温度均匀性作为评判空间散热器性能的重要指标, 为对其进行参数化而引入温度场均匀性因子, 有^[15]

$$f = \sqrt{\iint (T - T_a)^2 dx dy / A}. \quad (3)$$

其中, T_a 为空间散热器外表面单元的平均温度, 单位 K.

熵产是传热过程的另一个重要指标, 由温差传热与流体耗散效应共同决定, 即

$$\bar{S}_{\text{pro-total}} = \frac{\lambda}{T^2} \left(\frac{\partial T}{\partial x_k} \right)^2 + \frac{\mu}{T} \left[2 \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right)^2 + \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)^2 \right]. \quad (4)$$

式中, $\bar{S}_{\text{pro-total}}$ 表示传热过程熵产率, 单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{K}^{-1}$; μ 表示管内流体的黏性系数, 单位 $\text{Pa} \cdot \text{s}$; $\mathbf{x}$ 表示方向矢量, 单位 m; $\mathbf{u}_{i,j,k}$ 表示介质流体沿 i, j, k 方向的速度矢量, 单位 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$.

流体携带的热量以传导与辐射方式传递至辐射器蜂窝芯子及翅片, 由于管外区域不涉及流体流动, 对式 (4) 进行简化得到由温差引起的局部熵产率 $\bar{S}_{\text{pro}}$, 并将该变量作为研究的优化目标, 有

$$\bar{S}_{\text{pro}} = \frac{\lambda}{T^2} \left(\frac{\partial T}{\partial x_i} \right)^2. \quad (5)$$

其中, $\bar{S}_{\text{pro}}$ 表示由温差引起的局部熵产率, 单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{K}^{-1}$.

1.2 数值模拟策略

采用参数反设计理念对某低轨卫星舱板辐射器展开优化研究, 在辐射器蜂窝夹层内预埋流体管路, 采用目前成熟度高且散热能力较强的热管-预埋管路传热网络, 同时选择 U 型管路, 以满足辐射器表面温度均匀性需求. 热量经由管肋传导至表面蒙皮, 管肋参数根据文献 [6] 进行设计. 辐射散热器尺寸为 $1800 \text{ mm} \times 800 \text{ mm}$, 主要结构如图 2 所示, 包括两层厚度 0.3 mm 铝蒙皮、铝蜂窝芯子、外贴热管、直径 8 mm 预埋管路及散热片. 热管与表面蒙皮涂覆同种特定的表面涂层, 测定在轨初期表面涂层吸收率 α_s 为 0.37 . 选择乙二醇溶液作为循环系统冷却介质, 并以恒定 297 K 和 $110 \text{ L} \cdot \text{h}^{-1}$ 进入辐射器, 相关热参数列于表 1.

外贴热管数目与分布很大程度影响辐射器的散热能力. 为权衡整体散热量 Q 与热管布置数目 N_h , 图 3 给出二者关系曲线. 研究发现, 合理设计外贴热管有利于提高空间辐射器的散热能力. 随着热管数目增加, 当 $N_h=9$ 时, 相当于整个辐射器表面几乎铺满热管, 过多的安装热管增加了接触热阻, 使整体散热量先增加而后小幅度降低; 当 $N_h=7$ 时, 散热量最高,

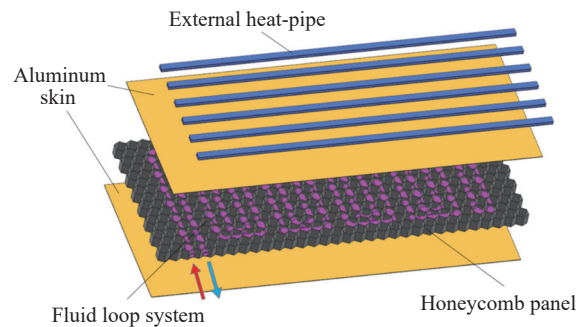


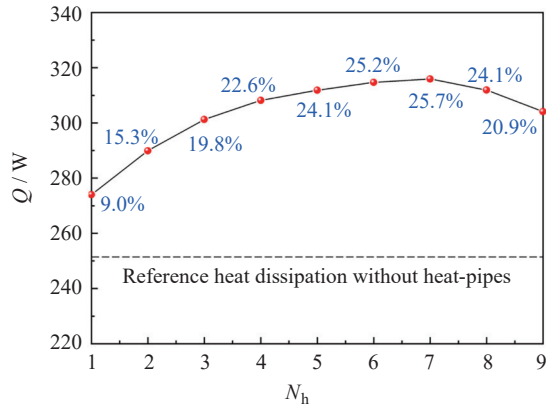
图 2 空间辐射器及预埋管路

Fig. 2 Space radiator and embedded pipeline

表 1 材料热物性参数

Table 1 Thermal physical parameters of materials

物质名称	密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	等效热导率/($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	比热/($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)
乙二醇溶液	1111.4	0.252	2415
铝蒙皮	1430	115	880
蜂窝芯 ^[16]	27	面内1.2, 法向2.0	891
外贴热管	1006	12000	910

图3 热管数目 N_h 对辐射器散热能力的影响Fig. 3 Influence of the number of heat pipes (N_h) on the radiator heat dissipation capacity

且达到 316 W, 相比无外贴热管提高 25.7%, 但是较 $N_h=6$ 时散热量仅额外增加 0.5%. 兼顾设计质量与散热性能, 布置 6 根外贴热管, 并划分 2.17×10^5 , 7.56×10^5 , 1.349×10^6 , 1.984×10^6 , 2.301×10^6 共 5 套不同节点数目网格, 对管内近壁复杂流动区构建加密边界层, 如图 4 所示. 当节点数由 1.984×10^6 增至 2.301×10^6 时, 管路进出口温差增大 0.078%, 变化值远小于节点数由 1.349×10^6 增至 1.984×10^6 时的管路进出口温差, 综合计算资源可行性与结果精确性, 最终选择 1.984×10^6 节点数的网格.

2 多目标优化设计

2.1 基本设计思路

优化逆设计的本质是通过物理量参数化及构建数学函数的方法评估设计变量、约束条件与目标函数的关系, 解决设计过程中将热学分析与性能优化剥离的问题. 完整的空间辐射器优化流程基于可量化且精度可靠的参数化建模, 在确定输入变量与优化目标函数后, 由敏感性分析得到相关度较高的设计参数, 并开展样本点试验设计, 最后借助多目标优化算法对辐射器热管-预埋管路的几何布局迭代寻优, 以获取性能最优的设计方案. 通常而言, 多目标优化问题是基于限定约束条件, 在允许取值范围内搜寻目标变量的最优解, 其设计变量与目标函数可表示为

$$\begin{aligned} \min : f_i &= f_i(\mathbf{X}), i = 1, 2, \dots, N; \\ \max : f_N &= f_N(\mathbf{X}). \end{aligned} \quad (6)$$

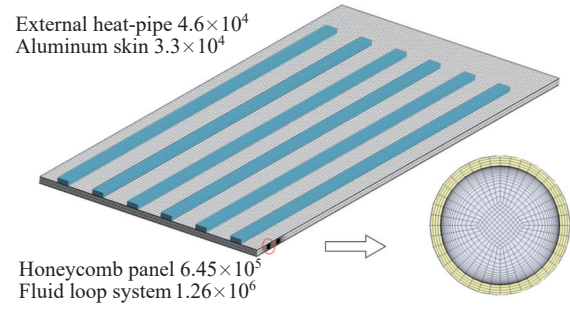


图4 辐射器整体网格划分情况

Fig. 4 Overall grid division of the space radiator

$$a_i \leq x_i \leq b_i \quad (i = 1, 2, \dots, N). \quad (7)$$

其中, 设计变量 $\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_N]^T$; a_i, b_i 表示设计变量 i 可能达到的上限与下限.

研究旨在优化蜂窝板辐射器的热管-预埋管路传热网络布局, 评估其可行性, 并进行参数化. 设辐射器左端面与管路入口距离为 a ; 进出管口间距为 b ; 相邻管段间距为 c ; 辐射器与纵向管段最小距离为 d ; 自管路入口侧的热管长度分别为 $l_1, l_2, \dots, l_6$; 各热管间距为 x ; 共计 11 个设计变量. 为进一步提高辐射器散热性能、保证舱板温度均匀性, 以温差引起的不可逆传热参数 $\bar{S}_{pro}$ 、温度均匀性因子 f 作为优化的目标函数. 根据整体安装与局部尺寸限制确定约束条件, 并将该多目标优化问题转化为标准格式, 即

$$\begin{cases} \min & f = f_1(a, b, c, d, l_1, l_2, l_3, l_4, l_5, l_6, x); \\ \max & \bar{S}_{pro} = f_2(a, b, c, d, l_1, l_2, l_3, l_4, l_5, l_6, x); \\ \text{constrict} & \begin{aligned} 30 \text{ mm} &\leq a \leq 130 \text{ mm}, \\ 20 \text{ mm} &\leq b \leq 35 \text{ mm}, \\ 30 \text{ mm} &\leq c \leq 80 \text{ mm}, \\ 25 \text{ mm} &\leq d \leq 100 \text{ mm}, \\ 600 \text{ mm} &\leq l_1, l_2, l_3, l_4, l_5, l_6 \leq 1800 \text{ mm}, \\ 20 \text{ mm} &\leq x \leq 114 \text{ mm}. \end{aligned} \end{cases} \quad (8)$$

2.2 参数敏感性分析

空间辐射器热管-管路传热网络的优化研究需要借助敏感性分析, 分析各个设计变量对任一所选目标函数的影响, 以寻求设计参数的最优组合. 敏感性分析建立在辐射器传热管路参数化的基础上, 研究采用依托于高精度插值运算的 Kriging 模型^[17]与优化拉丁方试验法^[18]构建 72 组试验样本点组合, 并从数学角度分析蜂窝板辐射器热管-预埋管路输入参数对输出目标变量的影响. 图 5 显示了各输入参数对传热参

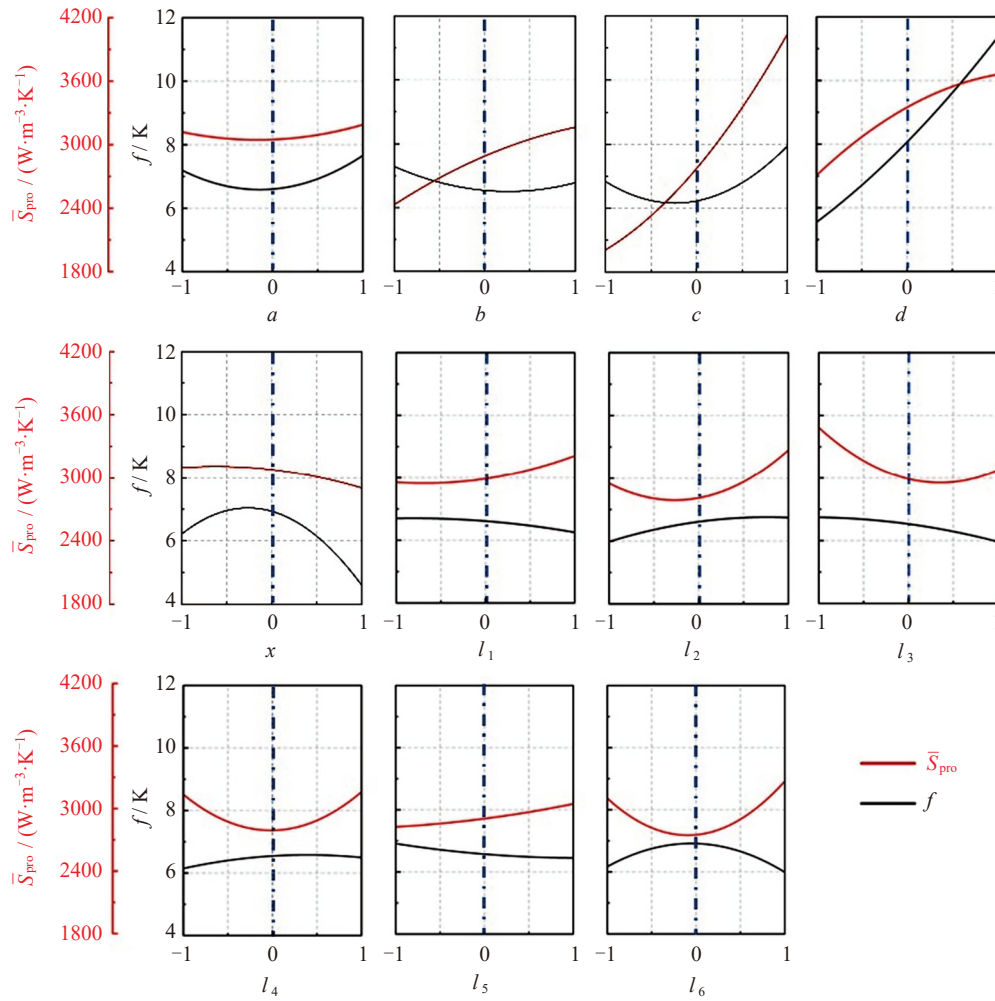


图5 设计参数对目标变量的影响

Fig. 5 Influence of design parameters on the target variables

数 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 与温度均匀因子 f 的影响,由输入参数约束范围的无量纲化,得到横坐标的下限与上限,研究发现 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 波动区间为 $2000 \sim 4050 \text{ W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{K}^{-1}$,管路布局参数对其影响幅度更为显著,其中管段间距 c 的波动区间最大,且响应值近似线性正相关.纵向管距 d 与目标函数 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 同样呈正相关,随其数值逐渐增加,响应值由 $2700 \text{ W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{K}^{-1}$ 变化至 $3650 \text{ W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{K}^{-1}$,且增幅减缓,表明该参数在低于初始值区间对 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的敏感性较高.温度均匀因子 f 的变化区间为 $4.5 \sim 11 \text{ K}$,管路参数 d 及热管参数 x 与其相关性较强,分析响应目标变化趋势,认为当纵向管距与热管间距分别处于下限与上限值时,辐射器表面的温度均匀性最好.

敏感性分析的数学研究方法针对具有 n 个变量的函数关系 $y=f(x_1, x_2, \dots, x_n)$,仅改变某单一变量 x_i ,使其在可能的变动范围内取值,进而判断对目标

函数的敏感性.迭代该过程,得到前述11个设计变量对目标函数 f 与 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的影响,结果如图6所示.相对于 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 而言,参数对 f 的影响更为集中, d 与 x 的影响占比分别为54.75%,16.01%,并且分别与 f 呈正相关和负相关,这与上述响应目标变化趋势的分析结论一致,即减小管路纵向边距或增加管间距可以提高辐射器表面温度的均匀性.热管长度参数对 f 与 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的影响占比约为1%~6%,预埋管路参数对二者的总影响占比分别为67.95%与80.68%,其敏感度显著高于热管参数.

2.3 目标函数优化求解

遗传算法迭代计算是矢量优化问题的关键步骤,通过赋予子代不同的非劣解等级,保证每层个体分配的适应度相同.为了更好地避免具有某些特征的群体被同时剔除,Deb^[19]引入拥挤距离概念,并提出改进

的非支配排序遗传算法 (NSGA-II), 即在相同 Pareto 序值下更偏向拥挤度稀疏的子代个体. 这里基于 NSGA-II 将前述空间辐射器热特征参数 f 和 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 作为优化目标函数, 设置种群初始规模为 100、相同子代个体交叉率为 0.9, 经过 100 次迭代, 产生 10000 枚衍生点. 分别判断使目标函数 $f_1(X_i) \leq f_1(X_j)$ 成立的解集, 并剔除掉 X_j (X_i 与 X_j 表示判断目标函数 f 时第 i 组与第 j 组的优化变量参数), 判断使目标函数 $f_2(Y_i) \geq f_2(Y_j)$ 成立的解集, 并剔除掉 Y_j (Y_i 与 Y_j 表示判断目标函数 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 时第 i 组与第 j 组的优化变量参数), 不断重复此过程, 将衍生点划分为不同的 Pareto 等级.

由于质量约束的存在, 辐射器散热能力与表面温度均匀性的优化不具备协同性. 本文根据卫星散热量与安装面均温性要求, 采用了权重因子综合评判法^[20], 即基于上述函数因子的关联特性对被评价参数隶属等级状况进行综合性评判的一种方法. 由 Pareto 解集前沿曲线得知, 当因子 f 在取值下限区域逐步增大

时, $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的变化量远大于其在取值上限区域的变化量, 此时 f 被视为具有高优指标的因子. 本研究通过权重因子综合评判法赋予优化方案 α 的 f 和 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 权重系数分别为 0.6 与 0.4, 方案 β 的 f 和 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 权重系数均为 0.5, 空间辐射器两种优化方案如图 7 所示. 数值仿真得到方案 α 与方案 β 的 f 计算值高于预测值, 分别为 3.09 K 和 4.98 K; $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的计算值均低于各自预测值, 分别为 $4207 \text{ W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{K}^{-1}$ 和 $4566 \text{ W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{K}^{-1}$, 相比之下 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的预测精度较高. 辐射器热管-管路优化前后方案的设计参数取值见表 2. 两种优化方案通过不同程度减小入流口左端距离与管路纵向边距, 增加热管间距、进出管口及相邻管段间距, 在辐射器总质量降低 1/4 的基础上, 安装表面温度均匀性分别提高 59.6% 与 34.9%, 散热能力分别提高 18.7% 与 28.8%.

3 优化结果分析

3.1 辐射器热特性改善原因

高温介质由卫星流体回路系统泵送至辐射散热器, 管内流体流动过程伴有热耗散现象. 提取辐射器优化方案前后横向中间截面的热参数分布, 如图 8 所示. 三种方案均采用出入口置于同侧的 U 型预埋管路与热管交纵分布式结构. 初始方案更集中的预埋管路分布使高温区集中于辐射器中间区域, 截面最大温差为 39.8 K; 方案 α 与方案 β 的温度均匀性显著提高, 截面最大温差分别为 22.6 K 与 29.4 K. 从图 8(b) $\bar{S}_{\text{pro}}$ 分布可以看出横向中间截面由温差引起的局部熵产率的分布情况, 可以发现, 初始方案截面中间区

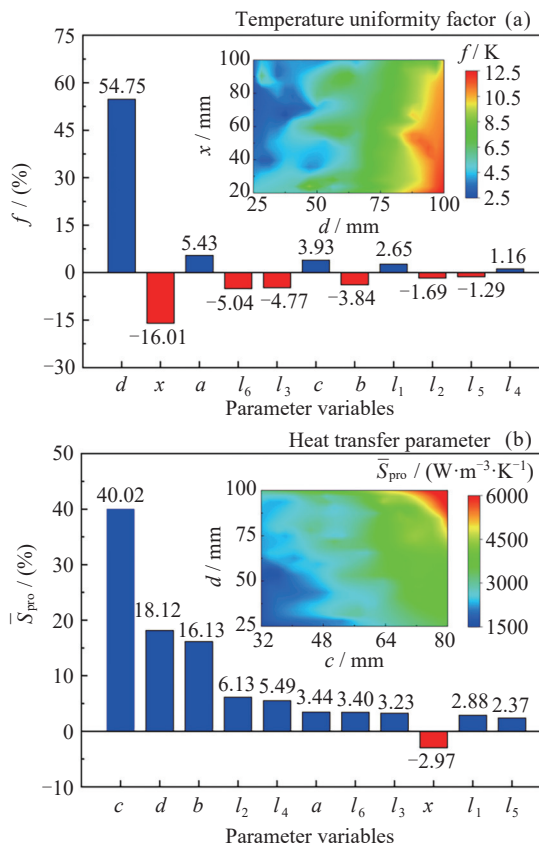


图 6 设计参数敏感性分析

Fig. 6 Sensitivity analysis of design parameters

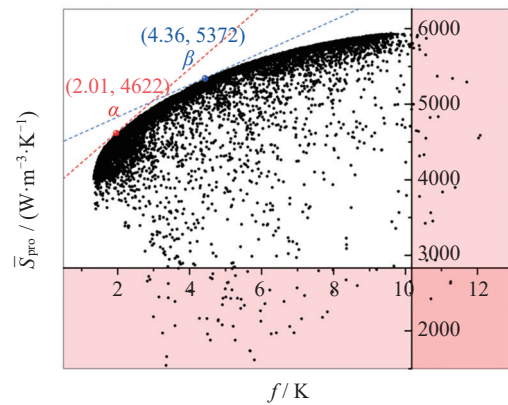


图 7 衍生点分布及优化方案选取

Fig. 7 Derivative point distribution and optimization scheme selection

表 2 优化前后方案设计变量取值 (单位: mm)
Table 2 Design variable values before and after optimization (Unit: mm)

	a	b	c	d	x	l_1	l_2	l_3	l_4	l_5	l_6
原方案	100	25	50	90	72	1200	1200	1200	1200	1200	1200
方案 α	73.4	33.4	77.1	47.2	93.6	1243	1046	1038	990	1010	1261
方案 β	63.7	33.3	77.6	61.9	80.6	1043	1051	957	959	1070	1089

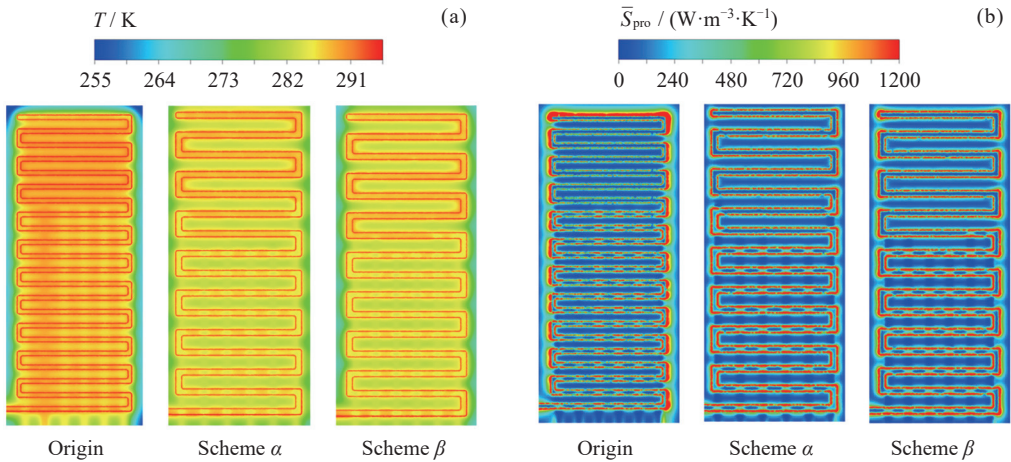


图 8 优化方案前后特征截面热参数分布

Fig. 8 Thermal parameter distribution of characteristic section before and after optimization

域更集中的高温分布导致整体 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 较低, 而辐射器边缘管段的 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 显著高于截面中间区域. 两种优化方案通过增大管间距、缩小管路与辐射器边缘的距离, 使得该截面中间区域的 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 明显增加, 相比之下, 方案 β 的单位长度预埋管路的温差传热能力更优.

为进一步研究辐射器热特性的改善原因, 划分热管与预埋管路重叠区域为热管强化换热区, 定义无热管区域为非强化区, 同时在图 9 所示出入管口处及热管强化换热区布置 4 个特征截面. 针对特征截面 1~4, 分别提取优化前后不同方案的温度 T 与传热参数 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的分布, 如图 10(a) (b) 所示. 就出口温度而言, 两种优化方案均低于初始方案, 并且方案 α 的出口温度更低, 管路出入口温差为 6.48 K. 辐射器下表面蒙皮附近存在热量分布不均现象, 其中截面 2 与截面 3 较为明显, 原方案的热量集中区域约覆盖蜂窝板纵向高度 35%, 且集中于下表面蒙皮; 方案 α 与方案 β 分别约占纵向高度的 60% 与 85%, 高低温交界面更靠近与外部环境相接的上表面蒙皮, 缩短了传热路径的热阻. $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的分布情况与优化预测结果一致, 各特征截面管路上方区域的 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 高于下方区域, 分析发现,

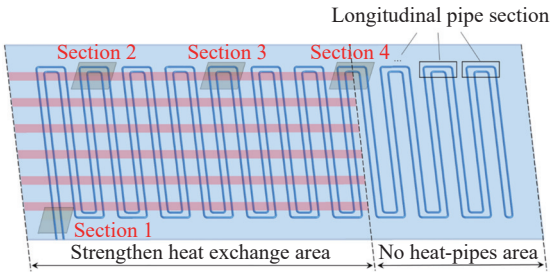


图 9 空间辐射器特征位置

Fig. 9 Characteristic position of the space radiator

本文提出的热管-预埋管路的优化布局方案使蜂窝板温度分布更合理化, 两种优化方案管路附近区域高数值传热参数 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 的范围明显扩大.

图 11 是各方案辐射器预埋管路 3 个特征位置由温差引起的平均熵产率及比例情况. 由图可知, 纵向管段的平均熵产率高于强化换热区和非强化区的平均熵产率, 其中初始方案的纵向管段的平均熵产率达到 $6215 \text{ W}\cdot\text{m}^{-3}\cdot\text{K}^{-1}$, 数值远高于其他区域, 这与高温区集中分布有关. 辐射器两种优化方案通过调整热管-管路的布局参数使 $\bar{S}_{\text{pro}}$ 分布更加合理化, 纵向管段

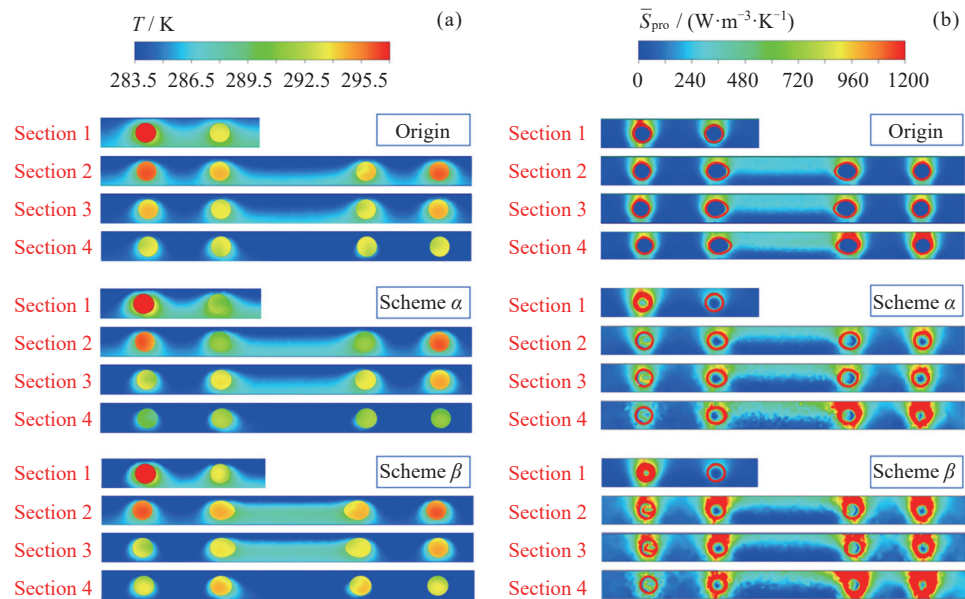


图 10 优化前后各方案纵向特征截面热参数分布

Fig. 10 Thermal parameter distribution of longitudinal characteristic section before and after optimization

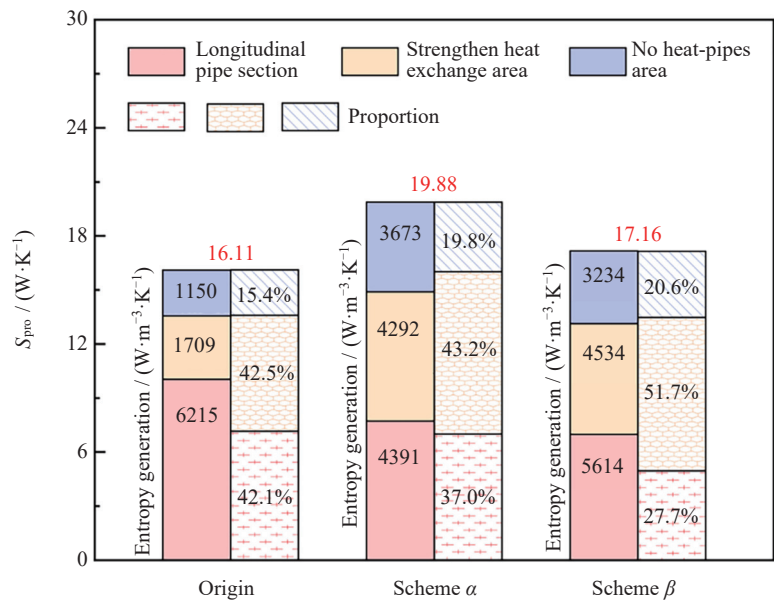


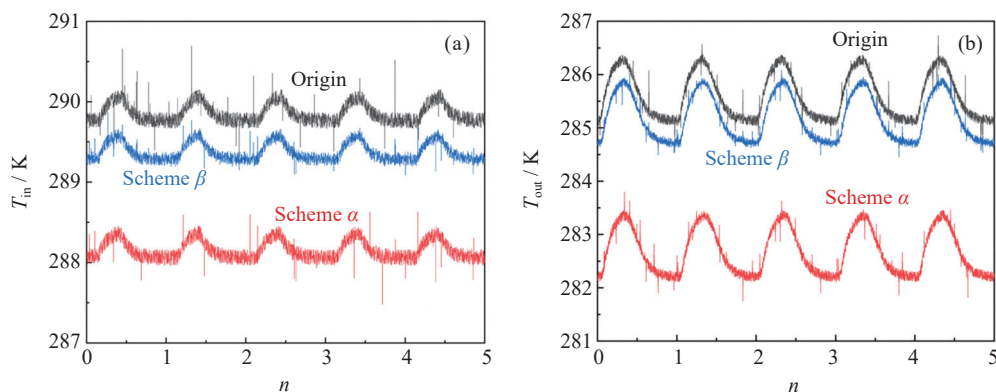
图 11 各区域温差熵产及比例

Fig. 11 Entropy generation and proportion of temperature difference in each region

的温差熵产占比由初始的 42.1% 分别降低至 37.0% 和 27.7%, 而热管强化换热区与非强化区的温差熵产占比均有明显提升. 方案 α 与方案 β 的总温差熵产 S_{pro} 由初始的 $16.11 \text{ W}\cdot\text{K}^{-1}$ 分别增加至 $19.88 \text{ W}\cdot\text{K}^{-1}$ 与 $17.16 \text{ W}\cdot\text{K}^{-1}$, 其总质量分别降低 19.6% 与 23.2%, 空间辐射器综合散热性能得到改善.

3.2 绕轨运行温度水平

航天器寿命末期极易出现表面涂层退化的情况, 图 12 给出了某低轨卫星在轨末期稳定运行状态下连续 5 个公转周期辐射器进出管口的流体温度实测值, 其中横坐标 n 表示绕轨周期数. 从图 12 可以看出, 由于辐射器直接与外部空间环境热交换, 流体进出管口

图 12 绕轨运行辐射器流体进出管口温度 (n 为绕轨周期数)Fig. 12 Inlet and outlet temperature of the fluid during the on-orbit operation (n indicates the number of orbital revolutions)

温度均呈周期性变化,且出流口温度波动幅值更大. 优化方案 α 与方案 β 的出流平均温度分别为 282.7 K 与 285.1 K, 分别低于初始方案 3.1 K 与 0.5 K. 若仅从散热能力角度考虑,辐射器整体热排散情况为: 方案 α > 方案 β > 初始方案, 这与 3.1 节传热参数分析结论一致, 即辐射器热管-管路布局优化一定程度上降低了流体回路温度, 进而增大了该卫星热控系统的可操作余量.

航天器载荷根据安装位置不同可以分为舱内设备与舱外设备, 对于受轨道周期外热流影响较大的舱外设备, 主要采用散热涂层与加热片补热的方式进行控温; 对于无法满足基本散热要求的卫星远端设备, 需要借助流体回路系统, 将辐射散热器与卫星远端设备连接, 设备余热被流体回路系统收集并传输至舱板表面辐射散热器. 图 13 是卫星在轨末期稳定运行时, 舱内某一典型设备连续 5 个周期的温度变化曲线, 其中横坐标 n 表示卫星连续绕轨运行圈数, 纵坐标 T_{ave} 表示上述舱内载荷的平均温度. 可以发现该曲线与图 12(b) 的变化趋势相似, 但是曲线幅值略有减小. 初始方案、方案 β 与方案 α 对应的 T_{ave} 逐次降低, 采用方案 α 使该设备平均温度维持在 291 K, 比初始方案降低 2.3 K. 这些表明辐射器热管-预埋管路的布局优化在实现质量降低与表面温度均匀化的同时, 降低了冷却流体出口温度, 从而可以维持星内设备更合理的温度水平.

4 结语

借助反设计理念提出固定式蜂窝板辐射器热管-

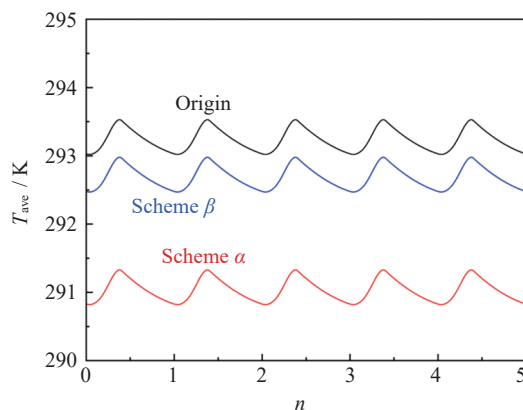


图 13 舱内典型设备平均温度

Fig. 13 Average temperature of typical equipment in the cabin

预埋管路传热网络的两种优化方案, 分析并阐述了辐射器热性能改善的原因. 结果表明, 管路布局参数对辐射器散热能力与表面温度均匀性的影响占比分别为 67.95% 与 80.68%, 其敏感度显著高于热管参数. 此外, 减小管路纵向边距或增加管间距不仅可以提高辐射器表面温度的均匀性, 而且能够优化高温区分布, 增强单位长度预埋管路的传热能力. 优化前后三种设计方案的对比研究表明, 方案 α 与方案 β 在总质量分别降低 19.6% 和 23.2% 的基础上, 使得温度均匀因子分别提高 3.09 K 和 4.98 K, 散热能力分别提高了 18.7% 与 28.8%. 对绕轨运行温度的分析发现, 流体进出辐射器的温度呈周期性变化, 且出口温度波动幅值更大, 方案 α 额外降低了设备工作平均温度 2.3 K, 使航天器热控系统具有更大的温度控制余量, 这也说明了所提出的优化策略具有较高可行性.

参考文献

- [1] LI C D, LIANG Z Q, XIAO H Y, *et al.* Synthesis of ZnO/Zn₂SiO₄/SiO₂ composite pigments with enhanced reflectance and radiation-stability under low-energy proton irradiation[J]. *Materials Letters*, 2010, **64**(18): 1972-1974
- [2] LIU Hong, ZHANG Xiaofeng, FENG Jianchao, *et al.* Application of precision thermal control techniques in Taiji-1 satellite[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2021, **41**(2): 337-341 (刘红, 张晓峰, 冯建朝, 等. 精密热控技术在太极一号卫星上的应用[J]. 空间科学学报, 2021, **41**(2): 337-341)
- [3] LI Yijian, LI Chunzhi, WANG Runman, *et al.* Thermal design of deployable antenna for high-power space-borne SAR[J]. *Modern Radar*, 2021, **43**(12): 45-51 (李亦健, 李春志, 王润楠, 等. 某高功率星载 SAR 可展开天线的热设计[J]. 现代雷达, 2021, **43**(12): 45-51)
- [4] LIU Qingzhi, HUANG Lei, REN Hongyan, *et al.* Thermal design and test of high power satellite with deployable radiator[J]. *Spacecraft Engineering*, 2022, **31**(4): 54-58 (刘庆志, 黄磊, 任红艳, 等. 应用可展开辐射器的大功率卫星热设计与验证[J]. 航天器工程, 2022, **31**(4): 54-58)
- [5] FENG Maolong, LAI Xiaoyi, HAN Haiying, *et al.* Study on radiation performance of fluid loop-heat pipe coupled radiator for China space station[J]. *Aerospace Shanghai (Chinese & English)*, 2023, **40**(5): 88-93 (丰茂龙, 来霄毅, 韩海鹰, 等. 空间站流体回路/热管耦合式热辐射器性能研究[J]. 上海航天 (中英文), 2023, **40**(5): 88-93)
- [6] ARSLANTURK C. Optimization of space radiators accounting for variable thermal conductivity and base-to-fin radiation interaction[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2018, **232**(1): 121-130
- [7] ZHANG Ningli, JIANG Jun. Mean method for estimating heat transfer efficiency of space radiator[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2008, **40**(9): 1509-1512 (张宁莉, 姜军. 估算空间辐射器传热效率的平均法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, **40**(9): 1509-1512)
- [8] TOURNIER J M P, EL-GENK M S. Liquid metal loop and heat pipe radiator for space reactor power system[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, **22**(5): 1117-1134
- [9] LIU Xin, LIANG Xingang. Optimization design and analysis of heat transfer for space radiator[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, **37**(5): 605-611 (刘欣, 梁新刚. 太空辐射器传热优化设计及分析[J]. 宇航学报, 2016, **37**(5): 605-611)
- [10] CHENG Xuetao, XU Xianghua, LIANG Xingang. Application of entransy to optimization design of parallel thermal network of thermal control system in spacecraft[J]. *Science China Technological Sciences*, 2011, **41**(4): 507-514 (程雪涛, 徐向华, 梁新刚. (火积) 在航天器热控系统并联网络优化中的应用[J]. 中国科学: 技术科学, 2011, **41**(4): 507-514)
- [11] WANG Yuying, LI Yunze, LIU Dongxiao. Optimized design of heat insulation layers' thickness and radiator surfaces for nano-satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2010, **19**(2): 46-51 (王玉莹, 李运泽, 刘东晓. 纳卫星隔热层厚度与散热面面积优化设计[J]. 航天器工程, 2010, **19**(2): 46-51)
- [12] YAO Liang, WANG Suming, ZHANG Hongna, *et al.* Design and analysis of "contact-heat conduction" heat pipe radiator[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2023, **43**(3): 81-92 (姚良, 王苏明, 张红娜, 等. "接触-导热"式热管辐射散热器设计与分析[J]. 中国空间科学技术, 2023, **43**(3): 81-92)
- [13] LU P, YAN X D, WU R, *et al.* Numerical simulation and conceptual design of an MW-grade space heat pipe radiator[J]. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications: An International Journal of Computation and Methodology*, 2023, **84**(4): 400-411
- [14] EBADI A, BAUTISTA J C C, WHITE C M, *et al.* A heat transfer model of fully developed turbulent channel flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, **884**: R7
- [15] CHENG X T, XU X H, LIANG X G. Homogenization of temperature field and temperature gradient field[J]. *Science in China Series E: Technological Sciences*, 2009, **52**(10): 2937-2942
- [16] LI Wei, XIE Zonghong, ZHAO Jian. The research on the out-of-plane equivalent thermal conductivity of honeycomb cores[J]. *Vacuum & Cryogenics*, 2010, **16**(3): 162-166 (李伟, 谢宗麒, 赵剑. 蜂窝芯体面外方向导热系数等效研究[J]. 真空与低温, 2010, **16**(3): 162-166)
- [17] HAN Zhonghua. Kriging surrogate model and its application to design optimization: a review of recent progress[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, **37**(11): 3197-3225 (韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. 航空学报, 2016, **37**(11): 3197-3225)
- [18] LIU Xiaolu, CHEN Yingwu, JING Xianrong, *et al.* Optimized Latin hypercube sampling method and its application[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2011, **33**(5): 73-77 (刘晓路, 陈英武, 荆显荣, 等. 优化拉丁方试验设计方法及其应用[J]. 国防科技大学学报, 2011, **33**(5): 73-77)
- [19] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, *et al.* A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II[J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, **6**(2): 182-197
- [20] QI Laibin. Statistics analysis and fuzzy comprehensive evaluation of Likert scale[J]. *Shandong Science*, 2006, **19**(2): 18-23, 28 (亓莱滨. 李克特量表的统计学分析与模糊综合评价[J]. 山东科学, 2006, **19**(2): 18-23, 28)

作者简介



王建鹏 (通信作者) 男, 1998 年 7 月出生于辽宁省辽阳市, 现为中国科学院微小卫星创新研究院工程师、主任设计师, 主要研究方向为航天器热控设计、卫星载荷散热优化, 至今已参与近百颗卫星的批产研制工作。

E-mail: wangjianpenghit@163.com