

# 轻质热防护系统多层材料组合 结构的热应力分析\*

王琪<sup>1</sup>, 吉庭武<sup>1</sup>, 肖曼玉<sup>2</sup>, 谢公南<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 机电学院,工程仿真与宇航计算技术联合实验室,西安 710072;  
2. 西北工业大学 应用数学系,西安 710072)

(本刊编委谢公南来稿)

**摘要:** 提出了轻质热防护系统外面板使用多层结构的概念,设计了2种热防护材料组合构成的3种铺层方案.通过模拟飞行器再入大气层时受到的机械和热载荷条件,数值计算得到了层间剪切力、底部温度和 $y$ 方向位移.计算结果发现,层间剪切力发生在边缘部位且呈反对称分布;选用高热导率和高热容材料能够减少材料内的温度梯度,进而有效地降低结构的热应力和热变形;在均匀温度场情况下,两种材料的热膨胀系数之差越小,则层间剪切力越小.该研究表明不同的材料组合和铺层次序的多层结构,可以满足不同设计要求,具有优化设计潜力.

**关键词:** 热防护; 多层结构; 铺层次序; 材料组合; 热应力

**中图分类号:** V19; O343.6 **文献标志码:** A

**DOI:** 10.3879/j.issn.1000-0887.2013.07.009

## 引言

随着防热系统与结构一体化概念的提出,外部热防护系统构成了飞行器的外表面,保护飞行器内部构件使其保持在可接受温度范围内,同时还要求热防护系统能承受气动压力和阻力、发射时来自发动机的声学载荷、动态载荷和引起面板颤振的动压以及与下面结构间的热膨胀不匹配和异物冲击所引起的载荷.为了降低发射成本,要求热防护系统在发射、飞行、返回过程中不被破坏,并可重复使用100次以上,同时必须保持结构完整性<sup>[1]</sup>.目前典型热防护系统从外至内通常可以认为分别是由刚性面板、内填绝热材料和金属基体组成.其中刚性面板与内填绝热材料中都存在多层结构.例如高超声速飞行器的机鼻高温结构可以使用以陶瓷(二氧化硅/碳化硅)、复合材料(碳/碳)、金属(钨)的多层结构<sup>[2]</sup>;而在内填绝热材料中布置多个低反射率反射屏来降低辐射热流量,也可以组成多层隔热(internal multiscreen insulations, IMI)结构.

\* 收稿日期: 2013-05-14; 修订日期: 2013-05-16

**基金项目:** 国家自然科学基金资助项目(11202164); 教育部高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20116102120021)

**作者简介:** 王琪(1988—),男,湖南人,硕士生(E-mail: nwpuwq@mail.nwpu.edu.cn);

谢公南(1980—),男,广东人,副教授,博士(通讯作者. E-mail: xgn@nwpu.edu.cn).

由于温度的剧烈变化而产生的热应力是引起层状结构失效的主要因素。近年来,一些学者对热防护技术中的高温多层结构热力性能开展了研究。马忠辉<sup>[3]</sup>开展了多层纤维隔热材料内传热特性的数值模拟研究。Biamino 等<sup>[4]</sup>研究插入不同多孔材料的多层结构对表观热传导率及抗弯强度的影响。Daryabeigi<sup>[5]</sup>采用有限体积法对高温多层隔热材料进行辐射-导热耦合传热分析。高效伟等<sup>[6]</sup>建立了无内部网格的边界元算法并对飞行器多层隔热结构进行了热应力算例分析。孙陈诚等<sup>[7]</sup>通过改变隔热材料的组合结构测试其隔热效果。包亦望等<sup>[8]</sup>推导了飞机风挡层合结构的热应力表达式。韩文梅等<sup>[9]</sup>对航空层合玻璃进行了热应力分析。李东辉等<sup>[10]</sup>对多层隔热结构的瞬态传热进行了数值模拟分析并研究了反射屏个数等因素的影响。

以上研究内容大多为瞬态传热数值模拟和层合结构的热应力分析,鲜有文献考虑不同材料组合及铺层次序对多层结构整体性能的影响。本文在文献[11]研究的基础上,进一步以高超声速飞行器轻质热防护系统中的外面板为对象,假设其是由两种介质组成的复合结构,重点考察在热载荷或同时承受机械载荷作用下材料布局对隔热性能、热应力、层间剪切力和结构整体刚度的影响,为热防护结构优化设计和安全性评估提供参考。

## 1 数学模型

### 1.1 模型简化

为提高实际飞行器热防护系统的整体性能,不同的区域使用不同的热防护结构和材料。除最高温区(头锥、翼缘等)使用超高温热防护材料外,其它部位可采用大面积热防护材料。考虑到结构的相似性,本文取热防护系统的外面板作为研究对象,如图1所示。对其进行简化处理:1)暂不考虑材料间的接触热阻,只考虑厚度方向的固体传热;2)环境温度为0摄氏度;3)假设两种材料完全接触,忽略接触间隙中胶片的厚度。该面板的设计要求要具备较好的热防护功能,且保证具有足够的强度和刚度,以保证飞行器的安全性和可靠性,同时重量尽可能轻以降低发射成本。

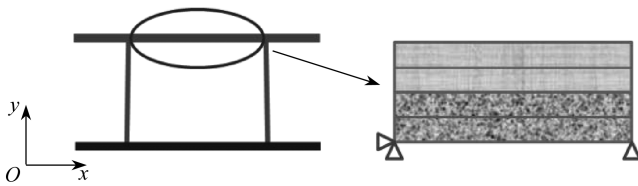


图1 轻质热防护系统外面板示意图

Fig. 1 Top face-sheet of a thermal protection system

### 1.2 控制方程

为简化计算,忽略不同材料接触面的接触热阻及结构内部的热辐射,每层材料中的热量传递方式仅为固体导热。对于其中的任何一层,其控制方程都可以统一表示为

$$\frac{\partial(\rho^L c^L T)}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left( k^L \frac{\partial T}{\partial y} \right), \quad L \in [1, N], \quad (1)$$

式中,  $\rho^L, c^L, k^L$  分别为第  $L$  层的密度、比热容、热导率,  $t$  为时间变量,  $y$  为热传递方向厚度。这里假定在横向  $x$  方向温度分布均匀,只考虑厚度方向即  $y$  方向的导热。

外部高温面采用第一类边界条件,低温面采用绝热条件

$$\left. \frac{\partial T(y,t)}{\partial t} \right|_{y=0} = 0, \quad t > 0, \quad (2)$$

$$T(y,t) \Big|_{y=H} = T_w, \quad t > 0, \quad (3)$$

式中,  $T_w$  为多层结构高温面温度,  $H$  为多层结构总厚度. 假设初始温度为

$$T(y,0) = T_0, \quad y \in [0,H]. \quad (4)$$

由二维平面弹性问题的有限元插值原理, 可以得到应变分量<sup>[12]</sup>

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{B}\boldsymbol{\delta}^e, \quad (5)$$

式中,  $\mathbf{B}$  为几何矩阵,  $\boldsymbol{\delta}^e$  为结点位移分量.

总应变为由外载荷作用下产生的应变和温度变化产生的应变之和, 即

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{D}^{-1}\boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{\varepsilon}_0, \quad (6)$$

式中,  $\mathbf{D}$  为弹性矩阵,  $\boldsymbol{\varepsilon}_0$  为初应变. 二维平面弹性问题的应力-应变关系表达式为

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \frac{E}{1-\mu^2} \begin{bmatrix} 1 & \mu & 0 \\ \mu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\mu}{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x - \alpha\Delta T \\ \varepsilon_y - \alpha\Delta T \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}, \quad (7)$$

式中,  $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$  为面内应力分量,  $E$  为弹性模量,  $\mu$  为 Poisson 比,  $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \gamma_{xy}$  为应变分量,  $\alpha$  为热膨胀系数,  $\Delta T$  为温度差.

### 1.3 材料选择和铺层方式

C/SiC 复合材料兼有耐高温、低密度、高性能和抗氧化等特点, 使之成为防热结构一体化材料的首选. 由于各部位的工作条件不同, 对 C/SiC 复合材料的力学性能、热物理性能和环境性能的要求也不尽相同<sup>[13]</sup>. ZrB<sub>2</sub>-SiC 复相陶瓷是一种抗氧化、抗烧蚀、在极端温度环境下 (2 000 °C 以上) 具有良好高温力学性能的超高温陶瓷材料<sup>[14]</sup>, 但其密度大、发射成本高. 如果让一种材料同时满足各类构件的性能需求, 显然不现实、且不经济. 将多种材料结合起来, 利用各自的优势, 是未来高超声速飞行器高温热防护结构材料的发展趋势. 表 1 给出了这两种材料的物理属性参数<sup>[13-14]</sup>.

表 1 热防护材料的性能

Table 1 Properties of thermal protection materials

material	density $\rho / (\text{kg}/\text{m}^3)$	Young's modulus $E / \text{GPa}$	coefficient of thermal expansion $\alpha / (1/\text{K})$	thermal conductivity $k / (\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K}))$	heat capacity $c / (\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$
ZrB <sub>2</sub> -SiC	5 100	350	$3.98 \times 10^{-6} + 2.33 \times 10^{-9} T$	15	$87.31893 + 1.80421T - 0.00205T^2 + 1.18281 \times 10^{-6}T^3 - 3.2702 \times 10^{-10}T^4 + 3.47371 \times 10^{-14}T^5$
C/SiC	1 800	60	$2 \times 10^{-6}$	10	600 ~ 1 600

3 种铺层方式如图 2 所示, 方案 1 从下至上的前 3 层材料为 ZrB<sub>2</sub>-SiC 复相陶瓷, 第 4 层为 C/SiC 复合材料, 重复两次, 最后再 3 层 ZrB<sub>2</sub>-SiC 复相陶瓷; 方案 2 从下至上的第 1 层为 C/SiC 复合材料, 第 2 和第 3 层为 ZrB<sub>2</sub>-SiC 复相陶瓷, 然后重复 4 次; 方案 3 从下至上的第 1 层为 ZrB<sub>2</sub>-SiC 复相陶瓷, 第 2 层为 C/SiC 复合材料, 重复 7 次, 最后加上 1 层 ZrB<sub>2</sub>-SiC 复相陶瓷. 每组方案的总厚度不变, 且都为 15 层.

## 1.4 边界条件

多层结构的有限元计算模型如图3所示。单元类型定义为 PLANE 15, 总长度  $L$  和总厚度  $h$  分别为 100 mm 和 3 mm, 单元总数为 7 500 个。每一层划分了 500 个单元, 它们将被填充同一种材料。边界条件为: 在外表面加载 1 000 °C 的热载荷, 在内表面加载 101 kPa 压力并持续 10 s, 根据文献[11]中温度曲线和文献[15]中载入时气动压力载荷曲线, 此载荷模拟了热应力最大时的工作环境。面板的左下端施加水平和垂直位移约束, 右下端只有垂直位移约束。为保证计算精度的同时尽量减少计算量, 将时间步长设为 0.01 s。

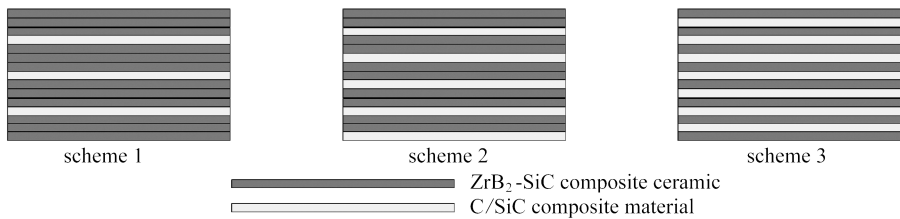


图2 多层结构材料铺层方式

Fig. 2 Different stacking architectures for multilayer structure

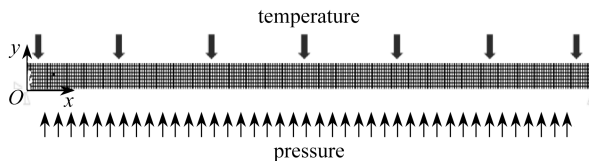


图3 多层结构有限元模型

Fig. 3 Finite element model of multilayer structure

## 2 数值结果与讨论

图4给出了方案1外表面的中点的  $y$  方向位移变化历程曲线。在瞬态传热的初始阶段, 热量不能及时传至内部, 造成结构内温度梯度急剧增加, 其热变形量也迅速增加, 在 0.12 s 时达到最大值 2.5 mm; 随着结构内部温度梯度降低, 最大热变形量也迅速降低, 由此可知减小结构温度梯度可以有效地降低热应力的聚集。在 0.12 s 时层间剪切力和最大 von Mises 应力分别达到 75.8 MPa 和 485 MPa, 但在本算例中不考虑此时的强度失效, 这是因为实际问题中盖板厚度很小且热流密度逐渐增大, 温度梯度非常小, 应该考虑 10 s 时温度场的结构热应力。其它两种方案的位移变化曲线趋势与方案 1 相似。

图5为 10 s 时方案1从下到上前4层界面的剪切应力。可以看出, 在左右两端处的应力集中现象很明显, 由于第3层和第4层材料的热膨胀系数差异较大, 导致两端的剪切力特别大。两侧的剪力关于  $x = 50$  mm 呈反对称分布符合实际现象, 间接证明了有限元模型的正确性。

从以下两方面对3种铺层方案进行分析: 1) 比较迭代计算 100 步(1 s 时刻)后底部温度, 若温度较低说明该多层结构的隔热性能好, 能存储更多的热量; 2) 比较迭代计算 1 000 步(10 s 时刻)后的层间剪力和热变形。由于在高超声速飞行器上升或者返回时气动热逐渐增大, 然而外盖板厚度很小且导热系数相对较大, 不存在较大的温度梯度。10 s 时刻的结构温度场已经基本分布均匀, 所以将此时刻的剪切力和热变形作为指标是合理的。

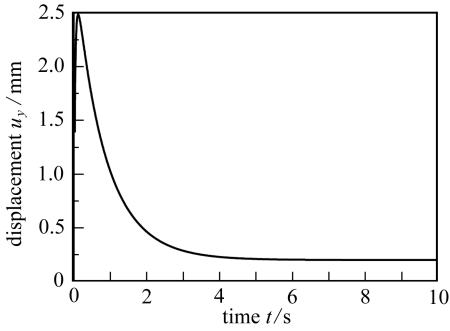


图4 中心线  $y$  方向位移变化历程曲线

Fig. 4 Displacement along thickness direction vs. time at the middle line

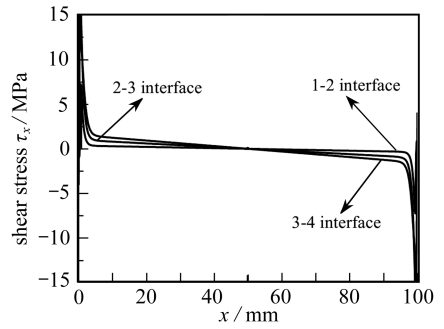


图5 各界面上的剪力分布

Fig. 5 Shear stress along each material-material interface

图6给出了3组方案在10 s时刻的层间剪切力云图。上述可知,层间剪切力集中在结构边缘处,所以图6只截取了3组方案右端边缘处的云图。可以看出,方案1的最大剪切力发生在边缘的中上位置,中间剪切力分布较集中;方案2的最大剪切力和剪切力分布与方案1相似;方案3的最大剪切力发生在右下角,分布趋势为上下两端剪力较大,中间很小。为方便观察比较,表2列出了结构最大层间剪切力、厚度方向位移量、内表面温度和总质量。方案3在第10 s时的底部温度最低,随后是方案1和2,说明方案3的隔热效果最好。方案3的层间剪切力最低,说明层间剪切力不仅与热膨胀系数之差有很大的关系,而且还与材料的用量和铺层次序有关。方案1的  $y$  方向位移最小,方案2次之,之后是方案3,这主要与材料本身的弹性模量和热膨胀系数有关。该算例中机械载荷是从里向外施加的压力,正好与热膨胀方向相同,机械载荷和温度载荷的耦合作用为正,因此  $y$  方向位移都为正值。

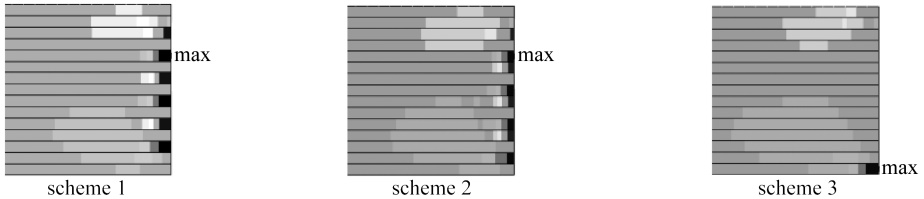


图6 10 s时刻各方案上的剪力分布云图

Fig. 6 Shear stress contours of 3 schemes at 10th s

表2 各方案的计算结果

Table 2 Calculation results for each scheme

scheme	mass per unit area	$y$ -direction	shear stress	temperature
	$M / (\text{kg}/\text{m}^2)$	displacement $u_y / \text{mm}$	$\tau_x / \text{MPa}$	$T / ^\circ\text{C}$
1	12.825	0.201	48.0	760.2
2	12.000	0.258	50.7	763.6
3	10.350	0.262	34.2	758.0

### 3 结 论

本文提出轻质热防护系统的外面板中使用多层结构的设计概念,并对3组方案的多层结构进行热应力分析,得到了包括层间剪切力、底部温度、 $y$ 方向位移等多项计算结果。对比3组



方案后,得到以下结论:

1) 当热量不能及时传至内部,造成结构的温度梯度急剧增加,其热应力和热变形也迅速增加。为有效地降低结构的热应力和热变形,应该尽可能地选用高热导率和高热容的材料以减少材料内的温度梯度。

2) 外面板多层结构在均匀升温过程中的最大剪切应力发生在边缘部位,其大小与温度差、材料间的热膨胀系数之差成正比相关。方案3中材料均匀相间铺层的层间剪切力最小,说明各种材料的用量和叠层次序也对层间剪切力有很大的影响。

3) 在总厚度不变和均匀温度场的条件下,若仅考虑隔热性能、单位面积总质量和层间剪切力引起的破坏,方案3比较合适;若需要较大的结构刚度,则方案1更加合适。

4) 本文研究表明,热防护系统中多层结构可以根据不同的设计要求选用不同的材料组合和铺层次序以得到最佳性能,具有很大的优化设计潜力。

**致谢** 本文得到西北工业大学研究生创业种子基金(Z2013045)和2012年西北工业大学本科毕业设计(论文)重点扶持项目资助;西北工业大学基础研究基金(NPU-FFR-JC20130115)的资助,特此感谢。

#### 参考文献(References):

- [1] 陈战辉. RLV金属热防护系统传热分析与结构设计[D]. 硕士学位论文. 西安:西北工业大学, 2008. (CHEN Zhan-hui. Thermal analysis and structure design of RLV metallic thermal protection systems[D]. Master thesis. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese))
- [2] 郭朝邦, 李文杰. 高超声速飞行器结构材料与热防护系统[J]. 飞航导弹, 2010(4): 88-94. (GUO Chao-bang, LI Wen-jie. Hypersonic vehicle structure material and thermal protection system[J]. *Winged Missiles Journal*, 2010(4): 88-94. (in Chinese))
- [3] 马忠辉. 可重复使用运载器热防护系统性能分析研究[D]. 博士学位论文. 西安:西北工业大学, 2004. (MA Zhong-hui. Reusable launch vehicle thermal protection system performance study [D]. Ph D thesis. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004. (in Chinese))
- [4] Biamino S, Antonini A, Eisenmenger-Sittner C, Fuso L, Pavese M, Fino P, Bauer E, Badini C. Multilayer SiC for thermal protection system of space vehicles with decreased thermal conductivity through the thickness[J]. *Journal of European Ceramic Society*, 2010, **30**(8): 1833-1840.
- [5] Daryabeigi K. Thermal analysis and design of multi-layer insulation for re-entry aerodynamic heating[C]//35th AIAA Thermophysics Conference. Anaheim, CA, Paper, No 2001-2834, USA, 2001.
- [6] 高效伟, 杨恺. 功能梯度材料结构的热应力边界元分析[J]. 力学学报, 2011, **43**(1): 136-143. (GAO Xiao-wei, YANG Kai. Thermal stress analysis of functionally graded material structures using boundary element method[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, **43**(1): 136-143. (in Chinese))
- [7] 孙陈诚, 胡子君, 陈海坤, 王晓婷, 周洁洁. 组合结构对多层反射纳米材料高温隔热性能的影响[J]. 宇航材料工艺, 2011, **41**(6): 44-46. (SUN Chen-cheng, HU Zi-jun, CHEN Hai-kun, WANG Xiao-ting, ZHOU Jie-jie. Effects of structure on high temperature insulation performance of multi-layered nanoporous materials[J]. *Journal of Aerospace Materials and Technol-*

- ogy, 2011, **41**(6): 44-46. (in Chinese))
- [8] 包亦望, 左岩, 石新勇, 马眷荣. 有机-无机层合玻璃的热应力分析[J]. 航空材料学报, 1999, **19**(3): 51-56. (BAO Yi-wang, ZUO Yan, SHI Xin-yong, MA Juan-rong. Analysis on thermal stress of organic-inorganic glass laminate[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 1999, **19**(3): 51-56. (in Chinese))
- [9] 韩文梅, 陈敬芬, 薛春霞, 关学峰. 基于 ANSYS 航空层合玻璃的热应力分析[J]. 兵器材料科学与工程, 2010, **33**(6): 1-3. (HAN Wen-mei, CHEN Jin-fen, XUE Chun-xia, GUAN Xue-feng. Thermal stress analysis of aerial laminated glass based on ANSYS[J]. *Ordnance Material Science and Engineering*, 2010, **33**(6):1-3. (in Chinese))
- [10] 李东辉, 夏新林, 艾青. 多层高温隔热结构的传热特性[J]. 宇航材料工艺, 2011, **41**(1): 20-23. (LI Dong-hui, XIA Xin-lin, AI Qing. Heat transfer characteristics of high temperature multilayer thermal insulations[J]. *Journal of Aerospace Materials and Technology*, 2011, **41**(1): 20-23. (in Chinese))
- [11] 王琪, 吉庭武, 谢公南, 张卫红. 轻质热防护系统波纹夹芯结构热力耦合分析[J]. 应用数学和力学, 2013, **34**(2): 172-182. (WANG Qi, JI Ting-wu, XIE Gong-nan, ZHANG Wei-hong. Structural analysis of corrugated-core sandwich panels for lightweight thermal protection system[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2013, **34**(2): 172-182. (in Chinese))
- [12] 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]. 博士论文. 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]. Ph D thesis. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese))
- [13] 韩秀峰. 碳改性 C/SiC 复合材料的结构与性能[D]. 硕士论文. 西安: 西北工业大学, 2006. (HAN Xiu-feng. Microstructure and properties of matrix modified C/SiC composites by pyrocarbon[D]. Master thesis. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese))
- [14] 蔺晓轩, 武海棠, 魏玺, 沈志洵, 张伟刚. ZrB<sub>2</sub>-SiC 前缘构件气动加热及热应力的数值模拟分析[J]. 过程工程学报, 2010, **10**(3): 417-423. (LIN Xiao-xuan, WU Hai-tang, WEI Xi, SHEN Zhi-xun, ZHANG Wei-gang. Numerical simulation on aerodynamic heating and thermal stress of ZrB<sub>2</sub>-SiC leading edge[J]. *The Chinese Journal of Process Engineering*, 2010, **10**(3): 417-423. (in Chinese))
- [15] Gogu C, Bapanapalli S K, Haftka R T, Sankar B V. Comparison of materials for an integrated thermal protection system for spacecraft reentry[J]. *AIAA J Spacecraft and Rockets*, 2009, **46**(3): 501-513.

# Numerical Analysis on Thermal Stress of Multilayer Materials Combined Structures for a Lightweight Thermal Protection System

WANG Qi<sup>1</sup>, JI Ting-wu<sup>1</sup>, XIAO Man-yu<sup>2</sup>, XIE Gong-nan<sup>1</sup>

(1. *Engineering Simulation and Aerospace Computing, School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, P. R. China;*

2. *Department of Applied Mathematics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, P. R. China*)

**Abstract:** A design concept of using multilayer structure for the top face-sheet of a lightweight thermal protection system was proposed. To obtain the different structural performances, three schemes were considered according to the different stacking orders of two kinds of insulation materials. With the mechanical and thermal loads during aircraft reentry considered, internal thermal stress of the multilayer structure was simulated. Details of shear stresses, temperature of the bottom surface and  $y$ -direction displacement were obtained. The results show that the shear stresses occur at the edge area, and the distributions are anti-symmetrical along the mid-line. The usage of the materials with high thermal conductivity and heat capacity can reduce the temperature gradient and then the thermal stresses and deformation. With the uniform temperature field, the difference of the thermal expansion coefficients of two materials is positively related with the shear stress between the two materials. It is suggested that, there is a great potential of optimization design for the multilayer structure through different combinations of materials in different stacking orders.

**Key words:** thermal protection; multilayer insulation structure; stacking order; material combination; thermal stress