

非线性热环境下高温合金蜂窝板隔热性能研究¹⁾

吴大方^{*,2)} 郑力铭[†] 潘兵^{*} 王岳武^{*} 孙冰[†] 牟滕^{*}

^{*}(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191) [†](北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘要 金属蜂窝板结构在高温热环境下的隔热特性是高速飞行器热防护设计的重要参数. 使用自行研制的高速飞行器瞬态气动热试验模拟系统, 对高温合金蜂窝平板结构在高达 800 °C 的非线性热环境下的隔热性能进行实验研究, 获得了蜂窝板结构的瞬态和稳态传热特性以及在多种不同温度下金蜂窝平板结构隔热效果的实验数据. 在考虑结构内部蜂窝芯壁面间辐射、金属结构的传热以及蜂窝腔内空气传热的多重热交换条件下, 采用三维有限元计算方法对蜂窝板的隔热特性进行了数值模拟, 计算结果和试验结果的吻合性良好, 验证了数值模拟方法的可行性和有效性, 并为数值模拟方法能够在一定程度上较好地替代价格昂贵的气动热模拟试验打下了基础. 讨论了在复杂非线性高温环境下金属蜂窝板隔热效率的变化, 加热面温度的升降速度与隔热效率的关联性以及金属蜂窝板表面发射率的选取等问题, 对高速飞行器金属蜂窝结构的热防护研究具有重要的参考价值.

关键词 蜂窝结构, 高温合金, 隔热试验, 数值模拟, 非线性

中图分类号: V45 文献标识码: A 文章编号: 0459-1879(2012)02-0297-11

引 言

随着导弹等高速飞行器设计速度的不断提高, 气动热问题变得越来越严重. 为保证高速飞行器的安全, 确保飞行器结构不会因为气动热产生的高温热应力遭到破坏并且内部设备也不会因为温度过高影响正常运行, 必须为飞行器设计良好的热防护系统(TPS).

初期的热防护系统主要利用柔性隔热材料, 随着高速飞行器防热研究的快速发展, 出现了很多新型的防热结构, 现阶段比较先进的有合金蜂窝(MTPS)防热结构. 蜂窝结构于半个世纪前由美国人提出, 之后出现了金属蜂窝板结构. 金属蜂窝板结构由于重量轻, 在高温环境下的抗变形能力强(刚度大)、导热系数小, 是航空航天器设计中理想的防热结构^[1], 现已在航空航天领域得到了广泛应用. 金属蜂窝板结构作为防热构件使用时, 传热特性是衡量其隔热性能好坏的重要指标.

对于蜂窝结构的隔热问题, 国内外许多学者进行了大量的研究计算. Swann 等^[2]采用半经验公式计算蜂窝结构导热系数随结构尺寸和材料参数的变化. 在航空航天领域, Swann 等^[3]提出的半经验关

系式已作为一个标准模型用来计算蜂窝结构的传热, 但由于实际情况会同时存在内部辐射、气体和固体的热传导, 用该半经验关系式计算得到的结果与试验测量值有一定的误差. 为能在一定程度上提高对蜂窝结构内部传热过程的数值模拟的精度, Hyun 等^[4], Hollands 等^[5], Asak 等^[6]和 Edwards 等^[7]研究了蜂窝结构空腔内空气自然对流对蜂窝传热的影响, Kamran^[8]采用有限差分法模拟了导热/辐射耦合作用下蜂窝结构的导热系数. 但目前, 针对蜂窝夹芯板结构的传热研究大多是经验公式和简单数值计算结合的方法计算蜂窝结构的稳态传热过程和有效热导率等, 如辐射换热采用近似方法^[9]和半经验公式^[10-11]进行计算等. 因此, 研究使用有限元方法对金属蜂窝板的隔热性能进行更加准确的数值计算, 对于高速飞行器金属蜂窝结构的热防护设计具有非常重要的意义. 此外, 由于以前金属蜂窝结构在材料温度使用极限、制作工艺以及瞬态非线性加热设备性能方面的限制, 在超过 800 °C 的非线性高温热环境下金属蜂窝板结构的隔热性能试验研究还未见报道.

本文采用能够在高达 900 °C 热环境下使用的新

2011-04-25 收到第 1 稿, 2011-11-13 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金项目(11172026, 11002012), 航空科学基金项目(2011ZD51043)和航天科技创基金重点项目(CASC201101)资助.

2) E-mail: wdf1950@163.com

研制的高温合金蜂窝板结构作为研究对象,使用自行设计的高速飞行器气动热试验模拟系统对高温合金蜂窝板结构在超过 800 °C 的非线性高温热环境下的隔热性能进行试验研究,以获得蜂窝板结构的瞬态传热特性以及在多种不同温度下合金蜂窝平板结构隔热效果的试验数据.并在考虑结构内部蜂窝芯壁面间的辐射、固体壁的传热以及蜂窝腔内空气传热的多重热交换条件下,采用三维有限元方法对蜂窝结构的隔热性能进行数值计算.同时将金属蜂窝平板结构在高温环境下隔热性能的试验结果和数值计算结果进行对比,验证数值模拟方法的可信性和有效性.讨论并分析非线性高温热环境中金属蜂窝板隔热效率的变化,加热面温度的升降速度与隔热效率的关联性,以及金属蜂窝板表面发射率的选取等问题,为高速飞行器金属蜂窝结构的热防护研究提供有价值的设计依据.

1 高温合金蜂窝板隔热性能的实验研究

1.1 高温合金蜂窝板

本文所研究的镍基高温合金蜂窝板结构平板试件如图 1 所示,由上、下两块金属面板和中间蜂窝结构焊接而成.金属蜂窝板结构的平面尺寸为 200 mm×200 mm,蜂窝单元外接圆直径 6 mm,单元高度为 7.5 mm,前后面板的厚度均为 0.16 mm,蜂窝板总厚度为 7.82 mm,在蜂窝单元六面体中,4 条非焊接边的壁厚为 0.076 mm,两条双层焊接边的壁厚为 0.152 mm (2×0.076 mm).金属面板和中间蜂窝结构的材料同为高温合金.前后面板材料为镍基合金 GH 3039,蜂窝芯结构为镍基合金 GH536.

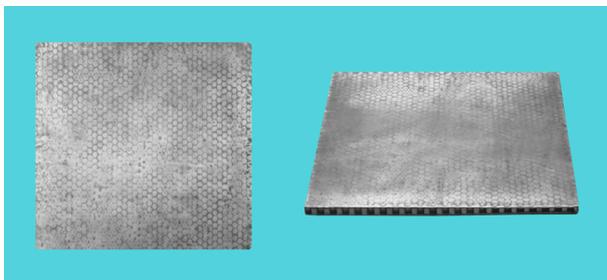


图 1 金属蜂窝板试验件

Fig.1 Metallic honeycomb panel specimen

为了对高温合金蜂窝板的热环境进行控制,并对不同温度下的隔热效果进行试验测试,在蜂窝板前、后表面的中心位置均焊有温度传感器,前表面(加热面)的温度传感器用于在试验过程中测量、控制试件前表面温度的动态变化,后表面(散热

面)的温度传感器用于测量高温环境下金属蜂窝板结构后表面的温度,根据前、后表面的温度差,获得金属蜂窝板结构的隔热性能、隔热效率等表征参数.

1.2 红外辐射式非线性瞬态气动热试验模拟系统

本试验采用红外辐射加热方式对金属蜂窝板前表面的加热过程实现非线性动态试验模拟.它是一个由石英红外辐射器、温度传感器、信号放大器、模/数转换器、工业控制计算机、数/模数转换器、移相触发器、可控硅功率调节器等部分组成的闭环试验控制系统.针对试验条件要求的非线性模拟环境和高速响应的特点,采用具有鲁棒性好,对参数变化适应性强,过渡过程时间短等优点的模糊控制方式进行非线性动态气动热环境模拟试验^[12].

图 2 为试验装置的结构示意图.中心部位焊有 K 型热电偶温度传感器的金属蜂窝板结构竖直放置,其前表面朝向石英红外辐射加热器,通过计算机自动温控系统对蜂窝板前表面的加热过程进行控制,使前表面的温度能够按照预定的设计加热历程变化.蜂窝板后表面面对外界环境,通过辐射和自然对流方式向外界散热.蜂窝板结构的四周安装有由导热系数很低的多孔隙轻质陶瓷材料制成的绝热框架以减少边界热散失.石英红外辐射加热器设计成双排密集阵列交错安装方式,后面一排石英灯加热阵列发出的红外辐射光线正好从前面一排石英灯加热阵列的缝隙之间穿过,该设计提高了加热装置的热辐射能力,并使试验件前表面的温度场更为均匀.由于在本试验装置生成的热环境下,试验件中部区域的温度分布比较均匀,因此在金属蜂窝板结构前表面中部区域的小蜂窝六面体前表面的中心部位焊接了一只 K 型热电偶;在后表面中部小蜂窝六面体中心处焊了一个只同型热电偶,用以实时控制和测量金属蜂窝板结构中部区域前后表面的温度.

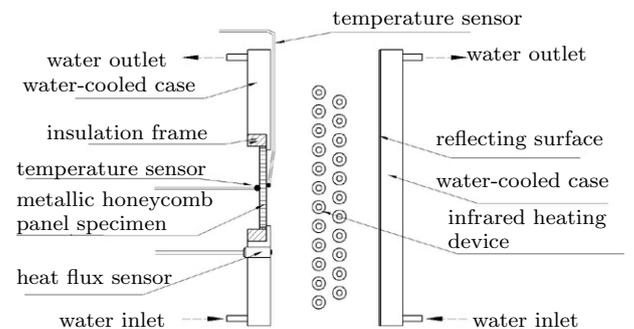


图 2 红外辐射式热试验装置结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of testing equipment for infrared radiant thermal test

1.3 金属蜂窝板结构的热试验

由于本热试验研究系统具备良好的瞬态非线性高温热环境模拟功能^[12], 在试验中对金属蜂窝板结构设置了如图 3 中实线所示最高温度不同的 3 种非线性动态热模拟过程 T_1 , T_2 和 T_3 . 试验系统在前 50 s 将高温合金蜂窝板结构的前表面快速加热至目标温度, 之后 3 条曲线分别达到最高点温度 356.9 °C, 713.6 °C 和 830.3 °C (对应曲线的 420.5 s), 然后降温, 该试验过程是一个具有高速率爬升, 稳态与动态复合, 既有非线性升温也有降温过程的模拟远程高速机动飞行的复杂非线性热环境历程. 在控制金属蜂窝板前表面的非线性温度环境的同时, 利用焊接在金属蜂窝板后表面的温度传感器, 在热试验过程中全程测量和记录金属蜂窝板后表面温度的变化状况, 以获得金属蜂窝板结构在不同非线性热环境下的隔热性能.

在使用高速飞行器红外辐射式瞬态气动热试验模拟系统对高温合金蜂窝板前表面的快速非线性热环境 T_1 - T_3 进行实时动态模拟之后, 得到了如图 3 所示的与金属蜂窝板前表面非线性热环境历程所对应的 3 种不同的实际控制结果曲线. 从图中可知, 在气动热环境试验模拟的全过程中, 金属蜂窝板前表面温度的“设定曲线”和“实际控制结果曲线”

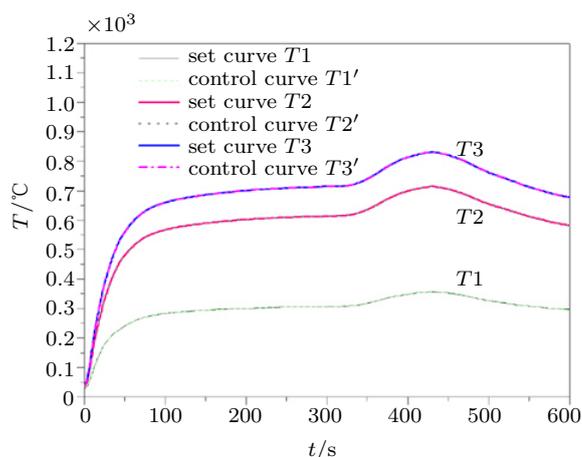


图 3 金属蜂窝板前表面温度设定曲线和实际控制结果曲线

Fig. 3 Set and control temperature curves on the front surface of metallic honeycomb panel

重合在一起, 即使在温度快速非线性上升段转折过渡段, 以及降温过程中, 二者也吻合得很好.

表 1 给出了最高点温度为 830.3 °C 的热环境模拟曲线 T_3 在 50 s, 100 s, ..., 600 s 时刻的设定温度和实际控制结果, 由表 1 可以看到, 在对 T_3 的热环境模拟过程中, 所列各点的设定温度和实际控制温度的相对误差均小于 0.2%, 说明热试验系统能够取得很高的非线性动态热环境模拟精度.

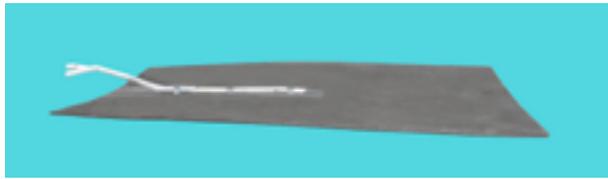
表 1 蜂窝板前表面曲线 T_3 的设定温度与实际控制温度值

Table 1 Set and control temperature values of T_3 on the front surface of metallic honeycomb panel

t/s	50	100	150	200	250	300	350	400	450	500	550	600
set temperature/°C	559.3	659.5	685.5	699.9	708.3	713.3	740.0	812.9	820.6	761.6	712.2	677.8
control temperature/°C	558.6	659.0	685.0	700.2	708.4	713.7	739.4	812.5	820.5	762.0	712.0	676.8
relative error/%	-0.13	-0.08	-0.07	0.04	0.01	0.06	-0.08	-0.05	-0.01	0.05	-0.03	-0.15

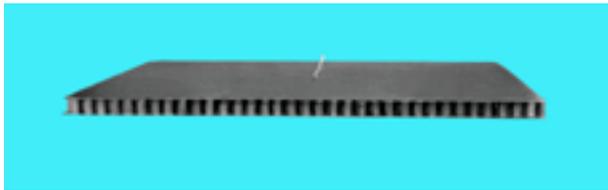
图 4 是高温合金板 (200 mm × 200 mm × 1.2 mm) 与金属蜂窝板结构 (200 mm × 200 mm × 7.82 mm) 经过相同的 800 °C 高温试验后的变形状态图片. 由于金属材料的高温软化以及边界与中部温度场存在一定的非均匀性, 高温合金薄板试件在经过 800 °C 高温后, 材料中的非均匀热应力和非均匀变形使得高温合金薄板试件出现了如图 4(a) 所示的比较大的弯曲和扭曲. 图 4(a) 中的高温合金板的重量为 375.7 g, 图 4(b) 中的蜂窝板结构的壁厚很薄 (在蜂窝六面体中, 4 条非焊接边的壁厚仅为 0.076 mm, 另外 2 条双层焊接边的壁厚也只有 0.152 mm), 经过测量金属蜂窝板结构的总重量为 285.4 g, 比高温合金板还要

轻 90.3 g. 虽然从重量上讲金属蜂窝板比高温合金板轻一点, 但金属蜂窝板结构的总厚度是高温合金薄板的 6.5 倍, 结构刚度比较大. 由材料力学可知, 采用薄壁结构可获得较大的强度和刚度, 因此由众多小薄壁结构复合而成的金属蜂窝板结构其抗变形能力更强. 经过高温加热后高温合金等金属薄板出现的大变形 (如图 4(a) 所示) 将会改变高速飞行时导弹表面的气动外形, 并对飞行控制产生极为严重的影响. 而由图 4(b) 可以看到, 本试验使用的金属蜂窝板结构在经过 800 °C 高温热环境试验后其平面翘曲和变形都很小. 因此蜂窝板结构特别适合于制作在气动热引起的高温热环境下, 要求变形量小、质量轻



(a) 高温合金板

(a) High temperature alloy panel



(b) 金属蜂窝板

(b) Metallic honeycomb panel

图4 高温合金板和金属蜂窝板经过800℃高温后的变形图

Fig.4 Distortion of high temperature alloy panel and metallic honeycomb panel after 800℃ heating

的高速飞行器结构部件。

2 数值计算

2.1 计算模型

计算中使用的由上下两块高温合金面板和中间蜂窝芯结构焊接而成蜂窝板结构模型如图5所示。蜂窝板结构内部通过金属材料的导热、蜂窝腔内空气传热以及蜂窝内部壁面之间的辐射进行热交换。

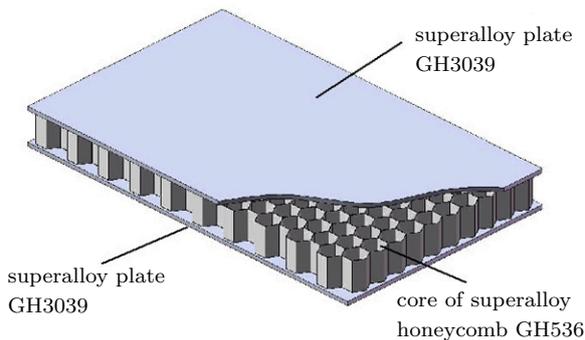


图5 高温合金蜂窝板结构示意图

Fig.5 Schematic diagram of superalloy honeycomb panel structure

计算模型的参数与试验模型相同。因蜂窝结构内部的传热过程比较复杂,其传热过程包括:蜂窝板内部金属结构的热传导;各金属面之间的热辐射;蜂窝腔内空气的传热。蜂窝板结构后表面的散热包括

了空气和蜂窝板后表面之间的自然对流换热以及蜂窝板后表面向外部空间的辐射散热。数值计算过程中需要同时考虑以上3种传热形式对隔热效果产生的影响。

在本研究中,金属蜂窝结构的传热属于瞬态三维热传导问题,瞬态温度场的场变量 $T(x, y, z, t)$ 在直角坐标中应满足如式(1)所示的微分方程。

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

其中, T 为温度, k 为材料导热系数, ρ 为材料密度, c 为材料比热。

由于蜂窝芯空腔内各壁面之间都会通过辐射进行热量传递,属于多表面的封闭系统辐射换热。假定蜂窝结构内部每个表面均为漫灰的平面,并且设定蜂窝腔内的空气不参与辐射传热。计算所采用的方程如下

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

其中, J_i 为各表面的有效辐射, ε_i 为蜂窝芯内表面发射率, σ 为Stefan-Boltzmann常数, N 为参与辐射的单元表面个数, $X_{i,j}$ 为各表面之间的辐射角系数。本文的数值计算中预先对每一个参与辐射的单元面和所有其他可视单元面之间的辐射角系数进行计算,生成一个辐射角系数文件,在辐射换热计算中对该文件调用。通过求解式(2)中所示的代数方程组,可以得出各表面的有效辐射量,进而求得各表面的净辐射换热量。辐射换热量和辐射表面温度作为辐射换热和单元导热之间的耦合参数,实现蜂窝板内部辐射和导热的耦合传热。

蜂窝空腔内部空气的对流换热过程属于有限空间内自然对流换热。有限空间内的自然对流存在一个以两换热面间距离 δ 为特征长度的判据 Gr_δ

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

其中, g 为重力加速度, α 为膨胀系数, Δt 为两面间温差, ν 为空气黏性系数。

当 $Gr_\delta \leq 2430$ 时,蜂窝内部空气传热可以当作纯导热来处理。根据式(3)的判据对本研究中蜂窝板腔内部空气的自然对流过程进行计算,发现其 Gr_δ 远远小于2430,因此空气可以按纯导热进行计算,此结论也和文献[13]中所述的结论一致。文献[13]中认为,当蜂窝尺寸在一定的范围内时,通过蜂窝腔内部空气对流传递的热量可以忽略。

蜂窝板后表面面对开放的外部空间, 与外部空间的热交换由表面与空气自然对流换热和表面与环境的辐射换热两部分组成, 蜂窝表面总热流密度 q 的描述如下

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

式中, q_h 为自然对流换热热流密度, q_r 为辐射换热热流密度.

蜂窝板表面和空气之间的自然对流换热的计算采用如式 (5) 中所示的实验关联式.

$$Nu = C(GrPr)^n \quad (5)$$

其中, Nu 为努塞尔数, 从物理意义上讲, 它是无量纲的对流换热系数. Gr 为格拉晓夫数, 是自然对流换热过程中浮升力和黏滞力比值的一种度量, Pr 为普朗特数, 是流体本身的物性参数, C 和 n 是和自然对流流态有关的常数. 由文献 [14] 知, 对于竖直放置平板的自然对流换热过程, 当格拉晓夫数 $Gr = 10^4 \sim (3 \times 10^9)$ 时, 其流动状态属于层流, 此时式 (5) 中的 C 和 n 的取值为: $C = 0.59$, $n = 1/4$.

格拉晓夫数的表达式如下

$$Gr = \frac{g\alpha(T_w - T_a)l^3}{\nu^2} \quad (6)$$

其中, T_w 是蜂窝板试验件背壁表面温度, T_a 是环境空气温度. 当认为空气温度 T_a 不变时, 可以得到 Gr 和 T_w 之间的单值函数关系. 本文蜂窝板为竖直放置状态, 由式 (6) 计算得到的后表面自然对流换热过程中格拉晓夫数随温度的变化如图 6 所示. 由图中曲线可知, 格拉晓夫数 Gr 的变化均处于上述 $10^4 \sim (3 \times 10^9)$ 的范围之内, 说明本研究中所使用的自然对流模型是合理的.

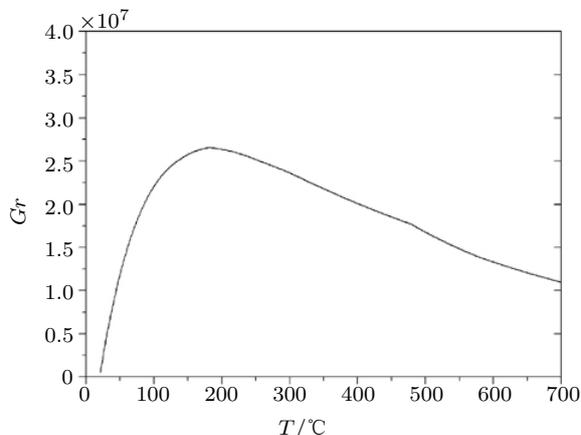


图 6 蜂窝板后表面格拉晓夫数 Gr 随温度的变化

Fig. 6 Gr curves on back surface of metallic honeycomb panel

根据式 (5) 计算得到 Nu 后, 自然对流换热系数 h 可由下式计算得出

$$h = \frac{Nu\lambda}{H} \quad (7)$$

其中 λ 为空气导热系数, H 为蜂窝板边长.

蜂窝板背壁表面的自然对流换热热流密度为

$$q_h = h(T_w - T_a) \quad (8)$$

蜂窝板背壁表面的辐射换热热流密度为

$$q_r = \varepsilon_2\sigma(T_w^4 - T_a^4) \quad (9)$$

其中, ε_2 为蜂窝板后表面发射率.

从结构上看, 蜂窝板是由一个个的蜂窝单元排列组合而成的平板结构. 为了减少边界效应的影响, 本文选择了 $200\text{ mm} \times 200\text{ mm}$ 较大的蜂窝板结构平面尺寸, 而蜂窝板总厚度只有 7.82 mm , 其“宽厚比”为 $25.6:1$, 因此本蜂窝板结构是一个“宽厚比”比较大的薄板结构, 金属蜂窝板四周绝热的边界条件会对蜂窝板边界区域附近的蜂窝单元产生一些影响, 但对这种较大“宽厚比”的蜂窝板中间部位绝大多数蜂窝单元的影响已经不大, 因而计算时可以从整块蜂窝板结构的中部切取一个蜂窝单元来建立实体模型.

根据对称原理, 蜂窝单元模型的切取方式如图 7(a) 所示, 切出的蜂窝单元模型如图 7(b) 所示.

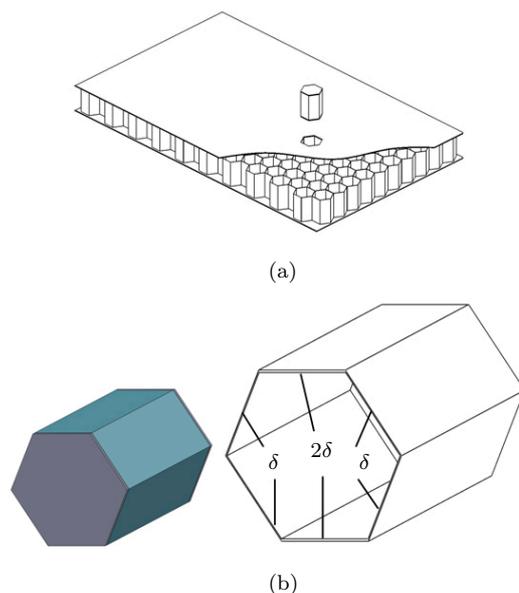


图 7 蜂窝单元模型

Fig. 7 Honeycomb unit model

本研究中的蜂窝芯由厚度为 0.076 mm 的梯形波纹板焊接而成, 蜂窝芯结构的焊接处为两层蜂窝芯壁叠焊在一起(见图 7(b)中的上下两条水平边), 此处壁厚为其余 4 条边壁厚的 2 倍(0.152 mm). 因为蜂窝板中相邻的蜂窝腔由蜂窝芯壁相隔, 在切取蜂窝单元实体模型时, 每个蜂窝单元模型的蜂窝芯壁厚应取为试验件蜂窝芯结构壁厚的 1/2, 即 4 条非焊接边的模型厚度为 δ (0.038 mm), 上下两条水平焊接边的模型厚度为 2δ (0.076 mm).

由于本研究中蜂窝腔内空气传热可作为纯导热处理, 模型化处理时可以把空气当做物性参数与空气相同的固体, 蜂窝单元内壁和空气之间的热量交换可以看作是固体与固体之间的热传导.

根据图 7 中所示的蜂窝单元模型, 进行了有限元网格划分, 采用 6 面体 20 节点单元类型, 共生成 18 479 个单元, 30 121 个节点, 划分的有限元网格如图 8 所示. 其中图 8(a) 是蜂窝单元有限元网格的整体图, 为清晰起见, 图 8(b) 对有限元网格进行了局部放大, 由放大后的图中可以看出, 在蜂窝面热量传递方向上划分了两层单元, 用来保证传热计算的精度. 为了能够观察到蜂窝腔内部空气的单元划分情况, 图 8(c) 中给出了隐去蜂窝面板单元的局部放大图. 在隐去蜂窝面板单元后, 可以看到蜂窝腔内部空气的有限元单元很均匀, 能够满足数值计算的要求.

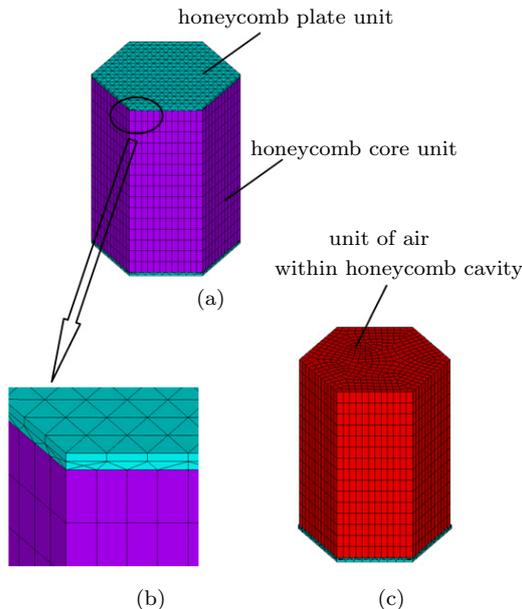


图 8 有限元网格

Fig. 8 Finite element grid

2.2 边界条件

由于蜂窝板前表面温度由瞬态气动热试验模拟系统按照预先设定的非线性温度曲线控制, 表面

温度成为已知条件, 因此数值计算中金属蜂窝板前表面采用第一类边界条件, 即规定温度边界条件. 3 种不同的非线性温度变化过程由图 3 中所示的曲线 T_1, T_2, T_3 确定.

对于数值计算中表面发射率的选取, 由于金属材料的表面发射率与其表面状态有很大关系, 如抛光的金属表面和有氧化层的表面发射率会有极大的差异. 蜂窝芯内部由于在制作过程中受到高温的影响, 必然会出现氧化. 加工完成后蜂窝板结构内部形成了一个独立的个体封闭空间, 蜂窝芯内壁无法再进行磨光处理, 内壁表面会留有制作过程中由于高温形成的氧化层. 根据文献 [14] 中给出的数据, 氧化的钢板表面发射率在 0.78~0.82, 因此, 计算中选取 0.78 和 0.82 的中间值作为蜂窝表面的平均发射率, 即 $\varepsilon_1 = 0.80$.

而对于蜂窝板的外表面, 加工完成后是平整外露的, 并经过了磨光处理. 由于试验过程中蜂窝板外表面经受高温会出现一定程度的氧化, 其表面发射率数值的选取应该是介于磨光表面和完全氧化表面之间, 根据文献 [14] 中的数据, 磨光后的钢板表面发射率在 0.14~0.38, 其中间值为 0.26, 而出现氧化后的钢板表面发射率的中间值是 0.80, 因此计算中选取了磨表面发射率中间值与氧化表面发射率中间值相加后再取其平均值的方法, 将蜂窝板后表面发射率选定为 $\varepsilon_2 = 0.53$.

蜂窝板背面的自然对流换热热流密度可由式 (7) 计算得到. 数值计算中使用的空气物性参数参见文献 [14]. 金属蜂窝板结构材料 GH3039 和 GH536 的物性参数如表 2 所示 [15]. 表中列出了两种材料在不同温度下的热导率和比热容, 文献 [15] 中未提供的数据由插值计算确定.

由于本研究中采用的商业计算软件尚不能很好地解决对流换热过程和辐射换热过程的相容问题, 因此本文采用了自编程序模块与商业软件相结合的方法进行数值计算.

3 结果和讨论及分析

在考虑蜂窝板结构内部的固体和气体传热以及辐射传热的条件下对 600 s 内的传热过程进行了数值计算. 图 9 给出了 T_3 条件下金属蜂窝单元温度场的计算结果, 图中温度分布对应的时刻为 $t = 300$ s 和 $t = 431$ s. 300 s 时刻是整个试验历程 600 s 的中间点, 431 s 时刻时为加热曲线的温度最高点.

表 2 GH3039 和 GH536 的物性参数表
Table 2 physical properties of GH3039 and GH536

T/ °C	GH3039		GH536	
	Thermal conductivity	Specific heat	Thermal conductivity	Specific heat
	W/(m·°C)	J/(kg·°C)	W/(m·°C)	J/(kg·°C)
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
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
800	25.1	1 047	21.4	535.9

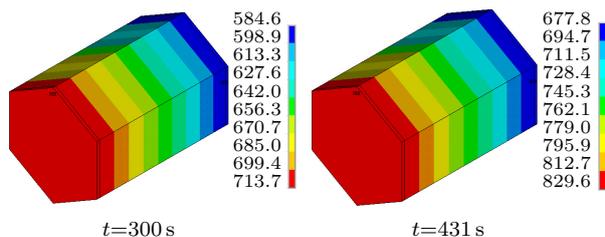


图 9 非线性温度环境历程 T3 中的金属蜂窝单元温度场

Fig.9 The honeycomb panel unit temperature field for T3

图 10~图 12 是蜂窝板前表面温度为 T1, T2 和 T3 时后表面的试验结果和计算结果. 从 3 组图中的曲线可以看出, 蜂窝板后表面的计算值与试验值均十分接近, 即使在温度快速上升段和下降段, 计算结果与试验结果也取得了比较良好的一致性.

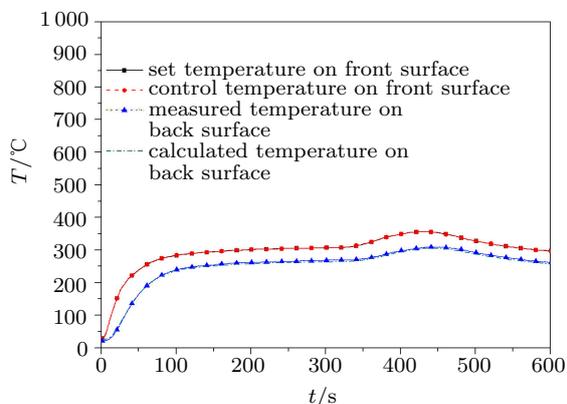


图 10 非线性曲线 T1 时的试验和计算温度曲线

Fig. 10 Temperature curves of experiment and calculation at T1

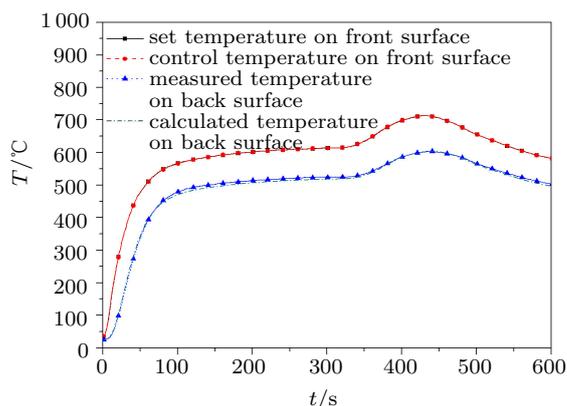


图 11 非线性曲线 T2 时的试验和计算温度曲线

Fig. 11 Temperature curves of experiment and calculation at T2

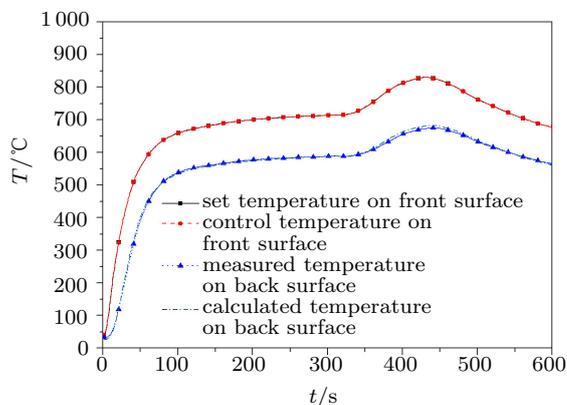


图 12 非线性曲线 T3 时的试验和计算温度曲线

Fig. 12 Temperature curves of experiment and calculation at T3

此外, 由图 10~图 12 可知, 对于 T1, T2 和 T3 热环境曲线, 随着前表面温度的提高, 后表面温度的计算值与试验值之间的相对误差在逐渐减小. T1 曲线的试验值和计算值的最大相对偏差不大于 2.0%; 对于温度较高的 T2 曲线, 其最大相对偏差减少到 1.4%, 随着设定温度环境的进一步提高, 计算得到的曲线 T3 后表面温度和试验值非常接近, 其相对偏差降低到 1.2% 以内. 其原因在于: 金属材料的发射率和试验件表面温度相关, 后表面发射率在不同温度下会有一定的差别, 且发射率和温度之间为非线性变化关系, 而要想在高温环境下实时确定金属蜂窝结构内外部发射率动态变化的准确数值比较困难. 因此, 本文中设定发射率为一定值, 而对于较大范围的温度变化, 选择固定参数会存在最佳适应区间的问题. 在本研究中当温度较低时发射率比实际情况稍许偏大, 计算得到的散热量也随之偏大, 因此计算值比试验值有所偏低. 随着试验温度的提高, 高

温合金板的氧化程度加重,引起灰度和发射率改变,使得蜂窝表面发射率有稍许增加.此时实际发射率与计算中设定的发射率更为接近,因此计算值与试验值吻合得也更好.

虽然本计算结果已经能够比较好地满足工程设计的要求,但是对于发射率和温度之间的非线性变化关系以及在数值计算中的应用可以作为进一步提高数值模拟准确度的研究方向.

图 13 给出了在 200 s 时 3 种不同温度条件下蜂窝板前、后表面温度差的试验结果和计算结果.由于 3 种不同非线性热环境历程在 200 s 时处于相对稳定阶段,从图 13 中可以看到稳态隔热性能(200 s 时)的变化趋势.

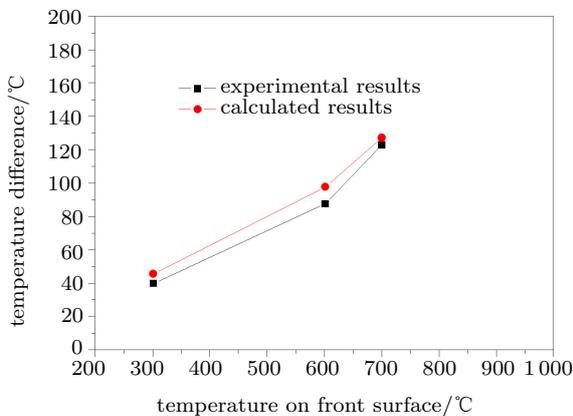


图 13 蜂窝板在不同稳态温度下的隔热性能 ($t=200\text{ s}$)

Fig. 13 Heat-shielding performance of metallic honeycomb panel at different temperatures ($t=200\text{ s}$)

为了在不同温度下对金属蜂窝板结构的隔热效能进行定量比较,本文将隔热效率描述为:金属蜂窝板结构前后表面的温度差/前表面温度.

表 3 给出了 200 s 时 3 种不同温度条件下蜂窝板前、后表面温度差的试验结果和有限元 (FEM) 计算结果,以及蜂窝板的稳态隔热效率.由表 3 中试验结果数据可知,曲线 T1 在 200 s 时前表面设定温度为 300 °C,蜂窝板后表面测量温度降低到了 261.5 °C,比前表面减少了 39.8 °C,既温度降低了 13.2%;曲线 T2 在 200 s 时前表面设定温度提高到了 600 °C,此时蜂窝板后表面温度为 513.9 °C,比前表面温度下降了 87.5 °C,温度降低了 14.5%;曲线 T3 在 200 s 时蜂窝板前表面温度进一步提高达到了 700 °C,此时蜂窝板后表面温度为 577.4 °C,前后表面的温度差为 122.8 °C,隔热效率提高到了 17.5%.试验结果表明,本试验所采用的金属蜂窝板结构在 300 °C~700 °C 的温度范围内,其稳态隔热效

率约在 13.2%~17.5% 之间,由图 13 和表 3 给出的在 200 秒时 3 种不同温度条件下蜂窝板前、后表面温度的试验结果,以及从图 13 中显示出的稳态隔热性能(200 s 时)随着温度升高的变化趋势,并根据表 3 中给出的不同温度下金属蜂窝板结构隔热效率的试验结果可知,当前表面温度为 300 °C, 600 °C 和 700 °C 时,蜂窝板后表面测量温度分别降低至 261.5 °C, 513.9 °C, 577.4 °C;比前表面分别减少了 39.8 °C, 87.5 °C, 122.8 °C,即该试验条件下的隔热效率分别为 13.2%, 14.5%, 17.5%.这一试验结果说明了金属蜂窝板结构在稳态时的隔热效率随着环境温度的提高呈现逐渐增强的趋势.

表 3 蜂窝板在不同温度下前、后表面的温度差 ($t=200\text{ s}$)
Table 3 Temperature differences between front and back face of the metallic honeycomb panel at different temperatures ($t=200\text{ s}$)

Experiment condition ($t=200\text{ s}$)	T1	T2	T3
front surface temperature/°C	300.0	600.0	700.0
back surface temperature (experiment)/°C	261.5	513.9	577.4
temperature difference(experiment)/°C	39.8	87.5	122.8
insulation efficiency(experiment)/%	13.2	14.5	17.5
back surface temperature (FEM)/°C	255.9	503.8	572.1
temperature difference (FEM)/°C	43.6	95.1	125.6
insulation efficiency (FEM)/%	14.5	15.8	17.9

另外由表 3 可知通过数值模拟计算得到的在相同热环境条件下的隔热效率与试验结果差别不大,分别为 14.5%, 15.8%, 17.9%,也是随着金属蜂窝板结构前表面温度的提高呈现逐渐上升的趋势.金属蜂窝板结构的整体隔热效果与蜂窝芯材料厚度、蜂窝高度、蜂窝单元外接圆直径等因素有直接关系.

为了对金属蜂窝板结构在非线性热环境下的动态隔热效果有更加全面的认识.图 14 中给出了金属蜂窝板在 3 条非线性温控曲线 T1, T2 和 T3 时的前后表面温差随时间的变化历程.从图 14 中可以看出,在温度环境呈非线性变化的热试验过程中,蜂窝板的隔热效率也在不断变化,并且 3 条非线性曲线 (T1, T2 和 T3) 对应的温度差在依次升高,另外从图中还可以看到,3 条曲线都存在 2 个峰值,第 1 个峰值出现在加热起始阶段,而且峰值较高.对照图 12 中的设定温度变化曲线可以看出,第 1 个峰值出现在快速温升阶段,由于热扩散率的限制,后表面的温升会存在热滞后现象,从而在快速温升阶段出现了很大的

温度差. 当温度爬升速率减缓后, 前后表面的温度差急剧下降, 当设定温度转入相对平缓的阶段后, 温度差也渐趋稳定. 第 2 个温度差峰值出现在温控曲线的温度极值附近, 由于设定温度的爬升速率较缓, 温度差的峰值也较低一些.

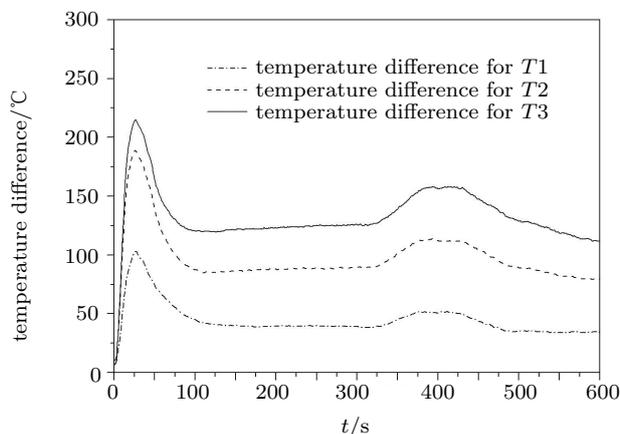


图 14 蜂窝板在不同温度曲线下前后表面的温度差变化

Fig. 14 Heat-shielding performance of metallic honeycomb panel for 3 temperature curves

表 4 蜂窝板在加热曲线 T3 的不同时刻前、后表面的温度差与隔热效率

Table 4 Temperature differences and heat shielding efficiency of metallic honeycomb panel between front and back face at different times of curve T3

t/s	50	100	150	200	250	300	350	400	450	500	550	600
front surface temperature/°C	558.9	659.0	685.0	700.2	708.4	713.7	739.4	812.5	820.5	762.0	712.0	676.8
back surface temperature/°C	397.2	538.8	563.2	577.4	583.2	588.3	599.4	656.6	673.1	632.8	593.7	565.4
temperature difference/°C	161.7	120.2	121.8	122.8	125.2	125.4	140.0	155.9	147.4	129.2	118.3	111.4
insulation efficiency/%	28.9	18.2	17.8	17.5	17.7	17.6	18.9	19.2	18.0	17.0	16.6	16.5

4 结论

对高温合金蜂窝板结构在非线性动态高温热环境下的隔热性能进行试验研究和数值模拟, 得到了蜂窝板结构的传热特性以及在多种不同非线性温度环境历程中金属蜂窝板结构的隔热效果试验数据和计算结果, 研究结果表明:

(1) 金属蜂窝板结构的稳态隔热效率随着环境温度的提高逐渐增强; 在快速变化的非线性高温环境中的不同时刻, 金属蜂窝板的隔热效率与受热面温度的上升或下降速率相关联.

(2) 数值模拟结果和试验结果吻合良好, 验证了试验方法和数值模拟方法的可信度和有效性. 金属蜂窝板结构在高温热环境下的隔热性能的计算结果和试验结果为高速飞行器的安全设计提供了重要

依据. 表 4 中列出了最高点为 830.3 °C 的非线性热环境试验过程 (T3) 在 50 s, 100 s, ..., 600 s 时刻的蜂窝板前、后表面温度、温度差和隔热效率的试验结果. 在 50 s 时蜂窝板前表面处于曲线的快速升温阶段, 蜂窝板后表面的温升速度相对于前表面存在很大的滞后现象, 隔热效率达到 28.9%; 200 s 时蜂窝板前表面温度处于非线性曲线的相对稳定阶段, 其隔热效率减少到了 17.5%, 600 s 时蜂窝板前表面温度处于非线性曲线的下降段, 蜂窝板后表面的温度下降速度会低于前表面, 前后表面的温度差减少, 隔热效率的变化趋势与上升过程相反, 降低到了 16.5%. 对于另外两条非线性曲线 T1 和 T2, 其隔热效率随时间及升、降温的变化也呈现了相同的变化趋势. 以上现象说明在快速变化的非线性高温环境中的不同时刻, 金属蜂窝板的隔热效率与受热面温度变化率以及温度变化梯度相关联. 非线性高温环境下金属蜂窝板隔热效率变化规律的获得, 为研究处于高速变化的复杂飞行过程中的航空航天飞行器的热防护设计及安全可靠设计提供了重要依据.

依据.

(3) 金属蜂窝板结构在高温环境下有很强的抗变形能力, 且具有比重小质量轻, 并有防隔热功能等多种优点, 因此在高速飞行器的热防护设计上具有重要的工程应用价值和广阔的应用前景.

参 考 文 献

- 1 Blosser ML. Advanced metallic thermal protection system development. AIAA 2002-0504, 2002
- 2 Swann RT, Pittman CM. Analysis of effective thermal conductivities of honeycomb-core corrugated-core sandwich panels. NASA Technical Note. 1961. 714
- 3 解维华, 张博明, 杜善义. 金属蜂窝结构有效热导率的预报与实验研究. 哈尔滨工业大学学报, 2007, 39(5): 787-789 (Xie Weihua, Zhang Boming, Du Shanyi. Numerical prediction and

- measurement of effective thermal conductivity of honeycomb sandwich panel. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2007, 39(5): 787-789 (in Chinese))
- 4 Fusegi T, Hyun JM, Kuwahara K, et al. A numerical study of three dimensional natural convection in a differentially heated cubical enclosure. *Int J Heat Mas Transfer*, 1991, 34: 1543-1557
 - 5 Pepper DW, Hollands KGT. Summary of benchmark numerical studies 3-D natural convection in an air-filled enclosure. *Numerical Heat Transfer, Part A*, 2002, 42: 1-11
 - 6 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. *Numer. Heat Transfer, Part A*, 1996, 30: 73-85
 - 7 Edwards DK, Arnold JN, Wu PS. Correlations for natural convection through high L/D rectangular cell. *Journal of Heat Transfer*, 1979, 101(12): 741-743
 - 8 Kamran D. Heat transfer in adhesively bonded honeycomb core panels. AIAA 2001-282, 2001
 - 9 Arulanantham M, Kaushika ND. Coupled radiative and conductive thermal transfers across transparent honeycomb insulation materials. *Applied Thermal Engineering*, 1996, 16(3): 209-217
 - 10 Blosser ML. Investigation of fundamental modeling and thermal performance issues for a metallic thermal protection system design. In: Proceeding of 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno: Nevada, 2002
 - 11 William LK. Heat shielding characteristics and thermostructural performance of a suPeralloy honeycomb sandwich thermal protection system (TPS). NASA/TP-2004-212024, 2004
 - 12 吴大方, 高镇同, 王永海. 模糊控制在导弹瞬态气动热流试验中的应用研究, 北京航空航天大学学报, 2002, 28(6): 682-684 (Wu Dafang, Gao Zhentong, Wang Yonghai. Experimental study on fuzzy control of transient aerodynamic heat flow of missile. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2002, 28(6): 682-684 (in Chinese))
 - 13 Kaushika ND, Padmapriya R, Singh TP. Convection theory of honeycomb and slat-devices for solar energy applications. *Energy Res Technol*, 1992, 35(2): 126-146
 - 14 杨世铭, 陶文铨. 传热学 (第三版). 北京: 高等教育出版社, 2002. 253 (Yang Shiming, Tao Wenquan. Heat Transfer (3rd edn). Beijing, Higher Education Press, 2002. 253 (in Chinese))
 - 15 宋小龙, 安继儒. 新编中外金属材料手册. 北京: 化学工业出版社, 2008. 736-740 (Song Xiaolong, An Jiru. New Chinese and Foreign Metallic Material Handbook. Beijing: Chemical Industry Press, 2008. 736-740 (in Chinese))

(责任编辑: 周冬冬)

RESEARCH ON HEAT-SHIELDING PROPERTIES OF SUPERALLOY HONEYCOMB PANEL FOR NON-LINEAR HIGH TEMPERATURE ENVIRONMENT¹⁾

Wu Dafang^{*,2)} Zheng Liming[†] Pan Bing^{*} Wang Yuewu^{*} Sun Bing[†] Mu Meng^{*}

^{*}(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

[†](School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract The heat-shielding characteristics of metallic honeycomb panel structure (MTPS) in high temperature environments are very important parameters for thermal protection design of high-speed aircrafts. Using the self-developed transient aerodynamic heating simulation system designed for high-speed aircrafts, the heat-shielding performance of MTPS in the non-linear high temperature environment up to 800°C was experimentally investigated. The heat-transfer characteristics of MTPS at transient and steady states, and the heat insulation effects at various temperatures, were obtained. Also, by carefully considering the multiple heat exchange including the radiation among the inside honeycomb walls, the heat transfer of the metal structure and the heat transfer of the air within the honeycomb cavity, a three dimensional finite element model was established to simulate the heat-shielding performance of the honeycomb panels. The numerical simulations agree well with the experimental results, verifying the correctness and effectiveness of the numerical simulation method. The good agreements also confirm the feasibility of substituting expensive air thermal simulation testing using numerical simulation. Some other key issues, such as heat shielding efficiency variation of the MTPS in complex non-linear high temperature environment, the relationship among the heat shielding efficiency, the change speed of front surface temperature and selection of emissivity for the MTPS' surface, were also discussed in this work, which provide important references for the heat-shielding of MTPS to be used in high-speed crafts.

Key words honeycomb panel structure, heat transfer, experimental research, numerical simulation, finite element

Received 25 April 2011, revised 13 November 2011.

1) The project was supported by the National Natural Science Foundation of China (11172026, 11002012), Aeronautical Science Foundation of China (2011ZD51043), China Aerospace Science and Technology Innovation Fund Project (CASC201101).

2) E-mail: wdf1950@163.com