金属蜂窝板高温环境下的隔热性能试验与计算

郑力铭 吴大方 王岳武 高镇同

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191) (北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用红外辐射加热式气动热模拟试验系统,进行了高温环境下的金属蜂窝板隔热性能试验研究,试验温度最高达到800℃;采用有限元的方法进行了金属蜂窝板传热特性数值模拟,计算中考虑了蜂窝板内部金属蜂窝芯结构的导热,蜂窝腔内壁面间的辐射换热和蜂窝腔内空气的传热. 研究结果显示,金属蜂窝板后表面的试验测试数据与数值模拟结果吻合的很好. 金属蜂窝板在高达800℃高温热环境下的隔热性能数值计算和试验结果将为航天航空器的防热结构研究提供参考依据.

关 键 词: 蜂窝结构; 传热; 实验研究; 数值模拟; 有限元

中图分类号: V 414.6

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)06-0731-05

Experiment and numerical simulation on heat-shielding properties of metallic honeycomb panel in high temperature environment

Zheng Liming

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Wu Dafang Wang Yuewu Gao Zhentong

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Using the infrared radiation aerodynamic heating simulation test system, the heat-shielding properties of the metallic honeycomb panel were tested up to 800℃; Taking into consideration of the radicalization among honeycomb wall surfaces and the heat transfer of metal structure and air within honeycomb core cavity, the finite element model was established in the numerical simulation to calculate the heat-shielding properties of the metallic honeycomb panels. The experimental results agree well with the numerical simulation results. The experimental and calculated results for heat-shielding properties of the metallic honeycomb panel up to 800℃ provide an important basis for the safety design of high-speed aircrafts and vehicles.

Key words: honeycomb structure; heat transfer; experimental research; numerical simulation; finite element

先进的高温合金蜂窝结构由于其重量轻,高温环境下的抗变形能力强,导热系数也很小,因此作为金属防热结构(MTPS, Metallic Thermal Protection Structures),在航空航天领域的飞行器设计中应用非常广泛.

作为金属蜂窝结构防热性能的重要指标,其传热特性是研究人员所关注和研究的重点. 参考文献[1]提出了一个半经验公式,用来计算蜂窝结构的材料参数和结构尺寸与其等效热导率之间的关系. 为更细致的了解蜂窝内部传热过程,Edwards 等人进行了蜂窝腔内气体自然对流换热及其对蜂窝板传热特性影响的研究. 参考文献[2]则对蜂窝结构的等效热导率进行了数值计算,在计算中同时考虑了导热和辐射两种传热方式. 参

收稿日期: 2011-04-01; **网络出版时间**: 2012-06-15 15:44

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120615.1544.028.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11002012,11172026)

作者简介: 郑力铭(1978 -),男(蒙古族),内蒙古赤峰人,讲师,zhengliming@buaa.edu.cn.

考文献[3]通过实验的方法对飞行器再入过程金属蜂窝热防护结构的受热和变形进行了研究.

国内,哈尔滨工业大学的李东辉等人建立了金属蜂窝结构传热的辐射和导热耦合计算模型,并进行了数值模拟研究[4]. 北京航空航天大学的刘振祺等人也基于辐射和导热两种传热方式对 MTPS 蜂窝夹芯结构传热性能进行了研究[5]. 第二炮兵工程学院的卢小艳等人采用有限元方法对航天器蜂窝结构进行了传热计算[6],同样是基于辐射和导热两种传热方式. 总的来说,目前金属蜂窝结构的传热研究中,同时考虑传导、对流和辐射 3 种传热方式的三维有限元数值模拟与试验结果对比的研究还非常罕见. 特别是金属蜂窝板在高达 800℃热环境下的传热试验研究尚未见到公开的文献发表.

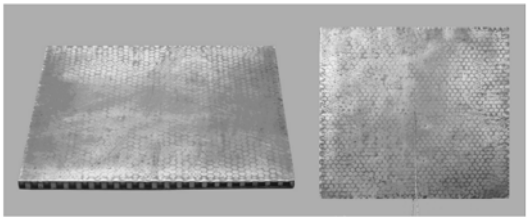
本文使用红外辐射加热式瞬态气动热试验模拟控制系统,对金属蜂窝平板结构在高至 800℃热环境下的隔热性能进行试验测试;采用有限元方法对金属蜂窝板结构的传热过程进行了三维数值模拟,数值模拟计算中考虑了蜂窝板内金属结构的导热,蜂窝腔内壁面间的辐射换热和蜂窝腔内空气的传热. 并把数值结果和试验数据进行对比分析,研究结果将为航空航天飞行器的防热结构设计提供参考依据.

1 试验件和试验方法

1.1 金属蜂窝试验件

试验件采用如图 1a 所示的尺寸为 200 mm × 200 mm 的方形平面金属蜂窝板结构,它是由两块高温合金面板和夹在两板中间的金属蜂窝芯焊接而成. 试验件厚度为 7.82 mm. 面板材料为高温镍基合金 GH3039,蜂窝芯材料为镍基合金 GH536.

为了在试验过程中控制金属蜂窝板试验件的高温热环境,并实时了解金属蜂窝板的隔热效果,在试验件的前表面(加热面)和后表面(散热面)焊有热电偶(k 型),焊接位置如图 1b 所示. 试验过程中,试验件前表面的热电偶用于测量和控制前表面的温度变化,后表面的热电偶用于监测试验件后表面的温度变化. 通过热电偶测得的前后表面温差及其变化规律,得到金属蜂窝板的隔热性能相关参数.



a 金属蜂窝板 b 蜂窝板表面的温度传感器

图 1 金属蜂窝板结构

1.2 热环境模拟

使用红外辐射加热式气动热试验模拟系统[7]对金属蜂窝板试验件加热面的升温过程和温度状态进行实时控制. 金属蜂窝板前表面设定了 7 种热环境历程,稳态温度分别为 200℃,300℃,400℃,500℃,600℃,700℃和 800℃,前表面的温度从室温度上升到稳态温度的时间均为 60s,然后进入恒温,至 600 s 时整个温控过程结束. 在控制金属蜂窝板前表面的温度环境的同时,焊接在金属蜂窝板试验件后表面的热电偶对试验件后表面的温度进行测量并记录. 为满足系统的快速升温及控制精度的要求,控制策略采用模糊控制方式,该方式鲁棒性好,对动态参数变化有很强的适应性,可控温升速率可达 210℃/s.

2 数值计算

2.1 计算模型

高温合金蜂窝板结构如图 2 所示,上下两个高温合金面板材料为 GH3039,厚度 0.16 mm. 蜂窝芯结构材料为 GH536,厚度 0.076 mm,蜂窝芯单元的六边形外接圆直径为 6 mm.

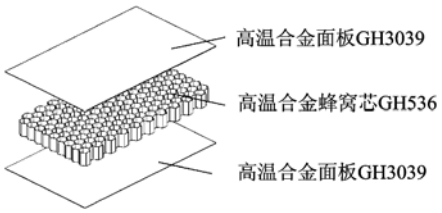


图 2 高温合金蜂窝板结构示意图

金属蜂窝结构内部传热途径包括:蜂窝板内部固体结构的导热,蜂窝腔内空气的导热和自然对流换热,以及蜂窝腔内各表面间的辐射换热. 计算中要对上述 3 种传热途径同时考虑.

金属蜂窝板固体结构导热属于三维导热问题,其控制方程如下:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{k}{\rho c}\left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2}\right) \tag{1}$$

其中,T 是温度;k 是热导率;ρ 是密度;c 是比热容.

蜂窝腔内各表面间的辐射换热为多表面封闭系统的辐射换热. 计算中假定蜂窝腔内部每个参与辐射的表面都为漫灰体平面,并假设蜂窝腔内的空气对辐射透明. 计算方程如下:

$$J_i = \varepsilon_1 \sigma T_i^4 + (1 - \varepsilon_1) \sum_{j=1}^{N} J_j X_{i,j} \quad i = 1,2,\cdots,N \tag{2}$$

其中,J_i 是各辐射表面的有效辐射;σ 是 Stefan-Bolzmann 常数;ε_1 是辐射表面的发射率;N 是参与辐射表面的个数;$X_{i,j}$是参与辐射各表面间的角系数.

蜂窝腔内的空气封闭在腔体内,传热过程中蜂窝腔内将产生自然对流换热. 在有限空间内的自然对流换热存在于一个判据 Gr_δ,如下所示:

$$Gr_\delta = \frac{g\alpha\Delta t\delta^3}{\nu^2} \tag{3}$$

其中,g 是重力加速度;α 是气体膨胀系数,Δt 是两换热面间温差;δ 是两个换热面间距离;ν 是气体粘性系数.

当 $Gr_\delta \leqslant 2\,430$ 时,腔体内自然对流换热可以忽略,传热过程可以按照纯导热处理. 经式(3)的判据计算判断,蜂窝内部空气传热可以作纯导热进行计算.

蜂窝板竖直放置,其后表面的散热包括两部分:后表面与空气的自然对流换热和后表面的辐射散热,蜂窝板后表面总热流密度 q 表示为

$$q = q_h + q_r \tag{4}$$

其中,q_h 是自然对流换热的热流密度;q_r 是辐射散热的热流密度.

q_h 用式(5)计算:

$$q_h = h(T_w - T_a) \tag{5}$$

其中,h 是蜂窝板后表面的自然对流换热系数;T_w 是蜂窝板后表面温度;T_a是室温.

自然对流换热过程采用式(6)计算:

$$Nu = C(GrPr)^n \tag{6}$$

其中,Nu 是努赛尔数;Gr 是格拉晓夫数;Pr 为普朗特数;C 和 n 是和流态相关的常数.

蜂窝板后表面辐射散热的热流密度 q_r 采用式(7)计算:

$$q_r = \varepsilon_2 \sigma (T_w^4 - T_a^4) \tag{7}$$

其中,ε_2 是蜂窝板试验件后表面的发射率.

金属蜂窝板可以看作由众多独立的六边形蜂窝单元排列而成. 为计算方便,从蜂窝板中取出了一个蜂窝单元,建立的模型如图 3 所示. 根据对称原理,模型蜂窝壁厚为试验件蜂窝芯结构壁厚的一半,也就是 0. 038 mm.

对图 3 中所示的实体模型进行了有限元网格划分. 有限单元类型选用 6 面体 20 节点,生成的有限单元网格如图 4 中所示. 其中,图 4a 是所划分的有限元网格整体显示,图 4b 是有限单元网格局部放大显示. 图 4c 是蜂窝腔内部空气的有限单元网格局部放大显示,用于查看内部空气的有限元网格情况. 从图 4b 中可以看到,蜂窝面板的有限元网格规整,并且在厚度方向上保持了两层单元网格的存在,保证了后续计算的精度. 从图 4c 中可以看到,蜂窝腔内部空气的有限元网格均匀,也能保证后续计算的精度.

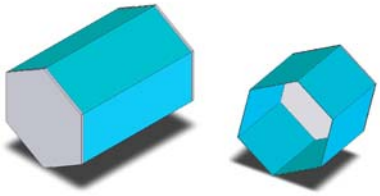
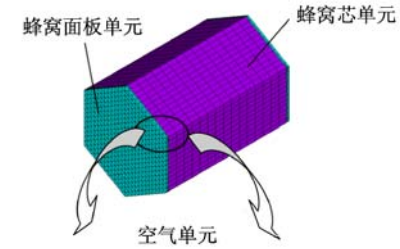


图 3　蜂窝单元实体模型



a　有限元网格整体图



b　有限元网格局部显示　　c　空气单元显示

图 4　有限元网格

2.2　边界条件

蜂窝板的前表面,其温度由热试验系统按照预定的温度曲线进行控制,属于第 1 类边界条件(也称为定温边界条件). 7 种不同的前表面预定温度变化过程如图 5 所示.

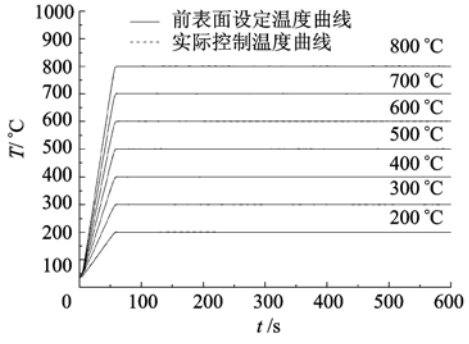


图 5　金属蜂窝板前表面设定和实际控制温度曲线

蜂窝板后表面边界包括自然对流热流和辐射表面发射率两部分,自然对流换热热流根据式(5)计算得到,辐射表面发射率设为 $\varepsilon_2 = 0.5$,金

属蜂窝芯内壁表面发射率设为 $\varepsilon_1 = 0.80$. 其取值依据见文献[8]中的数据. 数值计算中所用材料 GH3039 和 GH536 的物性参数参考了文献[9]中的数据.

3 试验结果、计算结果与分析

图 5 中给出了金属蜂窝板前表面的实际控制温度曲线(图中虚线);表 1 中给出了稳定温度为 800℃热环境下试验过程中各时刻的设定和实际控制达到的温度数据.

表 1 蜂窝板前表面设定与实际温度值(800℃历程)

时间/s	设定温度/℃	控制温度/℃	相对误差/%
50	683.8	686.5	0.39
100	800	801.2	0.15
150	800	800.6	0.08
200	800	800.5	0.06
250	800	800.5	0.06
300	800	799.7	−0.04
350	800	799.6	−0.05
400	800	800.3	0.04
450	800	799.8	−0.03
500	800	800.4	0.05
550	800	800.2	0.03
600	800	800.3	0.04

从图 5 可见,在试验过程中,金属蜂窝板试验件前表面实际控制温度曲线和设定温度曲线几乎贴合在一起,即使在快速升温段和温度转折段,两条曲线也吻合性良好. 由表 1 中给出了稳态温度为 800℃的热试验数据可知,表中所示各时刻的设定温度和实际控制温度的误差均小于 0.39%. 这表明,本热试验系统能够对加热过程实施快速、准确的动态控制,取得与设定环境相符的气动加热试验模拟效果.

对蜂窝板在 600 s 历程内的传热过程进行了数值计算. 图 6 ~ 图 9 给出了图 4 所示 7 个温度条件中 4 个条件的试验和计算结果,即金属蜂窝板前表面稳态温度为 200℃,400℃,600℃和800℃时,其后表面的试验和数值计算结果曲线图.

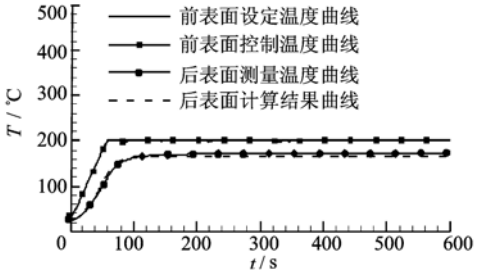


图 6 稳态温度 200℃时的试验和计算温度曲线

由图 6 ~ 图 9 可以看出,蜂窝板前表面温度较低时,后表面温度的计算值与试验值之间的相对误差稍大,当前表面温度较高时,后表面温度的计算结果与试验值之间的相对误差减小. 总的来说,计算得到的蜂窝板后表面的温度变化曲线与试验测得的温度变化曲线均非常接近.

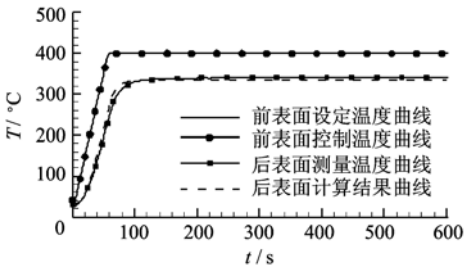


图 7 稳态温度 400℃时的试验和计算温度曲线

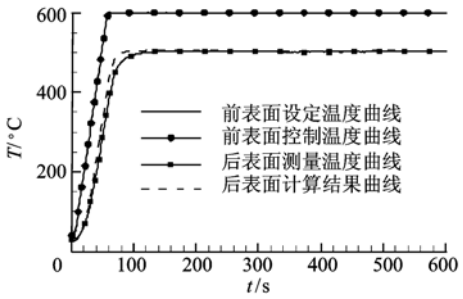


图 8 稳态温度 600℃时的试验和计算温度曲线

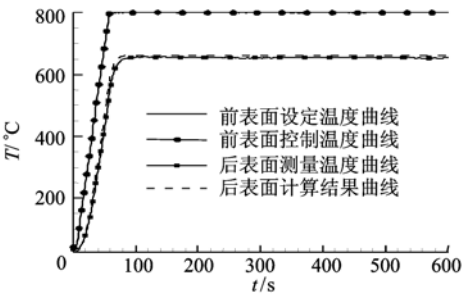


图 9 稳态温度 800℃时的试验和计算温度曲线

当前表面稳态温度为 200℃时,后表面计算值比试验值约低 4.7%;400℃时偏差量则减少到了 1.5%. 当蜂窝板前表面最终稳态温度升高为 600℃和 800℃时,计算得到的蜂窝板后表面温度和试验测得温度偏差更小,都在 0.9% 以内.

究其原因,是由于金属材料的发射率和其表面温度是有一定关系的,但目前很难找到相关数据,因此本文的计算中蜂窝板表面发射率取为固定值. 当温度变化范围比较大时,设定发射率和实际发射率会存在一定偏差. 从本研究的结果来看,温度较低时蜂窝表面实际发射率其实比计算选取的发射率偏小,因此试验值比计算值偏高. 试验温度较高时,蜂窝表面实际发射率会稍许增加. 与计算中设定的发射率更为接近,计算值与试验值的偏差也更小. 表 2 中是计算得到的 7 种最终稳定控制温度条件下的蜂窝板的平均导热热流和等效导热系数. 从表中可以看出,蜂窝板的等效导热系

数随着试验温度的升高而增大.

表 2　计算得到的 7 种温度下的等效导热系数

控制温度/℃	平均热流/($W \cdot m^{-2} \times 10^3$)	等效导热系数/(W/(m·℃))
200	1.939	0.3626
300	3.727	0.4558
400	6.099	0.5485
500	9.358	0.6813
600	13.76	0.8414
700	19.34	1.037
800	26.21	1.458

上述现象产生的原因有:①蜂窝结构使用的高温合金材料以及空气的导热系数都随温度的升高而增加;②蜂窝腔内壁面间的辐射传热与温度的四次方成正比,试验温度越高,同等温差条件下的热流值会有较大的非线性增长. 这两个因素是导致蜂窝板等效导热系数随试验温度升高而提高的最主要原因.

表 3 中给出了 7 种控制温度条件下(300 s 时)蜂窝板前、后表面温度差的试验结果和计算结果以及由试验结果得到的金属蜂窝板的隔热效率. 由表 3 中试验结果数据得知,在 200 ~ 800℃的稳态环境下,随着温度的提高,蜂窝板前后表面温度差逐渐增大,蜂窝板的隔热效率逐渐增强.

表 3　蜂窝板前、后表面的温度差(300 s 时)

T_1/℃	T_{2e}/℃	ΔT_{2e}/℃	η/%	T_{2n}/℃	ΔT_{2n}/℃
200	175.6	24.4	12.2	167.2	32.8
300	256.5	43.5	14.5	252.3	47.7
400	340.5	59.5	14.9	335.3	64.7
500	421.5	78.5	15.7	419.9	80.1
600	502.4	97.6	16.3	504.7	95.3
700	590.8	109.4	16.3	591.5	108.5
800	653.9	146.1	18.3	659.4	140.6

注:T_1 为前表面温度;T_{2e} 为后表面温度(试验值);ΔT_{2e} 为前、后表面温度差(试验值);η 为隔热效率;T_{2n} 为后表面温度(计算值);ΔT_{2n} 为前、后表面温度差(计算值).

综上所述,在 200℃至 800℃的温度区域内,本文中所研究的金属蜂窝板试验件隔热效率在 12% ~19% 之间,且随着试验温度的增加隔热效率逐渐增强. 不同温度环境下金属蜂窝板结构隔热效率试验结果的获得,为航天航空飞行器在高温热环境下的热防护设计提供了重要依据.

4　结　论

进行了高温热环境下金属蜂窝板的传热过程数值模拟和试验研究,得到了金属蜂窝板在高至 800℃等多种温度下的隔热性能计算结果和试验数据. 研究结果表明:①本研究用金属蜂窝板结构在 200 ~ 800℃的温度区间,其隔热效率在12% ~ 19% 之间,随着试验温度的增加隔热效率逐渐增强. ②本研究使用的蜂窝板结构,蜂窝腔内部空气可按照纯导热进行计算,且高温合金蜂窝板的等效导热系数随试验温度的升高而增加. ③试验数据和计算结果的吻合性和一致性良好,证明了和数值计算以及试验方法的有效性和可信性. 研究的结果对航空航天器金属蜂窝防热结构设计提供了重要参考依据,并为蜂窝结构传热特性的进一步研究打下基础.

参考文献 (References)

[1] Daryabeigi K. Heat transfer in adhesively bonded honeycomb core panels[R]. AIAA 2001-2825,2001

[2] Daryabeigi k. Heat transfer in adhesively bonded honeycomb core panels[R]. AIAA 2001-2825,2001

[3] Daryabeigi K, Blosser M L, Wurster K E. Displacements of metallic thermal protection system panels during reentry[R]. AIAA 2006-2948,2006

[4] 李东辉,夏新林. 金属蜂窝结构的稳态热性能[J]. 工程热物理学报,2008,29(12): 2094 - 2096
Li Donghui, Xia Xinlin. Steady thermal performance of metallic honeycomb panels[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008,29(12): 2094 - 2096(in Chinese)

[5] 刘振祺,梁伟,杨嘉陵,等. MTPS 蜂窝夹芯结构传热性能及热应力分析[J]. 航空学报,2009,30(1):86 - 91
Liu Zhenqi, Liang Wei, Yang Jialing, et al. Analysis of thermal and mechanical properties of honeycomb structure of MTPS[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(1): 86 - 91 (in Chinese)

[6] 卢小艳,鲁华平,高宗战. 航天器蜂窝结构的传热计算[J]. 机械设计与制造,2008(3): 47 - 49
Lu Xiaoyan, Lu Huaping, Gao Zongzhan. Heat transfer calculation of honeycomb core panel in aircraft[J]. Machinery Design & Manufacture,2008(3): 47 - 49(in Chinese)

[7] 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 - 11,14
Wu Dafang, Fang Yuanpeng, Zhang Min. Experimental simulation system of transient aerodynamic heating for high-speed flight vehical[J]. Aviation Metrology & Measurement Technology, 2003,23(1): 9 - 11,14(in Chinese)

[8] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 3 版,北京:高等教育出版社,2002:253
Yang Shiming, Tao Wenquan. Heat transfer[M]. 3th ed. Beijing: Higher Education Press,2002: 253(in Chinese)

[9] 宋小龙,安继儒. 新编中外金属材料手册[M]. 北京:化学工业出版社,2008: 736 - 740
Song Xiaolong, An Jiru. New metal material manual[M]. Beijing: Chemical Industy Press,2008: 736 - 740(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)