

疏导式热控结构温度分布研究

吴护林^{1,2}, 朱敏¹, 曾德长¹, 邓爱明²

(1.华南理工大学 材料科学与工程学院, 广州 510640; 2.西南技术工程研究所, 重庆 400039)

摘要: **目的** 设计一种以降低表面热辐射为主的疏导式热控结构, 通过对疏导式热控结构的热性能进行仿真计算与试验, 探讨其温度场分布影响因素。**方法** 采用 FLUENT 软件, 仿真分析了该热控结构在热源 200 °C 时, 隔热材料和通风条件对流场及温度场的影响。采用 5 mm 厚、导热系数为 0.036 W/(m·K) 的隔热材料和 1 mm 厚的纯铝板, 制备了总厚度为 100 mm 的疏导式热控结构, 测试在热源 200、300、400 °C 时, 距隔热层表面 0、5、15、35、55、75、95 mm 平面内和热控结构外表面的温度, 并与仿真计算结果进行了对比。**结果** 在不通风条件下, 热源为 200、300、400 °C 时, 热控结构外表面的温度分别为 48.1、66.8、87.9 °C; 在 5 m/s 通风条件下, 热源为 200、300、400 °C 时, 热控结构外表面的温度分别为 36.5、39.8、47.4 °C。**结论** 仿真计算获得的温度值与实测值一致, 疏导空间内部受热量辐射的影响随高度的增大逐渐减小, 适当采用气体对流机制能够显著降低疏导空间和热控结构外表面的温度。

关键词: 疏导式热控结构; 有限元分析; 隔热材料; 温度分布

中图分类号: TU55 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2016)07-0167-06

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2016.07.028

Temperature Distribution of Leading Thermal Control Structure

WU Hu-lin^{1,2}, ZHU Min¹, ZENG De-chang¹, DENG Ai-ming²

(1.School of Materials Science and Engineering, South China University of Technology, Guangzhou 510640, China;
2.Southwest Technology and Engineering Research Institute, Chongqing 400039, China)

ABSTRACT: **Objective** To design a leading thermal control structure dedicated primarily to decreasing surface thermal radiation. **Methods** The effect of thermal insulation materials and ventilation on its flow field and temperature field was investigated by using FLUENT software when the temperature of heat source was 200 °C. The 100 mm thick leading thermal control structure was prepared by combining 5 mm thick thermal insulation materials with the thermal conductivity of 0.036 W/(m·K) and 1mm thick pure aluminium plates. The temperature of thermal control structure on its outside surface and different altitude planes with distances of 0 mm, 5 mm, 15 mm, 35 mm, 55 mm, 75 mm and 95 mm from that was measured when the temperature of heat source was 200 °C, 300 °C and 400 °C respectively. Then the test results were compared with those of simulation. **Results** Under the condition of without ventilation, the temperature on the outside surface of thermal control structure was 48.1 °C, 66.8 °C and 87.9 °C when the temperature of heat source was 200 °C, 300 °C and 400 °C respectively. With a wind speed of 5 m/s, the temperature on the outside surface of thermal control structure was 36.5 °C, 39.8 °C and 47.4 °C when the temperature of heat source was 200 °C, 300 °C and 400 °C respectively. **Conclusion** It is indicated that the results of simulation are basically consistent with the measured values. The influence of thermal radiation on the leading space inside the thermal

收稿日期: 2016-03-30; 修订日期: 2016-06-05

Received: 2016-03-30; Revised: 2016-06-05

作者简介: 吴护林 (1964—), 男, 在职博士, 研究员级高工, 主要研究方向为光电信息材料。

Biography: WU Hu-lin (1964—), Male, On-job doctorate, Professor, Research focus: photoelectric information material.

control structure can decrease when height increases. With proper ventilation, the temperature on the outside surface of thermal control structure and in the leading space can be significantly reduced.

KEY WORDS: leading thermal control structure; finite element analysis; thermal insulation materials; temperature distribution

随着军事武器装备作战能力与动力系统功率的大幅提升,隔热防护材料面临巨大挑战,尤其在航空航天领域,未来空天飞行器的空间往返能力极大增强,其在飞行过程中将承受机身表面和内部双重高温的巨大挑战^[1-3]。为了使其机身主体结构及其内部仪器设备和有效载荷保持在允许的工作温度范围内,保证内部工作人员的安全,必须采取有效的热防护与控制技术。

目前,隔热材料与结构已广泛应用于航空航天及其他武器装备^[4-5],如耐高温多层隔热结构常应用于空间飞行器的发动机隔热屏及高超声速(再入)飞行器的热防护系统^[6-7]。疏导式热控结构是一种集结构、防热与热控为一体的全新系统^[8],充分利用散热、吸热和贮热机制,进行防热、热控和结构等子系统间的统一管理^[9-10],以飞行器上已有的热控和防热机制为基础,进行热量的合理疏导^[11-12]。

本文设计了一种以降低表面热辐射为主的疏导式热控结构,建立了该结构的传热模型^[13-15],应用 FLUENT 软件进行了传热分析,获得了热源 200 °C 时疏导空间的流场及温度场。采用 5 mm 厚、导热系数为 0.036 W/(m·K) 的隔热材料和 1 mm 厚的纯铝板,制备了总厚度为 100 mm 的疏导式热控结构,并测试热源 200、300、400 °C 时,距隔热层表面 0、5、15、35、55、75、95 mm 平面内和热控结构外表面的温度,为疏导式热控结构在红外抑制等工程领域的应用提供了依据。

1 疏导式热控结构

为了实现热量的合理控制,设计了新型疏导式热控结构,如图 1 所示。该结构采用疏导式结构与隔热材料一体化组合,可以通过设计隔热材料、疏导通道、气体流量等主要参数,对疏导式热控结构进行优化。本文采用 5 mm 厚隔热材料、1 mm 厚纯铝板,制备了总厚度为 100 mm 的疏导式热控结构,如图 2 所示。隔热材料的参数如表 1 所示。

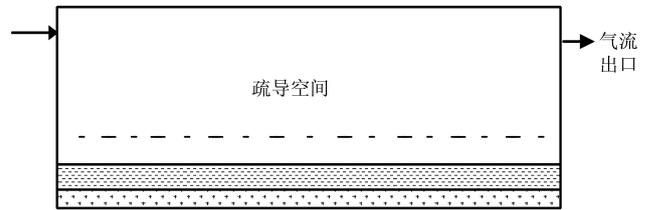


图 1 疏导式热控结构示意图
Fig.1 Schematic of leading thermal control structure

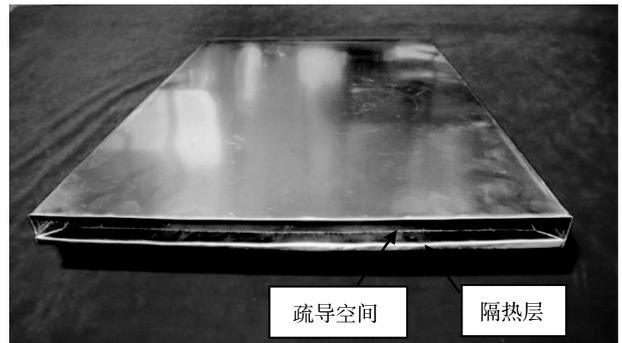


图 2 疏导式热控结构
Fig.2 The leading thermal control structure

表 1 隔热材料参数
Tab.1 Parameters of the insulation materials

厚度/mm	面密度/(kg·m ⁻²)	导热系数/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)
5	2.90	0.036

2 疏导式热控结构传热模型

基于疏导式热控结构模型和温度场的对称性特点,利用 GAMBIT 软件建立了如图 3 所示的平面几何模型和网格划分。该模型由纯铝外壳、疏导空间、隔热层、热源四部分组成。由于几何模型较规则,且能保证有限元模型有较好的收敛性,因此采用了四节点平面单元。各个部分的交界处进行网格加密,其余部位采用较小的网格密度,从而有效提高仿真精度,同时控制计算规模,节约计算时间。根据分析,对各部分界面施加合理的边界条件,见表 2。

综合考虑计算收敛性与经济性,选用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型。该模型的控制方程包括连续性方程、

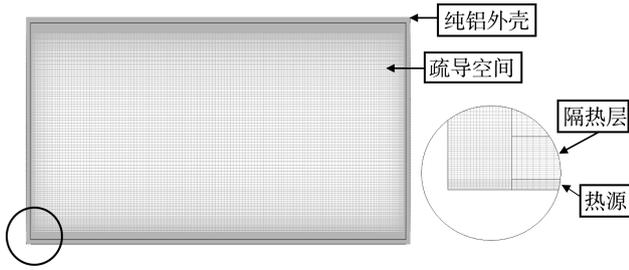


图 3 仿真模型及网格
Fig.3 Simulation model and mesh

表 2 模型边界条件参数
Tab.2 Parameters of boundary conditions of model

边界部位名称	热源	热源与隔热层	隔热层与疏导空间	疏导空间与纯铝外壳	纯铝外壳与外部空气
边界类型	恒温热源	自动耦合	自动耦合	空气域	对流

动量方程、能量方程、 k 方程、 ε 方程。控制方程的通用形式如下：

$$\frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t} + \text{div}(\rho u\varphi) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\varphi) + S \quad (1)$$

当 $\varphi=1$ 时，式 (1) 为连续方程；当 $\varphi=u, v, w$ 时，式(1)为动量方程；当 $\varphi=k$ 时，式(1)为湍动能方程；当 $\varphi=\varepsilon$ 时，式(1)为耗散率方程；当 $\varphi=T$ 时，式(1)为能量方程。其中 Γ 为扩散系数。

将 k 和 ε 两个基本未知量代入式(1)，得到与之相对应的输运方程为：

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho\varepsilon - Y_M + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (3)$$

式中： G_k 为由平均速度梯度引起的湍动能 k 的产生项； G_b 为由浮力引起的湍动能 k 的产生项； Y_M 为可压湍流脉动扩张的贡献； $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$ 为经验常数； σ_k 和 σ_ε 分别为与湍动能 k 和耗散率 ε 对应的 prandtl 数； S_k 和 S_ε 为用户定义的源项。

由于仿真主要涉及传热，因此需要打开能量方程。同时，为保证计算收敛，还需要设置适当的松弛因子。本模型采用默认值。

3 疏导式热控结构温度测试

3.1 温度测试系统

疏导式热控结构温度测试系统主要由加热器、气瓶、温度传感器（热电偶）及数据采集与记录仪等组成，如图 4 所示。疏导式热控结构安装在支架上，加热器作为热源与其表面贴合。通过外部气源输入气体，实现疏导空间内部的气体对流。试验时通过数据采集与记录仪实时记录温度传感器（热电偶）的数据。

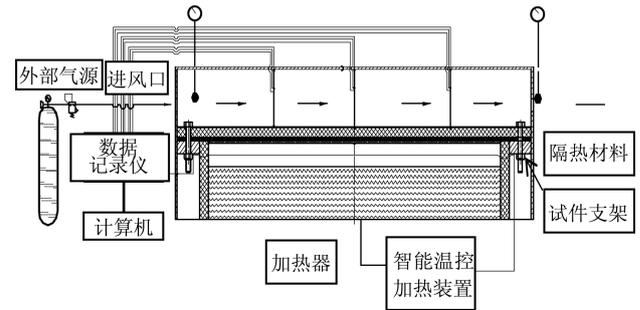


图 4 疏导式热控结构温度测试系统
Fig.4 Temperature testing system of the leading thermal control structure

热电偶分布情况如图 5 所示，以隔热层表面对角线交点为几何中心，作边长为 120 mm 的正方形，在 4 个顶点和几何中心位置分别布置 1#—5#热电偶，并在距离隔热层表面 5、15、35、55、75、95 mm 高度的平面内的相同位置布置 5 根热电偶，最后在纯铝外壳外表面的相同位置布置 5 根热电偶。

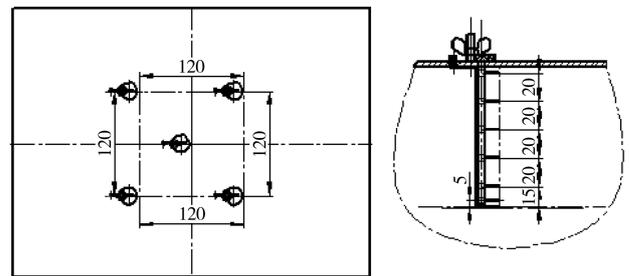


图 5 热电偶分布示意图
Fig.5 Distribution diagram of the thermocouples

3.2 试验方法

分别设定加热器温度为 200、300、400 °C，按照图 6 所示的步骤进行试验。当试验样品热面达

到设定温度并保持稳定时，在无通风情况下恒温 1 h，然后再开启气源，在通风（风速 5 m/s）情况下恒温 1 h，记录上述时间段内的结构外表面和疏导空间内各点的温度。

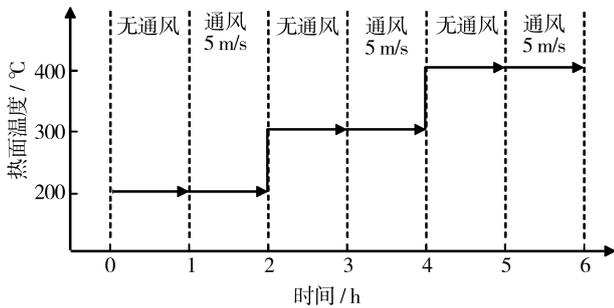


图 6 试验步骤
Fig.6 Test procedure

读取恒温时段每个测温点所测得温度的最大值，记录为该点在试验中的极限温度。根据同一高度平面各测温点所测得极限温度值计算出平均值 \bar{T} ，作为该高度平面的温度。

4 结果及分析

4.1 仿真计算结果

图 7 为不通风条件下热源 200 °C 时，疏导式热控结构的疏导空间和纯铝外壳外表面的温度场。可见经过隔热层后，温度迅速从 200 °C 衰减至约 110 °C，此区域较窄。距离隔热层表面约 70~80 mm 高度范围内，温度衰减较慢。而当高度超过此范围后，由于纯铝外壳与外部空气换热影响，温度快速衰减，纯铝外壳外表面的温度基本接近环境温度。

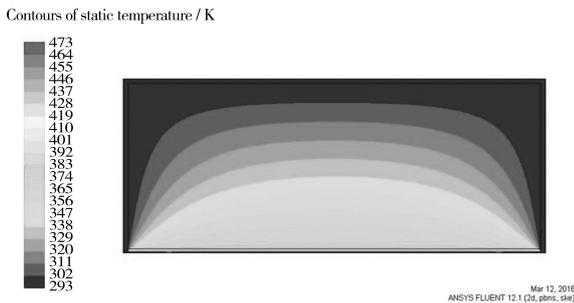


图 7 不通风条件下热源 200 °C 时疏导式热控结构温度场
Fig.7 Temperature field of leading thermal control structure under the condition of without ventilation (heat source: 200 °C)

图 8 和图 9 分别为 5 m/s 通风条件下热源 200 °C 时，疏导式热控结构的疏导空间流场以及疏导空间和纯铝外壳外表面的温度场。可见在 5 m/s 通风条

件下，隔热层表面 40 mm（进气孔位置）以上的疏导空间温度显著降低，特别是进气孔中线以上温度基本接近环境温度。

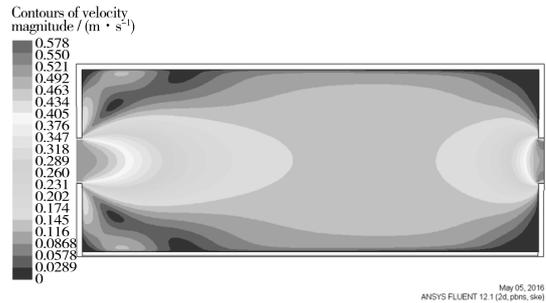


图 8 5 m/s 通风条件下热源 200 °C 时疏导式热控结构的疏导空间流场

Fig.8 Flow field of leading space in the thermal control structure with a wind speed of 5 m/s (heat source: 200 °C)

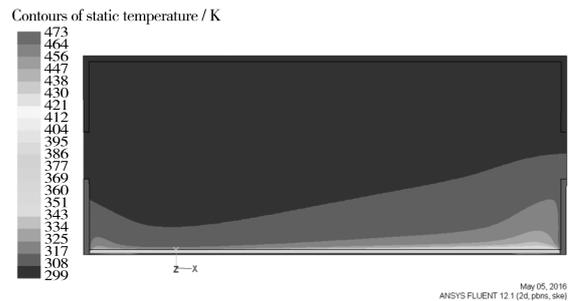


图 9 5 m/s 通风条件下热源 200 °C 时疏导式热控结构温度场
Fig.9 Temperature field of leading thermal control structure with a wind speed of 5 m/s (heat source: 200 °C)

为了分析隔热层在疏导式热控结构中的作用，计算了 5 m/s 通风条件下热源 200 °C 时，无隔热层疏导式热控结构的疏导空间流场以及疏导空间和纯铝外壳外表面的温度场，分别见图 10 和图 11。从图 10 可以看出，疏导空间流场无明显变化。从图 11 可以看出，由于没有隔热层，高温区域的宽度明显增大，疏导空间的温度整体升高，其右上角

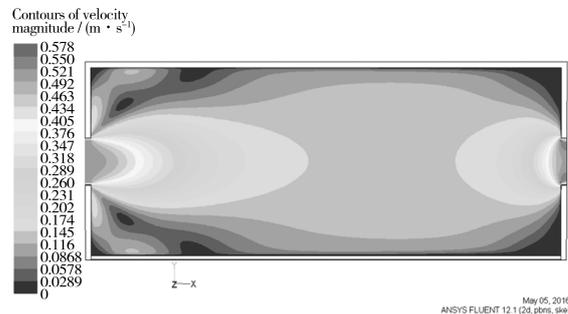


图 10 5 m/s 通风条件下热源 200 °C 时疏导式热控结构（无隔热层）的疏导空间流场

Fig.10 Flow field of leading space in the thermal control structure (without thermal insulation layer) with a wind speed of 5 m/s (heat source: 200 °C)

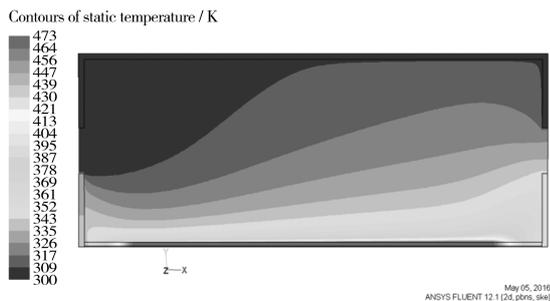


图 11 5 m/s 通风条件下热源 200 °C 时疏导式热控结构(无隔热层)温度场

Fig.11 Temperature field of the leading thermal control structure (without thermal insulation layer) with a wind speed of 5 m/s (heat source: 200 °C)

区域温度仍然可达 60 °C。

4.2 试验测试结果

图 12 是无通风条件下，隔热层表面及疏导空

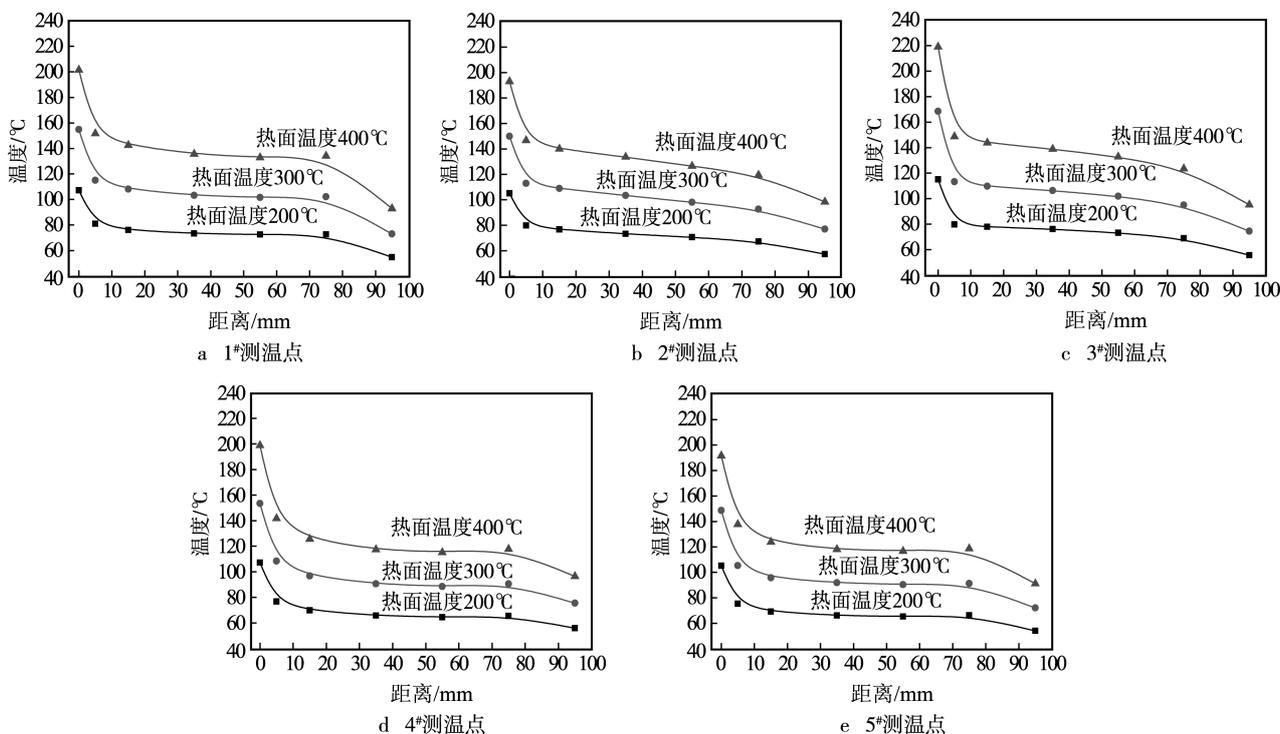


图 12 同一测温点不同高度平面温度变化曲线(无通风)

Fig.12 Temperature vibration curve of the same position under different altitude plane (without ventilation)

表 3 不同高度平面平均温度(无通风)

Tab.3 The average temperature of different altitude plane (without ventilation)

°C

热面温度	平均温度							外表面
	0 mm	5 mm	15 mm	35 mm	55 mm	75 mm	95 mm	
200	108.0	78.5	73.9	70.9	69.2	68.1	55.6	48.1
300	155.0	111.0	103.8	99.1	96.0	94.3	74.4	66.8
400	200.7	145.2	135.1	128.7	124.7	122.7	94.8	87.9

间内部同一位置测温点在不同高度平面内的温度变化趋势图,从图中可以清晰地看出疏导式热控结构的温度变化情况。由于所用隔热材料属于非均质多层复合材料,因此隔热层以上各部分温度存在一定差距,位于几何中心的 3#测温点温度最高,但 5 个测温点温度变化趋势一致,即热源温度相同时,离开隔热层表面,温度急剧下降,距隔热层表面约 10 mm 及以上空间内温度下降趋势减小,而当高度超过 70 mm 后,温度又呈现出较大的下降趋势。

表 3 为距隔热层表面不同高度的疏导空间平均温度数据。为了分析通风对流在疏导式热控结构中的作用,测量了 5 m/s 通风条件下距隔热层表面不同高度的疏导空间平均温度数据,见表 4。

结果表明,随着与隔热层距离的增大,热量散失量增大,温度衰减显著,该结果与仿真获得的计算值一致。在距离隔热层表面一定范围内的疏导空

表4 各高度平面平均温度(通风)
Tab.4 The average temperature of each altitude plane (ventilating)

热面温度	平均温度							外表面
	0 mm	5 mm	15 mm	35 mm	55 mm	75 mm	95 mm	
200	77.1	49.6	48.7	45.4	43.7	42.6	42.1	36.5
300	105.7	61.4	60.0	54.8	51.9	50.0	47.8	39.8
400	137.1	74.7	72.9	66.5	61.3	58.5	55.3	47.4

间存在温度梯度,但梯度变化趋势较平缓,达到一定距离时,疏导空间温度较隔热层表面的温度再次显著下降。此外,当热源温度较高时,疏导空间内的热量积聚较多,温度梯度差距逐渐增大。当疏导空间存在气流对流时,疏导空间和热控结构外表面的温度显著降低。

5 结论

1)设计了一种以降低表面热辐射为主的疏导式热控结构,并建立了传热模型,应用 FLUENT 软件进行模型求解,计算获得的温度值与实测值一致。

2)采用 5 mm 厚、导热系数为 0.036 W/(m·K) 的隔热材料和 1 mm 厚的纯铝板,制备了总厚度为 100 mm 的疏导式热控结构,其疏导空间内部受热量辐射的影响随高度的增大逐渐减小。

3)不通风条件下,热源 200、300、400 °C 时,热控结构外表面的温度分别为 48.1、66.8、87.9 °C。

4)适当采用气体对流机制能够显著降低疏导空间和热控结构外表面的温度,在 5 m/s 通风条件下,热源 200、300、400 °C 时,热控结构外表面的温度分别为 36.5、39.8、47.4 °C。

参考文献

- [1] 侯增祺,胡金刚.航天器热控制技术——原理及其应用[M].北京:中国科学技术出版社,2007.
HOU Zeng-qi, HU Jin-gang. Thermal Control Technology of Aerospacecraft—Principal and Application[M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2007.
- [2] 马忠辉,孙秦,王小军.热防护系统多层隔热结构传热分析及性能研究[J].宇航学报,2003,24(5):542—546.
MA Zhong-hui, SUN Qin, WANG Xiao-jun. TPS Multi-layer Insulation Thermal Analysis and Performance Study[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(5): 542—546.
- [3] 马忠辉.可重复使用运载器热防护系统性能分析研究[D].西安:西北工业大学,2004.
MA Zhong-hui. Reusable Launch Vehicle Thermal Protection System Performance Study[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004.
- [4] 李德富,杨炜平,刘晓旭.多层隔热材料传热特性研究现状及展望[J].航天器环境工程,2013,30(3):302—309.
LI De-fu, YANG Wei-ping, LIU Xiao-xu. Heat Transfer

- Characteristics of Multilayer Insulation Materials[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(3): 302—309.
- [5] MARKUS S, EDGAR R F, RAYMOND V. Studies on High-temperature Multilayer Thermal Insulations[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47: 1305—1312.
- [6] 江经善.多层隔热材料及其在航天器上的应用[J].宇航材料工艺,2000,30(4):17—25.
JIANG Jing-shan. Multilayer Insulation Materials and Their Application to Spacecrafts[J]. Aerospace Materials & Technology, 2000, 30(4): 17—25.
- [7] JI Ting-wu, ZHANG Rui-ping, BENGT S, et al. Investigation on Thermal Performance of High Temperature Multilayer Insulations for Hypersonic Vehicles under Aerodynamic Heating Condition[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 70: 957—965.
- [8] 吴国庭.统一热管理的疏导式防热系统概念研究[J].航天器工程,2009,18(4):13—18.
WU Guo-ting. Conceptual Research of Leading Thermal Protection System with Unified Heat Management[J]. Spacecraft Engineering, 2009, 18(4): 13—18.
- [9] 陈立明,戴政.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):290—294.
CHEN Li-ming, DAI Zheng. Integrated Optimization Design of Light-weight Multilayer Thermal Protection Structure[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(2): 290—294.
- [10] 喻磊.高温热管在疏导式热防护结构中应用的机理研究[D].北京:国防科学技术大学,2012.
YU Lei. Research on the Mechanism of High Temperature Heat Pipes Used in Leading Thermal Protection Structures[D]. Beijing: National University of Defense Technology, 2012.
- [11] 马忠辉,孙秦.TPS多层隔热结构数值分析方法研究[J].导弹与航天运载技术,2003(6):14—18.
MA Zhong-hui, SUN Qin. Numerical Model Study of TPS Multi-layer Insulation[J]. Missiles and Space Vehicles, 2003 (6): 14—18.
- [12] 李建峰.多层防隔热系统热力耦合计算机模拟[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2012.
LI Jian-feng. Thermal-structure Coupled Computer Simulation of Multilayer Protection/Insulation System[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
- [13] 马玉娥.可重复使用运载器热防护系统热力耦合数值计算研究[D].西安:西北工业大学,2005.
MA Yu-e. Study of Thermo-mechanical Coupled Computation for Thermal Protection System of Reusable Launch Vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005.
- [14] SUN Bing, ZHANG Tao. Numerical Simulation Research on Surface Radiation Heat Calculation of Spacecraft in Orbit Whole Course[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2229—2237.
- [15] 肖光明.疏导式防热结构耦合传热特性的数值研究[D].北京:清华大学,2012.
XIAO Guang-ming. Research on Coupled Heat Transfer Method and Thermal Response Characteristics of Heat-pipe-cooled Thermal Protection Structure[D]. Beijing: Tsinghua University, 2012.