

# 基于混合寻优算法的弹药储运舱 绝热性能优化设计

王飞<sup>1\*</sup>, 杜韩东<sup>2\*</sup>, 谢兰川<sup>2</sup>, 王纪林<sup>2</sup>, 代小强<sup>2</sup>, 蔡薇<sup>2</sup>, 吴道勋<sup>2</sup>

(1.南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094; 2.西南技术工程研究所, 重庆 400039)

**摘要:** **目的** 优化储运舱在极寒和高温环境下的隔热保温性能, 以减小高价值弹药在储运中受极端环境温度的影响。**方法** 通过构建复合结构储运舱的三维流-固-热耦合计算模型, 采用 Fluent 和 Hypermesh 的二次开发技术, 实现舱室复合隔热保温结构自动参数化建模与分析, 基于混合寻优算法完成对复合隔热保温结构的多目标优化设计。**结果** 优化后的舱室复合隔热保温结构面密度降低 17.3%, 厚度降低 22.5%; 高温环境下 2 h 时温度降低 2.5 K, 极寒环境下 2 h 时温度升高 6.5 K; 优化后舱内温度满足在高温环境下 2 h 时测点的温度低于 298.15 K, 极寒环境下 2 h 时测点的温度高于 283.15 K 的设计要求。**结论** 构建的多层复合结构流-固-热耦合仿真模型计算结果与试验误差在 2% 以内, 能够有效评估储运舱的热性能; 降低材料的导热系数、增加隔热层厚度能够提升舱室热防护性能; 降低内饰层发射率对高温环境下的舱室隔热性能有利, 提高内饰层的发射率对极寒环境下的舱室保温有利。

**关键词:** 极端环境; 隔热保温结构; 发射率; 混合寻优算法; 多目标优化

**中图分类号:** TB34 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-3660(2025)10-0275-09

**DOI:** 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2025.10.023

## Optimization Design of Thermal Insulation for Ammunition Storage and Transportation Cabin Based on Hybrid Optimization Algorithm

WANG Fei<sup>1\*</sup>, DU Handong<sup>2\*</sup>, XIE Lanchuan<sup>2</sup>, WANG Jilin<sup>2</sup>, DAI Xiaoqiang<sup>2</sup>, CAI Wei<sup>2</sup>, WU Daoxun<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Southwest Technology and Engineering Research Institute, Chongqing 400039, China)

**ABSTRACT:** In extreme environments, such as those found on battlefields with fires, extreme cold, or high temperature, the transportation and storage of high-value ammunition necessitate stringent temperature control within the storage compartments. Significant temperature fluctuations can lead to structural damage or functional failure of critical components of high-value ammunition. Currently, both domestic and international scholars have conducted extensive research on fireproof and thermal insulation structures for critical components. However, there is limited research on the thermal insulation performance of compartments that can adapt to both hot and extreme cold environments. To optimize the thermal insulation performance of cabins in extreme environments, and reduce the impact of extreme ambient temperature on high-value ammunition during storage and transportation, this paper takes the thermal insulation structure of cabins serving in extreme environments as the research object. A 3D fluid-solid-thermal coupling computational model of a composite structure cabin is constructed using

收稿日期: 2025-05-13; 修订日期: 2025-05-20

Received: 2025-05-13; Revised: 2025-05-20

引文格式: 王飞, 杜韩东, 谢兰川, 等. 基于混合寻优算法的弹药储运舱绝热性能优化设计[J]. 表面技术, 2025, 54(10): 275-283.

WANG Fei, DU Handong, XIE Lanchuan, et al. Optimization Design of Thermal Insulation for Ammunition Storage and Transportation Cabin Based on Hybrid Optimization Algorithm[J]. Surface Technology, 2025, 54(10): 275-283.

\*通信作者 (Corresponding author)

numerical methods to evaluate the thermal insulation performance of the cabin. To enhance the validity of the simulation model and its parameters, high-temperature fire test results from a specific cabin are utilized to verify the computational model and parameters. The analysis indicates that the error between the computational outcomes of the simulation model for the cabin's multi-layer composite thermal insulation structure and the experimental results is within 2%, effectively evaluating the thermal performance of the storage and transportation cabin. As the initial structure, a composite structure consisting of two thermal insulation layers and one interior layer is designed. Analysis of the initially designed thermal insulation structure reveals that the cabin temperature of the initial design does not meet the design requirements in extremely cold or hot environments. Utilizing the secondary development technologies of Fluent and Hypermesh, the automatic parametric modeling and analysis of the cabin composite thermal insulation structure is achieved. The goal is to minimize the surface density and thickness of the thermal insulation structure. By considering the thermal conductivity, the thickness of the insulation layer, and the emissivity of the interior material as optimization variables, a multi-objective optimization design of the composite thermal insulation structure was completed using a hybrid optimization algorithm. Following optimization, the surface density of the cabin composite thermal insulation structure decreases by 17.3%, and the thickness is reduced by 22.5%. In the hot environment, the temperature decreases by 2.5 K after two hours, whereas in the extremely cold environment, the temperature increases by 6.5 K. The optimized cabin temperature satisfies the design specifications, being lower than 298.15 K at measurement points after two hours in the hot environment, and higher than 283.15 K at measurement points after two hours in the extremely cold environment. Analysis indicates that by decreasing the thermal conductivity of materials and increasing the thickness of insulation layers, the thermal protection performance of high-value ammunition storage and transportation cabins can be improved. Lowering the emissivity of interior layers enhances cabin insulation performance in hot environments, whereas increasing emissivity is advantageous for thermal insulation in extremely cold conditions. When evaluating overall performance across both extremely cold and hot scenarios, the emissivity should be set appropriately near the median of the design range.

**KEY WORDS:** extreme environment; thermal insulation structure; emissivity; hybrid optimization algorithm; multi-objective optimization

随着高超声速导弹、超远程制导炮弹等高价值弹药的快速发展,在战场火烧、极寒或高温等极端环境下,高价值弹药在运输和储藏等任务剖面中,舱室内温度控制要求愈发严格<sup>[1]</sup>,温度的大幅波动可能导致高价值弹药关键部件结构损伤或功能失效<sup>[2]</sup>。例如,高温会引发炸药结构分解或意外爆炸<sup>[3-4]</sup>,高精度惯性组件可能因局部高温而发生损伤<sup>[5-6]</sup>,还可能导致弹药内部结构的热疲劳累积而降低长期可靠性<sup>[7]</sup>。低温则会显著降低导弹推进剂的性能<sup>[8-10]</sup>,弹药撞针、电子元器件等关键部件在-40℃以下可能因材质变形导致微裂纹的形成和扩展,低温环境还会使推进剂发生热老化导致力学性能劣化<sup>[11-12]</sup>。因此,研究高价值弹药储运舱隔热保温特性,提升舱室在极端环境下对弹药的防护能力,保障弹药的功能和性能显得尤为重要。

国内外学者对隔热材料的选择与性能优化、隔热结构与仿真分析、多层隔热结构的应用等方面开展了相关研究。国外 Latsuzbaya 等<sup>[13]</sup>探讨了在飞机客舱内饰板中集成真空绝热板(VIP)以改善热性能。Zeyrek 等<sup>[14]</sup>通过研究 PCM 的热量吸收与释放特性,实现高效隔热和储热。国内张玲玲等<sup>[15]</sup>运用大涡模拟仿真技术对舰船邻舱发生火灾时,壁面导热对弹药舱室内的温度影响进行了研究,得到了弹药舱室内部温

度分布规律。曾小杰等<sup>[16]</sup>对军用医疗方舱的隔热材料和结构优化进行了研究,分析了隔热性能对内部微环境的影响规律。吴丽华等<sup>[17]</sup>分析了军用医疗方舱在复合夹层大板材料防护下的隔热保温性能。李晨<sup>[18]</sup>通过优化隔热材料的厚度和结构,提升了舱室的隔热效果。石邦凯等<sup>[19]</sup>探究了在不同火源类型下典型船舶钢结构舱室内部温度变化情况。张忠利等<sup>[20]</sup>针对运载火箭一二级发动机分离热载荷问题,采用一维非稳态方法仿真分析了2种隔热方案保护下发动机舱内部组件的壁温,提出了耐高温多层隔热材料的热防护方案。朱京城等<sup>[21]</sup>利用多层蛇形管路、硅酸铝纤维板等组成的多层气体隔热结构,测试了高温环境下添加铝箔前后各层的隔热效果。张太林等<sup>[22]</sup>在医疗方舱舱体结构上采用断桥铝型材结构设计,从而提高其保温性能。

随着高性能隔热保温材料制备技术提升,可实现对复合材料导热系数、发射率的控制,进一步提升弹药储运舱温度控制能力。高庆福等<sup>[23]</sup>制备了氧化铝气凝胶隔热复合材料,温度为1000℃时导热系数为0.0685 W/(m·K)。Wu 等<sup>[24]</sup>通过将陶瓷纤维与氧化硅气凝胶等材料结合,制备了力学性能和隔热性能兼备的复合材料。黄安畏等<sup>[25]</sup>通过试验研究探究了密封舱室热防护效率与其内饰材料表面发射率的关系。研究

表明试样表面温度变化速率随材料发射率的提高而增大。代文惠等<sup>[26]</sup>通过研究明确了玄武岩纤维隔热复合材料导热系数的影响因素,制备了超低导热系数的玄武岩纤维隔热复合材料。郭腾超等<sup>[27]</sup>制备了耐高温低红外发射率涂层,并对填料的添加量、涂层的固化温度进行了优化研究。

综上,学者们对航空航天、舰船、医疗方舱等关键部件的防火隔热开展了深入研究,但对同时适应高温和极寒环境的舱室绝热性能的研究较少。本文以极寒和高温环境服役的弹药储运舱隔热保温结构为研究对象,基于 Fluent 的流-固-热耦合仿真技术探究该隔热保温结构的传热特性。采用混合寻优算法开展隔热保温结构的多目标多因素的结构优化。最后将优化后的复合隔热保温结构应用于舱室进行性能验证,为舱室热防护的优化设计提供参考。

## 1 储运舱室复合多层隔热保温性能仿真分析

### 1.1 储运舱室几何结构

舱室三维模型如图 1 所示,简化后的舱室由舱体金属结构和复合多层隔热保温结构组成,舱室长 5 m、宽 2.5 m、高 2.4 m。单层均质保温结构的热力特性单一,难以满足储运舱室在夏季 40 ℃ 以上、冬季-30 ℃ 以下等极端环境下的隔热保温要求。本文采用复合多层隔热保温结构作为舱室的绝热关键部件,复合多层隔热保温结构由内隔热层、外隔热层和内饰层组成,如图 2 所示。其中内隔热层为气凝胶复合材料制品,外隔热层为特种复合材料制品。内饰层由表面涂覆不同发射率涂料的铝箔制成,厚度薄,因此本文中复合保温结构的总厚度指内隔热层与外隔热层厚度之和。参考文献[26],选用 2 种隔热材料,其物理特性如表 1 所示。

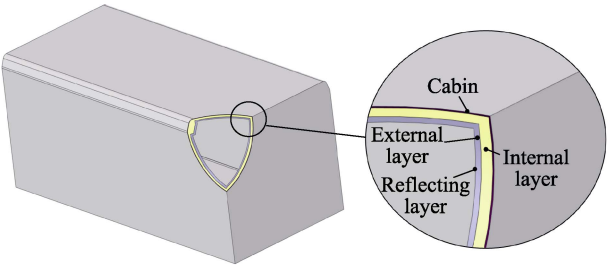


图 1 舱室及多层复合结构示意图  
Fig.1 Schematic diagram of cabin and its structure

### 1.2 流动与传热理论

#### 1) 流动控制方程

舱室内气体流动的三维、非定常  $N-S$  方程为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = 0 \tag{1}$$

表 1 常见隔热材料物理参数  
Tab.1 Physical parameters of materials

Insulation structure	Material	Density/ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ )	Conductivity/ ( $\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ )	Specific heat/ ( $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ )
Internal layer	Aerogel composite	180	0.028	600
External layer	Special composite	200	0.026	970

$$U = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \end{Bmatrix}, F = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (E + p)u \end{Bmatrix},$$
$$G = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (E + p)v \end{Bmatrix}, H = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (E + p)w \end{Bmatrix} \tag{2}$$

式中:  $\rho$  为气体密度;  $u$ 、 $v$ 、 $w$  分别为  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向上的速度分量;  $p$  为气体压强;  $E$  为总能量,其表达式如下:

$$E = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2 + w^2) \tag{3}$$

式中:  $\gamma$  为气体绝热指数。

#### 2) 导热方程

当舱室内外存在温差时,舱室固壁的三维、非定常导热方程为:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) \tag{4}$$

式中:  $c$  为比热容;  $\lambda$  为导热系数。

#### 3) 对流换热方程

当密封舱室中存在空气,且内表面温度与空气温度不同时,舱室壁面与空气间的对流换热方程为:

$$q = h(T_w - T_f) \tag{5}$$

式中:  $h$  为表面传热系数;  $q$  为热流密度;  $T_w$  为壁面温度;  $T_f$  为气体温度。

#### 4) 热辐射方程

舱室与空气间的热辐射方程为:

$$q = \varepsilon \sigma (T_1^4 - T_2^4) \tag{6}$$

式中:  $\varepsilon$  为发射率;  $\sigma$  为黑体辐射常数。

### 1.3 仿真模型

本文初步设计了一种储运舱室复合多层隔热保温结构,具体参数见表 2。采用四面体网格对整个模型进行网格划分,策略是先划分面网格,再分别对内流域、舱室体进行体网格的划分,网格的最小尺度为 1 mm,总网格量约 1 000 万,具体的网格模型如图 2 所示。

表 2 模型结构参数  
Tab.2 Structure parameters

Insulation structure	Thickness/mm
Cabin	9
Internal layer	91
External layer	14

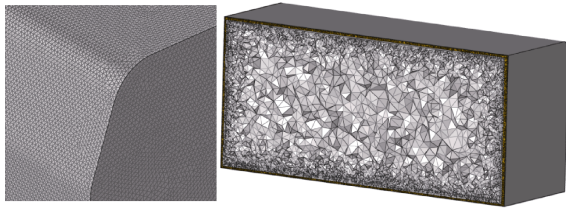


图 2 网格模型  
Fig.2 Grid model

为了探究设计的复合多层隔热保温结构在极寒和高温环境下的隔热保温性能,运用 Fluent 软件建立了舱室的瞬态传热计算模型,其中舱室体和复合多层隔热保温结构为固体,舱室内部为内流域。赋予的材料参数如表 1 所示,并设置了内饰层表面材料的发射率。模型的传热过程为:舱室的外壁面给定温度或与环境通过对流和辐射进行换热,复合多层隔热结构与舱室体进行固-固耦合传热,复合多层隔热结构与舱室内部空气通过对流和辐射进行换热,选用基于密度的隐式求解器进行瞬态求解。

### 1.4 模型验证

为提升仿真模型和参数的有效性,采用某舱室高温火烧试验结果对计算模型和参数进行验证。

试验中内部底面测温点分布如图 3 所示,位于内部空气域距底面几何中心 100 mm 处。在舱室外部前面、后面、左侧面、右侧面、顶面、底面几何中心 100 mm 处分别设置 6 个测温点。采用热电偶进行温度采集,通过测温试纸记录最高温度。使用火焰对舱室外部进行加热,即在舱室体外部 6 个面施加火焰温度。

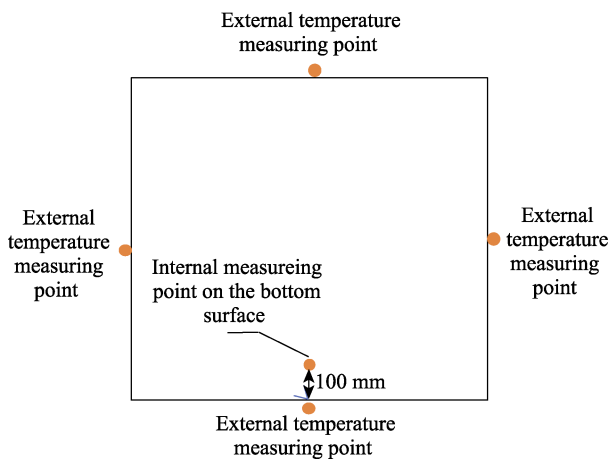


图 3 底面温度测点示意图  
Fig.3 Schematic diagram of measurement point

保持仿真模型与高温热试验装置一致,在仿真计算时,给舱室 6 个表面施加试验测得的表面温度。图 4 为底部测点的仿真温度与试验温度的对比曲线,仿真曲线与试验曲线一致性较好,最大误差小于 2%,表明该仿真模型有效,可以进一步开展复合多层隔热保温结构的热性能分析。

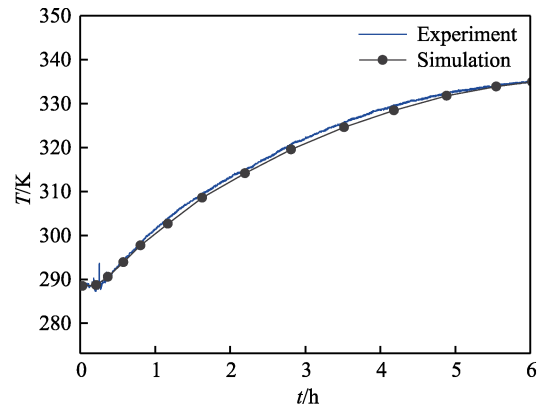


图 4 高温工况下仿真与试验的温度对比曲线  
Fig.4 Simulation and experimental comparison curve of temperature in hot environment

### 1.5 舱室隔热保温性能分析

为分析储运舱室在极寒环境和高温环境下的热性能,对该舱室结构进行瞬态热-流-固耦合分析。对于高温环境,舱室初始温度为 293.15 K,外部环境温度为 318.15 K;对于极寒环境,舱室初始温度为 293.15 K,外部环境温度为 243.15 K。要求在 2 种环境下,维持 2 h 时舱室内部温度位于 283.15~298.15 K。

图 5~6 显示了高温环境下 2 h 时舱室纵向中截面和空气域表面的温度云图。从图 5 可以看出,在高温环境下隔热层与舱室内部温度差异明显,高温区域主要集中于舱室体和隔热层。内部空气温度相对较低且分布均匀,空气域表面温度在 295.15~301.77 K 区间分布。舱室内底面测点的温度变化如图 7 所示,随着时间推移,舱室内低温维持 0.25 h 左右后开始快速升温,线性段升温速率约为 11.9 K/h。2 h 时温度达到 301.0 K,高于 298.15 K,未满足设计指标要求。

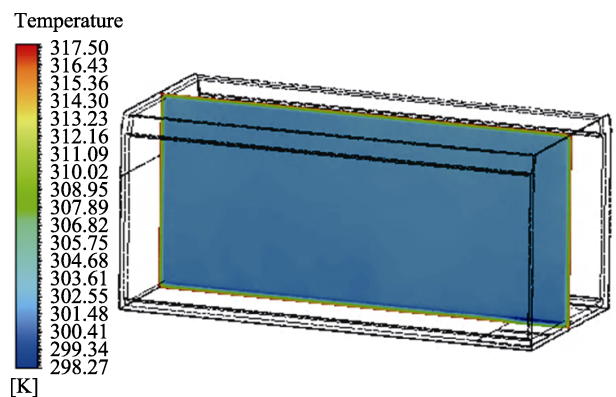


图 5 高温环境下舱室纵向中截面温度云图  
Fig.5 Temperature pattern of interior cabin in hot environment



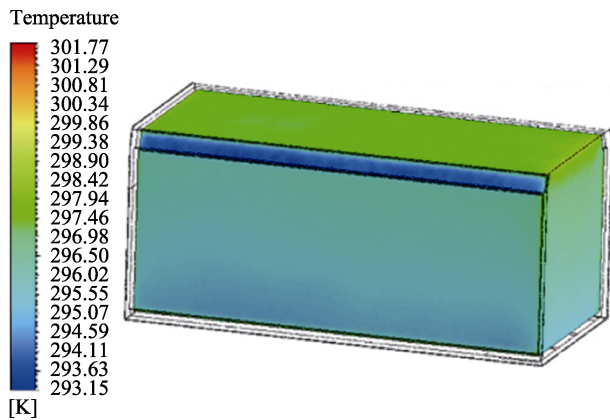


图 6 高温环境下空气域表面温度云图

Fig.6 Temperature pattern of air surface in hot environment

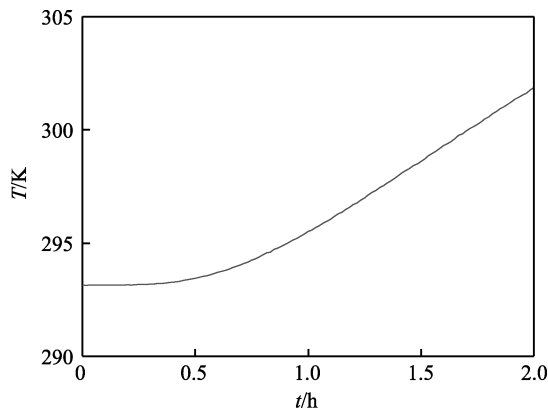


图 7 高温环境温度随时间变化曲线

Fig.7 Temperature curve of measurement point in hot environment

图 8~9 显示了在极寒环境下 2 h 时舱室纵向中截面和空气域表面的温度云图。从图 8 可以看出, 在极寒环境下, 低温区域主要集中于舱体和隔热层, 舱内温度分布均匀, 空气域表面温度在 271.1~279.3 K。舱室内底部测点的温度变化如图 10 所示, 0.25 h 之前, 舱内温度保持稳定; 0.25 h 之后, 舱内开始快速降温, 2 h 后温度下降到 278.7 K, 下降速率约为 6.4 K/h。2 h 时温度下降到 283.15 K, 未满足设计指标要求。

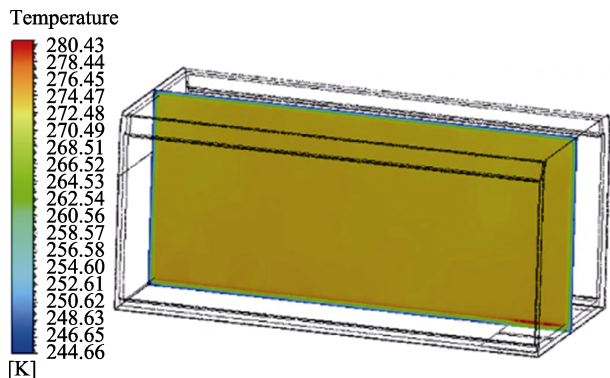


图 8 极寒环境下舱室纵向中截面温度云图

Fig.8 Temperature pattern of interior cabin in cold environment

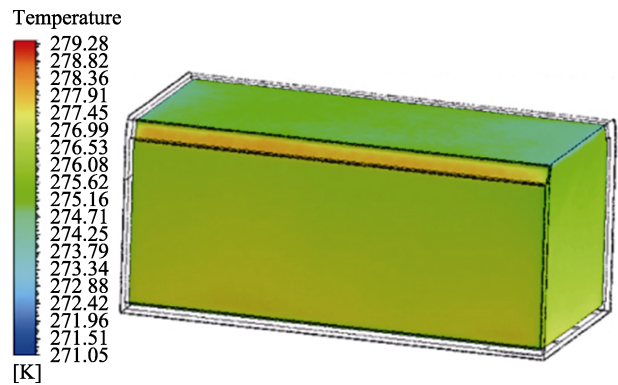


图 9 极寒环境下空气域表面温度云图

Fig.9 Temperature pattern of air surface in cold environment

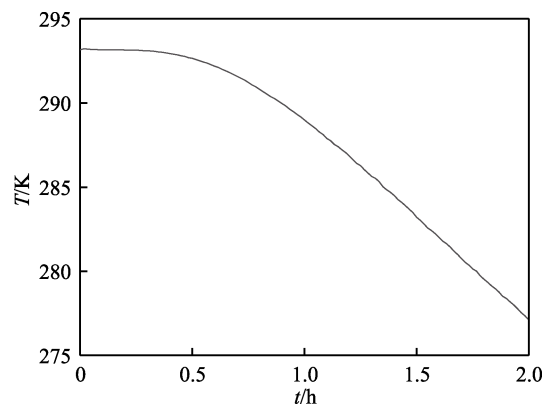


图 10 极寒环境温度随时间变化曲线

Fig.10 Temperature curve of measurement point in cold environment

通过上述分析, 该初始设计无论是在高温环境还是在极寒环境条件下, 舱室内测点温度均未满足设计要求。舱室温度取决于隔热层厚度、隔热层导热系数、内饰层发射率等多个因素, 因此需采用多因素多目标优化实现舱室隔热保温结构的轻量化设计。

## 2 舱室复合多层隔热保温结构多目标优化设计

### 2.1 评价指标

多目标优化的评价指标包括复合多层隔热保温结构总厚度、面密度和测点温度。

#### 1) 复合多层隔热保温结构总厚度

复合多层隔热保温结构的总厚度由内隔热层厚度和外隔热层厚度组成, 用公式表示为:

$$H_t = H_1 + H_2 \quad (7)$$

式中:  $H_t$  为总厚度, mm;  $H_1$  为内隔热层厚度, mm;  $H_2$  为外隔热层厚度, mm。

#### 2) 复合多层隔热保温结构面密度

对于本文的复合多层隔热保温结构, 面密度定义为单位面积的质量, 计算公式为:

$$\rho_s = \rho_1 \cdot H_1 + \rho_2 \cdot H_2 \quad (8)$$

式中:  $\rho_s$  为隔热保温结构的面密度,  $\text{kg/m}^2$ ;  $\rho_1$  为内隔热层的体密度,  $\text{kg/m}^3$ ;  $\rho_2$  为外隔热层的体密度,  $\text{kg/m}^3$ 。

### 3) 测点温度

为满足复合多层隔热保温结构的热特性, 极寒环境或高温环境中在隔热保温结构防护下测点的温度应满足设计要求, 其中在高温环境下 2 h 时测点的温度应低于 298 K, 低温环境下 2 h 时测点的温度应高于 283.15 K。

## 2.2 复合多层隔热保温结构多目标优化方法

HEEDS 软件中的 SHERPA 算法是一种高效的多策略混合优化算法, 通过智能化空间探索快速定位全局最优解。算法具备混合搜索策略、自适应调整和高效率与鲁棒性等特点, 同时整合了全局搜索和局部搜索的优势, 在单次优化过程中并行运行多种算法。可根据设计空间的反馈动态调整各策略的权重。

以隔热保温结构的面密度和厚度最小为目标进行多目标优化, 设计变量包括内/外隔热层的导热系数、内/外隔热层厚度和内饰层材料的发射率, 约束条件为高温环境和极寒环境下舱室内测点温度。

因此, 优化问题的数学模型描述为:

$$\begin{aligned} & \min \rho_s \\ & \min H_t \\ & \text{s.t.} \begin{cases} \lambda_1 \in (0.01, 0.053) \\ \lambda_2 \in (0.01, 0.021) \\ \varepsilon_n \in (0.09, 0.91) \\ H_1 \in (10, 70) \\ H_2 \in (10, 70) \\ T_h \in (283.15, 298.15) \\ T_c \in (283.15, 298.15) \end{cases} \end{aligned} \quad (9)$$

式中:  $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$  分别为内隔热层和外隔热层材料的导热系数,  $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ;  $\varepsilon_n$  为内饰材料的表面发射率;  $T_c$ 、 $T_h$  分别为极寒环境和高温环境中 2 h 时测点的温度, K。

采用 HEEDS 为优化平台实现 Hypermesh 与 Fluent 的联合仿真。首先构建舱体几何模型, 基于 Hypermesh 的宏命令模式, 编制 tcl 文件对舱室整体网格进行自动划分, 实现两层隔热层厚度的参数化建模。基于 Fluent 的命令行模式, 编制建模与求解的 tui 命令对极寒环境和高温环境模型进行自动创建和求解, 实现对隔热层导热系数、内饰涂层发射率的参数化建模。通过 HEEDS 平台搭建复合多层隔热保温结构网格划分-计算建模-求解处理的分析流程, 实现自动优化。

## 2.3 优化结果分析

图 11~12 分别为内/外隔热层厚度对高温环境、

极寒环境下舱室温度的影响曲面。从图 11 和图 12 可以看出, 隔热层厚度对舱室内温度的影响近似呈线性关系, 随着厚度的增加, 高温环境下测点温度降低, 极寒环境下测点温度升高。图 13~14 分别给出了内/外隔热层导热系数对高温环境、极寒环境下舱室温度的影响曲面。由图 13 和图 14 可知, 随着 2 种材料导热系数的降低, 高温环境下测点温度降低, 极寒环境下测点温度升高。图 15 给出了内饰层发射率对 2 种环境温度的影响情况, 随着内饰层发射率的升高, 高温环境和极寒环境下测点的温度都将升高。因此对于隔热层, 降低材料的导热系数、增加隔热层厚度对提升舱室热防护性能有积极作用。对于内饰层, 降低发射率对高温环境下的舱室热防护有利, 与文献[25]的试验研究结论一致, 而在极寒环境下则需要提高内饰层的发射率来提升舱室保温性能。

表 3 为优化后的部分设计结果。从表 3 可以看出, 在满足温度限制条件下第 10 号设计的面密度最低, 为  $15.7 \text{ kg/m}^2$ , 隔热保温结构厚度最小, 为 80.6 mm。

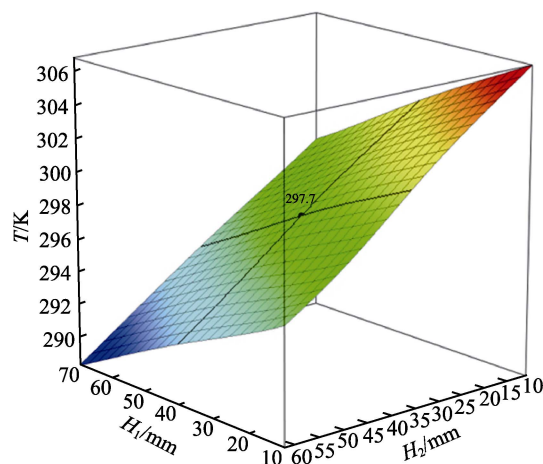


图 11 高温环境下内隔热层厚度对测点温度的影响  
Fig.11 Influence of inner layer thickness on measurement point temperature in hot environment

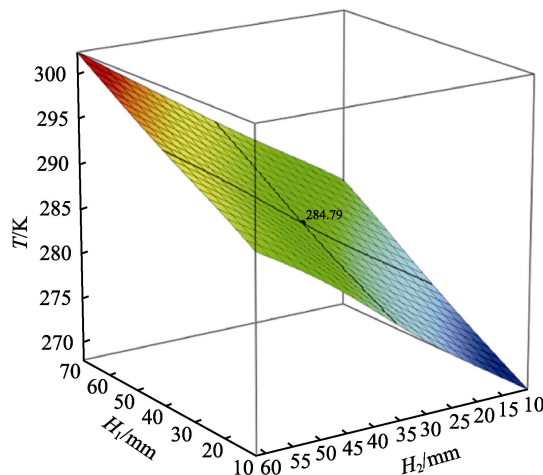


图 12 极寒环境下外隔热层厚度对测点温度的影响  
Fig.12 Influence of outer layer thickness on measurement point temperature in cold environment

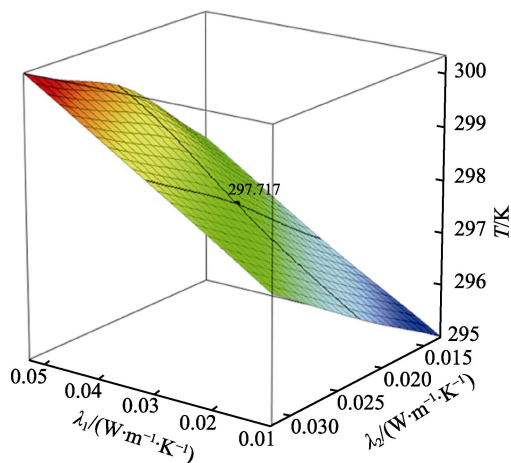


图 13 高温环境下内隔热层导热系数对测点温度的影响  
Fig.13 Influence of conductivity of inner layer on measurement point temperature in hot environment

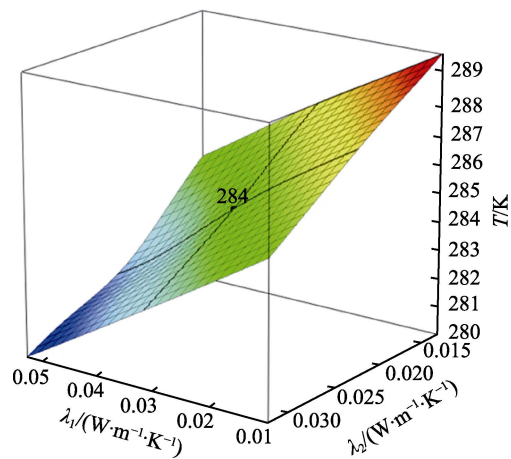


图 14 极寒环境下外隔热层导热系数对测点温度的影响  
Fig.14 Influence of conductivity of outer layer on measurement point temperature in cold environment

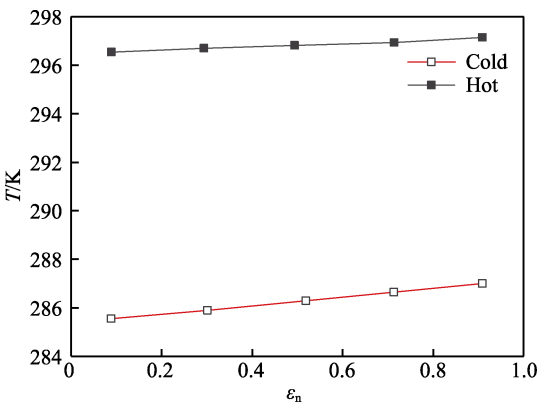


图 15 内饰层发射率对 2 种环境下测点温度的影响  
Fig.15 Influence of interior layer emissivity on measurement point temperature in 2 environments

通过对比可见, 相较于表 1、表 2 的初始设计参数, 优化后的结构面密度降低 17.3%, 厚度降低 22.5%。优化后选用的结构内隔热层厚度为 20.8 mm, 外隔热层厚度为 59.8 mm, 对应的内隔热层导热系数为 0.033 W/(m·K), 外隔热层导热系数为 0.021 W/(m·K)。内饰层发射率为 0.41, 是该设计变量取值范围的中值。综合发射率对高低温环境绝热效果影响规律与优化结果可知, 在兼顾极寒和高温综合性能的情况下, 发射率适宜取在设计范围的中值附近。

根据优化结果构建舱室隔热保温计算模型, 求解获取测点在 2 种环境下舱室的温度数据如图 16~17 所示。相较于初始结构, 高温环境下 2 h 时温度为 297.5 K, 降低 2.5 K; 极寒环境下 2 h 时温度为 285.14 K, 升高 6.5 K。舱内温度满足在高温环境下 2 h 时测点的温度低于 298.15 K, 极寒环境下 2 h 时测点的温度高于 283.15 K 的设计要求。

表 3 优化结果统计表  
Tab.3 Statistics of optimization results

Design	$H_1/\text{mm}$	$H_2/\text{mm}$	$\lambda_1/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	$\lambda_2/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	$\varepsilon_n$	$\rho_s/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	$H_t/\text{mm}$	$T_h/\text{K}$	$T_c/\text{K}$
8	13.0	80.1	0.035	0.016	0.320	18.4	93.1	294.5	290.7
10	20.8	59.8	0.033	0.021	0.410	15.7	80.6	297.5	285.1
28	62.1	52.8	0.053	0.019	0.795	21.7	114.9	296.4	287.3
45	13.0	80.1	0.036	0.016	0.320	18.4	93.1	294.5	290.7
79	62.1	53.6	0.052	0.019	0.861	21.9	115.7	296.1	287.8

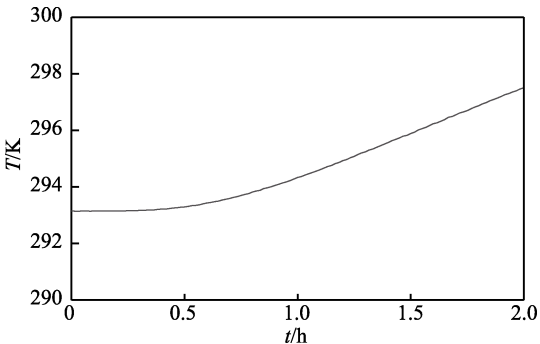


图 16 优化后高温环境下测点温度随时间变化曲线  
Fig.16 Temperature curve of measurement point in hot environment for optimization structure

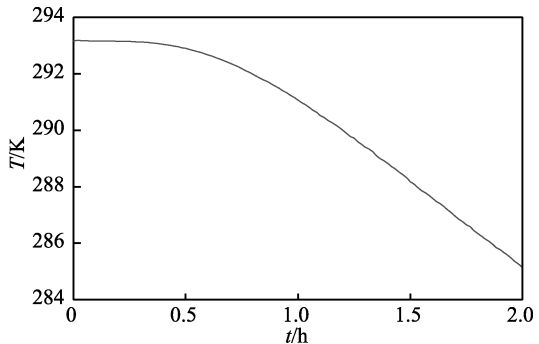


图 17 优化后低温环境下测点温度随时间变化曲线  
Fig.17 Temperature curve of measurement point in cold environment for optimization structure

### 3 结论

本文通过构建复合结构储运舱的三维流-固-热耦合分析模型,开展舱室隔热保温性能研究。采用 Fluent 和 Hypermesh 的二次开发技术,实现舱室复合隔热保温结构自动参数化建模与分析,基于混合寻优算法完成对复合隔热保温结构的多目标优化设计。通过研究得出:

1) 对于隔热层,随着厚度增加,高温环境下测点温度降低,极寒环境下测点温度升高;随着复合材料导热系数降低,高温环境下测点温度降低,极寒环境下测点温度升高;降低材料的导热系数、增加隔热层厚度对提升舱室热防护性能有积极作用。

2) 对于内饰层,降低发射率对高温环境下的舱室热防护有利,而在极寒环境下则需要提高内饰层的发射率来提升舱室保温性能。在兼顾极寒和高温综合性能的情况下,发射率适宜取在设计范围的中值附近。

3) 优化后的舱室复合隔热保温结构面密度降低 17.3%,厚度降低 22.5%。高温环境下 2 h 时温度降低 2.5 K,极寒环境下 2 h 时温度升高 6.5 K。

### 参考文献:

- [1] 陈南施. 高超声速飞行器仪器舱隔热与热控一体化分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.  
CHEN N S. Integrated Analysis of Heat Insulation and Thermal Control for Instrument Cabin of Hypersonic Vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018.
- [2] 吴江. 飞航导弹热防护技术发展趋势[J]. 强度与环境, 2009, 36(1): 57-63.  
WU J. Development of Thermal Protection Techniques for Aerodynamic Missile[J]. Structure & Environment Engineering, 2009, 36(1): 57-63.
- [3] 孙晓乐, 刘海青, 万力伦, 等. 高效隔热材料在战斗部中的热防护性能研究[J]. 兵工自动化, 2022, 41(12): 122-124.  
SUN X L, LIU H Q, WAN L L, et al. Study on Thermal Protection Performance of High Efficiency Heat Insulation Material in Warhead[J]. Ordnance Industry Automation, 2022, 41(12): 122-124.
- [4] 郭红英. 基于光纤光栅的高温固体压力传感技术研究[D]. 太原: 中北大学, 2020.  
GUO H Y. Research on High Temperature solid Pressure Sensing Technology Based on Fiber Grating[D]. Taiyuan: North University of China, 2020.
- [5] FAKHIM B, AL SIYABI M, AL GHUNAIMI B, et al. Investigation of Thermal Performance of a Ship Electrical Compartment-CFD Study[C]//Conference Proceedings of ICMET Oman. Muscat, Oman. IMarEST, 2019.
- [6] THOMAS. Finite Element Modeling of Transient Temperatures in a Small-Caliber Projectile[J]. American Journal of Engineering and Applied Sciences, 2010, 3(2): 355-362.
- [7] 钱环宇, 余永刚, 刘静. 火炮射击环境温度对膛内模块装药热安全性的影响分析[J]. 兵工学报, 2020, 41(2): 254-261.  
QIAN H Y, YU Y G, LIU J. The Influence of Ambient Temperature after Gun Firing on Thermal Safety of Modular Charge in the Chamber[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(2): 254-261.
- [8] 姜毅, 王艳彬, 刘群. 导弹发动机推进剂恶劣工况下温度分析[J]. 中北大学学报(自然科学版), 2008, 29(1): 18-24.  
JIANG Y, WANG Y B, LIU Q. Temperature Analysis for Propellant of Missile Engine under Severe Environmental Conditions[J]. Journal of North University of China (Natural Science Edition), 2008, 29(1): 18-24.
- [9] LI H F, FENG J H, CAO X Y, et al. Simulation Study of the Swirl Spray Atomization of a Bipropellant Thruster under Low Temperature Conditions[J]. Energies, 2022, 15, 8852.
- [10] 王虎干. 不同应变速率下 HTPB 固体推进剂低温力学性能试验研究[J]. 火箭与制导学报, 2018, 38(6): 12-14.  
WANG H G. Mechanical Properties of HTPB Solid Propellants with Different Strain Rate at Low Temperature[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2018, 38(6): 12-14.
- [11] 童心, 王永平, 许进升, 等. HTPB 推进剂的低温疲劳特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1234-1240.  
TONG X, WANG Y P, XU J S, et al. Fatigue Properties of HTPB Propellant at Low Temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1234-1240.
- [12] 刘畅, 王哲君, 强洪夫, 等. 低温动态准双轴拉伸加载下 HTPB 推进剂的热老化性能[J]. 宇航学报, 2020, 41(3): 353-361.  
LIU C, WANG Z J, QIANG H F, et al. Thermal Aged Properties of HTPB Propellant at Low Temperature under Dynamic Quasi-Biaxial Tensile Loading[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(3): 353-361.
- [13] LATSUZBAYA V, MIDDENDORF P, VÖLKLE D, et al. Improving the Thermal Properties of Aircraft Cabin Interiors with the Integration of Vacuum Insulation Panels [J]. CEAS Aeronautical Journal, 2022, 13(3): 705-718.
- [14] ZEYREK O, DEMIRURAL A, BAYKARA T. Functional Honeycomb Based Composite Panels for Structural and Thermal Management Applications[J]. Journal of Material Science & Engineering, 2017, 6(6): 45-52.
- [15] 张玲玲, 王凯, 张宏. 邻舱火灾对弹药舱温度特性影响的数值研究[J]. 舰船科学技术, 2018, 40(9): 148-153.

- ZHANG L L, WANG K, ZHANG H. The Numerical Analysis of the Effect on the Temperature Characteristics of the Ammunition Cabin when the Adjoin-Cabin Have a Fire[J]. Ship Science and Technology, 2018, 40(9): 148-153.
- [16] 曾小杰, 王良模, 陈刚, 等. 某车载方舱轻质复合保温结构性能优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(1): 110-117.
- ZENG X J, WANG L M, CHEN G, et al. Performance Optimization Design of Lightweight Composite Thermal Insulation Structure for Vehicle Shelter[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(1): 110-117.
- [17] 吴丽华. 复合大板材料在军用医疗方舱中的应用研究[D]. 天津: 天津工业大学, 2003.
- WU L H. Study on the Application of Composite Large Plate Material in Military Medical Shelter[D]. Tianjin: Tianjin Polytechnic University, 2003.
- [18] 李晨. 基于有限元的特种车辆方舱隔热性能和力学性能综合研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2019.
- LI C. Comprehensive Study on Thermal Insulation and Mechanical Properties of Special Vehicle Shelter Based on Finite Element Method[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2019.
- [19] 石邦凯, 陈慧玺, 姚圣姿, 等. 钢结构舱室热防护措施有效性大尺寸试验和仿真研究[J]. 消防技术, 2023, 9(6): 66-69.
- SHI B K, CHEN H X, YAO S Z, et al. Large-Scale Test and Simulation Study on the Effectiveness of Thermal Protection Measures for Steel Structure Cabins[J]. Fire Technology, 2023, 9(6): 66-69.
- [20] 张忠利, 周立新, 胡锦涛. 多层隔热材料热防护方法[J]. 火箭推进, 2023, 49(2): 51-56.
- ZHANG Z L, ZHOU L X, HU J H. Thermal Protection Methods of Multilayer Heat Insulation Material[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(2): 51-56.
- [21] 朱京城, 张嘉琪. 火灾救生舱多层隔热材料降温效果试验研究[J]. 中国安全科学学报, 2019, 29(9): 90-95.
- ZHU J C, ZHANG J Q. Study on Cooling Effects of Insulation Layers of Life Rescue Capsule[J]. China Safety Science Journal, 2019, 29(9): 90-95.
- [22] 张太林, 温明, 谭树林, 等. 医疗方舱保温密封性优化设计[J]. 医疗卫生装备, 2016, 37(1): 98-101.
- ZHANG T L, WEN M, TAN S L, et al. Airtightness and Insulation Optimum Design for Medical Shelter[J]. Chinese Medical Equipment Journal, 2016, 37(1): 98-101.
- [23] 高庆福, 张长瑞, 冯坚, 等. 氧化铝气凝胶复合材料的制备与隔热性能[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(4): 39-42.
- GAO Q F, ZHANG C R, FENG J, et al. Preparation and Thermal Performance of Alumina Aerogel Insulation Composites[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2008, 30(4): 39-42.
- [24] WU Z, SUN L C, WANG J Y. Progresses on the Optimal Processing and Properties of Highly Porous Rare Earth Silicate Thermal Insulators[J]. Journal of the Korean Ceramic Society, 2018, 55(6): 527-555.
- [25] 黄安畏, 吴永鹏, 李忠盛, 等. 内饰材料发射率对密封舱室热防护效率的影响[J]. 装备环境工程, 2020, 17(8): 58-62.
- HUANG A W, WU Y P, LI Z S, et al. Effect of Interior Material Emissivity on Thermal Insulation Efficiency of Sealed Cabin[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020, 17(8): 58-62.
- [26] 代文惠, 李昊瑜, 彭星, 等. 玄武岩纤维隔热复合材料导热系数调控[J]. 装备环境工程, 2022, 19(3): 72-78.
- DAI W H, LI H Y, PENG X, et al. Control of Thermal Conductivity of Basalt Fiber Thermal Insulation Composite Material[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(3): 72-78.
- [27] 郭腾超, 徐国跃, 陈砚朋, 等. 低红外发射率耐高温涂层的制备及机理[J]. 材料导报, 2011, 25(14): 96-99.
- GUO T C, XU G Y, CHEN Y P, et al. Preparation of Heat Resistant Coatings with Low Infrared Emissivity and Mechanism[J]. Materials Review, 2011, 25(14): 96-99.