

瞬态热冲击环境下金属蜂窝板结构的热防护特性

吴大方¹, 周岸峰¹, 郑力铭², 潘 兵¹, 王岳武¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 使用自行研制的高速飞行器瞬态气动热试验模拟系统,对金属蜂窝板结构在多种瞬态热冲击速率下(5℃/s至30℃/s)的隔热特性进行了试验研究,其中最高瞬时温度达到950℃.并采用三维有限元方法对金属蜂窝板结构在高速热冲击环境下的隔热特性进行了数值计算,其计算结果与试验结果吻合性良好,验证了试验方法以及数值模拟方法的可信性和有效性.由试验知金属蜂窝板结构经过950℃热冲击后的翘曲和扭曲变形均很小,特别适合用于制作在高温环境下,要求变形小、质量少的高速飞行器结构部件.

关 键 词: 金属蜂窝板结构; 热冲击; 高温; 热试验; 有限元

中图分类号: V45

文献标志码: A

Thermal protection performances of metallic honeycomb panel structure at transient thermal shock environment

WU Da-fang¹, ZHOU An-feng¹, ZHENG Li-ming²,
PAN Bing¹, WANG Yue-wu¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: By using a self-developed transient aerodynamic thermal simulation system of high-speed aircraft, the heat-shielding performance of metallic honeycomb panel structure was tested at different transient thermal shock rates ranging from 5℃/s to 30℃/s, with the maximum instantaneous temperature reaching 950℃. Furthermore, a three-dimensional finite element method was established to determine the heat-shielding performance of the metallic honeycomb panel structure at different simulation environments with high thermal shock rates. The numerical calculation results coincide with the corresponding experimental results, verifying the credibility and effectiveness of the experimental methods and the numerical calculation approach. The tested metallic honeycomb panel structure exhibited slight planar flexure and deformation after the experiment in the high-temperature (950℃) environment; thus, in the context of high-speed flight vehicles, this structure is particularly suitable for structural components that must be made of lightweight materials with slight deformation in a high-temperature environment.

收稿日期:2013-10-25

基金项目:国家自然科学基金(11172026);高等学校博士学科点专项科研基金(20131102110014)

作者简介:吴大方(1950—),男,湖南长沙人,教授、博士生导师,博士,主要从事实验力学与高速飞行器热试验技术研究.

Key words: metallic honeycomb panel structure; thermal shock; high temperature; thermal test; finite element

随着高速飞行器设计速度的大幅度提高,由气动热产生的高温热环境变得越来越严酷。为避免高速飞行器结构因气动热产生的高温热应力破坏以及内部仪器设备因温度过高出现安全隐患,需要为高速飞行器设计良好的热防护系统(thermal protection system, TPS)。

金属蜂窝板结构具有质量少,比强度高,刚度大以及导热系数小等优点,是比较理想的防热结构,已被广泛应用于航空航天领域。金属蜂窝板结构应用于 TPS 时,其隔热性能参数的确定对热防护设计非常重要。国内外许多学者已对蜂窝结构的隔热问题进行了大量研究。Swann 等采用半经验公式给出了蜂窝结构的导热系数与结构尺寸及材料参数的关系式^[1]。由于实际情况会同时存在内部辐射、气体和固体之间的热传导,用半经验关系式得到的结果与试验测量值之间会出现一定的误差,但是在航空航天领域,该半经验关系式已作为一类标准模型用来计算蜂窝结构的传热性能。为了能够进一步提高对蜂窝结构内部传热过程的数值模拟精度,Edwards, Fusegi, Asako, Pepper 等^[2-5]研究了蜂窝芯空腔内的空气自然对流对蜂窝结构传热的影响。Wen 等研究了金属蜂窝夹芯板在恒定热流密度加热和强制对流冷却条件下的传热特性^[6]。LIU 等提出了一种用于研究强制对流条件下金属蜂窝结构的传热效率的计算模型^[7]。唐羽焱等基于细观力学的分析方法选取蜂窝夹芯板的代表性细观胞元,采用三维有限元方法计算了胞元的温度场与应力场^[8]。景丽等建立了金属蜂窝板一维瞬态导热/辐射耦合传热的数学物理模型,给出了金属蜂窝板当量热导率和典型边界条件下的瞬态温度场以及非加热面热响应的计算方法^[9]。目前大部分的研究为使用近似数值计算方法或半经验公式来模拟蜂窝结构的传热特性。同时考虑辐射、对流和热传导 3 种传热方式对蜂窝结构隔热特性影响的三维有限元计算并与试验结果进行对比的研究比较罕见。

近年来,各主要航空航天大国都在致力于高超声速飞行器的研究和应用^[10-13],其中像高超声速打击、超机动变轨等极限设计指标均有极大幅度的跃升。高速飞行器在点火发射初期,高速上升段或再入段,其外表面也会受到高速率的热冲击,因此对瞬态热环境下材料结构的热防护性能的研究

非常重要。而金属蜂窝板结构在高速热冲击环境下的隔热性能试验研究还鲜见报道。

本文以金属蜂窝板结构作为研究对象,对金属蜂窝板结构在多种瞬态热冲击速率下的隔热特性进行研究,其最高热冲击速率达 $30\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{s}$,最高瞬时温度达 $950\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。并采用三维有限元方法对蜂窝板结构在高速热冲击环境下的隔热性能进行数值计算,同时将试验结果和计算结果进行对比,验证数值计算方法的可信性和有效性,为金属蜂窝结构在高速飞行器热防护中的应用提供设计依据。

1 热冲击环境下的隔热性能试验

1.1 金属蜂窝板试验件

图 1 是本试验所采用的镍基高温合金蜂窝板结构试验件,由蜂窝芯和上、下金属平板焊接而成。外形尺寸为 $200\text{ mm}\times 200\text{ mm}$,总厚度为 7.82 mm ,蜂窝芯单元的外接直径为 6 mm ,高度为 7.5 mm 。两块金属平板的厚度均为 0.16 mm ,在蜂窝芯单元六面体中,两条双层焊接边的壁厚为 0.152 mm ,4 条非焊接边的壁厚为 0.076 mm 。金属平板和蜂窝芯均由高温合金材料制成。金属平板材料采用镍基高温合金 GH3039,该材料为单相奥氏体型固溶强化合金,在高温下具有良好的抗

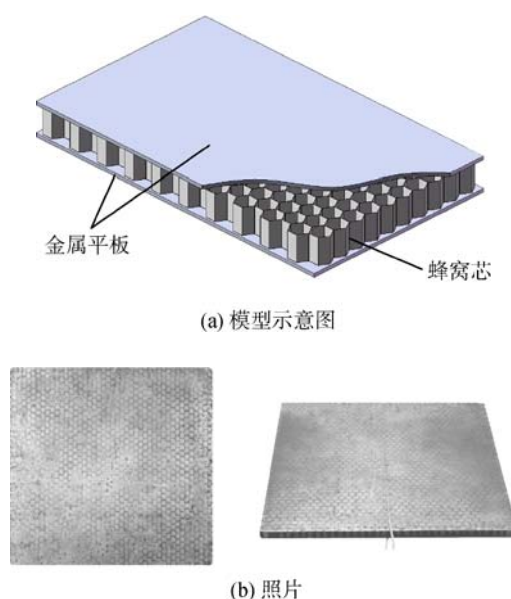


图 1 金属蜂窝板结构模型示意图及照片
Fig. 1 Schematic and photograph of metallic honeycomb panel structure

氧化性能和热强度性能。蜂窝芯结构采用镍基高温合金 GH536, 该材料在 1200 °C 高温时同样具有优秀的抗氧化性能。

在金属蜂窝板前、后表面的中心部位焊有 K 型(镍铬-镍硅)热电偶温度传感器。为适应高速测量的要求, 热电偶选择直径为 0.3 mm 的细偶丝, 其最高测量温度可达 1372 °C。前表面的温度传感器用于测量和控制蜂窝板热面温度, 后表面的温度传感器用于测量热冲击过程中蜂窝板散热面的温度变化。通过对蜂窝板前后表面的温度差进行记录和分析, 可获得蜂窝板结构的隔热性能参数。

1.2 红外辐射式瞬态气动热试验模拟

本试验采用自行研制的红外辐射式瞬态气动热试验模拟系统对金属蜂窝板前表面的加热过程进行高速热冲击试验模拟。图 2 为热试验控制系统的结构框图。它是一个由石英灯辐射热源、温度传感器、信号放大器、A/D(模拟/数字)转换器、工业控制计算机、D/A(数字/模拟)转换器、移相触发器、功率调节装置等组成的计算机闭环控制系统。针对本试验条件要求的高速热冲击环境的特点, 采用对参数变化适应性强、动态响应迅速以及鲁棒性良好的智能控制方式进行热冲击试验模拟^[14-16]。试验系统可对升温速率高达 210 °C/s 的非线性高速热冲击过程实现准确的动态复现, 并具备使用红外辐射方式生成 1550 °C 极端高温热试验环境的能力^[17]。

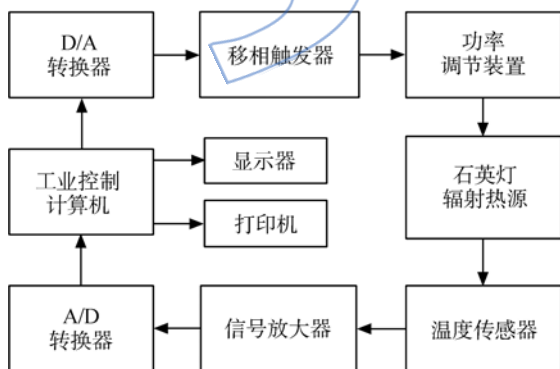


图2 红外辐射式瞬态气动热试验模拟系统结构图
Fig. 2 Structural diagram of simulation system for infrared radiant aerodynamic transient thermal test

1.3 热试验装置温度场的均匀性

因为本试验装置为有限平面加热, 平面试验件的4条边会受到一定程度的边界影响。但是只要试验件的加热面积足够大, 就可以生成中心区

域比较均匀的热环境。本金属蜂窝芯结构试验件尺寸为 200 mm × 200 mm, 而石英灯加热阵列的平面尺寸为 400 mm × 450 mm, 石英灯加热阵列的平面尺寸远大于试验件尺寸。

由于金属蜂窝芯结构内部焊接有许多热桥, 为非均质结构, 不适合用于温度场均匀性的验证。因此采用了厚度为 2.0 mm 的均质高温金属平板 (GH3039) 对热试验装置中部区域温度场的均匀性进行了试验测试。金属平板试验件的平面尺寸与金属蜂窝芯尺寸相同。在金属平板表面的中部区域如图 3 所示安装了 6 只测温传感器 ($E_1 \sim E_6$), E_1 和 E_6 均焊在试验件的中心部位, 相距仅为 1 mm; E_2 和 E_3 以及 E_2 和 E_5 之间相距为 50 mm, 6 只测温传感器的实测温度结果可以反映金属平板试验件中部区域的热场均匀性。

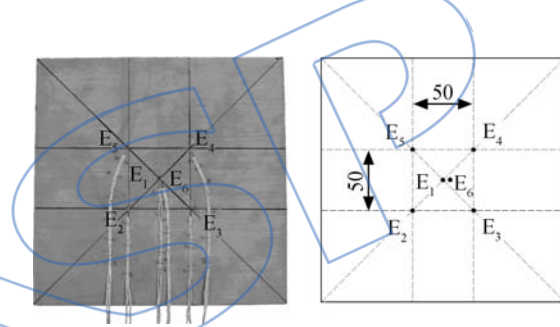


图3 金属平板试验件及传感器安装位置示意图
(单位:mm)

Fig. 3 Schematic of the metallic panel specimen and the sensors location on the specimen
(unit:mm)

将金属平板试验件进行辐射加热, 其设定热流密度如图 4 所示, 即 20 s 中内达到 150 kW/m²,

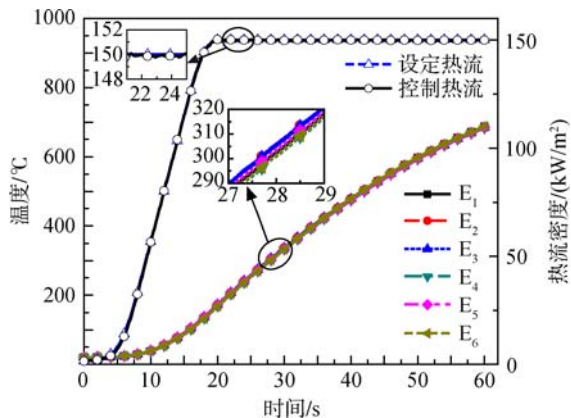


图4 金属平板试验件中部温度场均匀性测试结果

Fig. 4 Test results for uniformity of the temperature field on the center of the metallic panel specimen

保持至 60 s 结束. 图 4 中给出了热流密度的实际控制结果曲线, 同时给出了金属平板试验件中部区域 6 个测温传感器 ($E_1 \sim E_6$) 的测量结果曲线. 由图中试验结果可见金属平板试验件中部区域的 6 条测温曲线的分散性很小.

表 1 中给出了热环境的设定热流密度、实际控制热流密度、金属平板试验件中部 6 个测温传感器 ($E_1 \sim E_6$) 的部分测温数据 ($t_1 \sim t_6$) 以及测温传感器 ($E_1 \sim E_6$) 的温度平均值 t_{ave} . 并且给出了 6 个测点中的最大值 (t_i)_{max} 与测量平均值 t_{ave} 的相对偏差 $[(t_i)_{max} - t_{ave}] / t_{ave}$ 以及 t_1 和 t_6 的相对偏差 $(t_1 - t_6) / t_1$.

由表 1 结果可知, 所列各点的设定热流密度

和实际控制热流密度的相对误差均小于 1.0%, 说明热控系统具有良好的动态热环境生成能力. 同时, 由表 1 中的各时间点的测温数据可知, 同一时刻 $E_1 \sim E_6$ 的温度测量结果的分散性不大. 各测量点中的最大值 (t_i)_{max} 与测量点平均值 t_{ave} 的相对偏差 $[(t_i)_{max} - t_{ave}] / t_{ave}$ 均小于 1.3%. 焊接在均质金属平板的中心位置相距 1 mm 的 t_1 和 t_6 的相对偏差小于 0.5%. 以上试验结果表明本热试验装置生成的金属平板试验件中部区域的温度场具有较好的均匀性. 因此在金属蜂窝板前后表面中部区域的蜂窝六面体中心部位各焊接了一只 K 型热电偶, 用于控制、测量金属蜂窝板前、后表面的温度.

表 1 设定热流密度、实际控制热流密度和金属平板的温度测量结果

Table 1 Pre-set and control heat flux data and the measured temperature results for metallic panel

	时间/s					
	0	20	30	40	50	60
设定热流密度/(kW/m ²)	1.50	150.00	150.00	150.00	150.00	150.00
控制热流密度/(kW/m ²)	1.51	150.41	149.82	149.91	149.72	149.94
相对误差/%	0.67	0.27	-0.12	-0.06	-0.19	-0.04
t_1 /°C	20.2	169.4	333.5	477.2	597.1	687.8
t_2 /°C	20.2	172.4	336.6	478.7	596.5	685.3
t_3 /°C	20.3	172.6	336.2	477.3	594.2	683.9
t_4 /°C	20.1	168.2	332.1	474.3	593.0	683.5
t_5 /°C	20.2	171.7	334.0	475.3	593.4	684.6
t_6 /°C	20.3	168.6	332.6	477.8	596.1	686.7
t_{ave} /°C	20.2	170.5	334.2	476.8	595.1	685.3
$\{[(t_i)_{max} - t_{ave}] / t_{ave}\} / \%$	0.50	1.23	0.72	0.40	0.34	0.36
$\{(t_1 - t_6) / t_1\} / \%$	-0.50	0.47	0.27	-0.13	0.17	0.16

1.4 金属蜂窝板结构的瞬态热冲击试验

本试验对金属蜂窝板设置了如图 5 中实线所示的 6 种不同热冲击速率, 分别为 30, 25, 20, 15, 10, 5 °C/s, 其相对应的温度预设曲线为 $T_1 \sim T_6$. 试验时热控系统对金属蜂窝板结构的前表面按照设定的升温速率快速加热, 同时通过焊接在金属蜂窝板后表面中心点的温度传感器, 全程测量和记录试验过程中金属蜂窝板后表面的温度变化, 以获得金属蜂窝板结构在不同热冲击速率下的隔热性能.

图 5 中记录了金属蜂窝板前表面的 6 种不同

热冲击过程的实际控制结果曲线 ($T'_1 \sim T'_6$). 由图可见, 热冲击试验过程中金属蜂窝板前表面温度的“预设曲线”和“控制曲线”吻合性良好.

由于篇幅所限, 表 2 中仅给出了热冲击速率为 30, 20, 10 °C/s 的热试验过程中的预设温度和实际控制温度值. 由表 2 的试验数据可知, 表中所列各点在高速热冲击过程中的跟踪误差大部分小于 1.0%, 最大未超过 1.5%. 上述试验结果表明: 本瞬态气动热试验模拟控制系统能够对热冲击过程实施快速、准确的动态控制, 并取得了良好的热试验环境模拟效果.

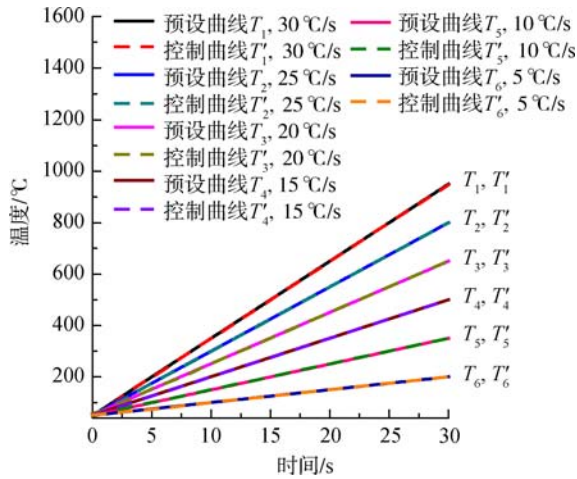


图 5 金属蜂窝板前表面温度预设曲线和实际控制曲线

Fig. 5 Pre-set and control temperature curves on the front surface of metallic honeycomb panel

图 6 中给出了热冲击速率为 30, 20, 10 °C/s

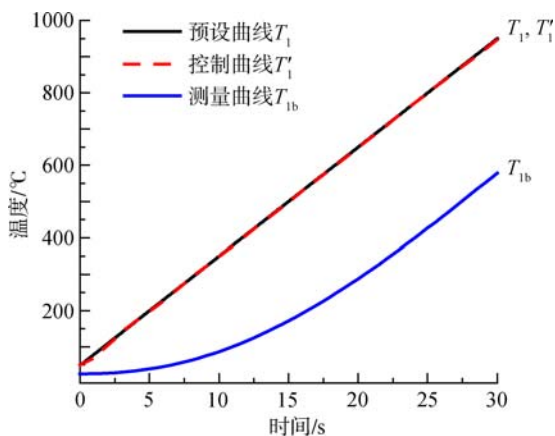
的试验过程中,金属蜂窝板后表面温度的测量曲线.由图可见:在热冲击过程中金属蜂窝板前表面的温度为等速率上升,而后表面升温曲线为非线性变化过程.由前后表面温度快速动态变化的试验结果可得到金属蜂窝板结构在不同热冲击速率下各不同时刻的隔热效果.

图 7 给出了金属蜂窝板结构在不同热冲击速率下前后表面温度差(Δt_i)的变化曲线.由图可见在前 10 s 内蜂窝板前后表面温度差的变化比较剧烈,之后逐渐趋缓,20 s 之后基本趋于稳定状态.在金属蜂窝板前表面温度达到 950 °C 时(对应图 5 中曲线 T_1 的第 30 s),前后表面的温度差达 372 °C,说明金属蜂窝板结构不但具有刚度好,抗变形能力强的优点,同时还具有一定的隔热效果.本文获得的不同热冲击速率下各个时刻前后表面温度差的试验结果,可为高速热冲击环境下金属蜂窝结构的热防护设计提供重要参考依据.

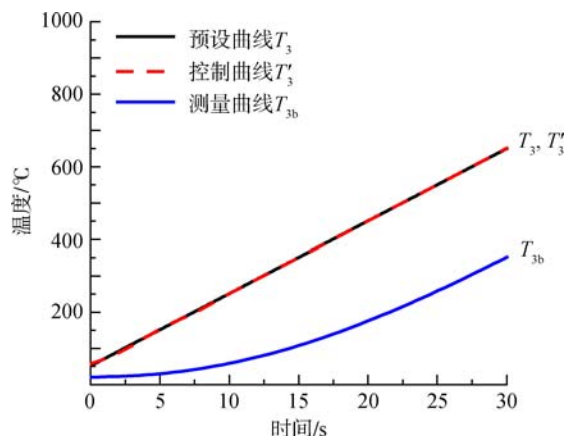
表 2 金属蜂窝板前表面的设定温度与实际控制温度值

Table 2 Pre-set and control temperatures on the front surface of metallic honeycomb panel

时间/s		0	5	10	15	20	25	30
热冲击速率 为 30 °C/s	预设温度/°C	50	200	350	500	650	800	950
	控制温度/°C	49.7	198.5	349.7	498.7	649.5	801.4	947.5
	相对误差/%	-0.60	-0.75	-0.09	-0.26	-0.08	0.17	-0.26
热冲击速率 为 20 °C/s	预设温度/°C	52.8	151.7	251.3	351.0	450.7	550.7	650.0
	控制温度/°C	53.3	153.5	251.5	350.4	450.8	551.0	650.8
	相对误差/%	0.95	1.19	0.07	-0.17	0.02	0.13	0.12
热冲击速率 为 10 °C/s	预设温度/°C	49.1	99.2	149.3	199.5	249.7	299.8	350.0
	控制温度/°C	48.3	100.6	150.9	200.2	250.1	300.1	349.5
	相对误差/%	-1.63	1.41	1.07	0.35	0.16	0.10	-0.14



(a) 热冲击速率为 30 °C/s



(b) 热冲击速率为 20 °C/s

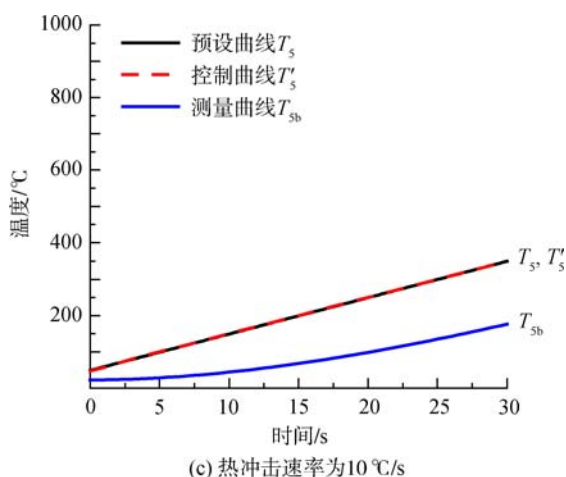


图6 不同热冲击速率下金属蜂窝板后表面温度
Fig. 6 Temperature on the back surface of metallic honeycomb panel at different thermal shock rates

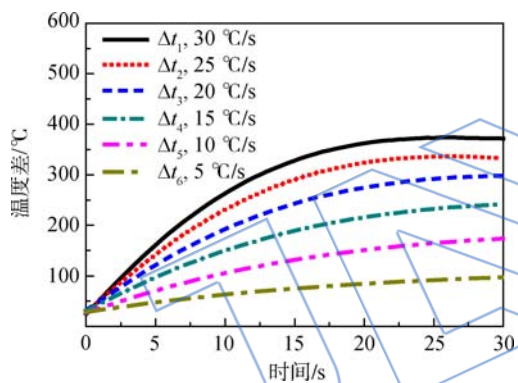


图7 不同热冲击速率下金属蜂窝板前后表面温度差的变化

Fig. 7 Temperature difference between the front and back surface of metallic honeycomb panel at different thermal shock rates

图8是高温合金板(厚度为1.56 mm)与金属蜂窝板结构(厚度为7.82 mm)在经过950 °C高温热试验后的图片(两者平面尺寸相同).由图8(a)可见高温合金薄板试验件出现了非常明显的面外变形.而由图8(b)可以看到,本试验使用的金属蜂窝板结构在经过950 °C高温热环境试验后其平面翘曲和变形都很小.

本试验中的高温合金板质量为488.4 g,金属蜂窝板结构的质量为285.4 g,金属蜂窝板结构的质量比高温合金板的质量还要少约40%.但是由材料力学可知,采用薄壁结构可获得较大的强度和刚度,由众多小薄壁结构复合而成的金属蜂窝板结构其抗变形的能力更强.高温热环境下飞行

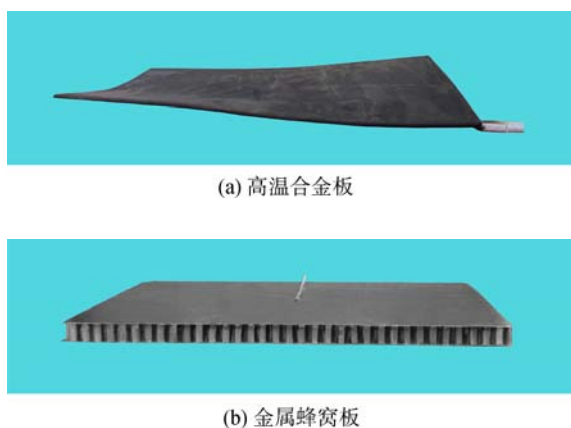


图8 高温合金板和金属蜂窝板经过950 °C高温后的变形

Fig. 8 Distortion of high temperature alloy panel and metallic honeycomb panel after 950 °C heating

器外壳出现的大变形将会改变其气动外形,对飞行控制产生极为严重的不利影响.而本试验中金属蜂窝板结构在经过950 °C高温热环境试验后其平面翘曲等形变很小,因此特别适合用于制作在高温环境下,要求变形小、质量少的高速飞行器结构部件.

2 数值计算

2.1 数值计算模型

图9为金属蜂窝板结构模型示意图,计算模型的平面尺寸、厚度以及材料特性参数等与前述金属试验件相同.

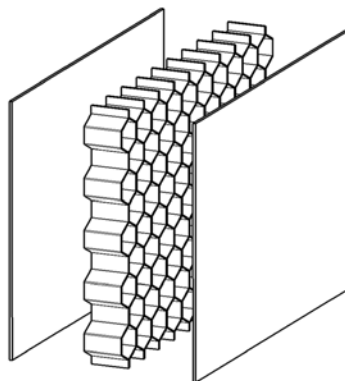


图9 金属蜂窝板结构示意图

Fig. 9 Schematic of metallic honeycomb panel structure

蜂窝结构内部的传热过程比较复杂,其中包括蜂窝腔内空气的传热,各金属面之间的热辐射

以及蜂窝板内部金属结构的热传导。蜂窝板后表面的散热包括了后表面向外部空间的辐射散热以及外部空气和蜂窝板后表面之间的自然对流换热。数值计算中需要综合考虑3种传热形式对隔热效果带来的影响。

蜂窝腔内部空气的对流换热过程属于有限空间内的自然对流换热。对于有限空间内的自然对流问题,存在一个以两换热面间距离 δ 为特征尺度的判据 Gr_δ 。

$$Gr_\delta = \frac{g\alpha\Delta t\delta^3}{\nu^2} \quad (1)$$

式中 Gr_δ 是度量自然对流换热过程中浮升力和黏滞力比值的格拉晓夫数, g 为重力加速度, α 为空气的膨胀系数, Δt 是两换热面之间的温度差, ν 为空气运动黏度。

根据文献[18]知,当 $Gr_\delta \leq 2430$ 时,有限空间内的空气传热可当作纯导热处理。本文通过式(1)对蜂窝腔内部空气的自然对流过程进行了计算,计算结果表明判据 Gr_δ 远小于2430,因此腔内空气传热可以按照纯导热问题进行计算。该处理方式也与文献[19]所述的当蜂窝尺寸较小时,可以忽略蜂窝腔内部空气的对流传热的结论相一致。

由于对蜂窝腔内空气当作纯导热处理,而被模型化为与空气物性参数相同的固体材料,在计算中不同材料的结合面,采用固体材料界面间的粘接处理方法,因此界面两侧的材料保持各自的物性参数。本文中的传热分析属于3种不同材料粘接结构的三维导热问题。本金属蜂窝板结构的三维瞬态温度场 $t(x, y, z, \tau)$ 满足以下微分方程:

$$\frac{\partial t}{\partial \tau} = \frac{\kappa}{\rho c} \left(\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial z^2} \right) \quad (2)$$

式中 t 为温度, τ 是时间, κ 为材料的导热系数, ρ 为密度, c 是材料的比热容。

由于蜂窝芯空腔为封闭系统,各表面之间会通过辐射进行热量传递。假定蜂窝芯空腔内各表面均为漫灰平面,并设定腔内空气不参与辐射传热,计算各表面有效辐射量 J_i 的方程如下:

$$J_i = \epsilon_i \sigma (t_{si} + 273)^4 + (1 - \epsilon_i) \sum_{j=1}^N J_j X_{i,j}; \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (3)$$

式中 t_{si} 为表面温度, ϵ_i 是蜂窝芯内壁表面的发射率, σ 为黑体辐射常数, N 为腔内表面个数, $X_{i,j}$ 为各表面之间的角系数。

本文通过有限元软件预先计算出各辐射单元

面之间的角系数,生成了在辐射换热计算中可以调用的角系数文件。然后通过式(3)计算出各单元表面的有效辐射量,进而求出各单元表面的净辐射换热热量。

蜂窝板后表面与外部空间的热交换由与外部环境的辐射换热以及与空气的自然对流换热两部分组成,蜂窝板后表面的热流密度 q 可描述为

$$q = q_r + q_h \quad (4)$$

式中 q_r 为辐射换热热流密度, q_h 为自然对流换热热流密度。其中蜂窝板后表面的辐射换热热流密度 q_r 由下式表示:

$$q_r = \epsilon_2 \sigma [(t_w + 273)^4 - (t_a + 273)^4] \quad (5)$$

式中 ϵ_2 为蜂窝板后表面的发射率, t_w 是蜂窝板后表面温度, t_a 为环境温度。

蜂窝板后表面与空气之间的自然对流换热属于大空间自然对流换热,其试验关联式如下:

$$Nu = C (GrPr)^n \quad (6)$$

式中 Nu 为无量纲表面传热系数努塞尔数, Pr 为代表流体本身物性参数的普朗特数, C 和 n 是与自然对流流态有关的常数。对于竖直放置平板的大空间自然对流换热过程,当 Gr 在 $10^4 \sim 3 \times 10^9$ 之间时,式(6)中 C 和 n 需分别取值0.59和 $1/4$ [18]。式(6)中的格拉晓夫数 Gr 的表达式如下:

$$Gr = \frac{g\alpha(t_w - t_a)L^3}{\nu^2} \quad (7)$$

本文通过上式计算得到的蜂窝板后表面自然对流过程中的 Gr 随后表面温度的变化范围处于 $3.03 \times 10^6 \sim 2.70 \times 10^7$ 之间, Gr 满足上述文献[18]的要求,即 $C=0.59$ 和 $n=1/4$ 。

蜂窝板后表面自然对流换热热流密度 q_h 为

$$q_h = h(t_w - t_a) \quad (8)$$

式中 h 为自然表面传热系数,其表达式为

$$h = \frac{Nu\lambda}{L} \quad (9)$$

式中 λ 是空气的导热系数, L 为蜂窝板边长。

本研究使用了 $200 \text{ mm} \times 200 \text{ mm}$ 的较大平面尺寸的蜂窝板结构,总厚度只有 7.82 mm ,成为了一个“宽厚比”等于 $25.6:1$ 的比较大的薄板结构。

这种具有较大“宽厚比”的平板试验件,其边界效应对于中部区域蜂窝单元的影响已经不很明显。因此计算时如图10(a)所示从整块蜂窝板结构的中部区域切取一个蜂窝单元来建立实体模型。图10(b)显示蜂窝单元有4条非焊接边(厚度为 δ),和上下两条水平焊接边(厚度为 2δ)。

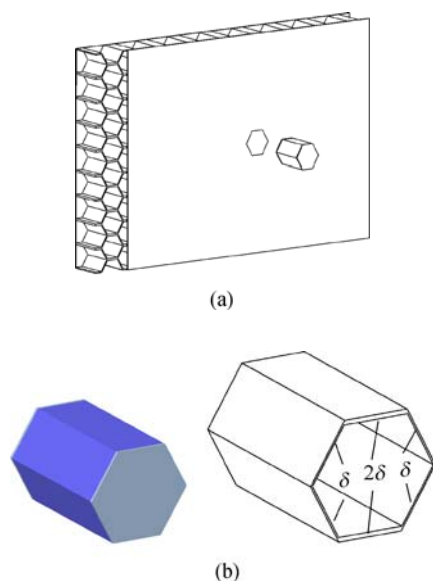


图10 蜂窝单元模型

Fig. 10 Honeycomb unit model

2.2 边界条件

由于本研究使用了瞬态气动热试验模拟系统按预先设定的温度曲线对金属蜂窝板前表面的温度进行控制,前表面温度为已知条件,因此数值计算中金属蜂窝板前表面属于第1类边界条件,即温度边界条件.6种不同热冲击速率的温度变化过程由图5中的设定曲线 $T_1 \sim T_6$ 确定.

图11为蜂窝单元模型有限元网格划分示意图.采用6面体8节点单元类型,单元生成个数为13286,节点数为17617个,使用ANSYS软件进行数值计算.

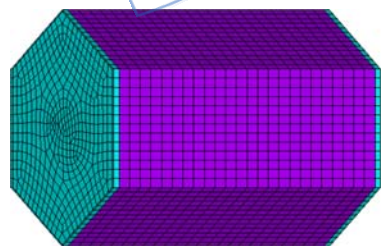


图11 蜂窝单元模型有限元网格划分示意图

Fig. 11 Finite element grid of honeycomb unit model

为了计算金属蜂窝板结构内部及后表面的辐射效应,需要确定所用材料的表面发射率.由于金属材料的表面发射率与表面状态密切相关,如抛光的金属表面发射率与产生氧化层之后的表面发射率会有很大差异.蜂窝芯内部由于在制作过程中或经高温试验后会出现氧化现象,制作成型后的蜂窝板结构内部均为独立的个体封闭空间,其

内壁无法再进行抛光处理,蜂窝内壁受到高温后其表面会出现一定程度的氧化层.根据文献[18]中给出的数据知,经过高温氧化后的钢板材料表面发射率为0.80,因此本蜂窝芯内壁表面的发射率取值为 $\epsilon_i = 0.80$.

由于正式试验前本金属蜂窝板结构试验件已进行过预试验,其前、后表面和内部蜂窝芯材料均出现一定程度的氧化,所以本文计算中金属蜂窝板后表面的发射率 ϵ_o 与上述蜂窝芯内壁表面的发射率 ϵ_i 均取值为0.80,通过式(5)计算得到蜂窝板后表面的辐射换热热流密度.

蜂窝板背面的自然对流换热热流密度由式(8)计算得到,数值计算中使用的空气物性参数取自文献[18].金属蜂窝板结构材料GH3039和GH536的导热系数、比热容等计算时所需的物性参数使用了文献[20]中如表3所示的数据.

由于本蜂窝单元模型是根据对称原理从蜂窝结构中切取出的一个蜂窝单元建立的,因此蜂窝单元模型的侧面均为对称面.传热问题中对称面的热流密度为零,在计算中,蜂窝单元的侧面可当作绝热面处理.

表3 GH3039和GH536的物性参数

Table 3 Physical properties of GH3039 and GH536

温度/ ℃	GH3039		GH536	
	导热系数/ (W/(m·℃))	比热容/ (J/(kg·℃))	导热系数/ (W/(m·℃))	比热容/ (J/(kg·℃))
0	12.1	460	8.5	
100	13.8		8.6	372.6
150		544		389.4
200	15.5	574	10.9	
300	17.2	636	13.3	402.0
400	18.8	645	14.2	427.1
500	20.5	762	15.9	452.2
600	21.8	779	17.4	464.7
700	23.4	921	20.3	515.0
800	25.1	1047	21.4	535.9

3 计算结果和试验结果对比

综合考虑蜂窝结构内部气体、固体传热以及辐射传热环境影响,对传热过程进行了数值模拟计算.图12给出了 T_1, T_3, T_5 条件下金属蜂窝单元温度场数值模拟结果,图中温度分布对应的时

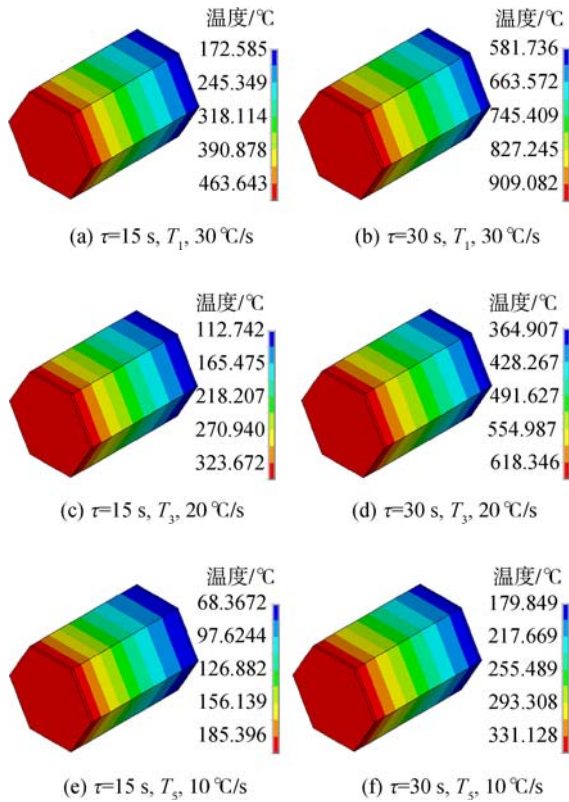


图 12 不同热冲击速率下金属蜂窝单元温度场
Fig. 12 Metallic honeycomb panel unit temperature field at different thermal shock rates

刻分别为 $\tau=15\text{ s}$ 和 $\tau=30\text{ s}$ 。 $\tau=15\text{ s}$ 时刻是热冲击历程的中间点, $\tau=30\text{ s}$ 时刻为热冲击过程的温度最高点。

图 13 中显示了金属蜂窝板前表面的 6 种不同热冲击速率的预设温度曲线。图 14 为对应于前表面 6 种不同热冲击速率, 金属蜂窝板结构后表面温度的试验结果和计算结果。从图 14 可见, 蜂窝板结构后表面温度的计算值与热试验结果取得了良好的吻合性。

表 4 给出了 6 种不同热冲击速率下金属蜂窝板结构后表面温度的数值计算结果与试验测量值。由表中数据可知, 由计算得到的金属蜂窝板结

构后表面的温度与试验结果差别不大, 验证了数值模拟方法的有效性。

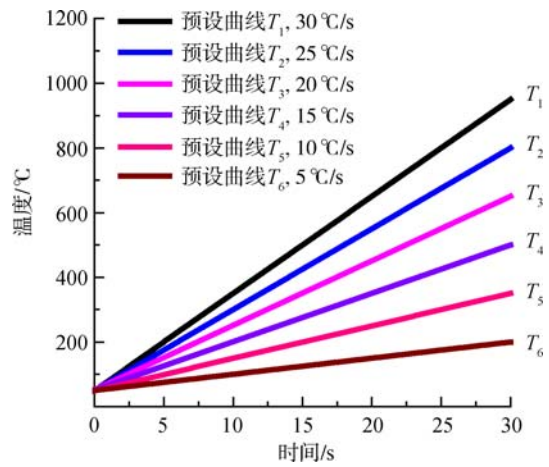


图 13 金属蜂窝板前表面预设温度曲线
Fig. 13 Pre-set temperature curves on the front surface of metallic honeycomb panel

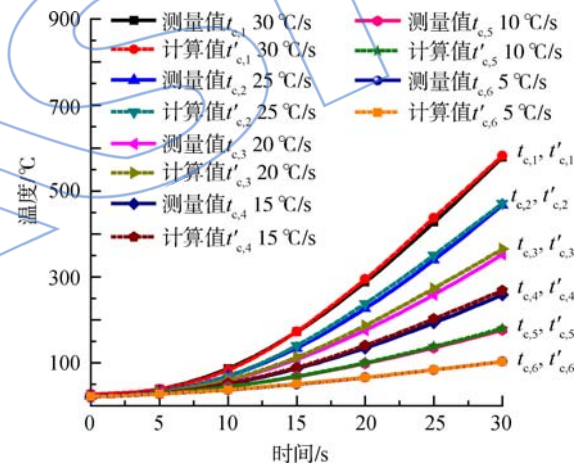


图 14 不同热冲击速率下金属蜂窝板后表面温度的计算与试验结果
Fig. 14 Calculated and testing results on the back surface of metallic honeycomb panel at different thermal shock rates

表 4 不同热冲击速率下金属蜂窝板后表面温度的试验值与数值计算结果
Table 4 Measured and calculated results on the back surface of metallic honeycomb panel at different thermal shock rates

热冲击 速率/(℃/s)		时间/s					
		5	10	15	20	25	30
30	测量值 $t_{c,1}/^{\circ}\text{C}$	38.8	86.7	171.9	287.7	427.2	578.1
	计算值 $t'_{c,1}/^{\circ}\text{C}$	38.7	83.4	172.6	294.5	437.3	581.7
	$[(t'_{c,1}-t_{c,1})/t_{c,1}]/\%$	-0.26	-3.81	0.41	2.36	2.36	0.62

续表

热冲击 速率/(℃/s)		时间/s					
		5	10	15	20	25	30
25	测量值 $t_{c,2}/^{\circ}\text{C}$	32.8	69.0	134.3	226.2	339.4	467.1
	计算值 $t'_{c,2}/^{\circ}\text{C}$	32.1	69.2	139.8	237.7	350.2	470.9
	$[(t'_{c,2}-t_{c,2})/t_{c,2}]/\%$	-2.13	0.29	4.10	5.08	3.18	0.81
20	测量值 $t_{c,3}/^{\circ}\text{C}$	30.3	58.8	108.0	176.0	258.7	352.1
	计算值 $t'_{c,3}/^{\circ}\text{C}$	30.8	60.0	112.7	186.7	272.8	364.9
	$[(t'_{c,3}-t_{c,3})/t_{c,3}]/\%$	1.65	2.04	4.35	6.08	5.45	3.64
15	测量值 $t_{c,4}/^{\circ}\text{C}$	28.8	50.7	86.4	134.4	193.0	258.5
	计算值 $t'_{c,4}/^{\circ}\text{C}$	29.6	51.7	88.9	140.2	201.9	268.4
	$[(t'_{c,4}-t_{c,4})/t_{c,4}]/\%$	2.78	1.97	2.89	4.32	4.61	3.83
10	测量值 $t_{c,5}/^{\circ}\text{C}$	28.5	44.1	67.9	98.5	135.1	176.3
	计算值 $t'_{c,5}/^{\circ}\text{C}$	28.4	44.3	68.4	99.8	137.6	179.8
	$[(t'_{c,5}-t_{c,5})/t_{c,5}]/\%$	-0.35	0.45	0.74	1.32	1.85	1.99
5	测量值 $t_{c,6}/^{\circ}\text{C}$	27.5	37.1	50.2	65.7	83.5	102.7
	计算值 $t'_{c,6}/^{\circ}\text{C}$	27.3	37.5	50.7	66.2	83.6	102.6
	$[(t'_{c,6}-t_{c,6})/t_{c,6}]/\%$	-0.73	1.08	1.00	0.76	0.12	-0.10

4 结 论

1) 使用自行研制的高速飞行器瞬态气动热试验模拟系统对金属蜂窝板结构在瞬态热冲击环境下的隔热特性进行试验研究,获得了金属蜂窝板结构在不同热冲击速率下的隔热性能参数(其中最高热冲击速率达 30℃/s,最高瞬时温度达 950℃)。

2) 采用三维有限元方法对高速热冲击环境下金属蜂窝板结构的隔热特性进行数值计算显示,数值计算结果与试验值之间具有较好的吻合性,验证了试验方法以及数值模拟方法的可信性和有效性.为数值计算方法能够在一定程度上替代价格昂贵的气动热模拟试验打下基础。

3) 通过热试验知金属蜂窝板结构在 950℃高温环境下具有很强的抗变形能力,结合其比重大、质量少、同时具有一定的隔热功能等优点,金属蜂窝结构在高速飞行器热防护设计上有重要的工程应用价值和广阔的应用前景。

参考文献:

[1] Swann R T, Pittman C M. Analysis of effective thermal conductivities of honeycomb-core corrugated-core sandwich panels[R]. NASA Technical Note D-714, 1961.

[2] Edwards D K, Arnold J N, Wu P S. Correlations for natural

convection through high L/D rectangular cell[J]. Journal of Heat Transfer, 1979, 101(12): 741-743.

[3] Fusegi T, Hyun J M, Kuwahara K, et al. A numerical study of three dimensional natural convection in a differentially heated cubical enclosure[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1991, 34(6): 1543-1557.

[4] Asako Y, Yamaguchi Y, Chen L, et al. Combined natural convection and radiation heat transfer in a vertical air cavity with hexagonal honeycomb core of negligible thickness [J]. Numerical Heat Transfer: Part A, 1996, 30(1): 73-85.

[5] Pepper D W, Hollands K G T. Summary of benchmark numerical studies 3-D natural convection in an air-filled enclosure[J]. Numerical Heat Transfer: Part A, 2002, 42(1/2): 1-11.

[6] Wen T, Tian J, Lu T J, et al. Forced convection in metallic honeycomb structures[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2006, 49(19): 3313-3324.

[7] LIU Shutian, ZHANG Yongcun, LIU Peng. New analytical model for heat transfer efficiency of metallic honeycomb structures[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(25): 6254-6258.

[8] 唐羽焯, 薛明德. 蜂窝夹芯板的热学与力学特性分析[J]. 复合材料学报, 2005, 22(2): 130-136.

TANG Yuye, XUE Mingde. Thermo-mechanical characteristics analysis of sandwich panel with honeycomb core[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(2): 130-136. (in Chinese)

[9] 景丽, 王广飞, 唐绍锋, 等. 金属蜂窝夹芯板辐射导热耦合问题[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(5): 827-831.

- JING Li, WANG Guangfei, TANG Shaofeng, et al. Radiation and conduction coupling problems of honeycomb sandwich panel[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2010, 42(5): 827-831. (in Chinese)
- [10] Johnson D B, Robinson J S. X-43D conceptual design and feasibility study[R]. AIAA 2005-3416, 2005.
- [11] Kislykh V V, Kondratov A A, Semenov V L. The program for the complex investigation of hypersonic flight laboratory (HFL) "IGLA" in the PGU of TSIIMASH[R]. AIAA 2001-1875, 2001.
- [12] Laurent S, Francois F. PROMETHEE: the french military hypersonic propulsion program status in 2002[R]. AIAA 2003-6950, 2003.
- [13] Theil S, Schlotterer M, Hallmann M, et al. Hybrid navigation system for the SHEFEX-2 mission[R]. AIAA 2008-6991, 2008.
- [14] WU Dafang, WANG Yuewu, WU Shuang, et al. Research on control of heat flux environment simulation for high-speed aircraft[J]. Advanced Materials Research, 2013, 705: 528-533.
- [15] 吴大方, 赵寿根, 潘兵, 等. 高速飞行器中空翼结构高温热振动特性试验研究[J]. 力学学报, 2013, 45(4): 598-605.
- WU Dafang, ZHAO Shougen, PAN Bing, et al. Experimental study on high temperature thermal-vibration characteristics for hollow wing structure of high-speed flight vehicles[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2013, 45(4): 598-605. (in Chinese)
- [16] WU Dafang, WU Shuang, WANG Yuewu, et al. Rapid high-precision non-linear calibration for temperature sensors in transient aerodynamic heating simulation systems[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 321/322/323/324: 618-623.
- [17] 吴大方, 潘兵, 高镇同, 等. 超高温、大热流、非线性气动热环境试验模拟及测试技术研究[J]. 实验力学, 2012, 27(3): 255-271.
- WU Dafang, PAN Bing, GAO Zhentong, et al. On the experimental simulation of ultra-high temperature, high heat flux and nonlinear aerodynamic heating environment and thermo-mechanical testing technique[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012, 27(3): 255-271. (in Chinese)
- [18] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 3版. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [19] Kaushika N D, Padmapriya R, Singh T P. Convection theory of honeycomb and slat-devices for solar energy applications[J]. Journal of Energy Resources Technology, 1992, 35(2): 126-146.
- [20] 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.