

文章编号: 1000-8055(2023)05-1075-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210601

# 一种耐高温多层热防护结构的优化设计与性能

王 飞<sup>1</sup>, 王秦阳<sup>2</sup>, 孙 创<sup>1</sup>, 康宏琳<sup>2</sup>

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 中国航天科工集团有限公司 第三研究院 北京空天技术研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 为解决高速飞行器飞行过程中剧烈的气动加热问题, 以“高温防热层+隔热缓冲层+核心隔热层”顺序设计的一体化多层热防护结构的传热过程为研究对象, 建立了高温环境下热防护结构内部一维非稳态导热-辐射耦合传热模型, 通过数值模拟计算得到了高温环境下热防护结构各层的温度分布。利用不同热防护材料的隔热性能差异, 针对构建的热防护结构, 提出了在满足一定约束条件下, 以轻质多层热防护结构总质量和总厚度为目标函数的优化设计方案, 得到了多层结构的最优几何参数, 并通过实验考核了优化后热防护结构的防隔热性能。实验表明: 该结构可耐受 1 473 K 的高温 1 800 s 而背温不超过 370 K。

**关 键 词:** 多层热防护结构; 高温环境; 气动加热; 结构优化; 实验考核

中图分类号: V414.6

文献标志码: A

## Optimization design and performance for multi-layer thermal protection structure at high temperature

WANG Fei<sup>1</sup>, WANG Qinyang<sup>2</sup>, SUN Chuang<sup>1</sup>, KANG Honglin<sup>2</sup>

(1. School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Beijing Aerospace Technology Institute, the Third Academy,

China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100074, China)

**Abstract:** In consideration of the intense aerodynamic heating during the flight of the high speed vehicles, the heat transfer process of a multi-layer thermal protection structure designed in the sequence of “high-temperature thermal protection layer + thermal insulation buffer layer + core thermal insulation layer” was investigated, and a one-dimensional unsteady thermal conductivity-radiation coupled heat transfer model was established inside the thermal protection structure at high temperature environment. The temperature profile of each layer of the thermal protection structure at high-temperature environment was obtained by numerical simulation. Based on the difference of thermal insulation performance of various thermal protection materials, the optimal design scheme with the total mass and thickness of the lightweight multi-layer thermal protection structure as the objective function under certain constraints was proposed, the optimal geometric parameters of the multi-layer structure were obtained, and the anti-insulation performance of the optimized thermal protection structure was verified experimentally. The experimental results showed that the optimized thermal protection structure can withstand 1 473 K for 1 800 s while the back temperature was kept below 370 K.

收稿日期: 2021-10-19

基金项目: 国家自然科学基金(51776053)

作者简介: 王飞(1993—), 男, 博士生, 主要从事飞行器高温防隔热结构研究。

通信作者: 孙创(1981—), 男, 副教授, 博士, 主要从事高温热物性参数测量、飞行器热分析与热控、红外杂散辐射分析与抑制的研究。

E-mail: sunc@hit.edu.cn

引用格式: 王飞, 王秦阳, 孙创, 等. 一种耐高温多层热防护结构的优化设计与性能[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1075-1082. WANG Fei, WANG Qinyang, SUN Chuang, et al. Optimization design and performance for multi-layer thermal protection structure at high temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1075-1082.

**Keywords:** multi-layer protection; high-temperature environment; aerodynamic heating; structural optimization; experimental assessment

高速飞行器在飞行过程中,剧烈的气动加热产生的高温会造成飞行器外形烧蚀、内部设备无法正常工作等不良影响,严重影响飞行安全,成为制约高超声速飞行器快速发展的瓶颈问题<sup>[1-2]</sup>。当飞行器以马赫数为8的速度在大气层中飞行时,需要大面积热防护的机翼、机体等部位的温度高达上千开尔文<sup>[3]</sup>。因此,对飞行器热防护结构与材料的相关研究至关重要。由于高速飞行器处于严酷的热力学环境,所以要求热防护材料必须具有轻质、高效及耐高温(1 273 K以上)等特点<sup>[4-5]</sup>。近年来,高速飞行器的热防护材料发展迅猛,各种新型材料不断涌现,但其热防护方式主要是从烧蚀、辐射、热沉、隔热四种形式出发,通过使用烧蚀材料、热防护涂层、防/隔热材料和结构等达到高温防隔热目的<sup>[6]</sup>。单一种类的热防护材料和结构难以满足上述问题,需要对多功能与多层次的材料和结构进行研究设计<sup>[7-10]</sup>。

目前,高速飞行器的热防护设计开始走向承载与隔热一体化的热防护结构,结构形式从单层波纹形向多层结构及仿生化结构发展,但是这些结构壁厚通常达到厘米级,主要是针对壁厚比较大的飞行器而设计研发的。对于小壁厚结构,隔热层厚度降低,隔热性能会显著下降,抗冲击能力也会变弱。为了弥补这种缺陷,超高温材料与一体化热防护结构相结合的新型热防护系统应运而生,这种系统通过在一体化热防护结构中填充耐高温材料,增强了一体化热防护结构的承载力与隔热能力<sup>[6]</sup>。根据结构和使用途径不同,新型热防护系统发展出了盖板式热防护系统、承载式气动外壳和热防护与结构一体化这几种方案。

盖板式热防护系统是由盖板材料和隔热材料构成的组合结构单元。目前的盖板式热防护系统有两种,分别为金属盖板热防护系统和陶瓷基盖板热防护系统。在盖板式热防护系统中,美国重点发展金属基热防护系统,欧洲则重点研发由陶瓷基复合材料(CMC)制成的热防护系统。承载式气动外壳可承受飞行过程中的气动载荷以及飞行器的轴向载荷,隔热材料既可以与结构集成,也可与结构分离(置于气动外壳下部),因此采用承载式气动外壳可以有效减轻飞行器质量。在热防护与结构一体化的方案中,外壁采用性能稳定可靠的耐高温材料,外壁和内壁均可承受气动载荷,大型整体结构采用该方案不仅可以降低维护

成本,也可以消除或减少面与面之间的间隙以及零部件的数量,尽管目前该方案的成熟度是最低的<sup>[11]</sup>,但隔热、承载结构的一体化设计是当今高温热防护结构的大趋势。美国研发了兼具承载和隔热复合功能的金属面板热防护结构<sup>[10]</sup>,并对其做了一系列的建模和测试。解维华等<sup>[12]</sup>对典型金属热防护结构样件进行了有限元分析,分析比较了影响热防护系统性能的多种结构参数。赵剑等<sup>[13]</sup>提出了一种高温合金金属热防护系统的设计方案,从功能层选材、宏观力学分析和导热等效方法、结构热弹性分析模型等技术角度,开展了高速飞行器高温合金热防护系统的设计与分析。李健等<sup>[14]</sup>研究了由多种功能材料组成的热防护组件的结构设计方法和热防护性能,通过数值仿真模拟了不同尺寸结构的热防护性能,并进行了实验验证。Alifanov等<sup>[15]</sup>将高孔隙率的开孔碳泡沫引入了多层热防护结构,通过考虑碳泡沫的形态,提出了一种针对该类结构的优化设计方法。Xie等<sup>[16]</sup>在优化设计热防护结构中考虑了气动热弹性稳定性,探究了热防护结构尺寸与气动热弹性稳定边界的关系。Liu等<sup>[17]</sup>采用宏观各项异性的设计策略探究了多层环氧复合材料的隔热性能及局部热保护性能。Dou等<sup>[18]</sup>在二元网络结构的二氧化硅纳米纤维气凝胶框架内组装二氧化硅气凝胶,这种结构具超强弹性和抗疲劳性,并具有极低的热导率,在防隔热领域内具有诱人的应用潜力。Shi等<sup>[19]</sup>对具有波纹芯的复合夹层结构分别建立了一维和二维分析模型,并在传热分析中考虑了热分解、相变和热化学烧蚀的影响,通过对比两种模型的准确性和可靠性,提出了一种快速初步的集成结构热防护系统设计方案。然而,目前针对热防护系统的结构设计优化多通过对单一层结构的优化叠加而成,而非多层结构一体化的多目标参数联合优化。同时,现有研究方法多为数值模拟,缺乏有效实验验证。

本文以“耐高温层+隔热缓冲层+核心隔热层”顺序设计的一体化热防护结构内传热过程为研究对象,建立多层一体化热防护结构的一维非稳态导热-辐射耦合物理模型,通过数值计算得到了多层热防护结构内的温度分布,并以总质量最轻,总厚度最小为优化目标,通过计算模拟获得了多层热防护结构的优化结构尺寸,最后对尺寸优化后的热防护结构的防隔热性能进行了高温考核。

## 1 问题描述

### 1.1 热防护结构描述

本文中的轻质防隔热结构在设计上采用多层结构,从受热面到冷面依次为陶瓷面板、隔热棉毡、纳米复合材料、陶瓷面板。多层结构整体通过紧固件压紧固定,材料间接触紧密,忽略界面接触热阻。从功能性划分,隔热棉毡和纳米复合材料为具有微纳孔隙结构的多孔材料,两种材料均具有优异的隔热性能,相同温度下纳米复合材料的热导率更低,但隔热棉毡的密度更小。陶瓷面板为结构致密的不透材料,具有优良的抗氧化性、耐腐蚀性和耐高温强度,但其隔热性能最差,同时密度也最大。

可以用  $\eta = c_p / (\rho \cdot \lambda)$  衡量材料的隔热能力,性能优异的隔热材料通常应具有较大的比定压热容  $c_p$ ,同时其密度  $\rho$  和热导率  $\lambda$  又很小,这意味着这种材料只需很小的质量就能储存大量热量而通过自身向外传递的热量很少,因此,这一数值越大,表明材料的隔热性能越好。

图1所示为不同温度下隔热棉毡和纳米复合材料的隔热性能表征,可见两种材料的隔热性能均随温度升高呈先增大后降低的趋势,相比之下,纳米复合材料的隔热性能更为优异,尤其是在低温段,纳米复合材料的隔热优势更加突出,而同样温度范围内陶瓷面板的这一表征值最大仅为0.52,但陶瓷面板结构致密,性质稳定,具有很强的耐高温性能,因此可以作为热防护结构的高温防热层抵御高温直接冲击。由于陶瓷面板的热导率较大,从而导致面板背面温度依然很高,需要进一步缓冲。隔热棉毡的耐高温性优于纳米复合材料,且高温下两者的隔热性能差距不大,因此

可将隔热棉毡作为高温缓冲层进一步降低温度。随着温度降低,纳米复合材料表现出极佳的隔热性能,因而将纳米复合材料当作核心隔热层最大限度地降低结构背温。由于隔热棉毡和纳米复合材料的力学性能较弱,因此可在热防护结构的最内层添加一层陶瓷面板以提升结构的负载能力。值得注意的是,相比其他两种材料,尽管陶瓷面板的密度较大,但其主要作为顶部的防热层并提升整体结构的强度使用,因此只需保证其基础厚度即可,本文热防护结构的两层陶瓷面板厚度均为1 mm。

### 1.2 优化目标

在本文优化的一体化热防护材料中,起隔热作用的主要是隔热棉毡和纳米复合材料,因此需要设计这两种材料层结构的厚度尺寸( $h_1$ 和 $h_2$ )。由于纳米复合材料工作条件不能超过1273 K的限制,所以要求在整个热考核过程中, $h_1$ 和 $h_2$ 的选取要使得隔热棉毡和纳米复合材料的接触界面温度不超过1273 K。另外由于飞行器内部主要的结构件是铝合金,其热设计温度为423 K<sup>[8]</sup>,所以还要求 $h_1$ 和 $h_2$ 的选取使得结构背温不超过373 K。最后,由于材料又有轻质的要求,需要在满足两个界面温度约束带条件的基础上,找到一个 $h_1$ 和 $h_2$ 的最优组合,使得整体结构质量最轻。

## 2 实验系统

本文实验装置如图2所示,该装置由加热系统、电控系统和数据采集系统组成,可测量样件的最大平面尺寸为300 mm×300 mm。实验测量原理为:电控系统按照设定程序控制辐射加热器升温至设定温度,然后抽出辐射加热器与实验件间的隔热装置,实验件正面受到辐射加热器的辐射加热,实验件正面布置的控温热电偶通过向电控系统反馈温度信号以调控加热功率从而维持实验件正面温度恒定。实验过程中,所有涉及的温度均由K型热电偶进行测量,并由数据采集系统实时记录各处热电偶的温度数据。为避免辐射加热器在高温下被氧化,实验在100 kPa氮气(纯度为99.999%)氛围下进行。文献[20]利用该实验装置对厚度为80 mm,长、宽均为300 mm的多种防隔热样件的瞬态传热过程进行了多点热电偶测温 and 三维辐射-导热耦合传热数值模拟。结果证实,在热面温度由300 K升温至1500 K的过程中,样件中心150 mm的圆形区域沿厚度方向呈现良好的一维传热特征。

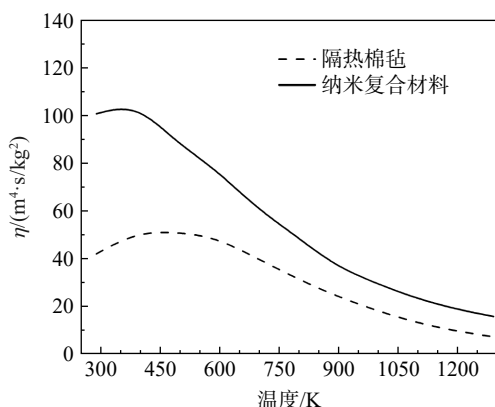


图1 不同温度下材料隔热性能表征值对比

Fig. 1 Comparison of characteristic values of thermal insulation performance of materials at different temperatures

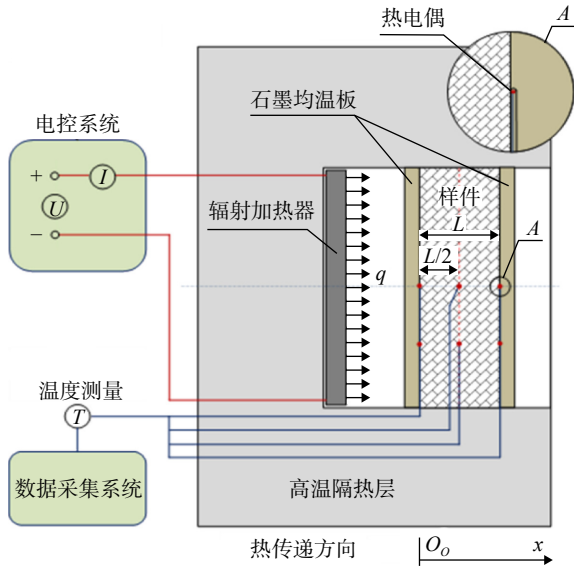


图 2 实验测量原理图

Fig. 2 Experimental measurement principle diagram

本文所优化的结构为大面积的热防护结构,其长、宽方向尺寸远远大于材料厚度方向尺寸,所以整个传热问题可以简化为一个一维传热问题。为了优化和分析方便,可以将其简化为一维多层隔热结构模型,如图 3 所示。一维多层结构模型中,最外层是起承载和耐高温冲击的陶瓷面板,中间层是起主要隔热作用的隔热棉毡和纳米复合材料,为增强热防护结构的整体强度,最内层仍为陶瓷面板。分别在样件的受热面( $x=0$  mm)、隔热棉毡和纳米复合材料的接触界面以及冷面三个界面上布置两个热电偶。对于同一个面上布置的热电偶,一个布置在样品长、宽平面的几何中心处(TC1、TC3、TC5),另一个布置在以几何中心为圆心,直径  $d=150$  mm 的圆周上(TC2、TC4、TC6),并确定两处温度值的算数平均值为该平面温度。

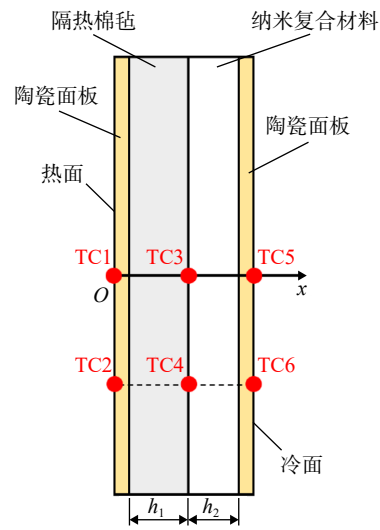
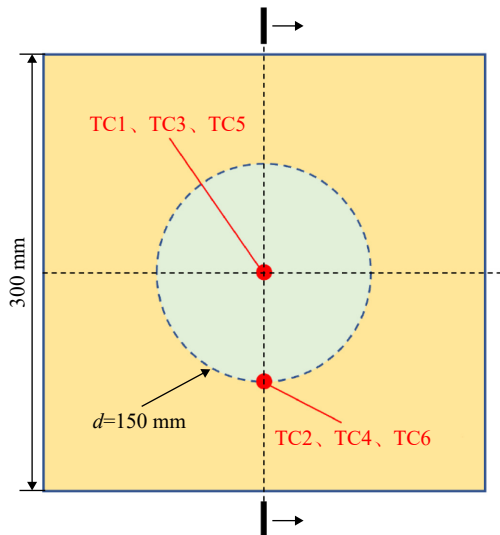


图 3 热防护结构一维简化模型

Fig. 3 One-dimensional simplified model of thermal protection structure

### 3 模型描述

#### 3.1 多层热防护结构传热模型

隔热棉毡和纳米复合材料为具有微纳孔隙结构的多孔材料,由于其孔隙尺寸限制了气体分子热运动,因而具有极低的固相与气相热导率,但红外辐射可以透过孔隙进行传热,因而辐射传热是多孔材料传热过程的重要构成部分。微纳孔隙材料的传热包括:固相材料间的热传导和辐射换热,孔隙内气相的热传导和对流换热,由于材料孔隙与气体分子自由程相当,因而对流作用可以忽略,因此,隔热棉毡和纳米复合材料内的一维非稳态导热-辐射耦合传热方程为

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda_c(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right] - \frac{dq_r}{dx} \quad (1)$$

式中  $\rho$  为材料密度( $\text{kg}/\text{m}^3$ );  $c_p$  为材料比定压热容( $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ );  $T$  为温度( $\text{K}$ );  $\tau$  为时间( $\text{s}$ );  $x$  为热流传递的方向( $\text{m}$ );  $\lambda_c(T)$  为材料热导率( $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ );  $q_r$  为辐射热流密度( $\text{W}/\text{m}^2$ )。

考虑到隔热棉毡和纳米复合材料对辐射的强衰减性以及导热-辐射耦合传热物性辨识反演的高效性,本文采用 Rosseland 扩散近似(RDA)对辐射传递方程进行求解。对于各向同性散射性灰介质,介质内辐射热流密度可表达为

$$q_r = -\frac{16\sigma n^2 T^8}{3k_e} \cdot \frac{dT}{dx} \quad (2)$$

式中  $\sigma$  为黑体辐射常数( $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ );  $k_e$  为衰减

系数( $\text{m}^{-1}$ );  $n$  为折射率, 为无量纲。

将辐射热流密度变为傅里叶公式的形式:

$$q_r = -\lambda_r \frac{dT}{dx} \quad (3)$$

$$\lambda_r = 16\sigma n^2 T^2 / (3k_e) \quad (4)$$

称  $\lambda_r$  为辐射热导率, 则等效热导率  $\lambda_{\text{eff}}$  可表示为

$$\lambda_{\text{eff}} = \lambda_c + \lambda_r \quad (5)$$

从而本文多层热防护结构的传热方程可写为

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda_{\text{eff}}(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right] \quad (6)$$

对于陶瓷面板, 由于其为不透明介质, 故辐射换热作用可以忽略, 即  $\lambda_{\text{eff}}(T) = \lambda(T)$ 。本文采用有限体积法(FVM)对能量方程进行求解。

### 3.2 材料热物性

多层热防护结构各组成材料的热物性如表1所示。比定压热容  $c_p$  由差式扫描量热仪测得; 等效热导率  $\lambda_{\text{eff}}$  采用文献[21]的高温等效热导率辨识反演模型测得; 材料发射率  $\varepsilon$  采用本课题组自主设计的发射率测量系统测得。由于不同温度下材料的热导率相差较大, 因此本文将三种材料的热导率拟合为关于温度的线性函数。 $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$ 、 $\lambda_3$  分别为隔热棉毡、纳米复合材料和陶瓷面板的等效热导率, 其中,  $a_1=0.000\ 198$ ,  $b_1=0.036\ 59$ ;  $a_2=0.000\ 151$ ,  $b_2=0.005\ 372$ ;  $a_3=0.001\ 562$ ,  $b_3=0.902\ 368$ 。而温度对材料的比定压热容和密度影响很小, 因此材料的比定压热容和密度取定值。

表1 热防护材料热物性参数

Table 1 Thermophysical parameters for different thermal protection materials

| 材料     | $\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$ | $c_p/(\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$ | $\lambda_{\text{eff}}/(\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K}))$ | $\varepsilon$ |
|--------|-------------------------------|-------------------------------------------|-----------------------------------------------------------|---------------|
| 隔热棉毡   | 260.0                         | 851.1                                     | $\lambda_1=a_1T+b_1$                                      | 0.6           |
| 纳米复合材料 | 310.5                         | 871.2                                     | $\lambda_2=a_2T+b_2$                                      |               |
| 陶瓷面板   | 1 806.4                       | 1 115.3                                   | $\lambda_3=a_3T+b_3$                                      |               |

### 3.3 边界条件和初始条件

飞行器在高速飞行过程中, 防隔热结构外表面受到剧烈的气动加热。图4是文献[22]中某飞行器在大气层飞行过程中外表面的温度变化情况。可以看出, 其最高温度约为1 280 K, 为保证飞行器能够有效应对外界复杂多变的高温环境, 应对优化结构的最高耐受温度留有一定裕度, 因而本文采用1 473 K的恒温环境对结构进行高温冲击,

并以此作为数值计算结构外表面的温度边界条件。为保证飞行器舱内各部件的稳定运动, 舱内温度通常不能过高, 本文假定这一温度恒定为298 K, 防隔热结构内表面与舱内设备进行辐射换热, 以此作为内表面的边界条件。整体结构的初始温度场取298 K。能量方程初始条件和边界条件分别为

$$T|_{\tau=0} = 298\text{ K} \quad (7)$$

$$T|_{x=0} = 1\ 473\text{ K} \quad (8)$$

$$T|_e = 298\text{ K} \quad (9)$$

式中  $T|_{\tau=0}$  为热防护结构的初始温度;  $T|_{x=0}$  为热防护结构的热面温度;  $T_e$  为飞行器的舱内温度。

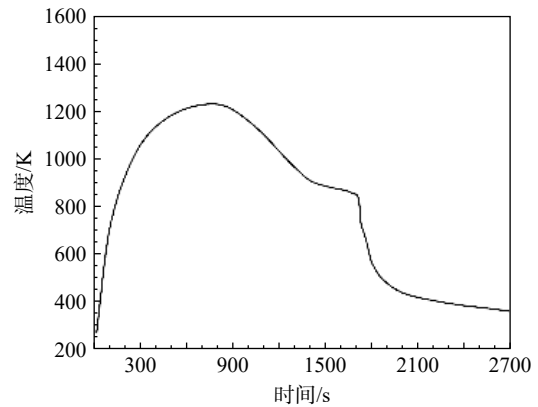


图4 某飞行器飞行过程外表面温度变化<sup>[22]</sup>

Fig. 4 Surface temperature variation of an aircraft during flight<sup>[22]</sup>

## 4 数值结果及结构优化

### 4.1 优化方法

隔热棉毡和纳米复合材料的厚度  $h_1$ 、 $h_2$  优化的约束条件为

$$T_{1\text{max}}(h_1, h_2) \leq 1\ 273\text{ K} \quad (10)$$

$$T_{2\text{max}}(h_1, h_2) \leq 373\text{ K} \quad (11)$$

式中  $T_{1\text{max}}(h_1, h_2)$  为热考核过程中隔热棉毡和纳米复合材料接触界面间出现的最高温度,  $T_{2\text{max}}(h_1, h_2)$  为热防护结构冷面出现的最高温度。

$h_1$  和  $h_2$  优化的目标函数为

$$M = \rho_1 h_1 + \rho_2 h_2 \quad (12)$$

$$H = h_1 + h_2 \quad (13)$$

式中  $M$  为隔热棉毡和纳米复合材料双层结构的面积质量( $\text{kg}/\text{m}^2$ );  $\rho_1$  和  $\rho_2$  分别为隔热棉毡和纳米复合材料的密度( $\text{kg}/\text{m}^3$ )。优化目标是使双层

结构的面积质量  $M$  和厚度  $H$  最小。

针对多层热防护结构的质量、厚度尺寸的优化原理为:在一定尺寸范围内对不同厚度尺寸的隔热棉毡  $h_1$  和纳米复合材料  $h_2$  进行组合,对于每一组确定的  $h_1$ 、 $h_2$  尺寸组合,通过数值计算可以确定热防护结构某考核界面上出现的最高温度。依次计算其他  $h_1$ 、 $h_2$  组合下的界面温度极值,即可在  $h_1$ - $h_2$  平面上绘制出关于该界面最高温度的多条等温线,随后便可确定满足界面温度约束条件的  $h_1$  和  $h_2$  尺寸范围。同理,可得到满足另一考核界面温度约束条件的  $h_1$  和  $h_2$  尺寸范围,则两处界面上  $h_1$  和  $h_2$  尺寸范围的交集即为满足热防护结构温度约束条件的安全尺寸区域。

与界面等温线的绘制方式类似,分别构建关于目标函数的等质量线和等厚度线。将其投影至已满足约束条件的  $h_1$  和  $h_2$  的安全尺寸区域即可得到满足目标函数的最优组合尺寸。

#### 4.2 优化结果

图 5 和图 6 分别为约束条件  $T_{1\max}$  和  $T_{2\max}$  的曲面图等温线投影图。阴影区域表示满足约束条件的  $h_1$  和  $h_2$  组合的安全可选尺寸。

将图 5 和图 6 重叠起来,重合的阴影部分即为同时满足  $T_{1\max}$  和  $T_{2\max}$  的可选  $h_1$  和  $h_2$  组合安全区域。同理,在安全区域上叠加单位面积质量  $M$  曲面的等质量线投影(见图 7),得到  $h_1=36$  mm,  $h_2=32$  mm 的组合即为安全区域内使得两层材料的单位面积总质量  $M$  最轻的最优结构尺寸。同样将厚度  $H$  曲面的等高线投影在安全区域上(见图 8),可以发现结构的质量最轻点同时也是厚度最小点。

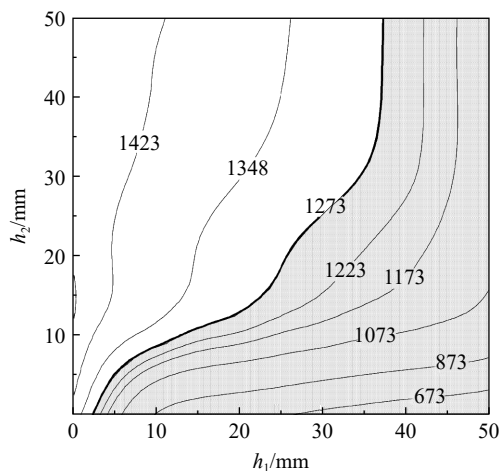


图 5  $T_{1\max}(h_1, h_2)$  曲面图的等温线投影(单位: K)  
Fig. 5 Isotherm projection of  $T_{1\max}(h_1, h_2)$  surface graph (unit: K)

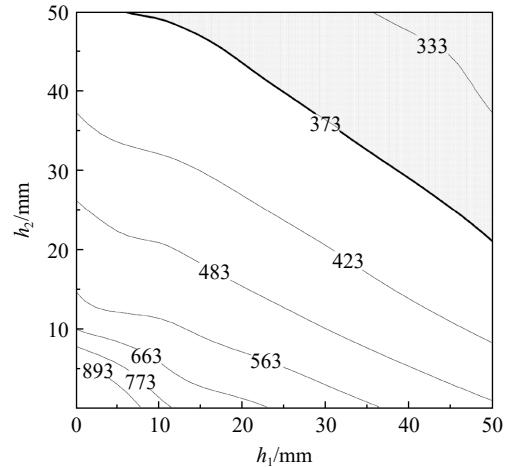


图 6  $T_{2\max}(h_1, h_2)$  曲面图的等温线投影(单位: K)  
Fig. 6 Isotherm projection of  $T_{2\max}(h_1, h_2)$  surface graph (unit: K)

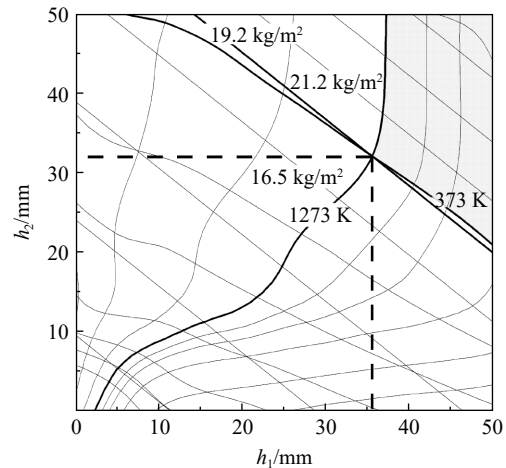


图 7 满足质量  $M$  最小的  $h_1$  和  $h_2$  最优组合投影  
Fig. 7 Optimal combination projection of  $h_1$  and  $h_2$  that satisfies the smallest quality  $M$

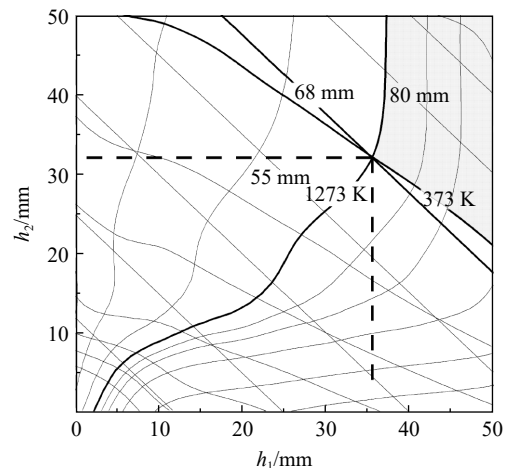


图 8 满足厚度  $H$  最小的  $h_1$  和  $h_2$  最优组合投影  
Fig. 8 Optimal combination projection of  $h_1$  and  $h_2$  that satisfies the smallest thickness  $H$

### 4.3 实验校验

本文通过实验对最优尺寸下( $h_1=36\text{ mm}$ ,  $h_2=32\text{ mm}$ )的热防护结构进行了实验验证,并与数值计算结果进行了对比。图9和图10分别为在最优结构尺寸下,在1800 s的持续高温加热下,隔热棉毡与纳米复合材料接触界面以及热防护结构冷面的真实温度曲线与数值计算结果对比。可以看出,两处界面上实验测得的温度值与数值计算结果的误差均在 $\pm 3\%$ 之间,并且实验测得的最高温度值均低于模拟结果,表明最优结构尺寸可以实现热防护结构的防隔热要求并留有一定安全裕度。隔热棉毡与纳米复合材料接触界面温度随热面边界温度变化响应很快,加热停止后,界面温度迅速降低;而热防护结构背温由于隔热棉毡和纳米复合材料的热阻产生了较大延迟,加热停止后其温度依然持续升高,直至3000 s附近达到最高温度。

图11为最优结构尺寸下,各层材料在热考核

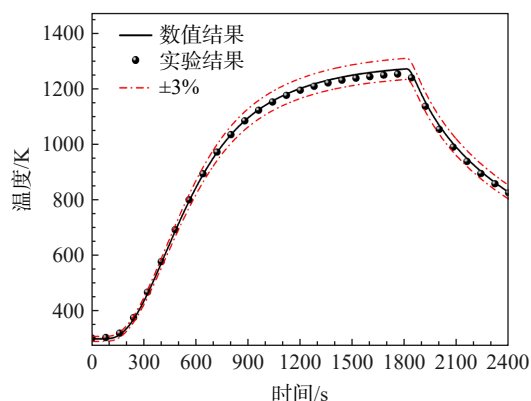


图9 隔热棉毡和纳米复合材料接触界面温度变化过程  
Fig. 9 Temperature evolution at the contact interface of thermal insulation felts and nanocomposite material

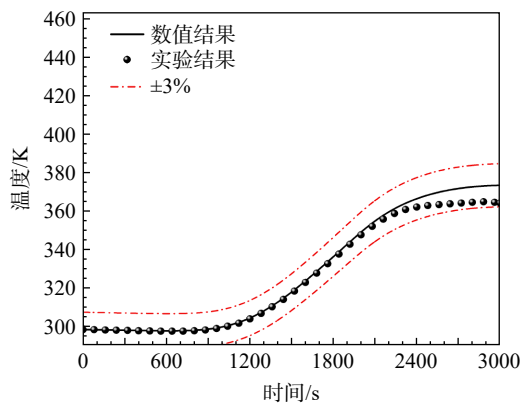


图10 优化后结构底部界面温度变化过程  
Fig. 10 Temperature evolution at the bottom interface of the structure after optimization

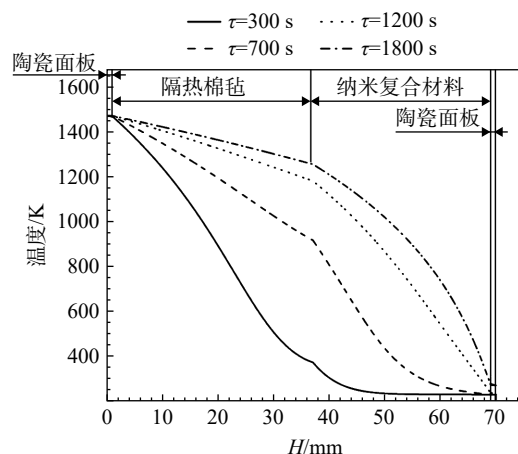


图11 不同时间各层材料的温度分布  
Fig. 11 Temperature distribution of each layer of material at different times

过程中不同时间下的全场温度分布。可见采用最优结构设计的轻质一体化热防护结构具有优异的防隔热性能。

## 5 结论

本文以高速飞行器飞行过程中大面积热防护结构为背景,提出了一种轻质热防护结构的优化方案。基于飞行器热防护结构外表面的热载环境,建立了热防护结构内一维非稳态导热-辐射耦合传热模型,并通过数值计算得到了材料各层的温度分布。构建目标环境的约束条件,建立了多层热防护结构的优化方法,实现了最优结构尺寸的热防护结构设计,并通过实验验证了优化后热防护结构的防隔热性能。实验结果表明,采用最优尺寸的热防护结构在经受1473 K高温加热1800 s后背温不超过370 K。

## 参考文献:

- [1] 邢亚娟,孙波,高坤,等.航天飞行器热防护系统及防热材料研究现状[J].宇航材料工艺,2018,48(4): 9-15.  
XING Yajuan, SUN Bo, GAO Kun, et al. Research status of thermal protection system and thermal protection materials for aerospace vehicles[J]. Aerospace Materials and Technology, 2018, 48(4): 9-15. (in Chinese)
- [2] 陈雄昕,刘卫华,罗智胜,等.高超音速飞行器气动热研究进展[J].航空兵器,2014(6): 8-13.  
CHEN Xiongxin, LIU Weihua, LUO Zhisheng, et al. Research advances of aerodynamic heating for hypersonic aircraft[J]. Aero Weaponry, 2014(6): 8-13. (in Chinese)
- [3] 邱惠中.美国空天飞机用先进材料最新进展[J].宇航材料工艺,1994,24(3): 5-9.  
QIU Huizhong. The latest development of advanced materials for U.S. aerospace aircraft[J]. Aerospace Materials and Technology, 1994, 24(3): 5-9. (in Chinese)

- [4] BUFFENOIR F, ZEPPA C, PICHON T, et al. Development and flight qualification of the C-SiC thermal protection systems for the IXV[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 124(7/8): 85-89.
- [5] ALBANO M, MICHELI D, GRADONI G, et al. Electromagnetic shielding of thermal protection system for hypersonic vehicles[J]. *Acta Astronautica*, 2013, 87(6/7): 30-39.
- [6] 徐世南, 吴催生. 高超声速飞行器热防护结构研究进展[J]. *飞航导弹*, 2019, 412(4): 48-55.  
XU Shinan, WU Cuisheng. Research progress of thermal protection structure of hypersonic vehicle[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2019, 412(4): 48-55. (in Chinese)
- [7] HAIM Y, WEISS Y, LETAN R. Effect of spacers on the thermal performance of an annular multi-layer insulation[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2014, 65(1/2): 418-421.
- [8] 陈立明, 戴政, 谷宇, 等. 轻质多层热防护结构的一体化优化设计研究[J]. *力学学报*, 2011, 43(2): 289-295.  
CHEN Liming, DAI Zheng, GU Yu, et al. Integrated optimization design of light-weight multi-layer protection structures[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, 43(2): 289-295. (in Chinese)
- [9] WHITE D M, WICKLEIN M, CLEGG R A, et al. Multi-layer insulation material models suitable for hypervelocity impact simulations[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2008, 35(12): 1853-1860.
- [10] GIEGERICH M J. Thermal protection systems for all-weather reusable launch vehicles[C]//Space Transportation Materials and Structures Technology Workshop. Hampton, US: NASA Langley Research Center, 1993: 363-367.
- [11] 王璐, 王友利. 高超声速飞行器热防护技术研究进展和趋势分析[J]. *宇航材料工艺*, 2016, 46(1): 1-6.  
WANG Lu, WANG Youli. Research progress and trend analysis of hypersonic vehicle thermal protection technology[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2016, 46(1): 1-6. (in Chinese)
- [12] 解维华, 张博明, 杜善义. 金属热防护系统设计的有限元分析[J]. *航空学报*, 2006, 27(2): 897-902.  
XIE Weihua, ZHANG Boming, DU Shanyi. Finite element analysis of metallic thermal protection systems design[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(2): 897-902. (in Chinese)
- [13] 赵剑, 谢宗蕤, 张磊. 高温合金热防护系统设计与分析[J]. *宇航学报*, 2008, 29(5): 217-223.  
ZHAO Jian, XIE Zonghong, ZHANG Lei. Design and analysis of super alloy metallic thermal protection system[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(5): 217-223. (in Chinese)
- [14] 李健, 张凡, 张丽娟, 等. 一种耐高温多层热防护组件结构设计及性能研究[J]. *北京理工大学学报*, 2019, 39(10): 1051-1056.  
LI Jian, ZHANG Fan, ZHANG Lijuan, et al. Structure design and performance study of a multi-layer thermal protection component with high temperature endurance[J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2019, 39(10): 1051-1056. (in Chinese)
- [15] ALIFANOV O M, BUDNIK S A, NENAROKOMOV A V, et al. Design of thermal protection based on open cell carbon foam structure optimization[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 173: 115252.1-115252.10.
- [16] XIE Dan, DONG Bin, JING Xingjian. Effect of thermal protection system size on aerothermoelastic stability of the hypersonic panel[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 106170.1-106170.16.
- [17] LIU Dong, LI Jiapeng, ZHANG Ping, et al. Multilayered epoxy composites by a macroscopic anisotropic design strategy with excellent thermal protection[J]. *Journal of Materials Science*, 2020, 55(30): 14798-14806.
- [18] DOU Lüye, CHENG Xiaota, ZHANG Xinxin, et al. Temperature-invariant super elastic, fatigue resistant, and binary-network structured silica nanofibrous aerogels for thermal superinsulation[J]. *Journal of Materials Chemistry A*, 2020, 8(16): 7775-7783.
- [19] SHI Shenbo, CHEN Yong, DAI Cunxi, et al. Modeling the high temperature behavior of all-composite, corrugated-core sandwich panels undergoing ablation[J]. *Thin-Walled Structures*, 2021, 164: 107742.1-107742.10.
- [20] 刘华. 纳米复合隔热材料高温耦合传热实验测量及物性参数辨识[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.  
LIU Hua. Experiment on coupled heat transfer and thermal property identification of nanocomposite insulation at high temperature[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)
- [21] LIU Hua, XIA Xinlin, XIE Xiangqian, et al. Experiment and identification of thermal conductivity and extinction coefficient of silica aerogel composite[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2017, 121: 192-203.
- [22] 钱伟祺, 蔡金狮. 再入航天飞机表面热流密度辨识[J]. *宇航学报*, 2000, 21(4): 1-6.  
QIAN Weiqi, CAI Jinshi. Surface heat flux identification of reentry space shuttle[J]. *Journal of Astronautics*, 2000, 21(4): 1-6. (in Chinese)

(编辑: 陈越)