

高超声速飞行器前缘疏导式热防护结构的实验研究*

孙健^{1)2)†} 刘伟强²⁾

1)(中国人民解放军 92941 部队 93 分队, 葫芦岛 125000)

2)(国防科技大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

(2013 年 12 月 7 日收到; 2013 年 12 月 26 日收到修改稿)

针对高超声速飞行器前缘疏导式防热结构的特点, 设计前缘内嵌高导热率材料结构和一体化层板热管结构两类对比实验, 用于验证前缘疏导式防热结构的可行性. 利用球形短弧氙灯作为辐射热源模拟气动加热, 分别对钢质前缘、内嵌铜材料的钢质前缘和一体化层板式热管前缘进行加热, 测量前缘驻点区域和尾部翼面区域的温度变化. 实验结果表明: 内嵌高导热率材料的前缘疏导结构能够降低头部驻点区的温度, 提高尾部低温区的温度, 实现对前缘结构的热防护; 以蒸馏水作为工质一体化层板式热管前缘结构, 在较低热流条件下也能够实现对前缘驻点区的疏导式热防护, 但在较高热流条件下, 由于水蒸气压力过大使得层板式前缘结构发生破坏, 体现出热管内部工作介质对结构防热效果和应用范围都起到的关键作用.

关键词: 前缘, 疏导式热防护, 热管, 层板

PACS: 44.05.+e, 44.10.+i, 44.40.+a

DOI: 10.7498/aps.63.094401

1 引言

高超声速飞行器前缘的疏导式热防护结构^[1]作为一种半被动热防护方式, 它采用高导热率材料、高效传热元件的传热、对流换热的物理特性将高热流区热量快速传递到低热流区, 借助大范围的低温散热面, 将严重的气动加热以辐射的方式释放, 以降低高热流区的表面温度, 达到现有耐高温材料能够承受的水平. 疏导式防热结构在使用过程中外形基本保持不变, 具有良好的可重复使用性, 最适用于存在局部加热程度严重且相邻区域较轻的区域, 这些特点使得其在高超声速飞行器前缘驻点区域的热防护应用中具有较高的优越性.

疏导式防热结构的核心装置是高导热层, 一般包括高温热管和高导热材料两种. 其中, 使用高温热管对高超声速飞行器的尖锐前缘进行疏导式

热防护开始于 70 年代^[2]. 1972 年, 麦道航空公司 (MDAC) 对四种航天飞机翼前缘防热结构设计进行了对比: C/C 材料被动式防热, 钕合金涂层被动式防热, 热烧蚀防热, 液态金属/超耐热材料热管冷却^[3]. 1973 年, MDAC 制造了一个半尺寸热管冷却航天飞机翼前缘模型用以进行验证试验^[4]. 1979 年, MDAC 对一种单级入轨飞行器热管冷却翼前缘进行了优化, 发现通过采用更为有效的结构设计^[5]可以使热管冷却式航天飞机翼前缘的结构质量降低 40% 多. 1988 年, 波音公司设计并测试了一种 D 形截面热管, 其长 11.8 英寸 (0.3 m), 壁厚 0.03 英寸 (0.076 m), 壳体采用海纳 25 钴铬钨镍耐热合金, 工质为金属钠, 采用烧结式金属吸液芯^[6]. 1997 年, Glass 开始使用钼铍合金作为壳体, 金属锂作为工质, 应用了难熔的碳-碳以及碳-碳化硅复合材料作为包覆结构, 研究结果表明该热管冷却前缘结构能相比于主动冷却前缘结构减少了 50% 的质

* 国家自然科学基金 (批准号: 90916018) 和高等学校博士学科点专项科研基金 (批准号: 200899980006) 资助的课题.

† 通讯作者. E-mail: sunjian19850620@163.com

量, 无需主动冷却辅助, 有损坏保护和冗余备份的潜力^[7]. 2007年, Steeves等^[8]对马赫7飞行器尖锐前缘使用金属热管结构所采用的材料进行研究, 发现以钎合金(Cb-752)为壳体, 钠为工质的热管可以有效地进行疏导式热防护, 将严重加热的驻点处的热流疏导到相对低温的大辐射面积, 增大了翼面表面积的辐射能力, 降低了温度和热流梯度. 国内陈连忠等^[9]将包裹了高温热管的碳复合材料柱形体放在电弧风洞中, 验证了高温热管具有较好的降温效果. 刘冬欢等^[10]研究了接触热阻对内置高温热管疏导式热防护效果的影响. Luo等^[11]对微小槽道内的热管工作介质的相变换热模型进行了理论分析. 马坤全等^[12]对纳米金属流体热管的可行性和其对导热性的增强作用进行了分析. 对于高导热材料的研究主要体现在理论分析上, 其中姜贵庆等^[13]分析了二维固体材料的导热性能, 提出表面降温系数和背面升温系数用以评价固体材料的疏导性能. 李同起等^[14]对定向高导热碳材料的导热机理和导热特性进行了研究. 保文星等^[15]对碳纳米管的热传导性能进行了研究, 给出了以分子动力学为基础的热导率计算方法. 顾长志等^[16]分析了高导热金刚石热导率的主要影响因素, 优化工艺条件制备出具有较高导热率的金刚石膜.

飞行器前缘疏导式热防护结构的研究在国内才刚刚起步, 多处于理论分析阶段. 本文针对内嵌高导热率材料前缘结构, 设计了铜材料嵌入钢质前缘的实验件; 针对现有前缘内嵌高温热管容易出现的问题, 提出一种一体化前缘层板热管结构, 并设计相应的实验件. 将前缘疏导式防护结构与无热防护的前缘结构放在同一高温辐射灯下照射, 对比前缘驻点区域以及尾部翼面区的温度变化, 用以验证前缘疏导结构的防护效果.

2 疏导式防护结构的实验系统

飞行器前缘疏导式结构防护实验结构如图1. 采用球形短弧氙灯系统作为辐射加热源, 分别对钢质前缘、内嵌铜材料的钢质前缘、层板式钢质前缘以及一体化层板式热管前缘进行加热, 测量前缘驻点区域和尾部翼面的内表面温度变化. 其中, 测控系统主要由可编程逻辑控制器、阀门驱动电路、保护电路和控制指示电路四部分组成; 球形短弧氙灯辐射加热系统包括球形短弧氙灯、球形短弧氙灯触发器、球形短弧氙灯电源以及球形短弧氙灯电源电

控调光系统; 温度传感器采用镍铬镍硅的K型热电偶, 测温范围为 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ — $1200\text{ }^{\circ}\text{C}$.

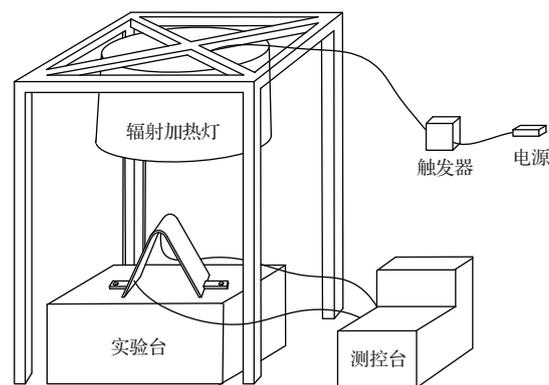


图1 飞行器前缘疏导式结构防护实验结构

3 飞行器前缘疏导式结构的实验件与实验方案

本文设计的疏导式实验件模型包括内嵌铜材料的钢质前缘结构以及一体化层板式热管前缘结构两种, 用于验证前缘疏导式结构具有的防护特性.

3.1 实验件

内嵌高导热率材料的前缘结构, 根据研究内容本文首先设计了内嵌高导热率材料的前缘对比实验, 实验件如图2所示, (a)为纯钢质前缘, (b)为内嵌铜材料的钢质前缘. 其中, 前缘外形结构参数一致, 即外径 $R = 18\text{ mm}$; 内径 $r = 13\text{ mm}$; 厚度 $d = 5\text{ mm}$; 半锥角为 30° ; 展向长度为 80 mm ; 弦向长度为 110 mm .

在内嵌铜条的钢质前缘实验件的制作中, 为了固定铜材料的位置使其保持与钢材表面良好的接触性, 对铜材料采用梯形截面设计, 即将铜条的横截面制作成梯形, 将其长底与侧边紧贴钢质前缘, 这样不仅有利于铜条位置的固定以免出现滑移造成铜与钢质前缘产生缝隙影响疏导效果, 还可以加大铜材料与钢质前缘的接触面增强前缘热量的传导. 在制作梯形铜条时, 长底应略小于设计长度, 高度则略大于设计长度, 将铜条安装后利用铜材料的柔软性, 在外侧施加力, 使铜条充满设计槽道, 达到良好接触的目的, 内嵌铜材料的钢质前缘截面具体结构参数如图3.

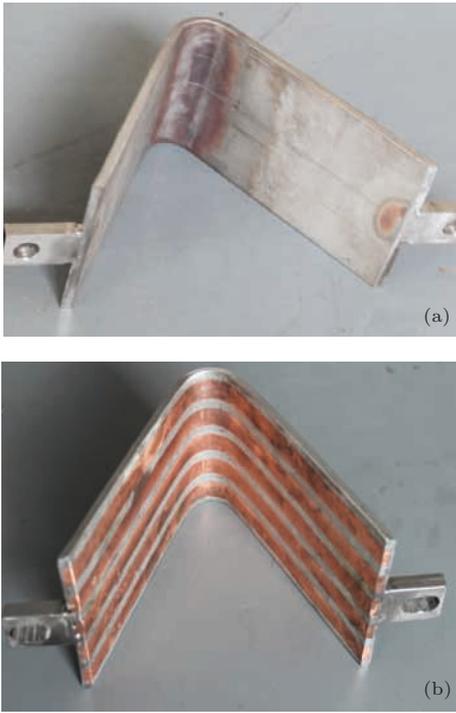


图2 内嵌高导热率材料的前缘对比实验件 (a) 纯钢质前缘; (b) 内嵌铜条的钢质前缘

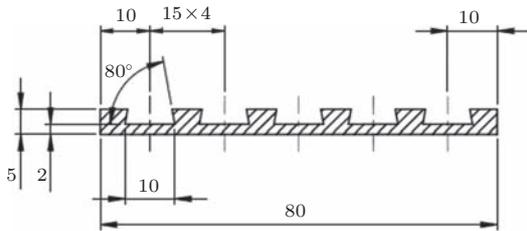


图3 内嵌铜材料的钢质前缘实验件展向结构参数(mm)

一体化层板式热管前缘结构:

高温热管作为前缘疏导式热防护结构的关键部件已经得到广泛研究, 其中关于使用难熔复合材料/难熔金属材料热管冷却高超声速飞行器前缘的研究主要在于先进高温材料、涂层、创新热结构的成型技术之间的组合问题. 现有的结构多采用中间层以减小热应力和可移动性, 微凸面以保证良好接触等. 即现有的模式是将常规的金属热管弯曲成前缘构型, 并将其内嵌至前缘结构中以发挥其高导热性, 但这样的结构会使得前缘表面展向温度分布不均匀, 热管壁面与飞行器表面的接触问题严重影响结构的疏导隔热效果, 而内置高温热管结构内部的复杂性也使得其可靠性下降. 随着工业制造技术的发展, 一体化前缘热管结构成为可能.

本文设计了钢质前缘与一体化层板式热管前

缘对比实验, 实验件如图4所示. 前缘外径 $R = 6.5$ mm; 内径 $r = 2.5$ mm; 厚度 $d = 4$ mm; 半锥角为 15° ; 展向宽 80 mm; 弦向长 110 mm. 一体化层板式热管前缘结构如图5, 其由三块平板(外层包覆板、流道控制板和内层包覆板)通过扩散焊接而成, 其中流道控制板可与单层包覆板合并, 即在一块层板上刻上控制流道但不镂空, 此时一体化层板式热管前缘结构则变成由包含流道的包覆板与普通包覆板两部分组成. 流道控制板的结构参数如图6, 工作液注入口宽 5 mm, 主流道宽 10 mm, 主流道在前缘头部相互连接且宽 10 mm, 为了提供足够的毛细力, 各流道边缘均保留微小圆角.

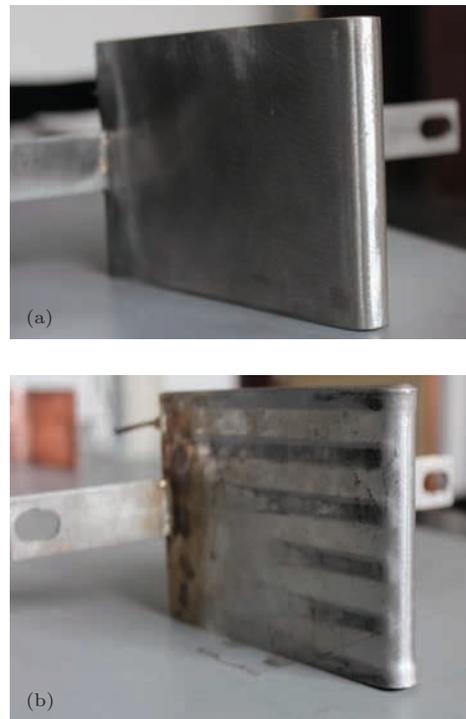


图4 热管前缘结构对比实验件 (a) 无热管前缘; (b) 一体化层板式热管前缘

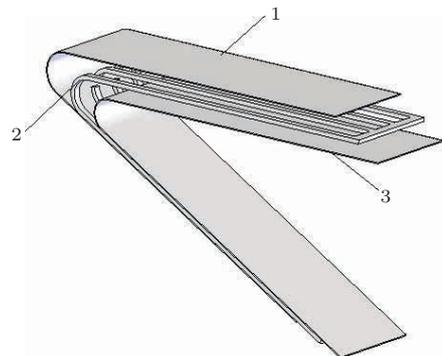


图5 一体化层板式热管前缘结构图(1为外层包覆板, 2为流道控制板, 3为内层包覆板)

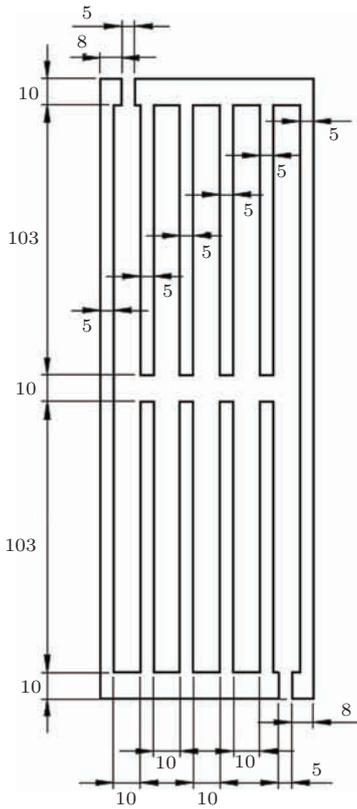


图6 流道控制板的结构参数 (mm)

图7为实验件制作所采用的真空扩散焊炉,图8为真空扩散焊炉内部实验件焊接的位置布局,最上面与最下面均为加力柱,为实现扩散焊接时的高压力,两柱均提供2000 N的压力;加力柱后连接的是夹具,目的是为了固定中间焊接件,确保焊接件在横向不发生位移;上下两层夹具连接有所不同,上夹具连接的是传接件,由于焊接件纵向较小,加力柱无法触及到焊接件,压力无法直接施加在焊接件的表面上,因此选用传接件将压力传给焊接件;传接件的下表面和下夹具的上表面装有脱膜层,它的作用是保证焊接件与传接件或夹具发生焊接的情况;最中间的就是实验的焊接件,层板A是刻有槽道的包覆层板片,层板B是普通包覆层板片。

实验件真空扩散焊时应注意: 1) 传接件应与焊接件尺寸相一致, 不然当传接件较大时, 高压作用下会使得传接件变形, 施加到焊接件上的压力也就不均匀, 而当传接件较小时, 焊接件一部分表面暴露在真空中, 接受不到加力柱的压力; 2) 脱膜层应在真空扩散焊接过程中保持焊接件与结构件相隔离, 避免焊接件与结构件的连接, 并在焊接结束后可以轻易取出焊接件; 3) 压力装置应在真空炉内温

度下降至常温或较低水平之前一直保持压力, 这是由于物体的热膨胀特性, 在高温时撤去压力可能导致焊接件变形, 因此要在温度较低结构达到塑形后撤去压力。



图7 真空扩散焊炉

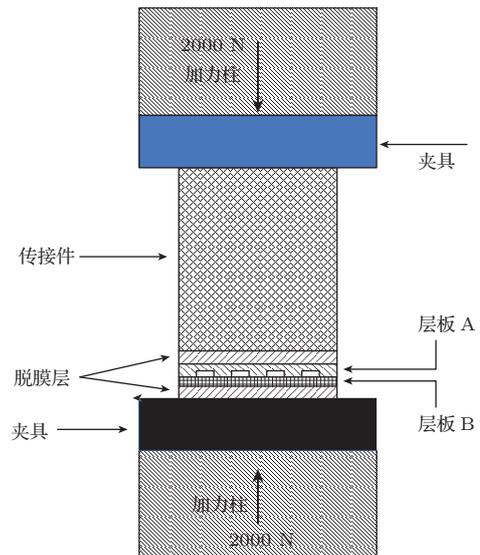


图8 实验件在真空扩散焊炉中的位置布局

图9为真空扩散焊后的板件, 长度为400 mm, 宽度为300 mm, 厚度为5 mm. 由图可看出板件内部流道清晰可见, 槽道边缘均留有圆角, 且板件平整度较好. 图10为真空扩散焊后板件的打磨, 由于焊接时采用厚度较大的板件, 此时为使其达到厚度要求以及达到表面光洁度而对其进行打磨. 打磨后的板件经过弯曲得到设计的前缘外形, 一块板件可制成4个一体化层板式热管前缘结构。



图9 真空扩散焊后的板件



图10 真空扩散焊后板件的打磨

本文涉及的一体化层板式热管前缘内部以蒸馏水为工作介质, 采用以下方法保证工质的纯净: 首先, 对热管前缘结构抽真空并加满蒸馏水, 记录蒸馏水总重量, 并对前缘进行加热; 待有水蒸气溢出后将进口封死得到工质较为纯净的热管前缘结构实验件, 待前缘结构冷却后称量结构的重量, 前缘内部蒸馏水质量约为前缘能容纳总水量的80%.

3.2 实验方案

采用球形短弧氙灯系统作为辐射加热源, 分别对钢质前缘、内嵌铜材料的钢质前缘、层板式钢质前缘以及一体化层板式热管前缘进行加热, 测量前缘驻点区域和尾部翼面区的表面温度变化. 对于内嵌铜材料的钢质前缘对比实验, 由于球形短弧氙灯系统的加热功率可变(0—7 kW), 因此选择不同的加热功率对前缘进行辐射加热, 进而分析加热量对疏导结构防热效果的影响; 对于一体化层板式热管

表1 两类对比实验的前缘加热功率(kW)

	钢质前缘	内嵌铜前缘	层板式前缘	层板式热管前缘
条件1	3.5	3.5	—	—
条件2	4.375	4.375	—	—
条件3	—	—	2.625	2.625
条件4	—	—	3.5	3.5

前缘, 先在低热流范围内实验验证其疏导效果, 再选用高热流对其做一组破坏性试验. 两类对比实验的前缘加热功率如表1.

4 实验结果与误差分析

采用球形短弧氙灯系统作为辐射加热源, 对飞行器前缘疏导式结构实验件进行加热. 图11为正在进行辐射加热实验的前缘结构, 将两类实验件在各自对应的加热热流条件下进行照射

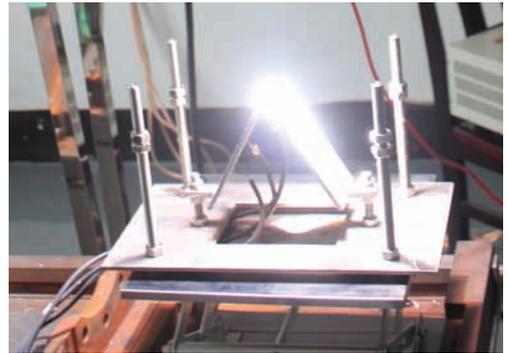


图11 正在进行辐射加热实验的前缘结构

4.1 内嵌铜材料的钢质前缘的对比实验

图12和图13分别为辐射加热功率3.5 kW和4.375 kW时, 钢质前缘和内嵌铜材料前缘的测试点平均温度随加热时间的变化. 辐射加热功率为3.5 kW、加热时间600 s时, 内嵌铜材料前缘相比钢质前缘的最高温度下降了约164 °C, 最低温度上升了约156 °C; 辐射加热功率为4.375 kW、加热时间600 s时, 内嵌铜材料前缘相比钢质前缘的最高温

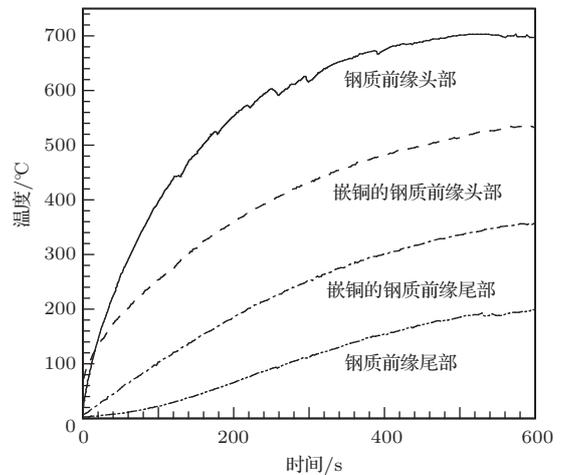


图12 条件1对应前缘温度分布

度下降了约 197 °C, 最低温度上升了约 186 °C. 可见, 内嵌铜材料的前缘能够有效的降低前缘驻点区域的温度, 提高前缘的尾部大面积低温区的温度, 实现对前缘的热防护; 而内嵌铜前缘温度分度达到稳态时间比纯钢前缘长; 随辐射热流的增加, 内嵌铜结构前缘最高温度的下降和最低温度的上升都更多, 证明疏导结构的热防护效果随热流的增大而增强.

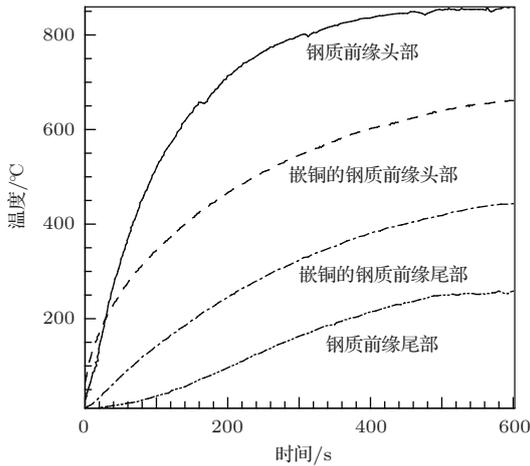


图 13 条件 2 对应前缘温度分布

蒸汽压力也最大, 而头部侧面扩散焊的位置相对薄弱, 最终水蒸气冲破该处导致实验件损坏. 由此可见, 一体化层板热管前缘结构内部的工作介质对结构隔热效果与应用范围起到关键作用, 应该选用吸热性能好、饱和蒸汽压较小且随工作温度变化不剧烈的工质.

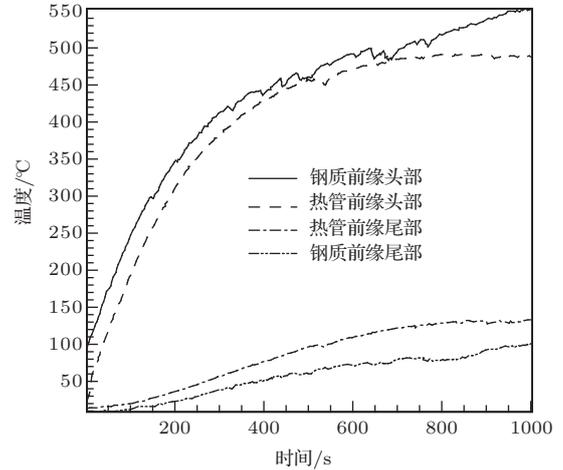


图 14 条件 3 对应前缘温度分布

4.2 一体化层板式热管前缘的对比实验

图 14 为辐射加热功率 2.625 kW 时, 钢质前缘和一体化层板式热管前缘的温度随加热时间的变化. 可见当加热时间为 1000 s 时, 一体化层板式热管前缘相比钢质前缘的最高温度下降了约 65 °C, 最低温度上升了约 32 °C. 证明一体化层板式热管前缘结构中热管部分起到转移前缘头部热量的作用, 该结构能够降低前缘驻点区域的温度, 提高前缘的尾部大面积低温区的温度, 实现对前缘的热防护.

当辐射加热功率为 3.5 kW 加热到 200 s 左右时, 一体化层板热管前缘结构头部驻点区侧面开始漏气, 内部水蒸气溢出, 实验件损坏, 重复该条件得到相同结果, 如图 15. 原因是以 3.5 kW 功率加热到 200 s 时前缘尾部最低温度达到 270 °C, 前缘的温度过高, 热管内部液态水全部蒸发变成蒸汽. 表 2 为水蒸气饱和蒸汽压随温度的变化, 可见随着温度上升, 水蒸气的饱和蒸汽压急剧升高. 若内部蒸汽温度达到 270 °C, 对应蒸汽的饱和蒸汽压就为 5.5 MPa. 在一体化层板式热管前缘结构中, 前缘头部温度最高, 此处蒸汽的温度也最高, 相应饱和

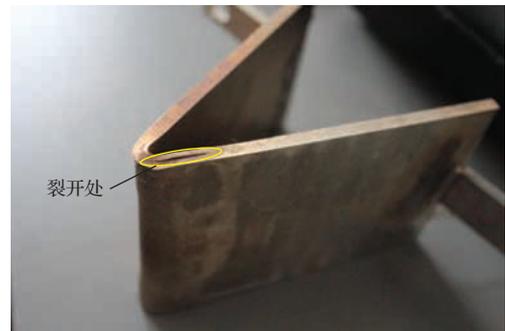


图 15 条件 4 对应一体化层板式热管前缘破坏实验

表 2 水蒸气饱和和蒸汽压随温度的变化

温度/°C	绝对压强/kPa	温度/°C	绝对压强/kPa
100	101.33	190	1255.6
110	143.31	200	1554.77
120	198.64	210	1917.72
130	270.25	220	2320.88
140	361.47	230	2798.59
150	476.24	240	3347.91
160	618.28	250	3977.67
170	792.59	260	4693.75
180	1003.5	270	5503.99

4.3 实验的误差分析

实验系统由辐射加热系统, 测控系统和实验台组成, 因此实验的误差也相应的来源于这三个部分. 由于辐射加热系统采用数字化控制模式误差非常小; 而在4个条件的试验中实验台位置不变, 实验件架设高度由卡尺定位误差较小, 因此忽略这两种因素对实验结果的影响. 测控系统主要由热电偶传感器、信号放大与采集和数据处理这三部分组成. 本实验采用的热电偶为镍铬-镍硅的K型热电偶, 误差范围如下, T 为热电偶读数温度值:

$$\begin{aligned} & -40\text{—}333^\circ\text{C}\pm 2.5^\circ\text{C}, \\ & 333\text{—}1200^\circ\text{C}\pm 0.75\%T. \end{aligned} \quad (1)$$

信号放大与采集在实验系统中的工作精度已相当高, 工程应用中由其产生的误差相对传感器带来的误差来说可以完全忽略. 数据处理系统是利用直接测量的电压信号转化成实际温度值, 设计时采用电势补偿方法, 热电动势 E 与所测温度 T 之间的关系如下:

$$E = \sum_{i=0}^8 b_i T^i + 125 \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{T - 127}{65} \right)^2 \right], \quad (2)$$

其中 b_i 可由标校数据计算出, 确定测得值 E_i 在校校值中的区间 (E_n, E_{n+1}) , 然后根据直线插值法求得 T_i :

$$T_i = T_n + \frac{T_{n+1} - T_n}{E_{n+1} - E_n} (E_i - E_n). \quad (3)$$

5 结 论

1. 内嵌铜条的前缘疏导结构相比钢质前缘能够降低驻点区的温度, 提高尾部低温区的温度, 实现热量由高温区向低温区的转移, 达到对前缘结构的热防护的目的, 并且随着辐射热流密度的增大, 前缘疏导结构效果增强;

2. 以蒸馏水作为工质一体化层板式热管前缘结构在低热流条件下也能够实现前缘高温区向低温区热量的转移, 以达到对前缘驻点区热防护的目

的, 但在较高热流条件下, 水蒸气压力过大使得前缘层板结构发生破坏, 因此在选择热管工质时应选用吸热性能好、饱和蒸汽压较小且随温度变化不剧烈的工质;

3. 由于材料限制, 本文实验采用的辐射热流并不大, 但同比仍能反映出疏导结构的适用性和有效性, 研究表明, 飞行器前缘疏导式防热结构能够在不改变外形的条件下提供良好而又稳定的防热效果, 适用长时间工作、热环境差异较大的飞行器前缘的热防护.

参考文献

- [1] Sun J, Liu W Q 2012 *Acta Phys. Sin.* **61** 124401 (in Chinese)[孙健, 刘伟强 2012 物理学报 **61** 124401]
- [2] Lu H B, Liu W Q 2012 *Chin. Phys. B* **21** 084401
- [3] Niblock G A, Reeder J C, Huneidi F 1974 *J. Spacecraft Rockets* **11** 314
- [4] Anon 1972 NASA CR-1972-123912
- [5] Peebles M E, Reeder J C, Sontag K E T 1979 NASA CR-1979-159096
- [6] Clark L T, Glenn G S 1998 AIAA-88-2679
- [7] Glass D E, Merrigan M A, Sena J T 1998 NASA CR-1998-207642
- [8] Steeves, C A, He, M Y, Valdevit 2007 IMECE
- [9] Chen L Z, Ou D B, Liu D Y 2009 *Frontier Sci.* **2** 41 (in Chinese) [陈连忠, 欧东斌, 刘德英 2009 前沿科学 **2** 41]
- [10] Liu D H, Shang X C 2012 *Acta Aeron. Astron. Sin.* **33** 19 (in Chinese) [刘冬欢, 尚新春 2012 航空学报 **33** 19]
- [11] Luo X P, Cui Z F 2008 *Chin. Phys. Lett.* **25** 2111
- [12] Ma K Q, Liu J 2007 *Phys.* **36** 295 (in Chinese) [马坤全, 刘静 2007 物理 **36** 295]
- [13] Jiang G Q, Ai B C, Yu J J, Chen L Z 2008 *11th Countrywide Heat Pipe Conference Weihai September 7–11, 72*(in Chinese)[姜贵庆, 艾邦成, 俞继军, 陈连忠 2008 第十一届全国热管会议, 威海 9月7—11日 72]
- [14] Li T Q, Hu Z J 2007 *Aeros. Mater. Technol.* **1** 16(in Chinese)[李同起, 胡子君 2007 航空材料 **1** 16]
- [15] Bao W X, Zhu C C 2006 *Acta Phys. Sin.* **55** 3552 (in Chinese) [保文星, 朱长纯 2006 物理学报 **55** 3552]
- [16] Gu C Z, Jin Z S, Lv X Y, Zou G T, Zhang J F, Fang R C 1997 *Acta Phys. Sin.* **46** 1984 (in Chinese) [顾长志, 金曾孙, 吕宪义, 邹广田, 张纪法, 方容川 1997 物理学报 **46** 1984]

Experimental investigation of dredging thermal protection system of hypersonic vehicle leading edge*

Sun Jian^{1)2)†} Liu Wei-Qiang²⁾

1) (93 Detachments Unit 92941 of CPLA, Huludao 125000, China)

2) (Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(Received 7 December 2013; revised manuscript received 26 December 2013)

Abstract

According to the characteristics of dredging thermal protection system (DTPS) of hypersonic vehicle leading edge, both the structure of embedded high conductivity materials and that of integrative plate of heat pipe are designed to complete the two kinds of comparative experiments so as to prove the feasibility of the DTPS. As a source of radiation heating, the spherical short arc xenon lamp is simulated for aerodynamic heating. The pure steel leading edge, the embedded copper leading edge, the plate pure steel leading edge, and the integrative plate for heat pipe leading edge are heated respectively. Temperature variations of stagnation point region and tail fins are measured. Experimental results show that DTPS of the embedded high conductivity materials can reduce the temperature of stagnation point region and increase the temperature of the tail fins. It also can achieve the aim of thermal protection of leading edge. The DTPS of integrative plate heat pipe whose working fluid is pure water also can protect the leading edge under the condition of low heat flux. At the huge pressure of vapor, DTPS of the integrative plate of heat pipe may be broken at high heat flux. It is shown that the working fluid of heat pipe can play a key role in the application range for the thermal protection effect.

Keywords: leading edge, dredging thermal protection, heat pipes, plate

PACS: 44.05.+e, 44.10.+i, 44.40.+a

DOI: [10.7498/aps.63.094401](https://doi.org/10.7498/aps.63.094401)

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 90916018), and the Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education of China (Grant No. 200899980006).

† Corresponding author. E-mail: sunjian19850620@163.com