

高超声速飞行器热管冷却前缘结构一体化建模分析*

孙健[†] 刘伟强

(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)

(2012年11月5日收到; 2012年12月3日收到修改稿)

针对高超声速飞行器工作时前缘恶劣的气动加热环境, 为了保证飞行器前缘的尖锐外形, 提出内嵌高温热管前缘结构. 针对热管内部复杂流动与换热情况, 对内嵌高温热管前缘结构进行一体化建模, 将模型的核心部件液态金属热管工作状况的计算与实验进行对比以验证模型的可靠性. 本文还分析了给定工况下内嵌高温热管前缘结构的热防护效果, 其中壁面最高温度下降了 11.6%, 最低温度上升了 8%, 高温区和低温区均被封闭在前缘外层区域, 内层温度更加均匀, 实现了热流由高温区向低温区的转移, 削弱了高温区的热负荷. 本文还分析了接触热阻对热管冷却前缘结构效果的影响.

关键词: 热管, 前缘, 疏导式热防护, 气动热

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

DOI: 10.7498/aps.62.074401

1 引言

内嵌高温热管相变传热结构作为疏导式防热^[1]的一种, 在使用过程中外形基本保持不变, 可重用性好, 且最适用于存在局部加热程度严重而相邻区域加热程度较轻的情况, 这些特点使其在超声速飞行器机翼前缘和头部鼻锥等驻点区域的热防护应用中具有较高的优越性. 在上个世纪 70 年代初, 国外出现了一些应用热管来冷却高超声速飞行器前缘和鼻锥的可行性研究^[2-5].

NASA 兰利研究中心 (LaRC) 就进行了针对高超声速飞行器翼前缘和驻点区域的热管冷却可行性实验^[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, 钎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]. 热管冷却防热设计被认为是一种可行并且可重复使用的防热结构, 但在重量上仍然比其他防热结构稍大. 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实验^[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. 1986 年, MDAC 设计并制造了一种钎/超耐热合金热管冷却翼前缘部件^[6], 并且分别进行了辐射热实验和电磁感应加热实验. 波音公司设计并测试了一种 D 型截面耐热合金前缘外形热管^[7]. 该热管长 11.8 英寸, 壁厚度 0.030 英寸, 主要进行了热性能, 震动敏感和临界热流实验. 同时也对壁厚度 0.024 英寸的直杆式 D 型截面钎/钎合金热管进行了实验. NASA 兰利研究中心的初步研究表明难熔复合材料/难熔金属材料热管冷却前缘结构能相比于主动冷却前缘结构减少了 50% 的质量, 无需主动冷却辅助, 有损坏保护和冗余备份的潜力^[8]. 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.

内置高温热管热防护结构研究方面国内才刚刚起步, 因此在内置高温热管热防护结构工程化之前, 由很多关键技术问题需要解决, 首要的是要深刻理解其传热防热机理, 并对结构的防热性能进行安全性评估. 本文对内嵌高温热管前缘结构

* 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

进行一体化建模,分析热管内部流动与换热情况,并对内嵌高温热管前缘结构的热防护性能进行研究.

2 热管冷却高超声速飞行器前缘结构

由于高超声速飞行器前缘内嵌高温热管结构复杂,模拟热管内部流动与传热机理又十分困难,因此在分析时需对其结构进行合理简化,本文将热管截面简化为矩形结构.图1为简化后的前缘内嵌高温热管结构的物理模型,图2为其展向截面简图.其中热管为矩形热管(BCDE区域),毛细芯液体腔(BCDE区域与FGHI区域之间)紧贴在翼型壁与热管壁面上,蒸汽腔(FGHI区域)被液体吸液芯包围;由于对称性所以只考虑结构的一半,即边AJ为对称条件.前缘热流分布如图3,其中驻点热流 $q_0 = 4.74 \times 10^5 \text{ W/m}^2$,热管工质选液态金属锂^[11].前缘外形剖面结构为椎体,半锥角为 θ ,头部曲率半径为 R ,翼弦向长度为 $L+R$,具体参数见表1.

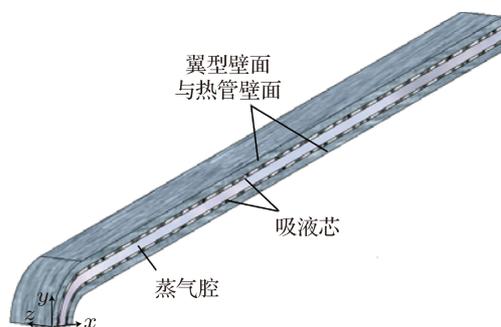


图1 前缘内嵌高温热管结构物理模型简图

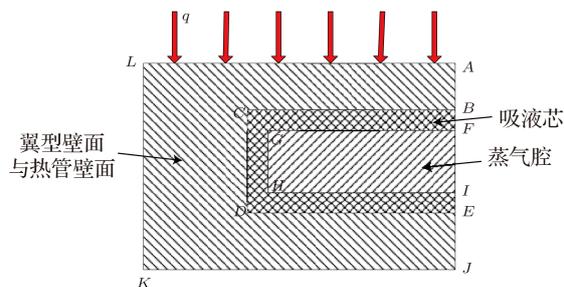


图2 前缘内嵌高温热管截面结构简图

表1 前缘内嵌高温热管结构参数

AJ/mm	30	AL/mm	20
BE/mm	20	BC/mm	20
BF/mm	2	IE/mm	2
FG/mm	18	$\theta/(\circ)$	15
L/mm	400	R/mm	38.1

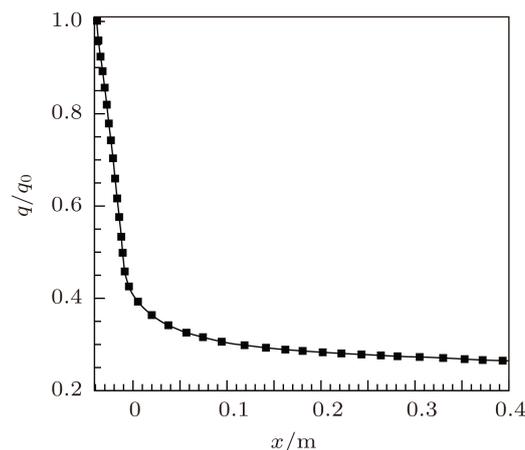


图3 翼前缘气动热载荷沿弦向分布

3 数值分析与验证

3.1 控制方程

液态金属热管内部流动与传热情况较为复杂,为了方便分析,针对热管的物理特性做如下假设:

1) 热管处在稳态工作状态不会出现毛细极限、声速极限、携带极限、冷凝极限、沸腾极限、黏性极限等;

2) 热管中各物理参数的物理常数不随温度的变化而变化;

3) 蒸气气流流动为层流流动,且为亚音速;

4) 考虑流动与传热均为二维轴对称问题;

5) 基于 Faghri^[12] 的结论,对于具有高导热系数工质吸液芯内部的传热,纯导热模型足够模拟吸液芯饱和液相的传热,因此将吸液芯等效为一固体层.

蒸气腔控制方程,在直角坐标系下的蒸气区三维、层流、可压缩的直角坐标系下流动方程如下:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho uu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right), \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho vu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = -\frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right), \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho wu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho wv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho ww)}{\partial z} = -\frac{\partial P}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho cTu) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho cTv) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho cTw) = k \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right), \quad (5)$$

其中 u, v, w 分别沿着 x, y, z 方向.

理想气体状态方程

$$P = \rho RT. \quad (6)$$

毛细吸液芯区, 对于毛细吸液芯区, 将其等效为具有等效导热系数的固体层. 对于不同形式的毛细吸液芯, 等效导热系数的具体表达式不同, 但其均为工质液体导热系数与热管壁面材料导热系数以及吸液芯孔隙率的函数, 其中对于卷绕丝网饱和吸液芯的等效导热系数的表达式为

$$k_{\text{eff}} = \frac{k_l[k_l + k_s - (1 - \varepsilon)(k_l - k_s)]}{k_l + k_s + (1 - \varepsilon)(k_l - k_s)}, \quad (7)$$

式中, k_{eff} 为有效导热系数; 下标 l 表示工质的液相; s 表示固体壁面; ε 为吸液芯的孔隙率.

翼型壁面与热管壁导热区域, 热量通过热管管壁的传入和传出以纯导热的方式完成, 相应的控制方程为

$$K_x \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + K_y \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + K_z \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = 0. \quad (8)$$

3.2 边界条件

热管两端的端盖部位为绝热的非滑移边界条件, 在 $y = 0$ 时,

$$\frac{\partial T_w}{\partial y} = \frac{\partial T_l}{\partial y} = \frac{\partial T_v}{\partial y} = 0, \quad (9)$$

$$u(x, 0, z) = v(x, 0, z) = w(x, 0, z) = 0. \quad (10)$$

在 $x = L + R$ 时,

$$\frac{\partial T_w}{\partial x} = \frac{\partial T_l}{\partial x} = \frac{\partial T_v}{\partial x} = 0, \quad (11)$$

$$u(L + R, y, z) = v(L + R, y, z) = w(L + R, y, z) = 0. \quad (12)$$

研究模型是关于 xy 平面对称的, 因此在对称面 $z = 0$ 时,

$$\frac{\partial T_w}{\partial z} = \frac{\partial T_l}{\partial z} = \frac{\partial T_v}{\partial z} = 0, \quad (13)$$

$$w(x, y, 0) = 0, \quad \frac{\partial u}{\partial z} = \frac{\partial v}{\partial z} = \frac{\partial w}{\partial z} = 0. \quad (14)$$

在对称面 $z = AL = 20 \text{ mm}$ 时,

$$\frac{\partial T_w}{\partial z} = 0. \quad (15)$$

在翼前缘外壁面存在气动加热与辐射散热两种边界条件:

$$k_w \frac{\partial T_w}{\partial x} + k_w \frac{\partial T_w}{\partial y} + k_w \frac{\partial T_w}{\partial z} = q - \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_\infty^4), \quad (16)$$

式中, q 为气动加热的热流密度; 下标 w 表示壁面处; σ 为黑体辐射系数; ε 为翼前缘外表面的黑度; 下标 ∞ 表示周围环境处.

在翼前缘结构的内壁面给与绝热边界条件,

$$k_w \frac{\partial T_w}{\partial x} + k_w \frac{\partial T_w}{\partial y} + k_w \frac{\partial T_w}{\partial z} = 0. \quad (17)$$

从翼前缘和热管壁结构传来的热量全部进入吸液芯, 那么吸液芯和管壁的交界面 BC, CD, DE 上的边界条件可用下式表示:

$$k_w \frac{\partial T_w}{\partial x} + k_w \frac{\partial T_w}{\partial y} + k_w \frac{\partial T_w}{\partial z} = k_{\text{eff}} \frac{\partial T_l}{\partial x} + k_{\text{eff}} \frac{\partial T_l}{\partial y} + k_{\text{eff}} \frac{\partial T_l}{\partial z}. \quad (18)$$

在热管的气液交界面上, 气体温度假定为当地的饱和温度, 引用相变时饱和温度与饱和压力关系的克拉贝龙方程

$$T_v = 1 / \left(\frac{1}{T_0} + \frac{R}{h_{fg}} \ln \frac{p_v}{p_0} \right), \quad (19)$$

式中, T_0, P_0 分别为参考温度和参考压力; h_{fg} 为介质的汽化潜热; R 为通用气体常数.

在热管稳态工作中, 吸液芯中的液体是质量守恒的, 即冷凝段液体产生量等于蒸发段液体蒸发量. 利用气液交界面能量平衡关系, 可得到气液界面上蒸发和凝结速度关系式

$$\dot{m} / \rho_v = q / \rho_v h_{fg} = \frac{-k_{\text{eff}} \frac{\partial T_l}{\partial x} - k_{\text{eff}} \frac{\partial T_l}{\partial y} - k_{\text{eff}} \frac{\partial T_l}{\partial z} + k_v \frac{\partial T_v}{\partial x} + k_v \frac{\partial T_v}{\partial y} + k_v \frac{\partial T_v}{\partial z}}{\rho_v h_{fg}}, \quad (20)$$

式中, \dot{m} 为界面上气体蒸发的质量流量; q 为热流密度; 下标 v 表示工质的汽相.

3.3 热管模型数值结果与实验验证

内嵌高温热管前缘结构的数值模型主要针对热管内部复杂流动与换热情况而建立, 因此前缘模型是否适用取决于热管模型的准确性. 因此本文采用常规金属热管的实验 [13] 与本文建立的热管模型数值计算结果进行对比以验证其准确性. 实验热管的具体参数见文献 [13].

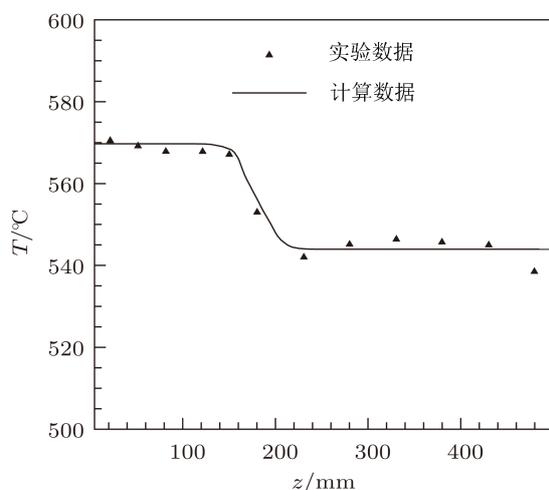


图4 热管壁面温度的计算值与实验值对比

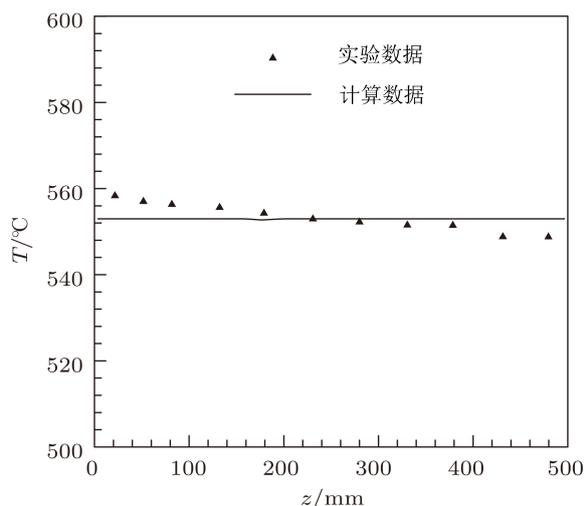


图5 热管蒸气温度的计算值与实验值对比

通过图4 计算数据与实验数据对比可知, 热管壁面温度和蒸气温度的计算数据与实验数据符合较好, 证明数值模型的正确性. 其中在热管壁面的

温度对比中, 冷凝段的波动较大, 这是由于实验过程中冷凝段采用冷却水冷却, 各截面冷却效果不同, 壁面温度不同, 且离端口越近波动越大, 而仿真过程中冷凝段外表面采用均一的对流换热冷却条件, 这使得冷凝段的外壁温均匀一致, 造成与实验结果的差异.

由图5 可知, 热管内钾蒸气具有很高的等温性, 前后温差较小, 最大温差出现在热管两端头, 而这是由于两端封口处并非完全绝热造成的. 蒸气腔内钾蒸气温度较高, 保证了钾热管在高温工况下的正常工作, 使其具有良好的导热性, 能够实现高热流密度的传递. 图5 中钾蒸气的等温性验证了金属介质热管内工质蒸气的等温特性, 使得热管应用于复杂结构时的分析具有简化的可能, 即将金属热管内蒸气腔壁面加载为恒定温度, 这个温度由热管工作时蒸气的饱和压力决定.

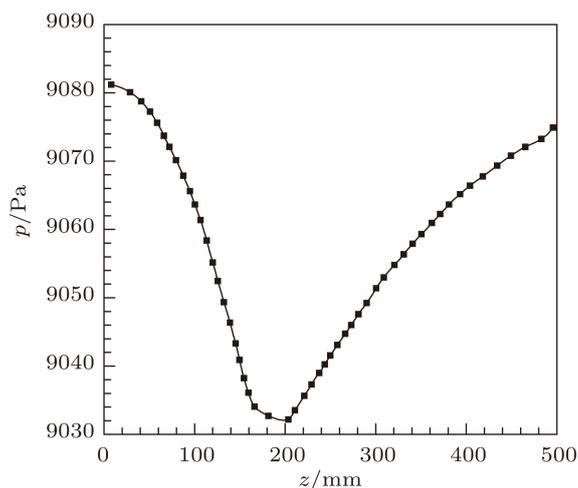


图6 钾蒸气轴向压力曲线

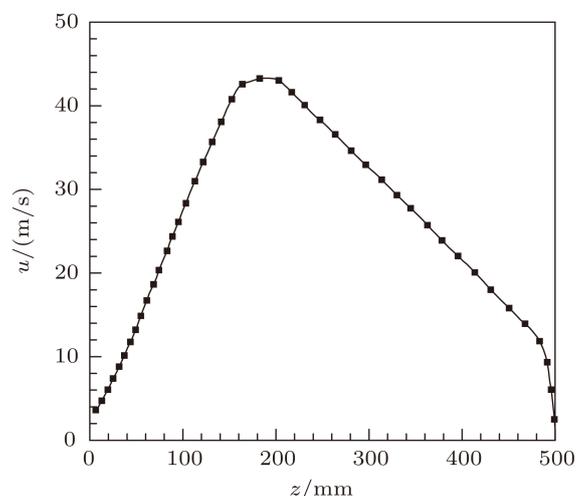


图7 钾蒸气腔中心蒸气轴向速度

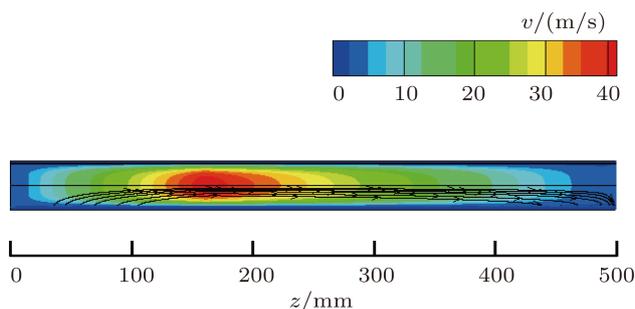


图8 钾蒸气腔蒸气轴向速度及流线分布

图6为蒸气轴向的压力分布曲线,压力是沿轴向变化的,而在径向界面上是不变的,由于热管内部蒸气沿径向存在温差,即在蒸气空间克拉贝龙关系式不成立,饱和条件只存在于气液交界面上.蒸发段的端头压力最高,之后逐渐下降,在绝热段下降趋势减缓,且在绝热段与冷凝段交界处,蒸气压力达到最低,之后蒸气压力沿着轴向恢复,在冷凝段端头蒸气压力得到最大恢复,且比蒸发段最大值仅小约6 Pa,这是蒸气轴向温差很小的主要原因.

图7为蒸气腔中心蒸气轴向速度分布曲线.蒸气腔中蒸气从蒸发段端头开始逐渐加速至绝热段入口,在绝热段内部加速趋势得以减缓.这是由于从蒸发段端头至绝热段入口,液体不断蒸发变成气体,蒸气流量逐渐增加,进而蒸气速度逐渐加快,而绝热段无新增蒸气,进而加速趋势下降.蒸气速度在冷却段逐渐下降,由于在蒸发段的蒸发量与冷凝段的冷凝量相等,而冷凝段又比蒸发段长得多,因此冷凝段的流速要比蒸发段的小些.最大蒸气流速发生在绝热段出口处.图8为钾蒸气腔蒸气轴向速度及流线分布,可见由于吸液芯被等效为固体层,因此蒸气流均起始于吸液芯,也同样终止于吸液芯,在绝热段速度最大,靠近热管两端和吸液芯壁面速度为零.

4 热管冷却高超声速飞行器前缘结构防热效果分析

图9为前缘无热防护时温度分布(热管结构部分当固体处理,其导热系数与结构材料一致为60 W/mK),前缘头部温度最高尾部温度最低,且沿弦向呈带状分布.图10为前缘内嵌高温热管结构的温度分布.可知相比无热防护结构最高温度从1661 K下降至1469 K,降幅达11.6%;最低温度从1292 K上升至1395 K,升幅达8%.热管结构将大

量前缘头部的热流转移至尾部通过辐射散热,提高了大面积低温区的温度,实现了对前缘的热防护.热防护效果的高低与结构参数有着密切的关系.对于内嵌高温热管的前缘结构头部温度分布不均匀,这正是由前缘结构不对称与热管的高导热性造成的.

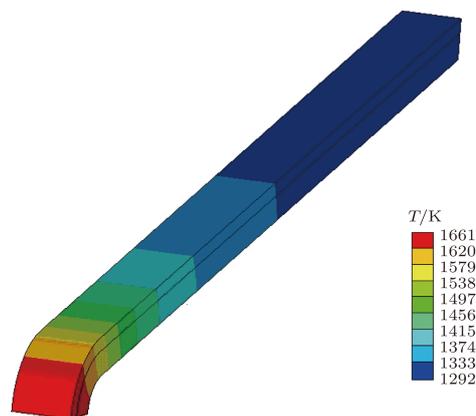


图9 前缘无热防护时温度分布

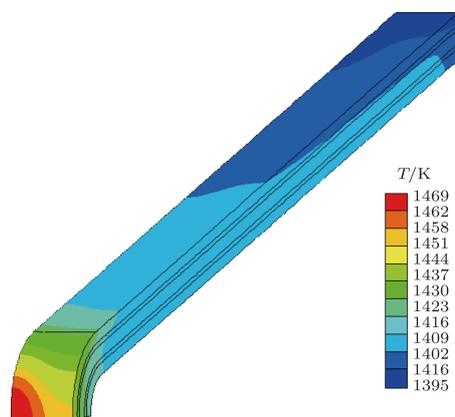


图10 前缘内嵌高温热管结构温度分布

图11为 $y = 0$ 时前缘 xz 平面温度分布,前缘驻点温度沿展向从 $z = 20$ mm处至 $z = 0$ 处依次降低,最大温差为18 K.沿着 x 方向同一个 z 对应的温度依次降低,因此外壁面向热管内部传热;沿着 z 方向同一个 x 对应温度依次升高,因此侧壁面也是向热管传热,即该结构中外壁面和侧壁面会向热管传热.图12为前缘结构 $z = 0$ 时 xy 截面温度分布,在图12与图9的对比中也可知在 $x = 0.1$ m附近内嵌热管结构使得外壁面温度上升,即在此处热管开始向尾部提供输送热流以提高尾端的表面温度,因此该处也是热管冷凝段的开始.在图13中 x 方向速度

(v_x) 在 $x = 0.1 \text{ m}$ 附近也达到最大, 符合热管蒸气分布规律, 证明了计算的合理性.

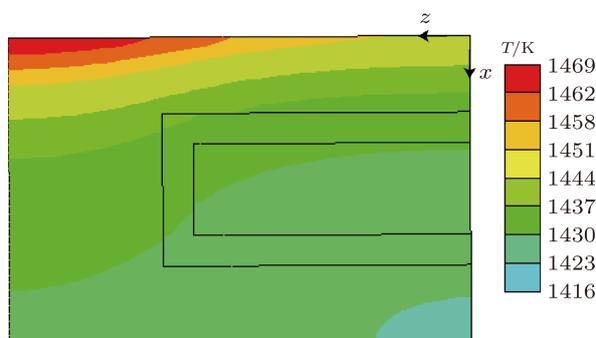


图 11 前缘结构 $y = 0$ 时 xz 平面温度分布

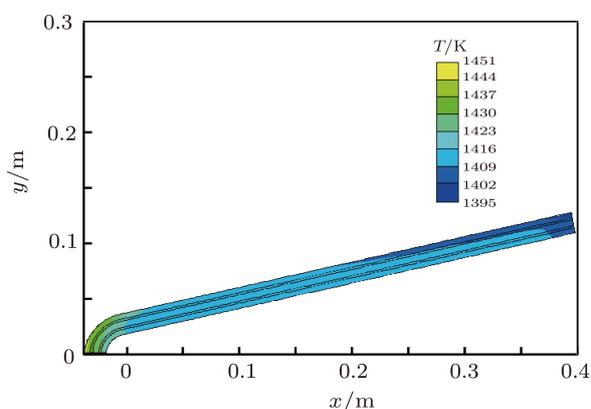


图 12 前缘结构 $z = 0$ 时 xy 平面温度分布

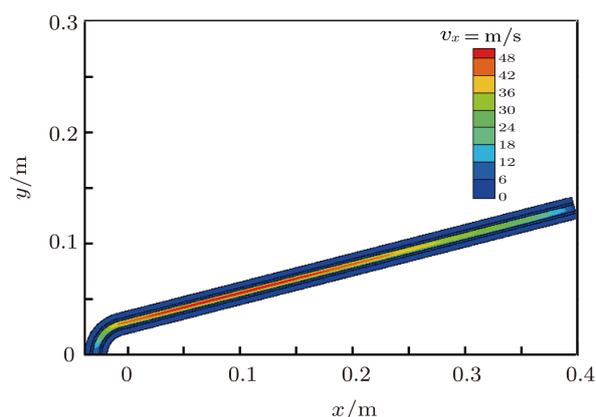


图 13 前缘结构 $z = 0$ 时 xy 平面速度分布

5 接触热阻的影响

热管冷却前缘疏导隔热结构中包括结构材料和高温热管两部分, 理论上两种不同介质结合在一

起, 它们之间的传热都会有热阻问题, 但是热阻的大小与受热环境、受热时间、两种介质的热物性参数差异以及它们之间接触致密程度密切相关. 由于它们之间的复杂性, 目前还没有一个通用的公式可以预测.

热管与前缘结构材料之间的接触热阻对隔热效果的影响, 可以用缝隙来代替^[14], 即在两种结构中间夹着厚度为 $\delta(\text{mm})$ 的空气层, 空气层的导热系数为 4 W/mK . 图 14 为缝隙宽度 δ 对前缘疏导结构最高温度的影响. 可见随着空气层厚度的增加, 前缘最高温度上升, 当厚度提高 8 倍时 (从 0.25 mm 到 2 mm), 前缘最高温度上升 60 K , 即接触热阻越大, 前缘疏导结构的隔热效果越差. 因此, 为了保证前缘疏导结构的热防护效果, 应当力争降低结构之间的接触热阻.

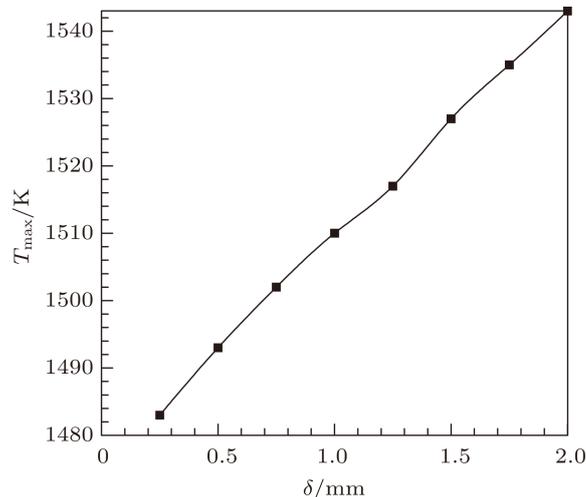


图 14 空气层缝隙宽度 δ 对前缘结构最高温度的影响

6 结论

1. 对于液态金属热管吸液芯内部的传热纯导热模型足够模拟吸液芯饱和液相的传热;
2. 通过与实验结果的对比, 证明了本文所建立热管模型对液态金属热管具有较好的准确性, 同样也验证了以热管模型为核心的内嵌高温热管前缘结构物理模型的准确性;
3. 内嵌高温热管前缘结构能够降低前缘高温区壁面温度, 实现了热流由高温区向低温区的转移, 强化了整体结构的热防护能力;
4. 接触热阻影响高超声速飞行器热管冷却前缘结构的隔热效果, 随其增大结构隔热效果下降, 因此要尽可能降低结构中的接触热阻.

本文研究的热管冷却高超声速飞行器前缘结构能够在不改变外形的条件下提供良好而又稳定

的隔热效果,非常适用长时间工作、热环境差异较大的高超声速飞行器前缘的热防护.

-
- [1] Sun J, Liu W Q 2012 *Acta Phys. Sin.* **61** 124401 [孙健, 刘伟强 2012 物理学报 **61** 124401]
- [2] Silverstein C C 1971 NASA CR-1971-1857
- [3] Niblock G A, Reeder J C, Huneidi F 1974 *J. Spacecraft Rockets Rockets* **11** 314
- [4] Anon 1972 NASA CR-1972-123912
- [5] Peeples M E, Reeder J C, Sontag K E T 1979 NASA CR-1979-159096
- [6] Boman B L, Citrin E C, Garner E C, Stone J E 1990 NASA CR-1990-181922
- [7] Clark L T, Glenn G S 1998 AIAA-88-2679
- [8] Glass D E, Merrigan M A, Sena J T 1998 NASA CR-1998-207642
- [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** (in press) (in Chinese) [刘冬欢, 尚新春 2012 航空学报 **33** (in press)]
- [11] Zhuang J, Xu T M, Shi S C 1989 *Heat Pipe and Heat Pipe Heat Exchanger* (Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press) p53 (in Chinese) [庄骏, 徐通明, 石寿椿 1989 热管与热管换热器 (上海: 上海交通大学出版社) 第 53 页]
- [12] Faghri A 1995 *Heat pipe science and technology* (USA: Taylor & Francis) p159
- [13] Chai B H, Du W K, Wei G F, Feng B, Bi K M 2010 *A-Energy Sci. Tech.* **4** 53 (in Chinese) [柴宝华, 杜文开, 卫光仁, 魏国锋, 冯波, 毕可明 2010 原子能科学技术 **4** 53]
- [14] 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 日 -11 日 72]

Investigation on integral model of heat-pipe-cooled leading edge of hypersonic vehicle*

Sun Jian[†] Liu Wei-Qiang

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

(Received 5 November 2012; revised manuscript received 3 December 2012)

Abstract

The structure of leading edge embedded high temperature heat-pipe (HTHP) is considered as thermal protection system to prevent hypersonic vehicle's leading edge that requires sharp figure during hypersonic flying from the serious aerodynamic heating. Under the complex flow and heat transfer condition of the heat pipe, the model of leading edge embedded HTHP is established. In contrast with experimental results, the model of heat pipe which is a core component of leading edge embedded HTHP has good accuracy. Using a numerical method, we analyze the thermal protection effect of leading edge embedded HTHP under the given condition. The maximum temperature of leading edge can be decreased by 11.6% and the minimum temperature of the leading edge increases by 8%. Both high temperature areas and low temperature areas are closed in the outer zone of the leading edge. While the temperature distribution of the inner zone is almost uniform, the heat transfer from high temperature areas to low areas is achieved. Thus the thermal load in high temperature areas is reduced. The influence of contact thermal resistance on the thermal protection effect of heat-pipe cooled leading edge is also studied.

Keywords: heat pipes, leading edge, leading thermal protection, aerodynamic heating

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

DOI: 10.7498/aps.62.074401

* 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