

轻质多层热防护结构的一体化优化设计研究¹⁾

陈立明* 戴 政* 谷 宇† 方岱宁*,†,2)

* (清华大学航天航空学院工程力学系, 北京 100084)

† (北京大学工学院湍流与复杂系统国家重点实验室, 北京 100871)

摘要 大面积隔热结构在航天航空领域应用广泛, 其创新结构设计是关键技术之一. 航天飞行器的工作条件要求热防护材料与结构同时具备轻质、隔热、抗冲击的特点, 因此热防护材料与结构正在朝着一体化的方向发展. 基于这种发展趋势, 提出了一种轻质多层热防护结构设计方案. 以一体化多层隔热结构在航天器再入过程中的传热为研究对象, 引入大面积隔热结构的一维传热假设, 依照航天器再入大气层的温度条件, 建立了隔热结构一维非稳态传热的物理模型和封闭的控制方程, 使用差分方法求解方程, 进行一维非稳态的传热分析, 并采用商业有限元软件 ABAQUS 的传热分析进行验证. 得到了航天器再入大气过程中多层隔热结构的各层温度分布, 提出了在满足一定的热约束要求的条件下, 以轻质多层热防护结构的总重量为目标函数的优化设计方法, 得到了多层结构的最优几何参数, 并将优化后的结构进行了有限元承载分析.

关键词 热防护, 热传导, 轻质, 点阵, 一体化设计

中图分类号: V414.6 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2011)02-0289-07

引 言

航天器重复使用是降低天地往返运输系统的运输费用和提高操作效率的有效途径, 是未来航天技术发展的必然趋势^[1-2]. 热防护问题是其中的关键问题之一^[3-4]. 在航天器返回大气层的过程中, 由于受到强烈的气动加热, 无论如何优化气动外形, 表面温度都会升得很高^[5-6]. 比如, 飞行器以 $Ma = 8$ 的速度在 27 km 高度飞行时头锥处的温度为 1793°C, 机翼或尾翼前缘温度高达 1455°C^[7]. 为了保证飞行员的安全和机载设备的正常运转, 在飞行器上安装隔热系统是必不可少的.

根据热防护原理的不同, 目前主要的隔热系统分为被动、半被动和主动 3 类^[8]. 主动隔热系统的结构和技术较为复杂, 不便于检查、维护和维修; 而被动隔热方案结构简单、技术可靠、易于实现, 因此被各国广泛采用^[9].

另外, 航天飞行器效益的提高依赖于飞行器结构重量的减少, 因此航天飞行器热防护结构的轻量化具有十分重要的研究价值. 此外, 在低地球轨道上飞行的残片每年递增 5%^[3], 执行空间使命的飞行

器随时都会受到微流星体和空间碎片的高速碰撞, 而其热防护结构又往往处在飞行器的最外层, 所以必须考虑隔热结构的承载和抗撞性能, 以保护飞行器内部免遭侵蚀和损坏^[9]. 因此, 航天飞行器的特殊工作条件和工作要求, 往往要求热防护结构同时具备轻质、隔热、抗撞承载的特点.

传统意义上的航天飞行器承载结构和热防护结构是分开的, 热防护结构是飞行器承载结构外的隔热层, 它的主要功能是将再入气动热量用各种途径加以耗散. 隔热层除了维护自身完整外, 并无其他承载作用. 这种传统的隔热层在设计上具有严重的安全隐患. 美国“哥伦比亚号”航天飞机的失事, 就是由于隔热瓦脱落引起的. 酿成悲剧的根本原因就在于传统的热防护结构隔热和承载相分离的特点, 导致整个结构“外松内紧”. 因此, 由于传统的隔热结构功能单一, 不具备承载能力, 已不适当当今航天器复杂工况的使用要求, 面临淘汰.

隔热、承载结构的一体化设计是当今航天领域结构设计的一大趋势. 将航天飞行器承载的结构设计与热防护的隔热隔热设计结合在一起, 使热防护结构具备很好的隔热性能的同时, 还兼具优异的承

2009-08-11 收到第 1 稿, 2010-08-13 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金资助项目 (10632060, 90816025, 10640150395).

2) E-mail: fangdn@tsinghua.edu.cn

载性能. 这种一体化设计具有明显优势: (1) 新的结构兼有承力、承热双重功能; (2) 充分发挥材料高温强度潜力; (3) 减少各部件由温差引起的热应力; (4) 减轻结构重量; (5) 与内层结构连接牢固, 增加安全性; (6) 可重复使用, 降低成本. 近年来, 美国为了解决空天飞机的承载与防热问题, 开发了具有承载和隔热双重功能的金属面板 TPS 防热结构^[6], 并对金属面板 TPS 防热结构做了一系列的建模计算和重要测试. 解维华等^[10]对金属防热系统典型样件进行了有限元分析, 计算比较了各种主要结构参数对 TPS 性能的影响. 赵剑等^[11]提出了一套高温合金金属热防护系统的设计方案, 从各功能层选材、宏观力学性能和导热性能等效方法、结构热弹性分析模型等技术方面, 开展了高超飞行器高温合金热防护系统的设计与分析. Kumar 等^[12]对褶皱波纹板热防护系统进行研究, 开展了具有承载和防热功能的一体化热防护系统的概率优化设计. Yao 等^[13]制备了镍基超合金蜂窝热防护系统板, 并进行了隔热和承载性能的测试.

本文以多层一体化热防护结构在航天器再入过程中的传热为研究对象, 建立多层一体化热防护结构的一维非稳态导热物理模型和封闭的控制方程. 使用差分方法离散方程, 编程求解, 并进行有限元验证. 最后以总质量最轻为优化目标, 通过计算模拟以求得一体化热防护结构的优化结构尺寸, 并对优化后的结构进行有限元承载分析.

1 设计方案及问题提法

1.1 设计方案

本文中的轻质一体化隔热结构在设计上采用面板盒结构. 由上表面、侧面和下表面用电阻焊焊接而成. 如图 1 所示, 其上表面由 Inconel 617 合金薄板或复合微层板与锥体芯钎焊成的高孔隙率点阵材料^[14]组成. 其下表面由钛合金框架和附在上面的箔片制成, 侧面是波纹边挡板.

轻质一体化多层隔热结构将侧面的金属板做成褶皱状, 以减少热应力和抵抗受压时的弯曲变形. 上表面的高孔隙率点阵桁架结构和侧面板都由镍基超耐热合金 Inconel 617 制成. 这种合金可以承受 $982^{\circ}\text{C}\sim 1038^{\circ}\text{C}$ 的高温, 并且具有优良的抗氧化性、耐腐蚀性和高温强度. 盒内上、下表面之间的隔热层填充两种不同的隔热纤维. 隔热层上部采用的是密度相对较大的 Saffil 氧化铝纤维, 其密度为 0.056 g/cm^3 , 最高工作温度 1300°C , 起隔热和保持热防护结构完

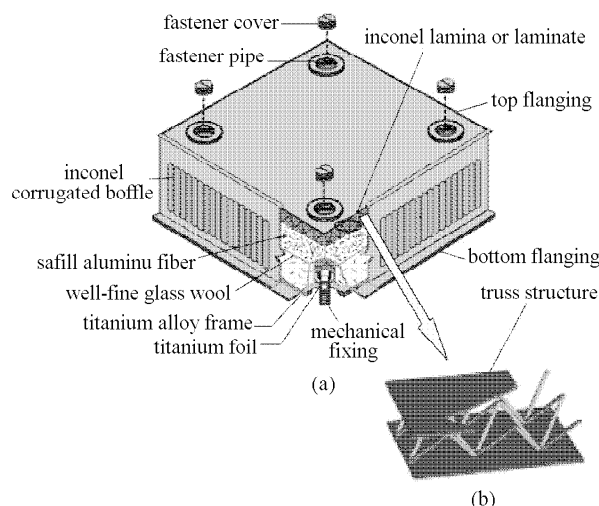


图 1 新型轻质多层隔热结构示意图

Fig.1 The schematic diagram for novel light-weighted multilayer heat protection structure

整性的作用. 热流经过此隔热层后, 温度低于 600°C . 隔热层的下部采用的是密度相对较小的超细玻璃棉, 密度仅为 0.026 g/cm^3 , 最大工作温度 600°C , 经过这一隔热层后, 温度可降至 150°C 以下. 采用超细玻璃棉与 Saffil 氧化铝纤维作为填充隔热材料可以完全抑制其中流体层的自然对流, 从而达到增大热阻、利于隔热的目的.

轻质一体化多层隔热结构的下表面由钛合金框架和附在上面的钛合金 (Ti-6Al-4V) 箔片构成. 与上表面相比, 下表面不用承受过高的温度, 用钛合金可以大大减轻质量.

1.2 科学问题

航天飞机在再入大气层过程中, 其表面温度可达上千度. 在本文设计的一体化热防护材料中, 起隔热作用的主要是 Saffil 氧化铝纤维和超细玻璃棉两层, 需要设计 Saffil 氧化铝纤维和超细玻璃棉这两层的厚度尺寸 (h_1 和 h_2). 由于超细玻璃棉工作条件不能超过 600°C 的限制, 所以要求在整个再入过程中, h_1 和 h_2 的选取要使得 Saffil 氧化铝纤维和超细玻璃棉之间的界面温度始终不超过 600°C . 另外由于航天飞机主要的结构件是铝合金, 其热设计温度为 150°C , 所以还要求 h_1 和 h_2 的选取使得整个再入过程中超细玻璃棉底部界面的温度不超过 110°C . 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, 这就是本文主要要解决的科学问题.

2 模型描述

2.1 物理模型

由于所设计的材料为大面积的热防护材料，其横向尺寸要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。为了设计和分析方便，可以将其简化为一维多层隔热结构模型，如图 2 所示。

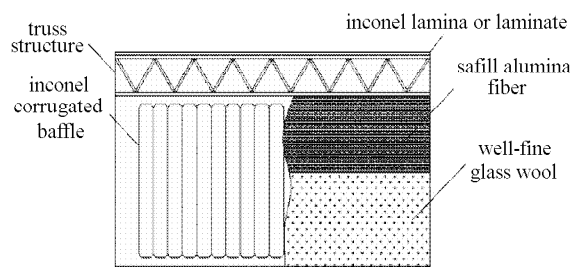


图 2 一维多层隔热结构模型

Fig.2 The model of one dimension multilayer heat protection structure

这个一维多层材料模型中，最外面一层是起承载作用的点阵材料层，在高温情况下由于热辐射占了主导地位，而点阵结构对热辐射具有很小的热阻，对整个传热问题的影响几乎可以忽略，所以在对材料进行传热分析时可以略去这一层。在本文最后使用 ABAQUS 进行热分析有限元验证的时候，加上了点阵材料层，并将结果与略去点阵材料层的计算结果进行对比，也验证了这种简化的可行性。图 3 是本文中隔热结构设计计算的简化模型图，其中省掉

Alumina fiber h_1
Extra-fine glass wool h_2
Strain isolation pad 4 mm
Aluminium alloy structure 6 mm

图 3 一维隔热结构的简化计算模型

Fig.3 The calculation model for one dimension heat protection structure

了隔热层底盖板。整个隔热材料的传热问题被简化为一个一维非稳态四层结构的传热问题。

2.2 控制方程与材料参数

图 4 是文献 [15] 中实验得到的 Saffil 氧化铝纤维的有效热导系数随温度变化的曲线图。

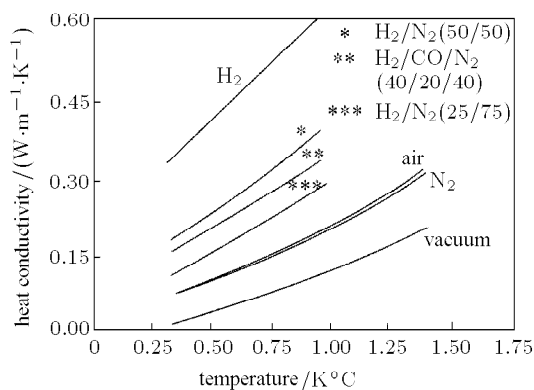


图 4 氧化铝纤维在各种气氛下的有效热导率

Fig.4 The effective heat conductivity of alumina fiber in different atmospheres

由于 Saffil 氧化铝纤维这层主要工作在 500°C 到 1000°C 这一温度区段，并处在空气中，可采用线性拟合的方法，得到有效热导系数为

$$\lambda = at + b \quad (1)$$

式中， t 为温度； $a = 1.6 \times 10^{-4} \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-2}$ ， $b = 0.05 \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ 。经过超细玻璃棉这一层，温度下降到 110°C 以下，应变垫 SIP 和铝合金这两层的温度跨度不大，所以其导热系数均可简化成常数。超细玻璃棉导热系数在本文中也做了简化的处理，取为常数。表 1 是各层材料的相关工程参数。

一维非稳态热传导的方程为

$$\rho c \frac{\partial t}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial t}{\partial x} \right) \quad (2)$$

表 1 各层材料参数

Table 1 The material parameters of the different layers

Material	Density / ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	Specific heat capacity / $\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$	Coefficient of thermal conductivity / $\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$
saffil alumina fiber	56	1.0×10^3	$\lambda = at + b$
extra-fine glass wool	26	1.0×10^3	0.032 56
strain isolation pad	86.5	1.1×10^3	0.03
aluminum alloy structure	2.8×10^3	0.9×10^3	130

式中, ρ 为材料密度; c 为材料比热容; λ 为材料导热系数; t 为材料温度; τ 为时间. 对于 Saffil 氧化铝纤维, 由于其有效导热系数与温度相关, 将式 (1) 代入式 (2) 得到 Saffil 氧化铝纤维层的控制方程

$$\rho c \frac{\partial t}{\partial \tau} = a \left(\frac{\partial t}{\partial x} \right)^2 + (at + b) \frac{\partial^2 t}{\partial x^2} \quad (3)$$

对于其他三层材料, 控制方程为

$$\rho c \frac{\partial t}{\partial \tau} = \lambda \frac{\partial^2 t}{\partial x^2} \quad (4)$$

使用显式差分的计算方法, 时间方向取向前差分, 空间方向的一阶导数取向后差分, 空间方向的二阶导数取中心差分. 为保证差分格式的稳定性, 时间步长 0.01 s, 空间步长 0.001 m, 对 Saffil 氧化铝纤维导热方程式 (3) 进行离散得到

$$\rho c \frac{t_i^{n+1} - t_i^n}{\Delta \tau} = a \left(\frac{t_i^n - t_{i-1}^n}{\Delta x} \right)^2 + (at_i^n + b) \frac{t_{i+1}^n - 2t_i^n + t_{i-1}^n}{\Delta x^2} \quad (5)$$

对其他三层, 时间方向取向前差分, 空间方向二阶导数取中心差分, 对式 (4) 进行离散得到:

$$\rho c \frac{t_i^{n+1} - t_i^n}{\Delta \tau} = \lambda \frac{t_{i+1}^n - 2t_i^n + t_{i-1}^n}{\Delta x^2} \quad (6)$$

在不同层之间引入了一个接触热阻 $k = \frac{1}{A} = 0.02 \text{ K} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{W}^{-1}$, 用能量平衡法建立上下两层边界单元的能量交换. 对于超细玻璃棉和应变垫 SIP 的界面, SIP 和铝合金的界面有

$$-\lambda \frac{t_N^n - t_{N-1}^n}{\Delta x} - A(t_N^n - t_{11}^n) = \rho c \frac{\Delta x}{2} \frac{t_N^{n+1} - t_N^n}{\Delta \tau} \quad (7)$$

$$\lambda \frac{t_2^n - t_1^n}{\Delta x} + A(t_{uN}^n - t_1^n) = \rho c \frac{\Delta x}{2} \frac{t_1^{n+1} - t_1^n}{\Delta \tau} \quad (8)$$

对于 Saffil 氧化铝纤维和超细玻璃棉之间的界面有

$$-(at_N^n + b) \frac{t_N^n - t_{N-1}^n}{\Delta x} - A(t_N^n - t_{11}^n) = \rho c \frac{\Delta x}{2} \frac{t_N^{n+1} - t_N^n}{\Delta \tau} \quad (9)$$

$$\lambda \frac{t_2^n - t_1^n}{\Delta x} + A(t_{uN}^n - t_1^n) = \rho c \frac{\Delta x}{2} \frac{t_1^{n+1} - t_1^n}{\Delta \tau} \quad (10)$$

其中, t 的上标代表时间步, 下标代表离散点.

2.3 边界条件和初始条件

在航天器返回大气层的过程中, 防热结构外表面受到气动加热. 图 5 是文献 [16] 中得到的航天飞

机重返大气层时外表面的温度变化情况, 以此作为计算时四层结构外表面的温度边界条件.

对于机翼上的防热结构来说, 由于机翼上下表面都覆盖有防热材料, 从机翼的铝合金结构的中间剖开, 上下两部分所处的热环境是对称的, 所以在上述的简化计算模型中铝合金底部表面可以认为是绝热边界条件. 本文在设计中主要针对机翼上的使用条件, 对四层结构的内表面, 采用绝热边界条件. 四层结构在再入过程开始时的初始温度场都取为 0°C .

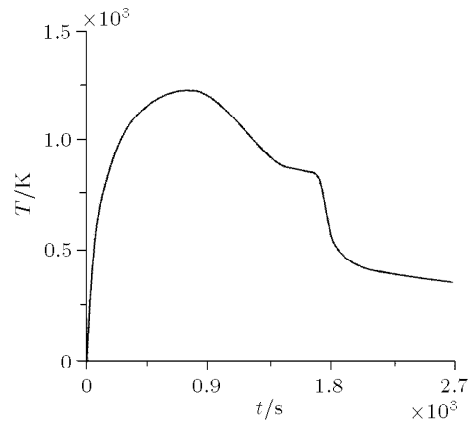


图 5 美国航天飞机再入过程外表面温度变化

Fig.5 The surface temperature variations of American space shuttle when reentry

3 数值结果及优化设计

3.1 优化目标和约束条件

h_1 和 h_2 优化的约束条件

$$t_{1 \max}(h_1, h_2) \leq 600^\circ\text{C} \quad (11)$$

$$t_{2 \max}(h_1, h_2) \leq 110^\circ\text{C} \quad (12)$$

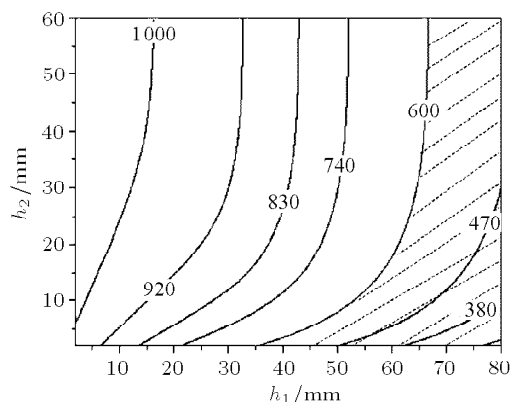
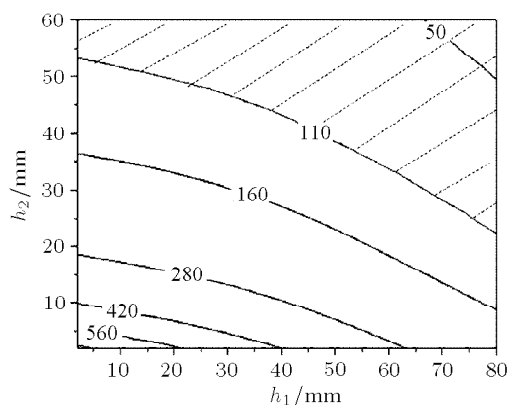
其中 $t_{1 \max}(h_1, h_2)$ 为再入过程中 Saffil 氧化铝纤维和超细玻璃棉之间的界面上出现的最高温度, $t_{2 \max}(h_1, h_2)$ 为再入过程中超细玻璃棉的底部界面出现的最高温度. h_1 和 h_2 优化的目标函数为

$$m = \rho_1 h_1 + \rho_2 h_2 \quad (13)$$

式中, ρ_1 为 Saffil 氧化铝纤维的密度, ρ_2 为超细玻璃棉的密度. 优化的目标就是使得两层材料单位面积的总质量 m 最小.

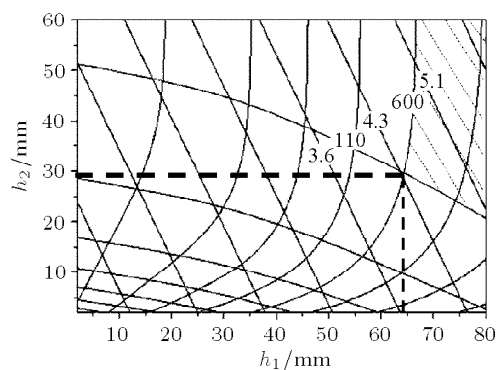
3.2 优化设计

图 6 和图 7 分别给出了 $t_{1 \max}(h_1, h_2)$ 和 $t_{2 \max}(h_1, h_2)$ 曲面图的等高线投影图. 虚线阴影区

图 6 $t_{1\max}(h_1, h_2)$ 曲面图的等高线投影图Fig.6 The contour map of $t_{1\max}(h_1, h_2)$ 图 7 $t_{2\max}(h_1, h_2)$ 曲面图的等高线投影图Fig.7 The contour map of $t_{2\max}(h_1, h_2)$

域表示的就是满足温度约束条件的 h_1 和 h_2 组合的安全区域。

将两张等高线投影图叠放在一起，并在安全区域叠放上单位面积质量 m 的等高线（见图 8），可得 $h_1 = 64\text{mm}$ 和 $h_2 = 29\text{mm}$ 的组合即为安全区域

图 8 h_1 和 h_2 的最优设计尺寸Fig.8 The optimum size of h_1 and h_2

内使两层材料单位面积总质量 m 最轻的最优设计尺寸。

3.3 最优设计的有限元验证和数值结果

图 9 和图 10 分别给出了在最优尺寸 $h_1 = 64\text{mm}$ 和 $h_2 = 29\text{mm}$ 下，在整个 1800s 的再入过程中，两个界面上的温度变化历程，并与 ABAQUS 的有限元结果进行了验证。

图 11 给出了在最优尺寸下，各层材料在再入过程中不同时间下的全场温度分布。

为了对结构进行承载分析，根据优化后的结构尺寸建立了轻质承载热防护结构的三维有限元模型，模型包含金属连接套筒中，其中，连接套筒外径为 15 mm，内径为 12.5 mm，见图 12。作为承载单元的三棱锥点阵夹层板几何尺寸见表 2。根据文献 [11] 选

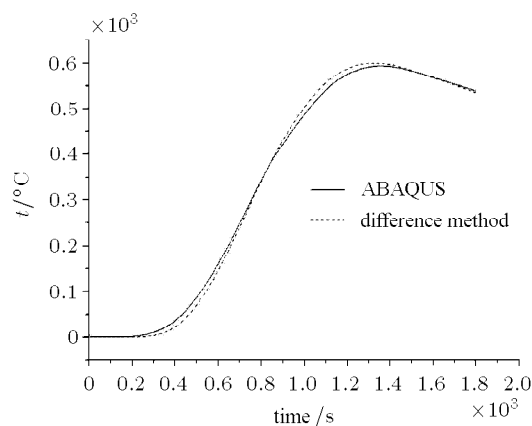


图 9 氧化铝纤维和超细玻璃棉之间界面上的温度历程

Fig.9 The temperature variation on the interface between alumina fiber and extra-fine glass wool

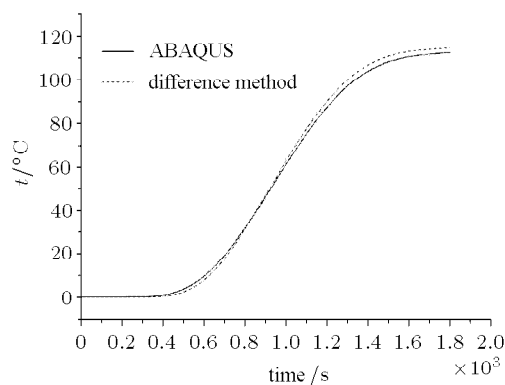


图 10 超细玻璃棉底部界面上的温度历程

Fig.10 The temperature variation on the bottom surface of extra-fine glass wool

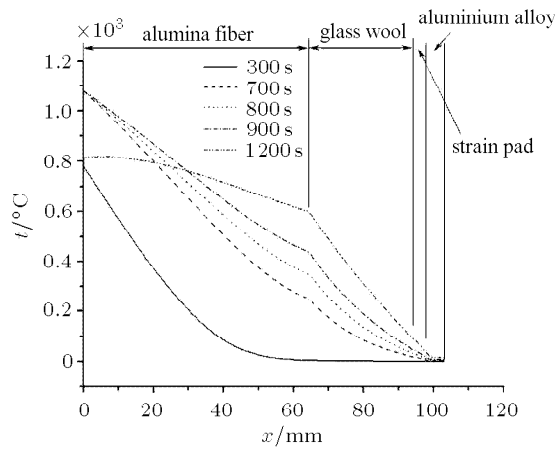


图 11 不同时间各层材料的温度分布

Fig.11 The temperature distributions at different times

择 15 kPa 作为 MTPS 的外部载荷, 底部固文, 外表

面施加 15 kPa 的均布压力. 计算结果表明面外方向最大位移为 0.289 mm, 在板的中心位置. 结构的最大应力为 2.01 MPa, 在材料的许用范围内, 出现在上下面板和连接套筒的连接区域.

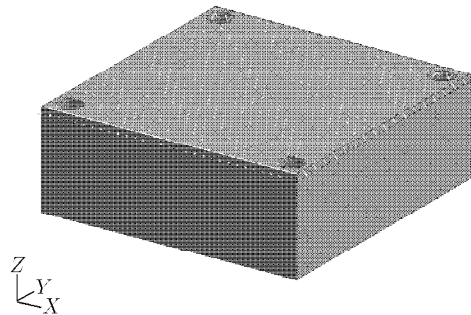


图 12 结构分析有限元模型

Fig.12 Finite element model for structure analysis

表 2 点阵夹层板几何尺寸

Table 2 Geometries of lattice sandwich plate

Panel length/ mm	Panel width/ mm	Top face sheet thickness /mm	Bottom face sheet thickness/mm	Core height/ mm	Core relative density
300	300	0.1	0.076	8.2	0.004

4 结 论

本文以航天器隔热结构为背景, 提出了轻质一体化热防护结构的一种设计方案. 通过模拟航天飞行器重返大气过程中热防护材料所经历的热载环境, 进行合理的简化, 建立了隔热材料的一维非稳态传热模型. 对材料的温度分布进行了非稳态编程计算, 建立了一体化多层热防护材料设计的优化方法. 该优化方法的建立为多层隔热材料的优化设计提供了有效的工具.

参 考 文 献

1 才漫瑞, 赵颖, 曹志杰. 美国航天运输体系的建立及其运载技术的最新进展. 导弹与航天运载技术, 2002, 1: 52-59. (Cai Manrui, Zhao Ying, Cao Zhijie. U.S.space transportation architecture and the latest progress in launch vehicle technology. *Missiles and Space Vehicles*, 2002, 1: 52-59 (in Chinese))

2 Freeman J, Delma C, Theodor A, et al. Reusable launch vehicle technology program. *Acta Astronautica*, 1997, 41(8): 777-790

3 Giegerich Marc J. Thermal protection system for all-weather reusable launch vehicles. *NASA Conference Publication*, 1993. 25-26

4 夏德顺. 重复运载器金属热防护系统的述评. 导弹与航天运载技术, 2002, 256(2): 21-26 (Xia Deshun. Review of metallic

thermal protection system for the reusable launch vehicle. *Missiles and Space Vehicles*, 2002, 256(2): 21-26(in Chinese))

5 David Olynick. Trajectory-based thermal protection system sizing for X-33 winged vehicle concept. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(3): 249-257

6 Strauss B, Hulewicz J. X-33 advanced metallic thermal protection system. *Advanced Materials & Processes*, 1997, 151(2): 55-56

7 邱惠中. 美国空天飞机用先进材料最新进展. 宇航材料工艺, 1994, 24(3): 5-9 (Qiu Huizhong. Latest material developments for american national aerospace plane. *Aerospace Materials & Technology*, 1994, 24(3): 5-9 (in Chinese))

8 史丽萍, 赫晓东. 可重复使用航天器的热防护系统概述. 航空制造技术, 2004, 7: 80-82 (Shi Liping, He Xiaodong. Summarization of thermal protection system for reusable launch vehicle. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2004, 7: 80-82 (in Chinese))

9 关春龙, 李珪, 赫晓东. 可重复使用热防护系统隔热结构及材料的研究现状. 宇航材料工艺, 2003, 6: 7-11 (Guan Chunlong, Li Yao, He Xiaodong. Research status of structures and materials for reusable TPS. *Aerospace Materials & Technology*, 2003, 6: 7-11 (in Chinese))

10 解维华, 张博明, 杜善义. 金属热防护系统设计的有限元分析. 航空学报, 2006, 27(2): 897-902 (Xie Weihua, Zhang Boming, Du Shanyi. Finite element analysis of metallic thermal protection systems design. *Acta Astronautica Et Astronautica Sinica*, 2006, 27(2): 897-902 (in Chinese))

11 赵剑, 谢宗蕪, 张磊. 高温合金热防护系统设计与分析. 宇航学报,

- 2008, 29(2): 1677-1683 (Zhao Jian, Xie Zonghong, Zhang Lei. Design and analysis of super alloy metallic thermal protection system. *Journal of astronautics*, 2008, 29(2): 1677-1683 (in Chinese))
- 12 Sunil Kumar, Diane Villanueva, Bhavani V. Sankar and Raphael T. Haftka. Probabilistic optimization of integrated thermal protection system. In: 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Victoria, British Columbia, Sep. 10-12, 2008
- 13 Yao Caogen, Lü Hongjun, Jia Zhonghua, et al. A study on metallic thermal protection system panel for reusable launch vehicle. *Acta Astronautica*, 2008, 63(1-4): 280-284
- 14 范华林, 杨卫. 轻质高强点阵材料及其力学性能研究进展. *力学进展*, 2007, 37(1): 99-112 (Fan Hualin, Yang Wei. Development of lattice materials with high specific stiffness and strength. *Advances in Mechanics*, 2007, 2, 37(1): 99-112 (in Chinese))
- 15 姚元媛. 氧化铝纤维的制造与性能及其在高温炉上的应用. *工业加热*, 1999, 5: 42-47 (Yao Yuanyuan. Production and performances of alumina fibre and its application in high temperature furnaces. *Industrial Heating*, 1999, 5: 42-47 (in Chinese))
- 16 钱炜祺, 蔡金狮. 再入航天飞机表面热流密度辨识. *宇航学报*, 2000, 21(4): 1-6 (Qian Weiqi, Cai Jinshi. Surface heat flux identification of reentry space shuttle. *Journal of Astronautics*, 2000, 10, 21(4): 1-6 (in Chinese))

(责任编辑: 何漫丽)

INTEGRATED OPTIMIZATION DESIGN OF LIGHT-WEIGHT MULTILAYER THERMAL PROTECTION STRUCTURES¹⁾

Chen Liming* Dai Zheng* Gu Yu[†] Fang Daining*,^{†,2)}

^{*}(Department of Engineering Mechanics, School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

[†](LTCS and College of Engineering, Peking University, Beijing 100871, China)

Abstract The large-area thermal protection structure is widely used in aerial and aerospace fields, in which creative structural design is one of the key technologies. The work conditions of the aerospace structures demand the thermal protection materials and structures should have combined features of light-weight, high thermal resistance and anti-collision stiffness. Thus the thermal protection materials and structures are in the trend of integration. Based on this trend, this paper brings forward a design of the light-weight integrated multilayer thermal protection structures. The heat transfer of integrated multilayer thermal protection structures during the re-entry process of space shuttle is investigated. Based on the assumption of one dimension heat transfer of the large-area thermal protection structures and the temperature conditions of the re-entry process for space shuttle, one-dimension transient heat transfer model and closed equations are established. A numerical difference method is used to solve the equations, and finite element analysis using the commercial software ABAQUS is carried out to identify the validity of the difference method. The temperature distribution of multilayer thermal protection structures is obtained. The integrated optimization design method of light-weight multilayer thermal protection structures is presented aiming at the lightest weight of the structures under given certain thermal constrains. The optimal geometry parameters of the multilayer structures are obtained.

Key words thermal protection, heat transfer, light-weight, lattice, integrated design

Received 11 August 2009, revised 13 August 2010.

1) The project supported by National Natural Science Foundation of China(10632060, 90816025, 10640150395)

2) E-mail: fangdn@tsinghua.edu.cn