

文章编号:1000-6893(2009)04-0672-06

金属蜂窝夹芯板瞬态热性能的计算与试验分析

梁伟¹, 张立春¹, 吴大方¹, 王战², 麦汉超¹

(1. 北京航空航天大学 飞行器设计与力学系, 北京 100191)

(2. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

Computation and Analysis of Transient Thermal Performance of Metal Honeycomb Sandwich Panels

Liang Wei¹, Zhang Lichun¹, Wu Dafang¹, Wang Zhan², Mai Hanchao¹

(1. Department of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

(2. Beijing Institute of Electromechanical Construction, Beijing 100074, China)

摘要:掌握热防护系统(TPS)中热结构超合金蜂窝面板在热环境下的传热隔热特性,是飞行器防热结构设计的先决条件。从镍基高温变形合金蜂窝板隔热试验出发,结合蜂窝板的试验和实际使用环境下的对流换热理论分析,建立了考虑夹芯的辐射、传导和对流传热形式的蜂窝面板的瞬态传热数值计算模型,得出镍基合金蜂窝板在高温下的防热特性。通过与试验结果进行对比,分析了试验误差和不同环境间的修正。讨论了部分蜂窝板设计参数对隔热效果的影响,得到了不同材料常数和蜂窝芯壁厚对隔热效果的影响规律。

关键词:蜂窝板;热效应;瞬态;有限元方法;金属热防护结构

中图分类号: V414.6 **文献标识码:** A

Abstract: Knowledge of the thermal performance of Ni-based honeycomb sandwich panels in a thermal protection structure (TPS) is a prerequisite for the design of metal thermal protection structures(MTPS). In this article, transient heat analysis of honeycomb sandwich panels is conducted starting from a simulation aerodynamic heating experiment on Ni-based superalloy sandwich panels of GH3039. Based on the theoretical analysis of convection heat transfer of the boundary conditions to the plate faces, simulation of the panel transient heat transfer is obtained. Impacts of the thermal field on metal honeycomb sandwich panels for different environments of underside faces are calculated. Then errors and corrections between the results of the panel in experiment and the panel in a multilayer structure are analyzed. Finally the effect of parameters in the sandwich panel design on the transient thermal performance of the panel is discussed and the influences of material properties and thickness of core-wall on transient thermal performance are demonstrated.

Key words: honeycomb sandwich panels; heat performance; transient; finite element method; metal thermal protection structure(MTPS)

飞行器在超声速和高超声速飞行过程中,由于气动载荷的影响,飞行器表面出现很大的温升^[1]。经过几十年的研究,金属热防护系统(MTPS)有很大的发展,MTPS一般由包含外部高温合金板的多层隔热结构组成。国内外对于MTPS多层隔热结构的传热性能已经有大量的研究^[2-3]。M. Arulanantham^[4]和K. Darybeigi^[5]等研究了热防护系统(TPS)传导-辐射复合传热;白丹等^[6]通过构建多层隔热结构的瞬时耦合辐射和传

导热传递的数值模型,计算了多层隔热结构中瞬时耦合辐射和传导的热传递;马忠辉等^[7]分析了多层隔热结构导热与辐射的复合换热问题,用二热流近似方法分析了纤维席内辐射热流;解维华等^[8]建立了蜂窝夹芯板和纤维隔热毡的热导率的数值模型,对有效传热进行了分析。不过,由于热结构分析的复杂性,关于防热结构瞬态热响应的模拟计算,以及模拟计算与有效试验数据对比分析的研究还不多。虽然计算数据易于实现,但计算模型的有效性往往影响计算结果的可信度;试验数据具有一定的可信度,但其误差和概念标准还有待分析。本文通过镍基高温合金蜂窝夹层板在高温下的瞬态模拟热试验以及有限元计算分析,得到了蜂窝夹层板在

收稿日期:2008-01-23; 修订日期:2008-04-21

基金项目:国家自然科学基金(90716002);北京航空航天大学“蓝天科研新星”计划

通讯作者:梁伟 E-mail: liangwei@buaa.edu.cn

高温下瞬态热性能的部分结果。

1 高温环境下蜂窝板瞬态热试验

试件采用镍基高温合金蜂窝板,如图 1 所示。材料型号为 GH3039。尺寸:蜂窝板大小 200 mm×200 mm,前后面板厚 0.2 mm,蜂窝芯壁厚 0.076 mm,蜂窝芯高度 6.7 mm,蜂窝芯格外接圆直径 5.6 mm。

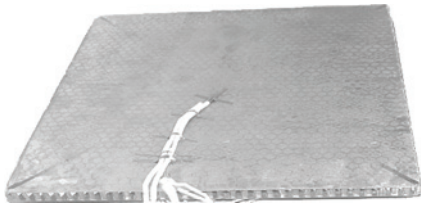


图 1 镍基蜂窝板试件

Fig. 1 Honeycomb sandwich panel specimen of Ni-based superalloy

通过试验系统模拟高温下航天器热防护系统的受热环境^[9],测试金属蜂窝板在高温下的隔热性能。固定于试验架上的一组石英管发射强热流,使蜂窝板单面受热(模拟 MTPS 蜂窝板的前表面受到气动加热作用),试验时蜂窝板法线方向为水平方向。在试件表面通过热电偶(见图 1)和热流传感器(见图 2)测试前、后面板温度和加到前面板的热流。蜂窝板的侧面采用隔热层以减小热损失,蜂窝板的前、后面板处于空气中。试验中,通过温度反馈控制,对前面板按典型的时间-温度曲线进行加热,测量后面板温度。

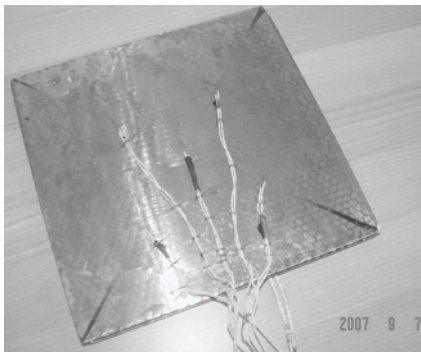


图 2 蜂窝板表面的热流传感器

Fig. 2 Sensors on rear face of honeycomb sandwich panel

2 隔热性能的有限元计算

2.1 有限元模型

考虑蜂窝芯的传导、对流和辐射效应,设表面结构受热是均匀的,有限元计算时,只需取如图 3 所示的计算胞元进行分析。用有限元软件 MSC.

Nastran 建立模型(见图 3)。

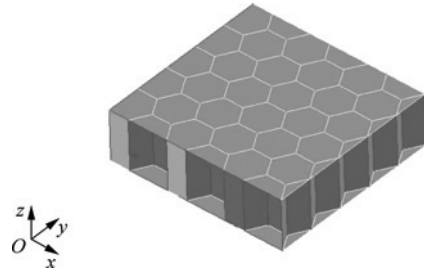


图 3 蜂窝板模型

Fig. 3 Calculation model of honeycomb sandwich panel

模型采用壳单元,蜂窝芯格的几何尺寸与试验件的实际大小一致。由文献[10]查得镍基合金材料 GH3039 的各项参数如表 1 所示。

表 1 GH3039 材料参数

Table 1 GH3039 material parameters

参 数	数 值				
温度/℃	100	200	300	400	500
热导率/ (W·(m·℃) ⁻¹)	13.8	15.5	17.2	18.8	20.5
比热容/ (J·(kg·℃) ⁻¹)	544	574	636	645	762
密度/(kg·m ⁻³)	8 300				

由于受到较强的气动加热,蜂窝面板表面与大气空间可形成强烈的对流换热,计算采用对流边界试验关联式

$$Nu = C(G_r P_r)^n \quad (1)$$

$$h = Nu \lambda / H \quad (2)$$

式中: $G_r = g\beta\Delta t L^3 / \nu^3$ 称为格拉晓夫准则, β 为体胀系数(1/℃), $\Delta t = t_w - t_\infty$, t_w 为壁面温度, t_∞ 为远离壁面的温度(即大气温度,这里取 20℃), L 为换热面的特性尺度,这里是面板的宽; C 和 n 为由试验确定的两个常数,据文献[10]取 $C=0.59$, $n=1/4$; h 为对流系数(W/(m²·℃)); H 为蜂窝板的厚度; λ , P_r , Nu 和 ν 分别为热导率(w/(m²·℃))、普朗特数、努谢尔数和运动黏度(m²/s),它们均是大气物性参数,根据特性温度的不同而变化,可从文献[10]查得。

根据牛顿冷却公式,对流换热的热流量密度(W/m²)为

$$q = h(t_w - t_\infty) \quad (3)$$

蜂窝芯格内部的传热主要是传导和辐射耦合的换热过程,其方程可表示为

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + \nabla \cdot (q^r) + Q \quad (4)$$

式中: ∇ 为微分算子; ρ 为材料密度; c 为比热容; k

为热传导系数; T 为温度; t 为时间; $q^r = \sigma V_{fa} \epsilon_c T_c^4$ 为辐射热流量, σ 为 Stefan-Boltzmann 常数, 通常取 $5.668 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{C}^4)$, V_{fa} 为表面与空间的辐射视因子, 通常取 1.0 , ϵ_c 为单元放射系数, T_c 为单元温度; Q 为内热源, 在这里无内热源, $Q=0$ 。

蜂窝板表面和外部空间的辐射换热边界条件满足

$$q = \sigma V_{fa} (\epsilon_c T_c^4 - \alpha_c T_{amb}^4) \quad (5)$$

式中: T_{amb} 为空间环境温度, 这里取 20 C ; α_c 为单元吸收系数。

2.2 稳态计算结果

模拟蜂窝板试验状态的条件, 给前面板施加一定的温度进行计算。在 $t=300 \text{ s}$ 以后, 后面板的温度趋于稳定。计算的对流边界条件是根据式(1)和式(2)与试验实际环境相结合给出的, 后面板所加对流系数是一个待定系数, 这里首先通过计算 150 C 和 200 C 的稳态情况, 确定这个系数, 作为其他稳态情况和瞬态情况计算的基础。计算分析表明这个系数为 $15 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{C})$ 。

计算了蜂窝板前面板加热到 $200, 300, 400, 500 \text{ C}$ 情况下蜂窝板的隔热效果。部分计算结果见图 4, 从图 4 中可以看出, 沿着板厚度方向有均

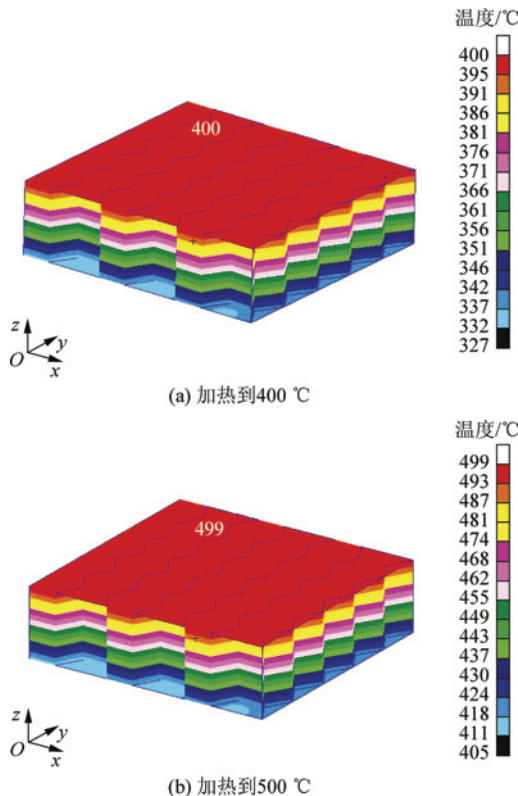


图 4 蜂窝板隔热的计算结果
Fig. 4 Calculation results of heat shield for honeycomb sandwich panel

匀的温度梯度。非受热面较受热面的温度有明显的降低, 平均温差分别达到 $51, 54, 70, 91 \text{ C}$, 证明这种镍基高温金属蜂窝隔热结构具有良好的隔热性能, 而且随着环境温度的提高, 蜂窝板的隔热能力呈现逐渐增强的趋势。

3 计算与试验结果及其分析

3.1 试验结果

分别测试蜂窝板在 $150, 200, 300, 400, 500 \text{ C}$ 下的隔热性能, 图 5 为部分试验结果。

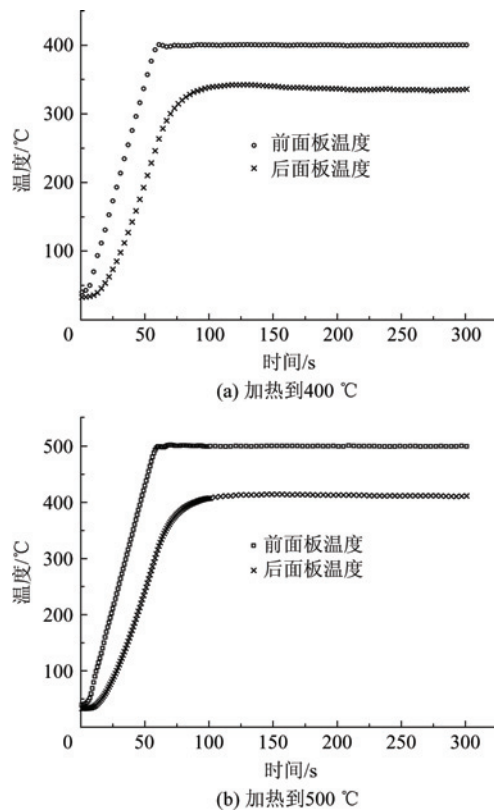


图 5 加热时蜂窝板前后面板温度随时间变化的测试值
Fig. 5 Test value of temperature on specimen faces vs time

3.2 考虑对流换热的计算结果

图 6 是前面板加热到 $200, 300, 400, 500 \text{ C}$ 情况下, 试验和有限元计算得到的后面板温度随时间变化曲线。图 6 中给出了对照试验条件, 计算得到的后面板温度的结果, 可以看出, 在加热到 300 C 和 400 C 的情况下计算值与试验值吻合很好, 500 C 时出现了少许误差, 证明了计算时将后面板与大气的对流换热作为主要的传热方式来计算, 符合试验条件的实际情况, 说明了计算的有效性。

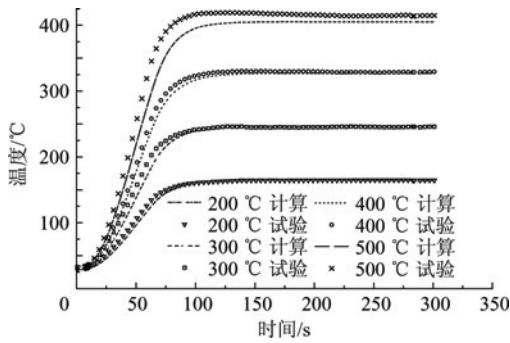
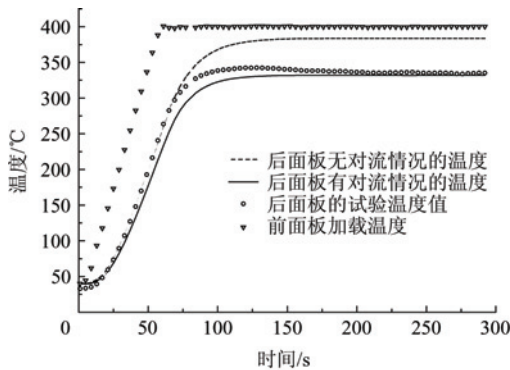


图 6 计算结果与试验结果对比

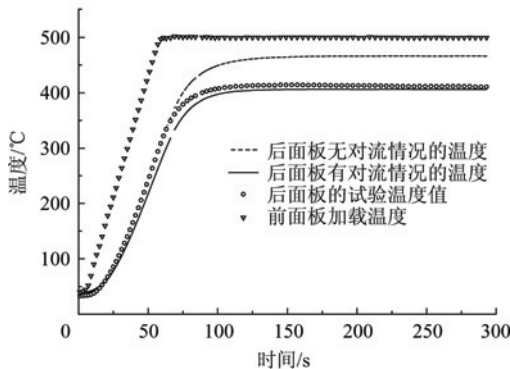
Fig. 6 Comparison of calculation results and experimental results

3.3 不考虑对流换热的结果对比

在实际使用中,一般蜂窝板的后面板与非灰纤维隔热层相连接。通常认为非灰纤维隔热层中没有对流换热,因此后面板的导热边界条件主要是辐射导热,这与试验条件不同。这里计算了后面板所处环境没有对流的情况,结果如图 7 所示。其中,加热到 400 °C 时,后面板无对流、有对流计算结果和试验结果的前 60 s 温度-时间斜率分别为 3.27, 2.82, 3.06 °C/s; 无对流情况后面板温度在 150 s 左右达到稳定值 383 °C, 有对流情况在



(a) 加热到 400 °C



(b) 加热到 500 °C

图 7 不同对流边界情况下计算值与试验值对比

Fig. 7 Comparison of results for different boundary conditions of heat convection

136 s 左右温度达到稳定值 331 °C, 试验结果是在 140 s 左右达到稳定值 340 °C。加热到 500 °C 时, 后面板无对流计算结果、有对流计算结果和试验结果的前 60 s 温度-时间斜率分别为 2.74, 2.42, 2.83 °C/s; 无对流情况后面板温度在 179 s 左右达到稳定值 466 °C, 有对流情况在 150 s 左右温度达到稳定值 406 °C, 试验结果是在 130 s 左右达到稳定值 413 °C。由计算结果可见, 由于蜂窝板后面板的边界条件不同, 蜂窝板热响应的理论结果与试验结果有着很明显的差别。尽管在试验条件下, 稳态后蜂窝板可以在一定热流条件下与前面板温度有接近 100 °C 的隔热效果, 但在实际使用条件下更接近无对流边界的计算结果, 其导热速率和稳态温差都会与试验结果有明显差别。

本次试验因设备原因暂无 600 °C 以上的试验结果。这里给出了加热到 600 °C 时的计算结果, 如图 8 所示。图中可以看到这种情况前面板加载温度、后面板无对流计算结果和有对流计算结果的前 60 s 温度-时间斜率分别为 5.60, 3.37, 2.97 °C/s; 无对流情况, 后面板温度在 225 s 左右达到稳定值 560 °C; 有对流情况, 在 150 s 左右温度达到稳定值 512 °C。

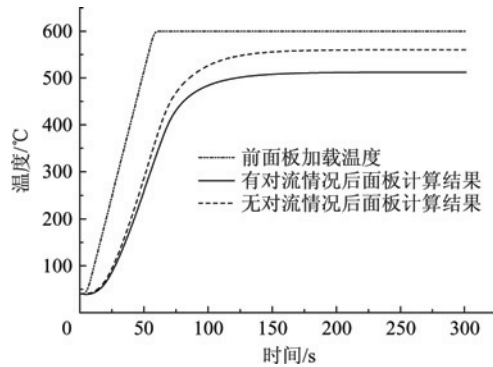


图 8 蜂窝板加热到 600 °C 时的计算值

Fig. 8 Calculation results of heat response for condition of 600 °C

3.4 温度梯度

图 9 是前面板加热到 400 °C 和 500 °C 时, 后面板 5 个测试点的温度梯度对时间的响应, 其中互相对称的两组点节点 165 和节点 385 及节点 4763 和节点 4543 的梯度变化一致, 故在图中显示的梯度曲线重叠在一起, 节点 2460 是后面板中间的一点。从图 9 中可以看出, 当加热到 60 s 左右温度梯度达到最高值, 此时蜂窝板受到的热冲击最大; 140 s 左右温度梯度趋于稳定值。

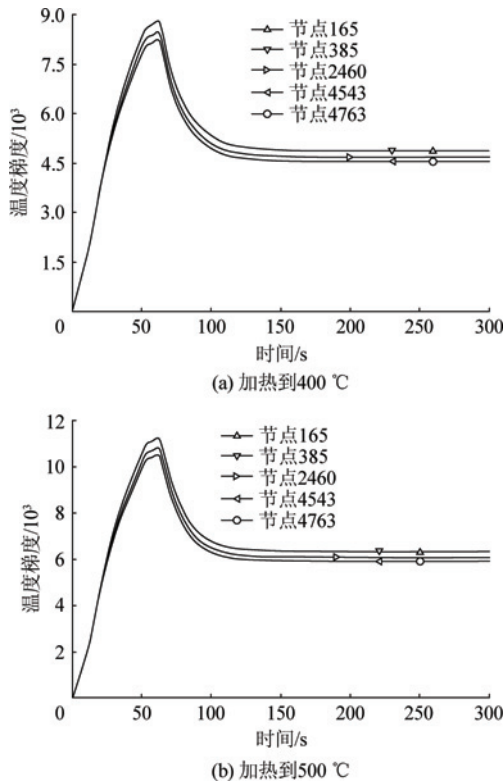


图9 模拟气动加热过程的温度梯度响应

Fig. 9 Transient temperature gradient on honeycomb sandwich panel under aerodynamic simulation

3.5 影响参数分析

对两个参数进行了分析,其他参数的影响通过大量计算可以得到。用 Patran/Nastran 有限元软件分别对不同蜂窝芯壁厚和不同材料属性的蜂窝板模型进行计算,对蜂窝芯厚度参数和镍基高温合金材料参数进行了分析。图 10(材料为 GH3039)表明,蜂窝芯格越厚,隔热性能越差,根据目前的镍基高温合金材料的加工水平,试验中采用的蜂窝芯壁厚 $d=0.076$ mm,这是使得蜂窝板达到较好隔热效果的厚度参数。

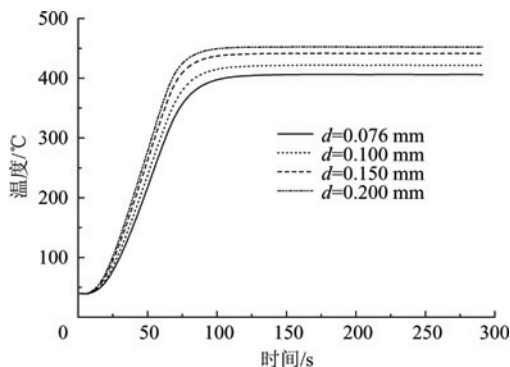


图10 不同蜂窝芯壁厚的结果对比

Fig. 10 Comparison of results for different thickness of the wall of the core

图 11 是采用 3 种不同属性的材料对蜂窝板的隔热性能进行仿真计算得到的结果,结果表明 GH3030 与 GH3039 的隔热效果差别不大,而 GH3044 由于相同温度下热导率较低,故隔热性能较 GH3030 和 GH3039(详细参数参见文献 [11])有所提高。隔热特性等参数的分析为进一步结合成本、工艺等因素进行优化设计提供了参考。

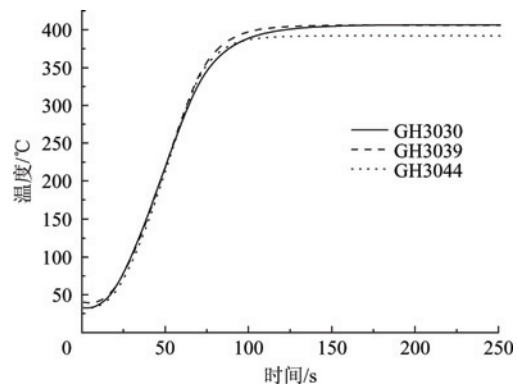


图 11 不同材料属性的计算结果对比

Fig. 11 Results of transient temperature for different alloys

4 结论

建立了镍基合金蜂窝板在高温瞬态加热下的有限元传热模型,对考虑辐射、传导和对流 3 种传热形式的蜂窝板热响应进行了计算。结合试验结果,通过分析蜂窝板的前、后面板边界情况及对流换热的影响,得到了在气动加热环境下蜂窝板瞬态热响应特征,计算结果与试验结果吻合得较好。同时分析了计算中不同热边界条件的结果,解释了由于试验条件与热防护系统实际使用情况的不同而造成的误差影响,并进行了蜂窝板部分设计参数对隔热效果的影响分析。但本文只是对蜂窝板在一种特定条件下的试验和计算,对于整个防热结构的其他参数优化还需要进一步的试验和计算工作。

参考文献

- [1] 周伟江,姜贵庆. 高超声速流中局部构件上质量引射的热防护特性研究[J]. 航空学报, 1999, 20(3): 193-194.
Zhou Weijiang, Jiang Guiqing. Study of heating protection features by mass injection over the local structure in a hypersonic flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(3): 193-194. (in Chinese)
- [2] 李松年. 航天结构热力学的任务和应用[J]. 力学进展, 1994, 24(1): 1-19.

- Li Songnian. Thermomechanics of aerospace structures—tasks and applications [J]. *Advances in Mechanics*, 1994, 24(1): 1-19. (in Chinese)
- [3] 杨炳渊, 史晓明, 梁强. 高超声速有翼导弹多场耦合动力学的研究和进展[C]//中国宇航学会结构强度与环境工程专业委员会年会论文集. 2007: 83-95.
Yang Bingyuan, Shi Xiaoming, Liang Qiang. Advance in coupling dynamics of hypersonic winged missiles [C] // Conference of Chinese Technic Committee of Aerospace Structure & Environment. 2007: 83-95. (in Chinese)
- [4] Arulanantham M, Kaushika N D. Coupled radiative and conductive thermal transfer across transparent honeycomb insulation materials [J]. *Applied Thermal Engineering*, 1996, 16(3): 209-217.
- [5] Daryabeigi K. Thermal analysis and design of multilayer insulation for re-entry aerodynamic heating [R]. AIAA-2001-2834, 2001.
- [6] 白丹, 范绪箕. 航天器金属热防护结构非灰体隔热层传热计算[J]. *南京航空航天大学学报*, 2005, 37(4): 403-407.
Bai Dan, Fan Xuji. Numerical simulation of coupled heat transfer in thermal insulation with non-gray media for metallic thermal protection systems [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, 37(4): 403-407. (in Chinese).
- [7] 马忠辉, 孙秦, 王小军, 等. 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): 14-17.
Ma Zhonghui, Sun Qin, Wang Xiaojun, et al. Numerical model study of TPS multilayer insulation [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2003(6): 14-17. (in Chinese).
- [8] 解维华, 张博明, 杜善义. 重复使用飞行器金属热防护系统的有限元分析与设计[J]. *航空学报*, 2006, 27(4): 651-656.
Xie Weihua, Zhang Boming, Du Shanyi. Analysis and design of metallic thermal protection systems for reusable launch vehicle [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(4): 651-656. (in Chinese)
- [9] 吴大方, 房元鹏, 张敏. 高速飞行器瞬态气动热试验模拟系统[J]. *航空计测技术*, 2003, 23(1): 9-14.
Wu Dafang, Fang Yuanpeng, Zhang Min. Experimental simulation system of transient aerodynamic heating for high-speed flight vehicle [J]. *Aviation Metrology & Measurement Technology*, 2003, 23(1): 9-14. (in Chinese)
- [10] 姚仲鹏, 王瑞君. 传热学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2003.
Yao Zhongpeng, Wang Ruijun. Heat transfer [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2003. (in Chinese)
- [11] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 2版. 北京: 中国标准出版社, 2002.
Editorial Committee of China Aeronautical Materials Handbook. China aeronautical materials handbook [M]. 2nd ed. Beijing: Standards Press of China, 2002. (in Chinese)

作者简介:

梁伟(1969—) 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 复合材料结构设计及评定、飞行器热结构分析和设计、智能结构和结构振动力学。

Tel: 010-82317507

E-mail: liangwei@buaa.edu.cn

张立春(1984—) 女, 硕士研究生。主要研究方向: 防热结构模拟计算, 复合材料结构分析。

Tel: 010-82352452

E-mail: bkdzlc@126.com

(责任编辑: 徐晓)