

复合材料在长时间加热条件下的隔热机理

俞继军 艾邦成 姜贵庆

(航天空气动力技术研究院,北京 100074)

摘 要 结合长时间非烧蚀热防护的技术需求,在固定壁面温度的条件下,对多孔材料传导-辐射耦合传热过程进行了模拟。结果表明:材料的隔热性能与材料的使用环境及内部结构密切相关,减小内部孔隙的特征尺寸,增加材料的密度和固体材料的比率有利于降低隔热材料的等效热导率,并延长材料达到热平衡的时间;同时达到平衡时,材料的背面温升与背面散热条件密切相关。

关键词 非烧蚀,传导-辐射耦合传热,隔热

Insulation Mechanism of Composite at Long Time Aeroheating Conditions

Yu Jijun Ai Bangcheng Jiang Guiqing

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

Abstract Heat transfer coupled radiation-conduction for porous materials is simulated and influence factors are analyzed at a constant boundary temperature according to the need of long time non-ablation thermal protection. The results show that the insulation ability is closely related to the working environment and interior structures of the materials. Decreasing the character length of inner structure and increasing the density and the ratio of solid material will be in favor of reducing effective thermal conductivity and extending the time reaching thermal equilibrium. When temperature is in equilibrium, the back temperature increasing will be decided by the boundary heat transfer conditions.

Key words Non-Ablation, Heat transfer coupled radiation-conduction, Insulation

1 引言

传统的弹道导弹气动加热时间短,隔热问题不突出,新型高超声速飞行器的滑翔与巡航时间长,可达 2 000 ~ 3 000 s,表面热流密度虽低,但总加量热很大,单纯依靠热化学吸热无法达到热防护的目的。传统的隔热机制采用低热导率的材料,隔热性能受到很大的限制,因为材料的内部温度不仅取决于其热导率,更取决于材料的导温系数 $\alpha = \lambda / C_p$, 与 λ 成正比,与材料的密度 ρ 和比热 C_p 成反比,由于当热导率减小时,材料的密度会减小,因此其隔热性能具有一定的局限性^[1]。

文献 [1 ~ 6] 对多相复合的传热机理进行了研究,并与实验结果进行了比较。本文在 Kamran 等^[1~2]的基础上研究了多孔隔热材料的隔热性能。

2 多相材料的隔热性能模拟

目前,多相复合传热机制^[6~8]被广泛研究,其隔

热性能有明显的提高。多相是指固-气二相或固-液-气三相,复合传热是指传导、辐射、对流混合传热。考虑固-气二相传热,在空隙极小的条件下,自然对流可以忽略,则在气-固二相体系中,考虑辐射的一维热传导方程^[7]为:

$$C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right) - \frac{\partial q_r^2}{\partial x} \quad (1)$$

$$\text{初始条件: } T(x, 0) = T_0 \quad (2)$$

$$\text{边界条件: } T(0, t) = T_1 \quad (3)$$

$$-\frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=L} = T^4 \quad (4)$$

式中, ρ 为密度, C_p 为比热容, λ 为等效热导率, T_0 为材料的初始温度, T_1 为上边界结构层的温度, q_r 为材料内部的辐射热流, q_b 为材料背面的辐射热流。为材料的辐射系数。为 Stefan - Boltzmann 常数。辐射热流梯度中由下式给出^[7]:

收稿日期: 2006 - 09 - 26; 修回日期: 2006 - 11 - 16

基金项目: 国家自然科学基金资助 (90505015)

作者简介: 俞继军, 1974 年出生, 博士, 主要从事气动热力学的研究工作

$$\frac{\partial q_r}{\partial x} = (1 - w) (G - 4 T^4) \quad (5)$$

式中, w 为衰减系数, w 为散射的反射率, G 为入射辐射能。

假设散射是各向同性、灰体及漫反射表面, 应用两热流的近似方法, 辐射热流与入射辐射能的关系为^[7]:

$$q_r = -\frac{1}{3} \cdot \frac{\partial G}{\partial x} \quad (6)$$

入射辐射能 G 由以下二阶微分方程得到^[7]:

$$-\frac{1}{3^2 (1 - w)} \cdot \frac{\partial^2 G}{\partial x^2} + G = 4 T^4 \quad (7)$$

在材料的边界处满足如下边界条件^[7]:

$$-\frac{2}{3^2 \cdot \frac{i}{2 - i}} \cdot \frac{\partial G}{\partial x} + G = 4 T_i^4 \quad (8)$$

$$\frac{2}{3^2 \cdot \frac{i+1}{2 - i+1}} \cdot \frac{\partial G}{\partial x} + G = 4 T_{i+1}^4 \quad (9)$$

通常, 气体的热传导不随压力而变化, 但在稀薄区及转捩区, 气体分子与固体壁面的热交换受压力的影响, 气体分子的等效热传导可表示为^[7]:

$$g = \frac{g^*}{1 + 2 \cdot \frac{2 - m}{m} \cdot \frac{2}{1 + P_r L_c}} \quad (10)$$

式中, g^* 为大气压力下的气体热导率, α 为热适应系数, m 为分子平均自由程, L_c 为特征长度。 m 可表示为^[8]:

$$m = \frac{K_B T}{\sqrt{2} d_g^2 p} \quad (11)$$

式中, K_B 为 Boltzmann 常数, d_g 为分子的碰撞直径, p 为气体压力。

纤维直径 D_f 的材料特征尺度为^[9]:

$$L_c = (1/4) (D_f/f) \quad (12)$$

式中, f 为固体材料在结构中的质量分数。固体热传导采用经验公式^[7]:

$$s = f^2 s^* \quad (13)$$

式中, s^* 为纤维母体材料的热导率。材料的等效热导率采用并联模型^[7]:

$$g = f s + (1 - f) g_g \quad (14)$$

式中, g_g 为等效气体热导率, s 为等效固体热导率。

3 数值模拟及计算结果

对热传导方程 (1) 及辐射传热方程 (6)、(7) 式采用有限差分方法求解, 计算精度为二阶, 采用隐式格式。材料的相关参数取自文献 [3] 和文献 [7]。

除特殊说明, 文中实例的计算状态均为: 材料厚度 $l = 20 \text{ mm}$, 材料的密度 $\rho = 24.2 \text{ kg/m}^3$, $f = 0.0073$, 宇航材料工艺 2007 年 第 4 期

材料所处的压力 $p = 1.013 \text{ MPa}$, 材料的辐射系数 $\epsilon = 0.8$, 纤维直径 $D_f = 3 \mu\text{m}$, 材料表面温度为 1100 K , 加热时间 2000 s

在上述的条件下, 材料背面的温度规律如图 1 所示。图中 ② 曲线为不考虑辐射效应时材料的背面温升, 可见由于材料的密度较小, 材料背面温度很快达到了平衡状态。由于其较低的热导率, 其平衡的背面温度比传统的固体材料要低; 材料的辐射传热效应降低了材料的热导性能, 同时缩短了材料达到平衡的时间。

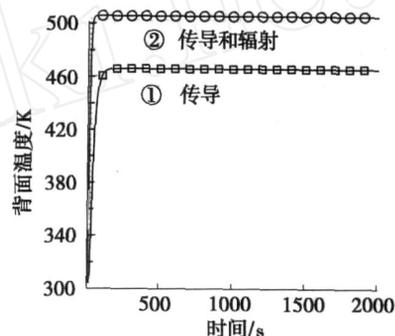


图 1 辐射效应对材料背面温度的影响

Fig 1 Effect of radiant heating on temperature of sample's back surface

图 2 为材料在不同的压力环境下材料的等效热导率 (不考虑辐射); 图 3 给出了在不同压力作用下材料的背面温度曲线。当材料的工作压力较低时, 压力对材料的热导率及隔热时的背面温升影响较大, 而当压力较高时, 则影响较小。

压力的影响主要体现在 m 与 L_c 的比值上, 当气体分子处于连续流区时, 材料的隔热性能改进的空间不大; 当压力较小时, 气体分子处于稀薄区或过渡区, 将影响材料的传热性能, 因此, 降低材料的孔隙度可改善其传热性能; 在相同的条件下, 增加密度和材料在整体结构中的质量分数有利于提高其隔热性能。

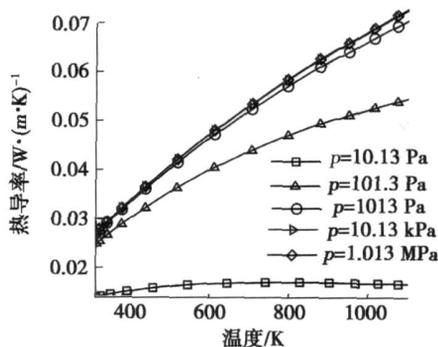
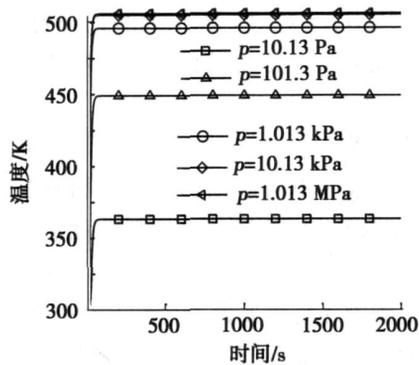
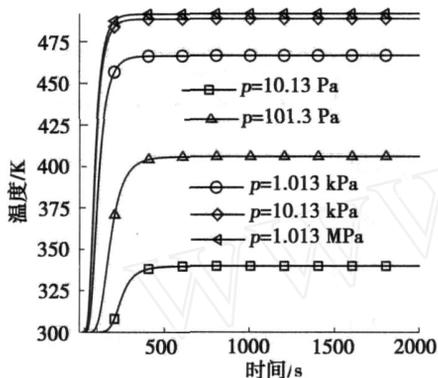


图 2 不同压力下材料的等效热导率

Fig 2 Variation of λ at different pressures



(a) $\rho = 24.2 \text{ kg/m}^3, f = 0.0073$



(b) $\rho = 72 \text{ kg/m}^3, f = 0.0218$

图 3 不同压力条件下材料的背面温度

Fig 3 Variation of temperature on sample's back surface at different pressures

图 4 给出了不同辐射系数条件下材料的背面温度。由图可见其对材料的背面温度影响是较大的,因此在长时间的作用下,隔热材料的最终的隔热效果在一定程度上取决于材料背面的散热空间和吸热体。

图 5 给出了不同密度及不同固体比率条件下的材料的背面温度分布,计算条件分别为: $\rho = 24.2 \text{ kg/m}^3, f = 0.0073$; $\rho = 48.6 \text{ kg/m}^3, f = 0.0147$; $\rho = 72 \text{ kg/m}^3, f = 0.0218$ 。结果表明,密度和固体的比率对材料的背面温度有一定的影响,但影响较小。

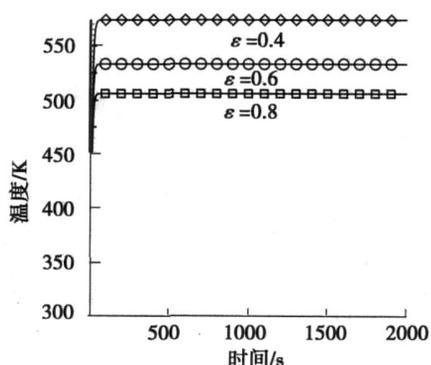


图 4 不同辐射系数条件下材料的背面温度

Fig 4 Variation of temperature on sample's back surface at different emittances

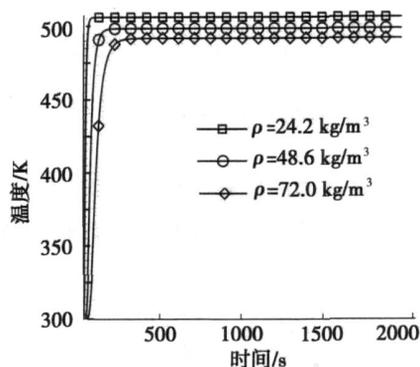


图 5 不同密度条件下材料的背面温度

Fig 5 Variation of temperature on sample's back surface at different densities

4 结论

(1)气-固耦合的多孔材料是长时间加热条件下理想的隔热材料。

(2)多孔材料达到热平衡的时间同材料的使用环境及材料的结构密切相关,降低环境压力和增大材料密度可延长其达到热平衡的时间。

(3)改进多孔材料隔热性能的主要途径有降低材料内部的辐射热流、增加材料密度和固体材料在结构中的质量分数;在隔热材料背面设计良好的散热空间及吸热体,有利于降低材料的背面温升。

参考文献

- 姜贵庆,俞继军. 长时间气动加热飞行器的隔热机理. 宇航材料工艺, 2006; 36(1): 27~29
- Kamran Dergabeigs Thermal analysis and design of multi-layer insulation for re-entry aerodynamic heating AIAA 2001 - 2834
- Kamvan Darjabcig Heat transfer in high temperature fibrous insulation AIAA 2002 - 3332
- Marschall J et al Internal radiation transport and effective thermal conductivity of fibrous ceramic insulation AIAA 2001 - 2822
- Petrov V A. Combined radiation and conduction heat transfer in high temperature fiber thermal insulation International Journal of Heat and Mass Transfer, 1997; 40(9): 2241~2247
- Inakoma H, Sang K, Okazard U. The effective thermal conductivity of fibrous insulation International Chemical Engineering, 1990; 36: 738~746
- Kamvan Darjabcig Thermal analysis and design optimization of multilayer insulation for reentry aerodynamic heating Journal of Spacecraft and Rockets, 2002; 39(4): 509~514
- Williams SD, Curry DM. Predictions of rigid silica based insulation conductivity NASA TP - 3276, Jan, 1993
- Verschoor J D, Greebler P, Manville N J. Heat transfer by gas conduction and radiation in fibrous insulation Journal of Heat Transfer, 1952; 74(8): 961~968

(编辑 吴坚)