

# 长尾喷管气凝胶隔热层结构设计\*

高煜航, 郑健, 上官子晗

(南京理工大学 机械工程学院, 江苏南京 210094)

**摘要:** 固体火箭发动机长尾喷管外围通常放置舵机等控制系统, 为了满足控制系统的工作温度要求, 设计了一种用于长尾喷管段的新型热防护复合结构。长尾段隔热层采用具有低热导率、低密度特点的二氧化硅气凝胶材料。首先建立了气凝胶材料热导率计算模型, 并对高温环境气凝胶材料导热性能进行测试。随后结合气凝胶材料热导率计算, 建立了长尾喷管的热防护复合结构模型, 并对喷管热防护结构模型进行了瞬态传热分析和力学性能分析。结果表明, 喷管热防护结构设计满足材料力学性能。在发动机工作20 s后气凝胶材料可以将喷管的长尾段外壳壁面温度控制在320 K以下。相较于传统的高硅氧酚醛隔热材料, 气凝胶材料隔热效果表现更优, 且可以有效减少喷管热防护结构的消极质量。

**关键词:** 固体火箭发动机; 长尾喷管; 热防护; 二氧化硅气凝胶; 传热

**中图分类号:** V435 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 05-2303036-10

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2303036

## 1 引言

固体火箭发动机作为火箭弹、导弹、航天飞行器的动力装置, 其安全性非常重要。现阶段高能推进剂的广泛使用, 燃烧室和喷管的热环境越来越恶劣。同时随着舵机等控制系统要求提高, 长尾喷管因其长尾段可以提供仪器安装空间而被广泛应用<sup>[1]</sup>。同时舵机等控制系统需要严格控制工作环境温度, 所以对长尾喷管的外壁温度有严格的要求。

目前在固体火箭发动机被动热防护喷管的设计加工中, 常用的烧蚀材料有石墨、碳/碳和碳/陶复合材料, 绝热层材料有高硅氧酚醛树脂、碳酚醛树脂等<sup>[2]</sup>。而新近出现的二氧化硅气凝胶材料是目前热导率最低的固体材料, 它是一种以纳米粒子为骨架、气体为分散介质、孔隙尺寸极小的三维结构纳米多孔材料<sup>[3]</sup>。气凝胶多孔材料由于其极低的导热系数和密度被认为是理想的隔热材料<sup>[4]</sup>。轻质隔热性能好的气凝胶材料不仅可以保证长尾喷管外围舵机系统的工作温度, 还可以减少长尾喷管的质量消极作用, 提高长尾喷管的性能。2021年, 我国的首辆火

星车祝融号登陆火星。祝融号就采用新研制的超低密度纳米SiO<sub>2</sub>气凝胶隔热复合材料作为热控系统保温材料。气凝胶隔热板热导率为0.006 9 W/(m·K)<sup>[5]</sup>。针对发动机等高温应用环境, 耐高温气凝胶也发挥重要作用。郑凯等<sup>[6]</sup>为满足火星探测工程任务服役环境防隔热需求, 研发了一种基于气凝胶隔热材料的新型发动机热防护装置。通过三维瞬态仿真分析及与发动机联合试车地面试验验证了设计有效性。实现了对着陆发动机1 500 °C超高温的有效屏蔽。王小东<sup>[7]</sup>通过比较纳米多孔SiO<sub>2</sub>气凝胶复合材料和玻璃纤维毡的导热系数, 结果表明, 常温下SiO<sub>2</sub>气凝胶复合材料的导热系数比玻璃纤维毡的导热系数低1倍。高庆福<sup>[8]</sup>通过制备不同纤维增强材料的SiO<sub>2</sub>气凝胶来对比不同SiO<sub>2</sub>的隔热性能, 结果表明当温度为800 °C时, SiO<sub>2</sub>气凝胶的热导率仅为无机纤维的45%。艾素芬等<sup>[9]</sup>研制了密度小于30 kg/m<sup>3</sup>的低密度纳米气凝胶隔热材料, 该材料具有良好的机加性能和优异的隔热性能。在150 °C时, 导热率仅为0.035 W/(m·K)。

国外学者对气凝胶材料也进行了大量研究。Me-

\* 收稿日期: 2023-03-15; 修订日期: 2023-06-19。

作者简介: 高煜航, 硕士生, 研究领域为固体火箭发动机喷管热防护。

通讯作者: 郑健, 博士, 副教授, 研究领域为固体火箭发动机总体技术。E-mail: zhengjian@njust.edu.cn

引用格式: 高煜航, 郑健, 上官子晗. 长尾喷管气凝胶隔热层结构设计[J]. 推进技术, 2024, 45(5):2303036. (GAO Y H, ZHENG J, SHANGGUAN Z H. Structural design of aerogel insulation layer for long tail nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5):2303036.)

rillas等<sup>[10]</sup>研制了一种新型的网状聚氨酯泡沫增强二氧化硅气凝胶复合材料,该材料的密度为117~266 kg/m<sup>3</sup>。材料的力学性能和导热性能方面得到了全面提升,热导率低至0.014 W/(m·K)。Kantor等<sup>[11]</sup>在纳米纤维聚酰亚胺气凝胶基质中嵌入二氧化硅气凝胶颗粒,该二氧化硅气凝胶复合材料具有独特的非均质结构、高比表面积和低至0.017 5 W/(m·K)的热导率。气凝胶作为隔热材料已经被广泛应用于航天器舱体隔热、航空发动机热防护、太空车燃料储罐保冷以及太空生命起源探索等方向。美国航空航天局(NASA)就研发了一种航天热防护应用的炭气凝胶。美国Space X公司为星舰S20也量身打造了气凝胶热防护盔甲<sup>[12]</sup>。

本文采用二氧化硅气凝胶材料作为隔热材料,设计了一种新型长尾喷管热防护结构。通过建立二氧化硅气凝胶材料模型,对该材料的热导率进行计算。分别采用Abaqus和Fluent软件对长尾喷管热防护结构进行力学性能仿真和流热固耦合传热仿真。

## 2 方法

### 2.1 气凝胶材料热导率模型

气凝胶材料是由胶体粒子或高聚物相互聚集构成纳米多孔网络结构、并在孔隙中充满气态分散介质的一种高分散固态材料。根据气凝胶的物理形状,将气凝胶简化为如图1(a)所示的小球四杆立方体堆积结构,选取如图1(b)所示的单个气凝胶模型进行分析计算。

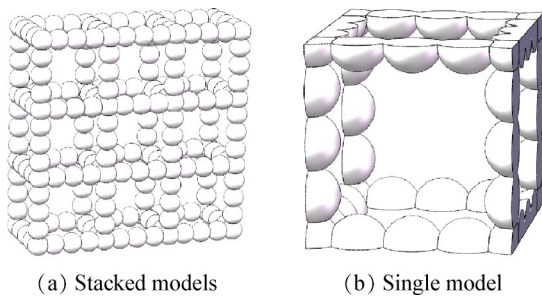


Fig. 1 Aerogel model

气凝胶材料的传热分为四部分:

如图2所示 $Q_1$ 是连成杆状的气凝胶固相内部进行的传热, $Q_2$ 是连成杆状的气凝胶气相和固相之间进行的传热, $Q_3$ 是底部的球体通过中间气体,由下方的球体传给上方球体的热量, $Q_4$ 是立方体内部的空气传递的热量。

对四种传热热量进行计算,可知

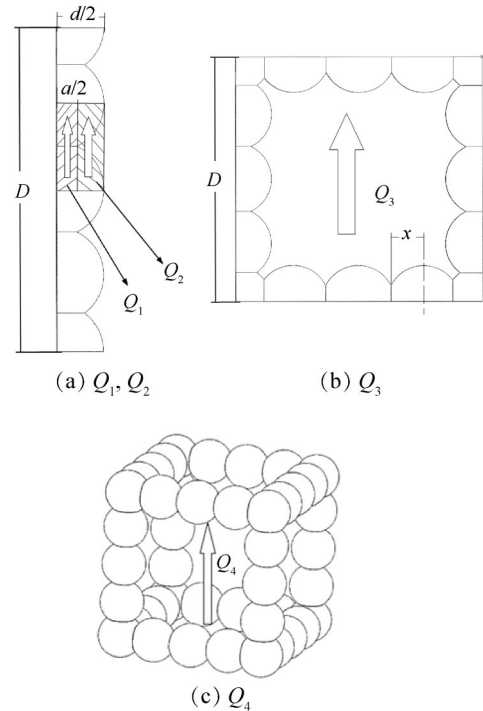


Fig. 2 Aerogel heat transfer model

$$Q_1 = \pi \left( \frac{a}{2} \right)^2 \Delta T k_s / D \quad (1)$$

$$Q_2 = \int_{a/2}^{d/2} \left[ \frac{2\pi \left( \frac{\Delta T}{n} \right) k_s x}{2 \sqrt{\left( \frac{d}{2} \right)^2 - x^2}} + \frac{2\pi \left( \frac{\Delta T}{n} \right) k_g x}{\left( \frac{D}{n} - 2 \sqrt{\left( \frac{d}{2} \right)^2 - x^2} \right)} \right] dx \quad (2)$$

$$Q_3 = \int_0^{\sqrt{\left( \frac{d^2}{2} - \frac{a^2}{2} \right)}} \left[ \frac{2\pi (n-1) \Delta T x}{\frac{2 \sqrt{\left( \frac{d}{2} \right)^2 - x^2}}{k_s} + \left[ \frac{D - 2 \sqrt{\left( \frac{d}{2} \right)^2 - x^2}}{k_g} \right]} \right] dx \quad (3)$$

$$Q_4 = (D - d)^2 \Delta T k_g / D \quad (4)$$

式中 $a$ 为两个二氧化硅纳米颗粒的接触直径; $d$ 为纳米颗粒直径; $D$ 为小球立杆模型的长度; $n$ 为每个模型杆的颗粒数量; $k_g$ 为气凝胶的气相热导率; $k_s$ 为气凝胶的固相热导率。

结合式(1)~式(4)单个气凝胶模型的气固耦合导热系数由下式计算可得

$$k_{sg} = \frac{Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4}{\Delta T D} \quad (5)$$

气凝胶材料的热导率包括气相热导率、固相热导率以及辐射热导率。其中气相热传导采用修正经典气态热传导理论<sup>[13]</sup>。

$$k_g = \frac{60.22 \times 10^5 p T^{-0.5} \delta}{0.25 \rho S_M \delta^{-1} + 4.01 \times 10^9 p T^{-1}} \quad (6)$$

式中  $\delta$  为材料的孔隙率取 0.85,  $\rho$  为气凝胶的密度  $150 \text{ kg/cm}^3$ ,  $p$  为大气压强  $101325 \text{ Pa}$ ,  $T$  为温度  $\text{K}$ ,  $S_M$  为气凝胶的质量比表面积  $528220 \text{ m}^2/\text{kg}$ 。

固相热传导采用计算纳米尺度颗粒等效热导率公式<sup>[14]</sup>。

$$k_s = \frac{\frac{3}{4} r^*}{\frac{3}{4} r^* + 1} k_{\text{bulk}} \quad (7)$$

式中  $r^* = r/l$  是固体颗粒的无量纲半径,  $l$  为二氧化硅声子平均自由程,  $r$  为固体颗粒半径。计算采取  $r = 3.0 \text{ nm}$ ,  $l = 0.58 \text{ nm}$ 。  $k_{\text{bulk}}$  采用拟合公式(8)。

$$k_{\text{bulk}} = 7.5246 \times 10^{-1} + 3.13 \times 10^{-3} T - 4.5242 \times 10^{-6} T^2 + 3.5253 \times 10^{-9} T^3 \quad (8)$$

结合式(5)对气凝胶材料的气固耦合导热系数  $k_c$  进行计算

$$k_c = \left( \frac{\pi a_1^2 a_2^2}{4(1-\alpha)} + (1-a_1^2) - \frac{\pi a_1^2 (1-a_2^2)}{2\alpha^2} [\alpha + \ln(1-\alpha)] \right) + \frac{\pi}{\alpha} \left( \frac{1}{\sqrt{1-a_2^2}} - a_1 \right) \left[ \frac{1}{a_1 \alpha} \ln \frac{1-\alpha a_1 a_2}{1-\alpha a_1} - (1-a_2) \right] \times k_g \quad (9)$$

式中  $a_1 = d/D = 0.2$ ,  $a_2 = a/d = 0.85$ ,  $\alpha = 1 - k_g/k_s$ 。

辐射热导率采用光学厚介质假设<sup>[15]</sup>。

$$k_r = \frac{16}{3\rho_0 K_{e,m}} \sigma T^3 \quad (10)$$

式中  $K_{e,m}$  为固体消光系数  $22.7 \text{ m}^2/\text{kg}$ ,  $\sigma$  为斯蒂芬-玻尔兹曼常数  $5.68 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ ,  $\rho_0$  为二氧化硅的密度  $2200 \text{ kg/m}^3$ 。

气凝胶材料的总体热导率进行计算,有效热导率为

$$k_e = k_c + k_r \quad (11)$$

利用式(11)计算气凝胶热导率与温度之间的关系,计算结果如图3所示。比热容数据采取实验数据<sup>[7]</sup>。

## 2.2 气凝胶热导率模型验证

实验采用酒精喷灯进行加热,对二氧化硅气凝胶材料进行实验测试其隔热性能。将气凝胶材料与钢片固定在一起,可以模拟气凝胶材料在喷管中的隔热层。实验模型如图4(a)所示,上下两个圆片都

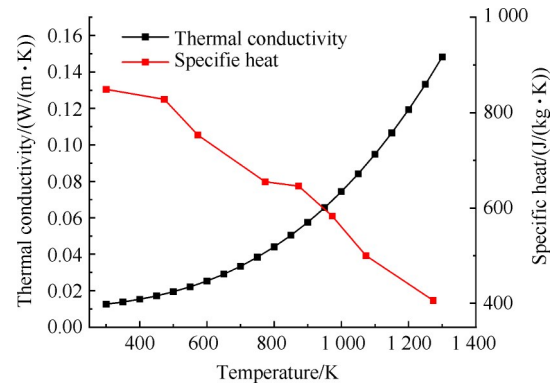


Fig. 3 Aerogel material parameters

是钢片,中间为二氧化硅气凝胶。Point 1 和 Point 2 分别为两个温度传感器的监测点,均处于圆片的圆心。分别测量气凝胶材料受热面和气凝胶材料上层钢壳体的温度。采用金科 JK-808 多路温度测试仪进行测试,采样频率为 1 Hz。同时建立相同的仿真模型对气凝胶材料热导率模型进行仿真验证,仿真模型如图 4(b)所示。仿真模型去掉了底层的钢片。将气凝胶的底面设置为温度壁面,采用 Fluent UDF 的功能建立温度壁面随时间变化的三次线性拟合函数。根据实验数据的特征,共建立了两段拟合函数。拟合函数和实验数据如图 5 所示。二氧化硅气凝胶密度为  $150 \text{ kg/cm}^3$ ,热导率和比热采取图 3 中数据。

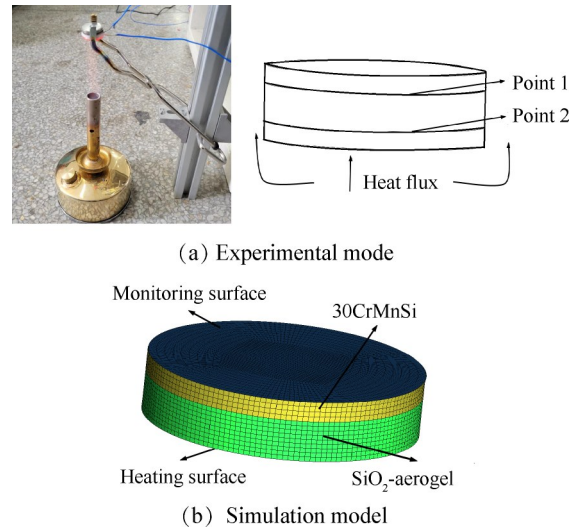


Fig. 4 Aerogel heat transfer experiments and models

图 6 数据表明仿真模型计算的温度与实验值结果较为吻合。在实验条件下仿真模型计算温度略低于实验测定的温度,一是因为在酒精喷灯的加热环境下,火焰冲击钢片之后会沿着钢片表面散开,在四周形成热气流。同时气凝胶材料的四周没有进行包覆,热气流会通过气凝胶材料的侧面向内部进行热

传导。从而提高了气凝胶材料的温度。二是因为钢片在加热之后散发红光会向外进行热辐射,热辐射提高了气凝胶材料的温度。考虑到在固体火箭发动机热防护结构的设计中,气凝胶材料是包覆在碳酚醛材料中,同时碳酚醛材料的热辐射也远小于钢,所以认为二氧化硅气凝胶的热导率是可靠的。

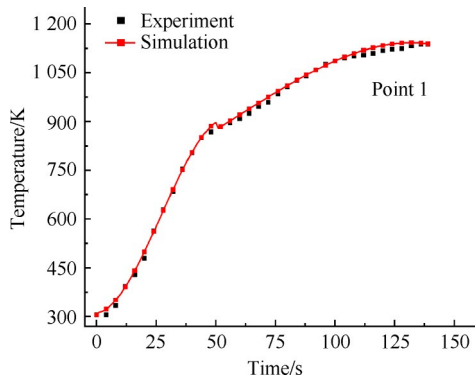


Fig. 5 Temperature wall linearly fitting

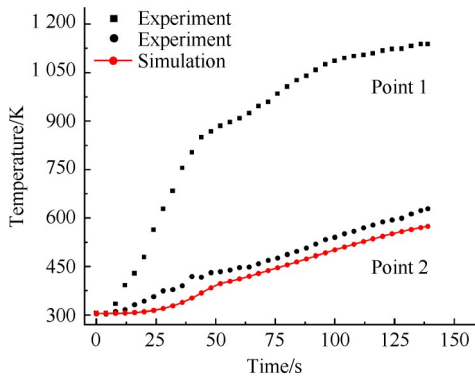


Fig. 6 Temperature of the aerogel heating surface and the heat insulation surface change with time

### 2.3 流体区域控制方程

本文主要是将长尾喷管的流场域与固体域的交界面进行流场和传热的耦合计算。喷管内部的燃气与壁面主要是对流换热,常用的巴兹公式考虑到了喷管内流场与固体域的对流换热边界条件。但是公式所需要的壁面温度、马赫数、压力等参数都是从喷管的流场中计算出来的,没有考虑结构对温度场耦合影响的作用<sup>[16]</sup>。文献[17]利用试验证明了采用耦合计算对喷管的内壁面温度求解的正确性,比巴兹公式的解耦计算更为准确。

流体区域采用三维可压缩非定常N-S方程进行描述<sup>[18]</sup>

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} U dV + \iint_{\partial\Omega} F_c \cdot n dS = \iint_{\partial\Omega} F_v \cdot n dS + \iiint_{\Omega} \Phi dV \quad (12)$$

式中 $\partial\Omega$ 为某固定区域的边界, $n$ 为外法线向量, $U$ 是

守恒变量, $F_c$ 为对流量, $F_v$ 为粘性通量, $\Phi$ 为源项。

### 2.4 热传导控制方程

固体火箭发动机喷管热传导分为流体域与固体边界的耦合传热以及固体域内热量的热传导。对于流体域与固体域采用耦合传热,确保壁面上的温度和热流密度连续<sup>[19]</sup>。

$$\begin{cases} k_s \frac{\partial T_s}{\partial n} \Big|_w = k_f \frac{\partial T_s}{\partial n} \Big|_w \\ T_s = T_f \end{cases} \quad (13)$$

式中 $k_s$ 为固体域热导率, $k_f$ 为流体域热导率。

对于固体域内部的热传导采用类似于方程(6)的三维非定常热传导控制方程的积分形式<sup>[20]</sup>。

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} U dV - \iint_{\partial\Omega} F_v^s n_s dS = \\ \iint_{\partial\Omega} G_v^s n_y dS + \iint_{\partial\Omega} H_v^s n_s dS + \iiint_{\Omega} \Phi dV \end{aligned} \quad (14)$$

式中 $\Phi$ 为广义源项。

### 2.5 喷管复合结构模型

固体火箭发动机长尾喷管、长尾段以及喉部位置燃气温度高,采用碳酚醛材料作为喷管的烧蚀层。喷管收敛段和喉部位置会承受高温高压燃气的冲击,采用C/C复合材料作为喉部位置的耐烧蚀层。为保证长尾喷管的长尾段外壳体壁面温度满足要求,采用二氧化硅气凝胶( $\text{SiO}_2$ )材料作为隔热层。喷管扩张段则采用碳酚醛(C-PC)作为耐烧蚀层和隔热层。外壳采用钢壳体。发动机燃烧室后端采用高硅氧/酚醛(High Silica Phenolic, HSPC)为隔热层,长尾喷管整体结构如图7所示。喷管复合结构各组成材料属性见表1<sup>[21]</sup>。二氧化硅气凝胶材料的参数由图3取点所得,具体参数见表2。

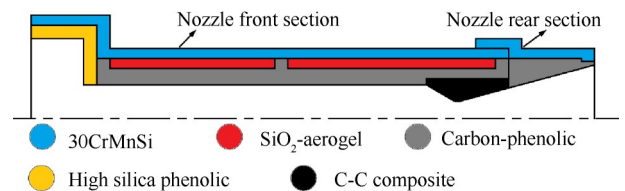


Fig. 7 Nozzle composite structure model

### 2.6 计算模型和边界条件

固体火箭发动机在点火后,高温燃气会瞬间冲击喷管。气凝胶材料因为特殊的多孔隙结构,其力学性能较差,为确保气凝胶材料不会因为压强冲击变形对材料隔热性能造成影响,设计了碳酚醛环向支撑结构来满足对气凝胶材料的支撑性能。采用Abaqus软件对喷管结构强度进行数值仿真,确保碳酚醛材料不会被破坏。喷管喉部位置较厚,应力较

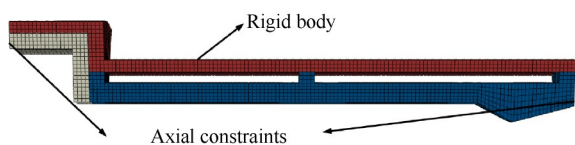
**Table 1 Nozzle material parameters**

| Parameter                             | Material         | Value |
|---------------------------------------|------------------|-------|
| Density/<br>(kg/m <sup>3</sup> )      | 30CrMnSi         | 7 850 |
|                                       | C-Phenolic       | 1 430 |
|                                       | HSPC             | 1 750 |
|                                       | C-C              | 1 450 |
|                                       | SiO <sub>2</sub> | 150   |
| Specific heat/<br>(J/(kg·K))          | 30CrMnSi         | 465   |
|                                       | C-Phenolic       | 837   |
|                                       | HSPC             | 1 005 |
| Thermal<br>conductivity/<br>(W/(m·K)) | C-C              | 1 298 |
|                                       | 30CrMnSi         | 49.80 |
|                                       | C-Phenolic       | 0.83  |
|                                       | HSPC             | 0.52  |
|                                       | C-C              | 14.00 |

**Table 2 Silica aerogel material parameters**

| Temperature/<br>K | Thermal conductivity/<br>(W/(m·K)) | Specific heat/<br>(J/(kg·K)) |
|-------------------|------------------------------------|------------------------------|
| 300               | 0.012 6                            | 849                          |
| 400               | 0.015 3                            | 830                          |
| 500               | 0.019 4                            | 828                          |
| 600               | 0.025 3                            | 753                          |
| 700               | 0.033 4                            | 700                          |
| 800               | 0.044 1                            | 655                          |
| 900               | 0.057 5                            | 646                          |
| 1 000             | 0.074 3                            | 583                          |
| 1 100             | 0.094 8                            | 500                          |
| 1 200             | 0.119 3                            | 406                          |

小,将碳/碳复合材料的喉部部分假设为碳酚醛材料进行仿真。喷管后段不存在气凝胶材料,仿真模型采取如图 8 所示的喷管前端。网格划分采用结构化网格。高硅氧酚醛和碳酚醛材料接触位置采用面面接触,两种材料的刚度矩阵为横观各向同性<sup>[22]</sup>。钢外壳设置为完全固定的刚体,喷管两端限制轴向位移,载荷条件设置为喷管内部壁面承受 10 MPa 压强的瞬态冲击。网格和边界条件如图 8 所示。



**Fig. 8 Stress calculation mesh and boundary conditions**

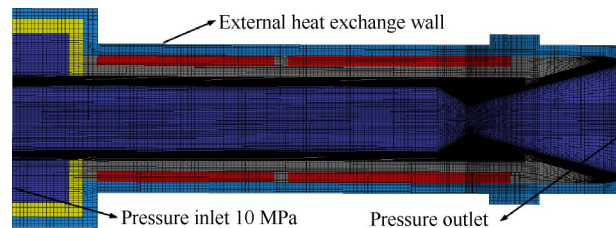
采用 Fluent 软件对复合喷管热防护性能进行数值仿真。固体火箭发动机结构温度场采用喷管内流场与结构的交界面作为流体域和固体域的热耦合边

界,进行流场和传热的耦合计算。湍流模型选取 SST  $k-\omega$  模型,网格划分及边界条件如图 9 所示。采用三维结构网格,对喷管内流场边界进行双向加密处理,网格总数为  $2.8 \times 10^6$ 。喷管进口采用 10 MPa 压力入口边界条件,出口采用压力出口边界,外界压强为 0.1 MPa,燃气温度为 2 766 K。钢壳体外壁面对外界气体换热系数为  $10 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ <sup>[23]</sup>,外界空气温度为 300 K,发动机工作时间为 20 s。

本文会在计算模型处做出如下假设:

(1)长尾喷管的燃气为理想气体;

(2)忽略了碳酚醛和高硅氧酚醛材料的热解以及材料之间的接触热阻。



**Fig. 9 Heat transfer calculation mesh and boundary conditions**

### 3 结果与讨论

#### 3.1 喷管力学性能

长尾喷管应力计算结果如图 10 所示,模型分别选取了如图 10 所示的三种模型,包括两个、三个和四个环形支撑模型。两个环形支撑的结构会因为高硅氧材料的受力变形在局部位置形成 61.7 MPa 的应力集中,三个环形支撑的应力最大值为 39.68 MPa,说明提高支撑数量可以明显降低危险点的应力。四个环形支撑对危险点的提升效果并不明显,最大应力为 37.53 MPa。

喷管内壁面承受 10 MPa 压强,燃气冲击将在碳酚醛材料环形支撑的中间产生很大应力。选取如图 10(c)所示碳酚醛内壁面轴向方向路径 1,分析三种结构的最大应力,如图 11 所示。两个支撑的应力最大值为 46 MPa,在碳酚醛材料的长尾段表面都处于最大应力,一直到喷管位置应力才开始下降。三个支撑和四个支撑的最大应力分别为 31 MPa 和 33 MPa,三个支撑有两个应力峰值,四个支撑有三个应力峰值。碳酚醛材料的抗拉极限强度在温度为 800 K 时为 72.4 MPa,因此在 10 MPa 压强的冲击下,碳酚醛材料不会出现破坏。同时为保证热防护性能的最优,应选取相对较少的支撑数量,最终选取具有三个支撑的碳酚醛隔热层结构。

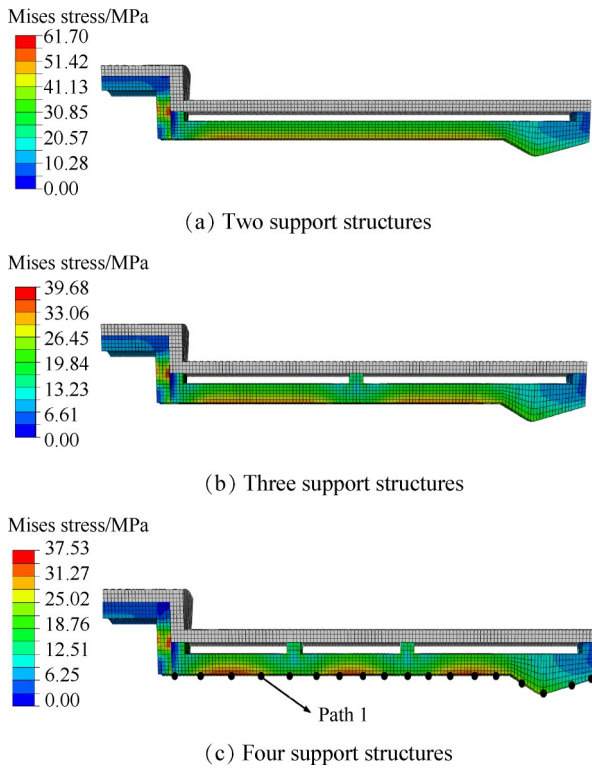


Fig. 10 Contour of structural Mises stress

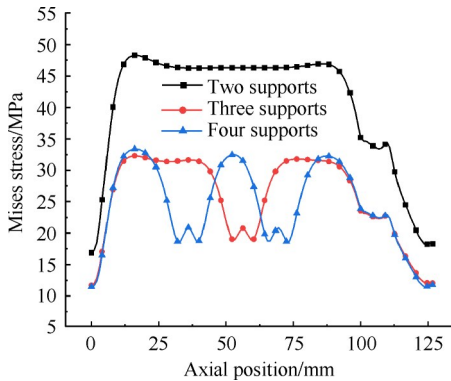


Fig. 11 Inner surface stress distribution of carbon phenolic in axial position

### 3.2 喷管热防护传热特性

固体火箭发动机热防护结构瞬态传热温度场如图 12 所示。喷管长尾段燃气温度最高,随着发动机工作时间的延长,燃气热量不断向钢壳体传递。在工作时间 10 s 时,可以看出在长尾段中间部分采用碳酚醛支撑的环形部位温度比周围温度低。这是因为气凝胶材料比热容较低,整个气凝胶材料温度会比较均匀,同时温度升高得也会比较快。在工作时间达到 20 s 时,气凝胶材料的温度达到了 1 200 K。气凝胶材料和钢外部壳体出现了明显的温度断层。长尾段和喉部位置的钢壳体在发动机工作 20 s 的时间后温度为 320 K 左右,而喷管扩张段金属壳体温度达

到 600 K 左右,表明了气凝胶材料可以有效隔绝喷管内部热量,确保喷管长尾段外壳在允许的工作温度范围内。

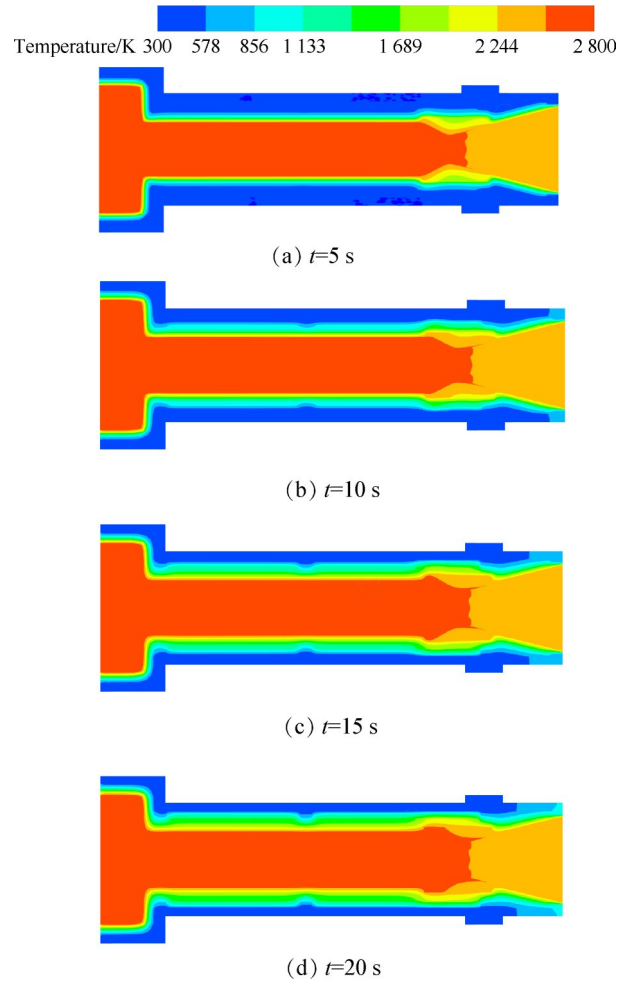


Fig. 12 Aerogel composite nozzle temperature at different times

如图 13 是采用高硅氧酚醛材料代替气凝胶材料对喷管热防护性能进行分析。高硅氧酚醛材料在发动机工作 10 s 时,径向温度上升较慢。在发动机工作 20 s 时,可以看出喷管喉部位置的隔热材料温度要低于气凝胶材料的喉部隔热材料温度,这是因为气凝胶热导率较低,导致温度将会聚集在喷管喉部位置内部。

对两种材料的长尾段钢外壳的温度进行分析,选取如图 13(d)所示的长尾段钢壳体外壳路径 1。长尾段钢外壳温度如图 14 所示,随着发动机工作时间的延长,外壳温度会不断上升。在发动机工作 15~20 s 时间段内上升的温度几乎是工作 5~15 s 时间段内温升的两倍。在发动机工作 5 s 的时候,高硅氧酚醛的热防护能力略低于气凝胶材料的热防护能力,

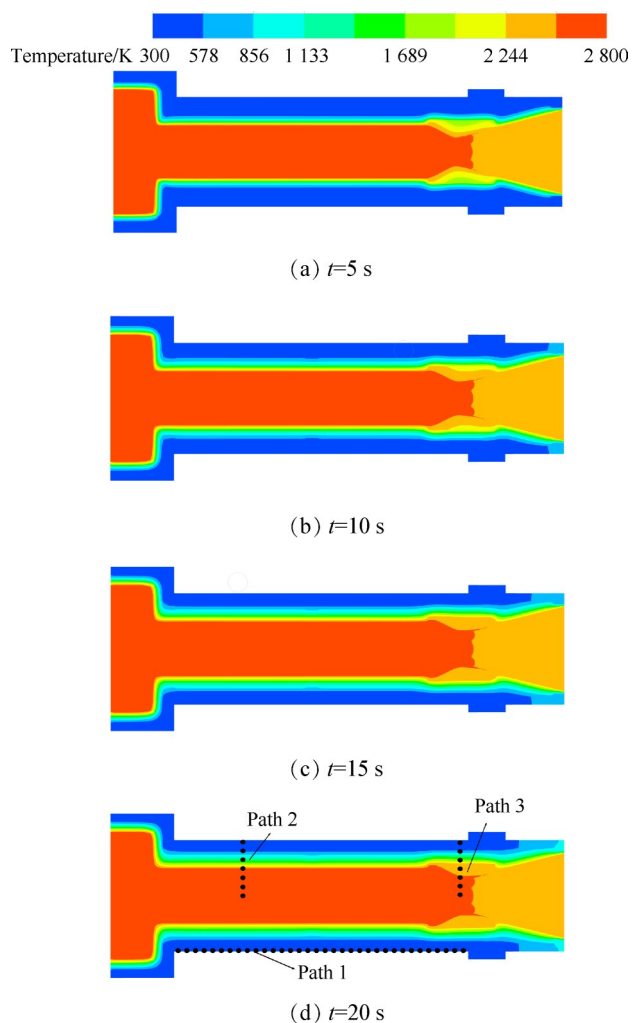


Fig. 13 HSPC composite nozzle temperature at different times

外壳温度都可以保证在 300 K 左右。但随着工作时间的延长,气凝胶材料的隔热能力明显要更加优秀。在工作时间 20 s 时,气凝胶热防护的钢外壳最低温度为 310 K,高硅氧酚醛热防护钢外壳的最低温度为 346 K。

在喷管的热防护结构设计中,长尾喷管的长尾段会放置舵机等电子仪器,对温度要求严格,所以气凝胶材料主要应用于长尾喷管的长尾段,而在发动机的燃烧室和喷管的尾部没有采用过多的热防护。在图 14 中长尾段外壳在路径 1 的位置会出现温度沿着轴向先下降后上升的趋势,是因为发动机燃烧室的钢外壳和喷管喉部以及尾部的钢外壳温度比较高,温度沿着喷管的钢外壳轴向传导,传递到了喷管的长尾段。喷管隔热层结构的设计中,为了防止气凝胶材料被破坏,采用了碳酚醛的支撑机构。碳酚醛的导热率大于气凝胶材料的导热率,热传导的速度较快,在碳酚醛和钢外壳接触的地方温度较高,使

得路径 1 的温度分布出现一个凸起。在发动机工作 20 s 时,支撑点的温度比周围最低温度高 5 K,不影响整个长尾喷管长尾段的热防护。

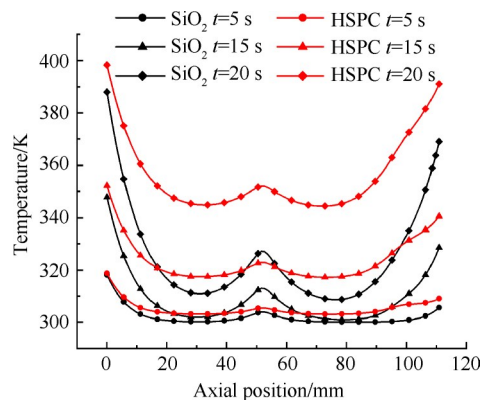


Fig. 14 Temperature of the two nozzle housings varies with the axial position at different times

对两种材料的径向路径温度进行分析,分别选取如图 13(d)所示长尾段中部和喷管喉部位置的路径 2 和路径 3。工作时间为 20 s 时路径温度随径向距离的温度分布如图 15 所示。图 15(b)是对图 15(a)中 A 位置的放大图,图 15(d)是对图 15(c)中 B 位置的放大图。由图中可以看出在路径 2 的喷管长尾段的位置,采用高硅氧隔热层的钢外壳温度为 345 K,采用二氧化硅气凝胶材料的钢外壳温度为 312 K,温度下降了 33 K。在路径 3 的喷管喉部位置,采用高硅氧隔热层的钢外壳温度为 380 K,采用二氧化硅气凝胶材料的钢外壳温度为 345 K,温度下降了 35 K。说明采用气凝胶材料作为隔热层可以有效地降低喷管外部钢壳体的温度。

气凝胶的隔热性能良好主要体现在两个方面,一是由图 15 可以看出,无论是路径 2 还是路径 3,喷管复合热防护结构的内部碳酚醛材料和碳/碳材料都是在采用二氧化硅气凝胶材料作为隔热层时的温度更高。同时两种热防护结构的碳酚醛材料和碳/碳材料的质量、比热容都没有变化,在相同的时间下,温度更高的材料所含的热量更高。说明二氧化硅气凝胶材料可以很好地将喷管燃气的热量保存在内部的隔热层内,确保喷管内部流场的热量不会向外部的钢壳体传播。

另一方面主要体现在气凝胶材料和钢外壳的交界面,图 16 是在工作 20 s 时气凝胶材料和高硅氧材料分别在喷管钢外壳接触面处的热通量。图中可以看出因为气凝胶材料热导率低,传递的热量远小于高硅氧传递的热量,所以在与钢外壳的接触面处,

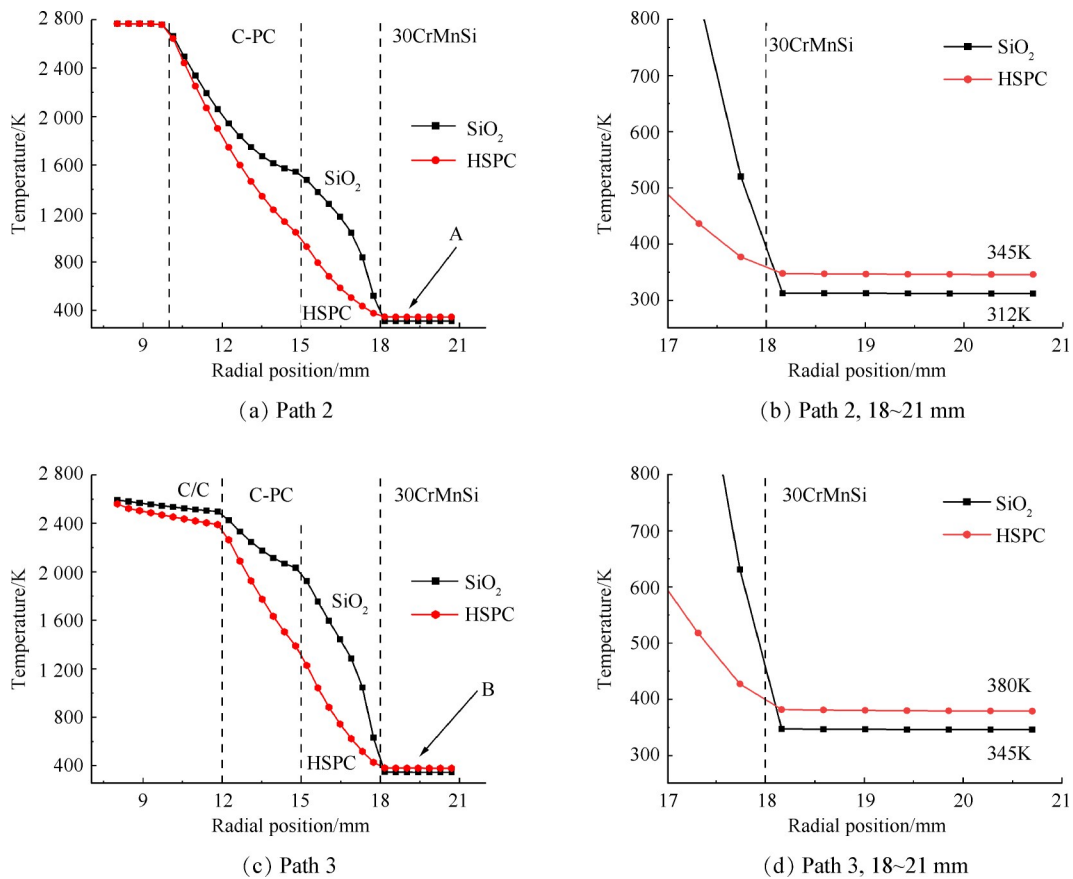


Fig. 15 At 20 s, the temperature changes with the longitudinal distance under different materials

气凝胶接触面的温度要低于高硅氧接触面的温度。而在图 15 中所显示的气凝胶隔热层的温度高是因为其比热容较小,与高硅氧酚醛相比吸收相同的热量,气凝胶的温度会高于高硅氧酚醛的温度。

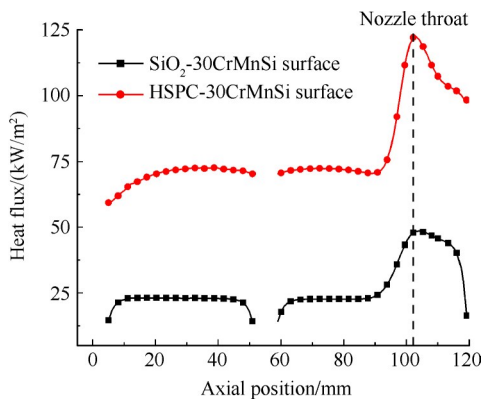


Fig. 16 Heat flux of the insulation layer and the steel shell at 20 s

### 4 结论

本文设计了一种适用于二氧化硅气凝胶隔热材料的长尾喷管热防护结构,并对热防护结构的力学性能和热防护性能进行了数值仿真计算,获得了以下结论:

(1) 二氧化硅气凝胶材料具有低热导率、低密度的特点,可以用来作为固体火箭发动机隔热层材料,在发动机工作 20 s 后,喷管外壳体的温度仍可以确保 320 K 以内。

(2) 二氧化硅气凝胶具备良好的隔热能力,本文对气凝胶材料的隔热机理进行研究。一方面可以有效阻止喷管内部的热量传递,使更多的热量聚集在内部的隔热层中,另一方面低热导率的特性可以将更少的传递热量给最外层的钢壳体。

(3) 二氧化硅气凝胶材料是一种纳米多孔材料,其力学性能较差。文中所提出的碳酚醛隔热层支撑结构,可以保证气凝胶材料不会被高温高压的燃气破坏,同时支撑结构所带来热量传递对长尾喷管的热防护系统影响很小。

### 参考文献

[ 1 ] 杨玉龙,郑健,陈雄,等. 长尾喷管传热及烧蚀特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(5): 1094-1102. (YANG Y L, ZHENG J, CHEN X, et al. Heat transfer and ablation characteristics of tail-pipe nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(5): 1094-1102.)  
 [ 2 ] 田辉,于瑞鹏,常浩,等. 固液火箭发动机多界



- 面喷管瞬态传热特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210160. (TIAN H, YU R P, CHANG H, et al. Transient study on heat-transfer characteristics of multi-interface nozzles in hybrid rocket motor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8): 210160.)
- [ 3 ] 吴华敏. 二氧化硅气凝胶的研究现状及应用前景[J]. 化工管理, 2016(5): 208.
- [ 4 ] 沈学霖, 朱光明, 杨鹏飞. 航空航天用隔热材料的研究进展[J]. 高分子材料科学与工程, 2016, 32(10): 164-169.
- [ 5 ] 孟昊轩, 常晓晶, 艾素芬, 等. 气凝胶隔热材料在空间探测领域研究与应用进展[J]. 宇航材料工艺, 2023, 53(1): 13-20.
- [ 6 ] 郑 凯, 饶 炜, 向艳超, 等. 火星着陆发动机气凝胶材料热防护装置设计[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 63-71.
- [ 7 ] 王小东. 纳米多孔 SiO<sub>2</sub> 气凝胶隔热复合材料应用基础研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2006.
- [ 8 ] 高庆福. 纳米多孔 SiO<sub>2</sub>、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 气凝胶及其高效隔热复合材料研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2006.
- [ 9 ] 艾素芬, 向艳超, 雷尧飞, 等. 火星车低密度纳米气凝胶隔热材料制备及性能研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2020, 7(5): 466-473.
- [ 10 ] MERILLAS B, LAMY MENDES A, VILLAFANE F, et al. Silica-based aerogel composites reinforced with reticulated polyurethane foams [J]. Thermal and Mechanical Properties, 2022, 8(7).
- [ 11 ] KANTOR Z, WU T T, ZENG Z H, et al. Heterogeneous silica-polyimide aerogel-in-aerogel nanocomposites [J]. Chemical Engineering Journal, 2022, 443: 136401.
- [ 12 ] 柳凤琦, 王鲁凯, 门 静, 等. 气凝胶隔热材料制备及航天热防护应用研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2022, 52(2): 26-47.
- [ 13 ] ZENG S Q, HUNT A, GRIEF R. Transport properties of gas in silica aerogels [J]. Journal of Non-Crystalline Solids, 1995, 186: 264-270.
- [ 14 ] WANG B X, ZHOU L P, PENG X F. A fractal model for predicting the effective thermal conductivity of liquid with suspension of nanoparticles [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46(14): 2665-2672.
- [ 15 ] HOWELL J R, MENGUC M P, SIEGEL R. Thermal radiation heat transfer [M]. Boca Raton: CRC Press, 2010.
- [ 16 ] 傅学金, 邓 恒, 寇军强, 等. 复合喷管结构温度场流固耦合仿真分析[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(6): 781-786.
- [ 17 ] 王宏艳, 王 强. 轴对称喷管内外流场与结构温度场耦合计算[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 194-198. (WANG H Y, WANG Q. Coupling calculation of the internal and external flow field of the axisymmetric nozzle and the structural temperature field [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 194-198.)
- [ 18 ] 郑 健, 蔡 成, 周长省. 钨渗铜喉衬复合结构喷管热-结构耦合分析[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(4): 497-505.
- [ 19 ] 陈 雄, 李映坤, 刘 锐, 等. 基于耦合传热的双脉冲发动机热防护层受热分析[J]. 推进技术, 2016, 37(1): 83-89. (CHEN X, LI Y K, LIU R, et al. Thermal analysis of dual pulse engine thermal shield based on coupled heat transfer [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(1): 83-89.)
- [ 20 ] 阎 超. 计算流体力学方法及应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [ 21 ] 郑 亚, 陈 军, 鞠玉涛, 等. 固体火箭发动机传热学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [ 22 ] 李林杰. 高硅氧/酚醛复合材料体积烧蚀条件下的热-力-化学多物理场耦合分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- [ 23 ] 周 序. 固液混合发动机喷管流动与传热分析 [C]. 北京: 首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会论文集(上册), 2004.

(编辑:梅 瑛)

# Structural design of aerogel insulation layer for long tail nozzle

GAO Yuhang, ZHENG Jian, SHANGGUAN Zihan

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** The control system such as steering gear is usually placed around the long tail nozzle of solid rocket motor. In order to meet the working temperature requirements of the control system, a new thermal protection composite structure for the long tail nozzle section is designed. The long tail insulation layer adopts silica aerogel material with low thermal conductivity and low density. Firstly, the thermal conductivity calculation model of aerogel materials was established, and the thermal conductivity of aerogel materials in high temperature environment was tested. Then, combined with the thermal conductivity calculation of aerogel material, the thermal protection composite structure model of long tail nozzle was established, and transient heat transfer analysis and the mechanical properties of the nozzle thermal protection structure model were carried out. The results show that the nozzle thermal protection structure design meets the mechanical properties. After the engine working 20 s, the gas gel material can control the long -tail shell temperature of the nozzle below 320 K. Compared with the traditional high silica phenolic insulation material, the aerogel material has better heat insulation effect and can effectively reduce the negative mass of the nozzle thermal protection structure.

**Key words:** Solid rocket motors; Long tail nozzle; Thermal protection; Silica aerogel; Heat transfer

Received: 2023-03-15; Revised: 2023-06-19.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2303036

Corresponding author: ZHENG Jian, E-mail: zhengjian@njust.edu.cn