

翼前缘层板对流冷却结构的防热效果分析*

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)

(2011年9月6日收到; 2011年9月30日收到修改稿)

针对飞行器高超声速飞行时严重的气动加热环境, 设计一种层板对流冷却结构对翼前缘进行热防护. 提出一种壁面冷却效率参数 η , 并运用流固耦合的分析方法, 研究了对流冷却结构在特定条件下的冷却效果, 其中采用水冷时头部冷却效率 η 值最低为 0.25. 研究表明, 对流结构冷却效果与内部冷却槽道深宽比 γ 有重要关系, η 值随 γ 的增大而增大至一个稳定值, 此时冷却效果达到饱和, 若此时 γ 继续增加则可能出现不利于冷却的现象. 冷却效果 η 随着前缘头部半径的减小而减弱. 研究还表明, 当层板对流冷却结构和材料固定时, η 值随冷却剂流量增加而增大, 并逐渐趋近至一个稳定值, 而冷却槽道进出口压差急剧增大. 因此需要综合考虑提高流量给供给系统带来的压力, 选取最佳流量值以达到相对较好的冷却效果. 对于材料而言, 内部冷却通道和外部耐热层都应选择导热系数较高的材料, 能够强化结构传热增强冷却效果.

关键词: 对流冷却, 翼前缘, 气动加热, 流固耦合

PACS: 47.55.pb, 47.27.nf, 47.40.ki

1 引言

高超声速飞行器飞行时会有严重的气动加热, 机体前端、翼前缘等驻点区域是关键设计位置. 因此在高超声速条件下设计飞行器的热防护结构显得极为重要^[1,2]. 飞行器的冷却系统^[3]包括三种: 被动冷却, 半被动冷却和主动冷却. 主动冷却系统能够在不改变飞行器气动外形的条件下长时间工作, 满足了高超声速飞行器高速巡航条件下的热防护要求, 其方式包括发汗冷却, 薄膜冷却和对流冷却三种. 发汗冷却和薄膜冷却都可以提供一定的冷却效果, 但是可靠性不高^[4]. 对流冷却是在飞行器蒙皮结构下布置冷却通道和管路, 将燃料(或冷却液)作为冷却剂在其中循环流动, 飞行器表面气动加热所产生的热量, 通过蒙皮直接或间接传给流过的冷却剂, 以实现飞行器的热防护. Helenbrook等^[5,6]为工作在马赫数 6 条件下的超声飞行器的

机身, 设计了一种贴紧壁面的强制对流冷却结构, 并对其冷却效果进行了数值分析, 验证其具有良好的冷却效果. Scotti^[7]利用有限差分法研究了对流冷却结构中流动与传热耦合以及热应力问题. Poon等^[8]利用有限元方法对冷却剂分别为水、液氢和液钠的平板对流冷却结构进行了分析, 其中液钠的冷却效果最好, 并将其应用到类似前缘的圆形对流冷却结构, 研究来流有倾角时圆头的温度分布. Rakow等^[9]的实验第一次实现了金属泡沫夹心板作为冷却通道的对流冷却结构, 并对实验产生的热皱折进行分析, 证明其与常规理论结果相一致. Rakow等^[10]数值模拟和实验验证了金属泡沫作为冷却通道对飞行器的热防护, 两个结果相一致, 该结构能降低飞行器内外表面的温度并能很大程度的减小外表面的热变形.

目前, 对于对流冷却结构的研究多集中于传热机理和数值方法上, 对于结构、材料和冷却剂属性等因素对冷却效果影响的研究较少. 本文将对流冷

* 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.

[†] E-mail: sunjian19850620@163.com

却结构结合层板技术^[11]设计了一种翼前缘层板对流冷却结构,利用层板技术实现冷却通道的大深宽比,降低常规通道中的压力损失与对冷却剂流速的要求,充分发挥流道侧壁面肋片强化传热的作用.本文运用流固耦合方法分析了层板对流冷却结构在特定工况下的冷却效果,并讨论了结构参数和材料性能等因素对冷却效果的影响.

2 翼前缘层板对流冷却结构

层板对流冷却结构如图 1 和图 2,翼型弦长 140 mm,头部半径为 8 mm,上下翼面延长线夹角为 25°.单个层板冷却结构如图 3,层板厚 6 mm,冷却槽道宽 2 mm,中间槽道高为 5 mm,两翼面侧槽道高 2.5 mm,外层用厚度为 4 mm 的耐热材料包覆,将一系列冷却层板以扩散焊形连接起来即成如图 1 的整体.图 4 为单个层板冷却通道内冷却液的流动方向,红色为冷却液,蓝色为壁面.

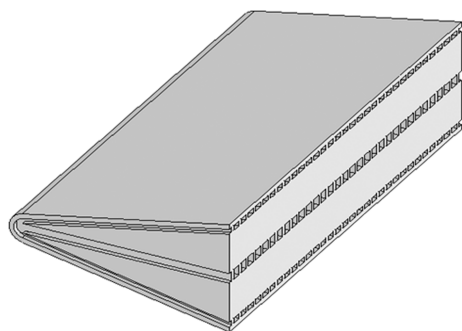


图 1 翼前缘层板对流冷却结构图

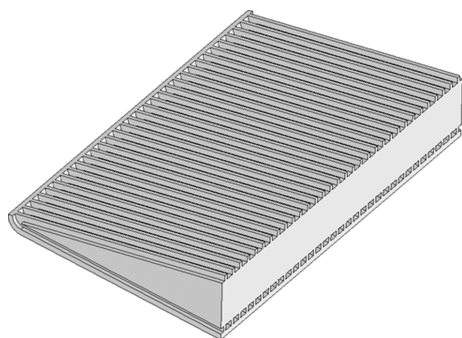


图 2 翼前缘层板对流冷却结构剖面图

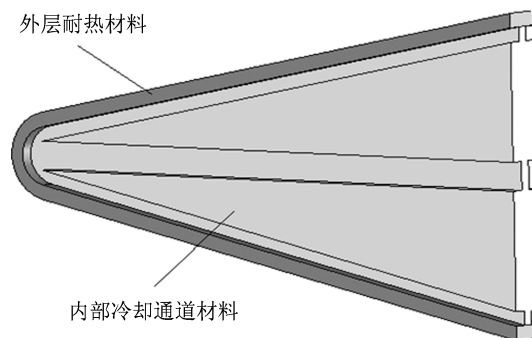


图 3 翼前缘层板对流冷却单元结构图

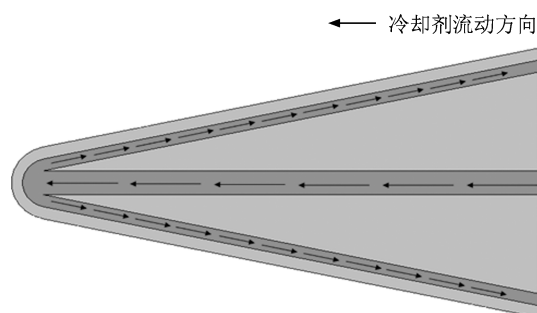


图 4 冷却通道内冷却液流动方向示意图

3 数值方法与算例验证

3.1 数值方法

在流动过程中,翼前缘壁面的温度与热流分布都未知,需要通过大气对壁面的强迫对流、壁面的导热、冷却液的对流耦合求解得到.采用的控制方程是对任意控制体的积分方程^[12]

$$\oint \rho \phi \mathbf{v} \cdot d\mathbf{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla_\phi \cdot d\mathbf{A} + \int_V S_\phi dV, \quad (1)$$

式中 ϕ 是待求的标量, ρ 是密度, \mathbf{v} 是速度向量, \mathbf{A} 是控制体表面的法向量, Γ_ϕ 是 ϕ 的扩散系数, ∇_ϕ 是 ϕ 的梯度, S_ϕ 是 ϕ 单位体积的源项.当 ϕ 为 (ρ, u, v, w, e) 时,上述方程就可以组成连续、动量和能量方程组计算大气流动和冷却液流动;当 ϕ 为内能 e 时,上述方程只是能量方程,可计算壁面内部的导热.流动和导热的耦合就发生在气壁、液壁壁上,满足耦合交界面条件:温度连续和热流密度连续.

有限体空间离散示于图 5,节点位于控制体的中心,用大写字母 P 表示,并按照方向

用 E, W, N, S, T, B 表示相邻节点. 将 (1) 式在有限体空间离散可得^[13]

$$\begin{aligned}
 a_P \phi_P &= a_E \phi_E + a_W \phi_W + a_N \phi_N \\
 &+ a_S \phi_S + a_T \phi_T + a_B \phi_B + b, \quad (2) \\
 a_E &= D_e A(|P_{\Delta e}|) + [-F_e, 0], \\
 a_W &= D_w A(|P_{\Delta w}|) + [F_w, 0], \\
 a_N &= D_n A(|P_{\Delta n}|) + [-F_n, 0], \\
 a_S &= D_s A(|P_{\Delta s}|) + [F_s, 0], \\
 a_T &= D_t A(|P_{\Delta t}|) + [-F_t, 0], \\
 a_B &= D_b A(|P_{\Delta b}|) + [F_b, 0], \\
 b &= S_C \Delta x \Delta y \Delta z + a_p^0 \phi_p^0, \\
 S_\phi &= S_C + S_P \phi_P, \\
 a_p^0 &= \frac{\rho \Delta x \Delta y \Delta z}{\Delta t}, \\
 a_P &= a_E + a_W + a_N + a_S + a_T \\
 &+ a_B - S_P \Delta x \Delta y \Delta z, \quad (3)
 \end{aligned}$$

式中, $P_{\Delta i} (i = e, w, n, s, t, b)$ 是界面上对流换热量与导热量之比; $F_i, D_i (i = e, w, n, s, t, b)$ 分别为界面上的流量和扩导系数.

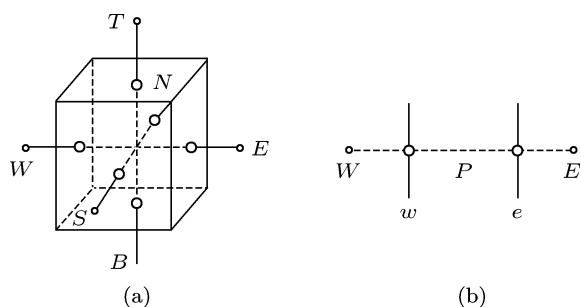


图5 控制体和离散网格 (a) 控制体; (b) 离散网格

3.2 算例验证

为了与实验结果^[14]比较, 本文的计算模型及边界条件与实验相一致. 流体域中来流压力 648.1 Pa, 温度 241.5 K, 马赫数为 6.47; 固体域为圆柱, 结构材料采用 1Cr18Ni9Ti, 外径 38.1 mm, 内径为 25.4 mm, 计算域网格如图 6, 流体域在物面处进行了加密, 计算时间 $t = 2$ s.

图 7 为 $t = 2$ s 时壁面温度分布曲线, T_0 为壁面驻点温度, θ 为圆柱外表面与对称面的夹角.

从图中可以看出圆柱表面相对驻点的温度分布与实验结果^[14]符合得较好. 其中驻点温度最高为 452 K 略小于实验结果^[14]465K, 驻点热流密度为 6.47×10^5 W/m² 也略小于实验值 6.7×10^5 W/m².

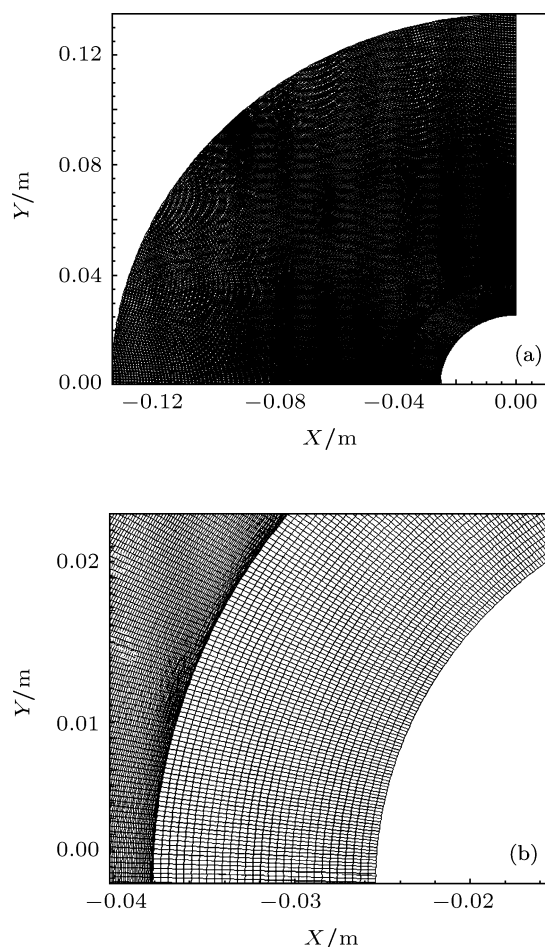


图6 流体和固体网格 (a) 计算域网格; (b) 流固交界面网格

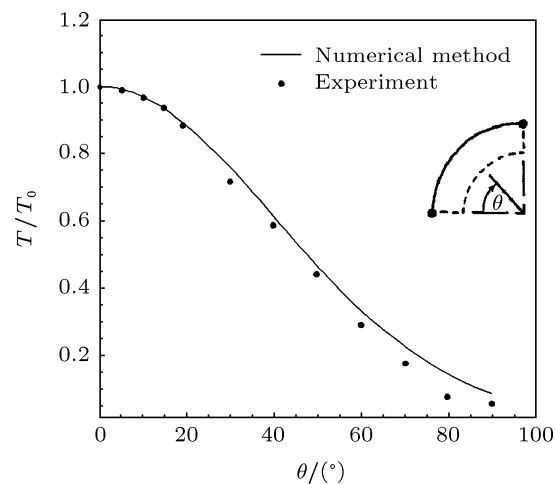


图7 壁面温度分布曲线

4 特定工况下的冷却效果

4.1 计算条件与假设

1) 翼前缘在 25 km 的高空, 以马赫数 7, 零攻角飞行;

2) 翼前缘内部冷却槽道和耐热层采用耐热钢材料, 导热系数为 60.5 W/mK, 热膨胀系数为 1.2×10^{-5} ;

3) 冷却剂为液态水, 入口温度为 300 K.

计算过程中假设: a) 冷却液流动过程中只存在对流换热, 不存在辐射换热; b) 忽略冷却液潜热; c) 层板对流冷却结构不存在膨胀或其他形变.

4.2 计算结果

图 8 为翼前缘层板单元冷却前后 (冷却剂流量为 100 g/s) 的温度分布, 最高温度由 2013 K 下降至 1510 K, 降幅达 25%. 由图可见冷却后的翼前缘头部温度分布并不均匀, 紧贴内部冷却流道的外壁面温度较低, 而冷却液接触的外壁面温度较高. 这是因为冷却通道侧壁起到肋片的作用, 强化了层板冷却结构的换热能力, 使冷却剂从壁面带走更多的热. 冷却前后对比可知, 有冷却的翼前缘内部温度较低, 层板结构起到了对翼型内部的热防护作用.

在分析冷却效果时, 壁面温度是极为重要的一个参考. 因此本文对壁面温度进行无量纲化, 提出一个冷却参数

$$\eta = (T_W - T_{CW})/T_W, \quad (4)$$

式中, T_W 为无冷却时壁面的温度, T_{CW} 为有冷却时相应位置壁面的温度, 其物理意义表征了在外气动加热和内部冷却的综合作用下壁面温度下降的大小. 可见 $\eta < 1$, 且 η 值越大, 冷却效果越好. 为了分析层板结构冷却效果, 选取翼前缘层板单元外壁面曲线 Γ_1 和 Γ_2 作为研究对象, 如图 9. 其中 Γ_1 为层板冷却单元外壁面中间曲线, Γ_2 为层板冷却单元外壁面边界曲线.

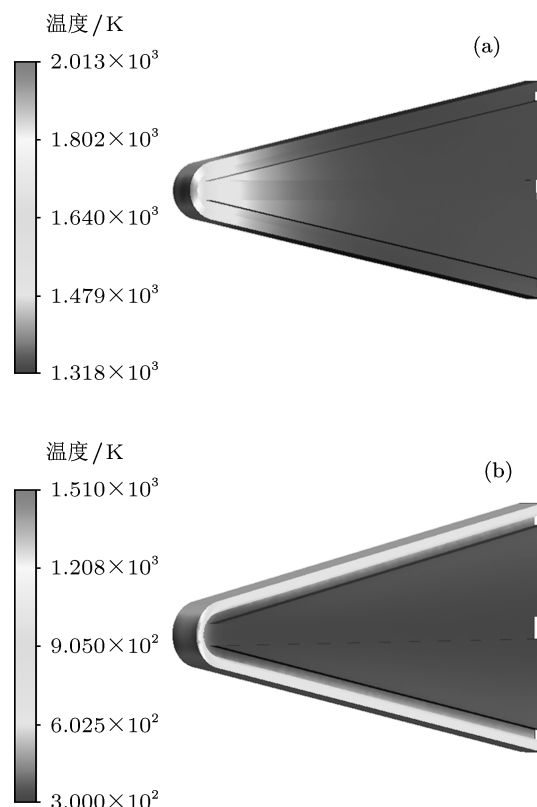


图 8 翼前缘层板单元温度分布云图 (a) 无冷却时; (b) 水冷却时

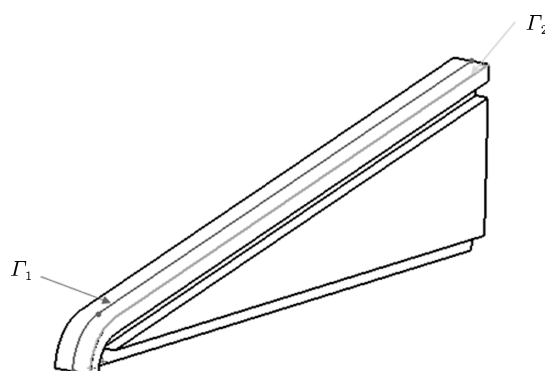


图 9 曲线 Γ_1 和 Γ_2 的位置

图 10 为曲线 Γ_1 和 Γ_2 上的冷却效果 η 值分布. 两条曲线中前缘球形头部顶点 η 值均最小, 沿着头部曲线 η 值线性增加至头部拐点处, 而后稍有下降, 并保持稳定. 曲线 Γ_1 头部驻点冷却效率最低为 0.25, 且各点的 η 值均小于曲线 Γ_2 对应位置的值, 因此在后面分析冷却效果时, 将曲线 Γ_1 上 η 值作为研究对象.

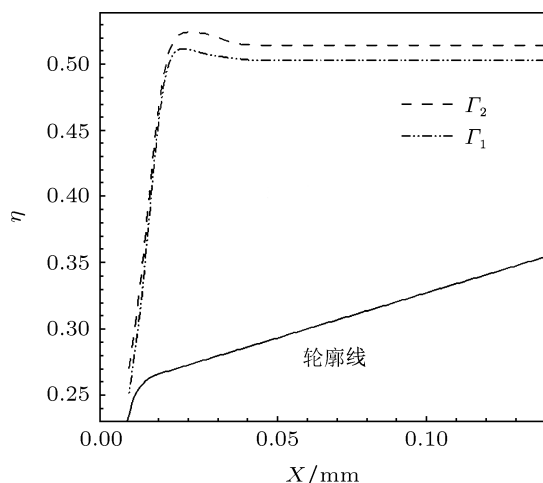


图10 曲线 Γ_1 和 Γ_2 上的 η 值

5 层板对流冷却结构参数和材料性能对冷却效果的影响

5.1 冷却槽道深宽比对冷却效果的影响

在单个层板冷却单元厚度不变的条件下, 通过改变通道侧壁的厚度来改变冷却通道横截面的宽度, 进而改变深宽比 γ . 在冷却剂流量为 100 g/s 时, 研究 γ 对曲线 Γ_1 头部驻点的 η 值的影响. 如图 11, η 随 γ 的增加而增加至一个稳定值, 冷却效果达到饱和. 这是由于增加冷却通道肋厚度同时减少了冷却通道的宽度, 这样在增加了壁面肋效率的同时也提高了通道内冷却工质的流速, 这是有利于壁面强化传热的. 但同时也减少了冷却通道内的对流换热面积, 是不利于强化传热的. 开始有利因素强于不利因素, 因此冷却效果增强, 但随着 γ 的增加不利因素上升, 当到某一值正负因素抵消时, 冷却效果达到最大. 若 γ 继续增大, 则不利因素可能会大于有利因素, 导致冷却效果下降. 因此在工程设计中, 应按实际结构和加工工艺选取合适的深宽比, 达到较好的冷却效果.

5.2 翼前缘头部半径对冷却效果的影响

在单个层板冷却单元厚度、冷却槽道结构参数和翼型长高不变的条件下, 改变上下翼面夹角来改变翼前缘头部半径. 图 12 为在冷却剂流量为 100 g/s 的条件下, 头部半径对冷却效果的影响.

随着翼面水平夹角 α 的增大, 前缘头部半径减小, 冷却效果下降, 且下降幅度逐渐增加. 这是由于前缘的尖化, 导致头部热流密度增加剧烈, 而内部冷却因素几乎未变, 使得前缘冷却效果降低.

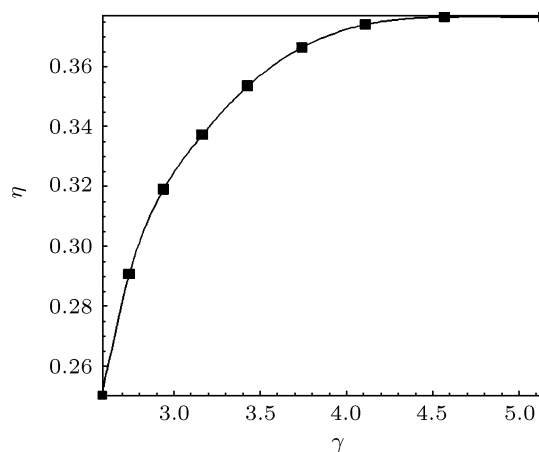


图11 冷却槽道深宽比对应曲线 Γ_1 上头部顶点的 η 值

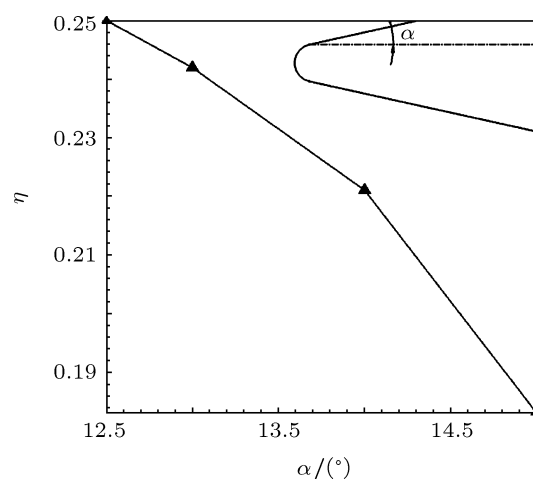


图12 前缘头部半径对应曲线 Γ_1 上头部顶点的 η 值

5.3 冷却剂流量对冷却效果的影响

由图 13 可知随着冷却剂流量的增加, 曲线 Γ_1 上各点的 η 值增大冷却效果增强, 但是 η 值的增加率逐渐降低. 最终, 流量的增加只能带来很少的冷却增量, 即依靠加大冷却剂流量来增强冷却效果会达到了一定极限. 随着冷却剂流量的增加冷却槽道进出口压力差急剧增加, 如图 14. 因此, 对于结构和材料固定的对流冷却结构, 为了增强冷却效果, 应综合考虑流道进出口压差和冷却效果与冷却剂流量的关系, 选择最佳冷却剂流量值.

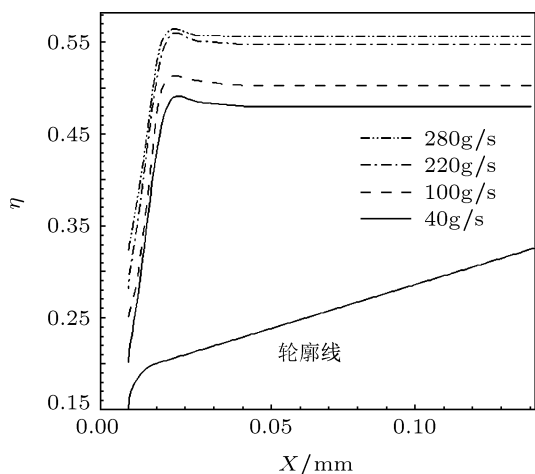


图 13 冷却剂流量对应曲线 Γ_1 上的 η 值分布

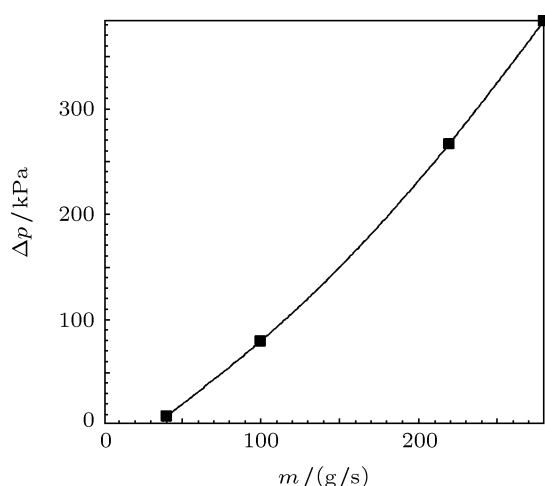


图 14 冷却剂流量对应槽道进出口的压差

5.4 材料性能对冷却效果的影响

层板对流冷却结构包括内部冷却通道和外部耐热层, 它们的材料性能尤其是导热性对冷却效果有重要的影响. 为了研究材料导热性能对冷却效果的影响, 本文选取钢和铜材料, 其导热系数分别为 60.5 W/mK 和 401 W/mK , 分析不同组合的冷却效果, 具体算例如表 1.

表 1 不同材料组合对应的算例

	S-S	S-C	C-S	C-C
外层耐热材料	钢	钢	铜	铜
内部冷却通道材料	钢	铜	钢	铜

由图 15 可知, C-C 头部顶点温度较 S-S 下降了 37.8%, 尾部平均温度的降幅为 25.9%; C-S 头部

驻点温度较 S-C 下降了 29%, 尾部平均温度下降了 10.8%. 因此, 当冷却通道材料和耐热材料相同时: 采用导热系数越高的材料, 壁面温度越低, 冷却效果越好; 而当材料不同时, 外层耐热材料导热系数越高, 冷却效果越好.

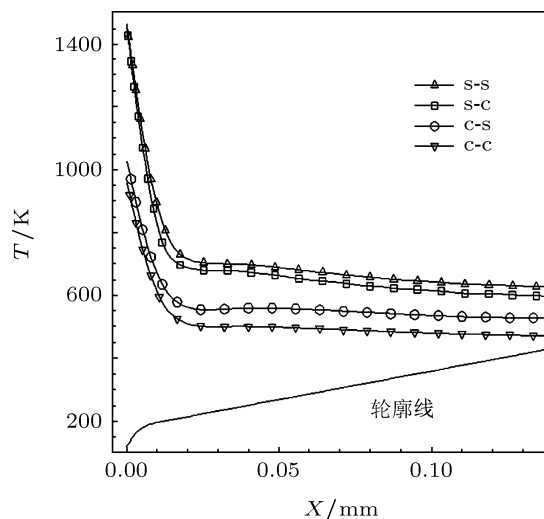


图 15 曲线 Γ_1 上的温度分布

6 结论

1. 翼前缘层板对流冷却结构能够较大程度的降低前缘温度, 有效地保护高超声速飞行器的头部.
2. 当冷却剂流量和冷却单元厚度不变时, 冷却效率 η 随冷却槽道深宽比 γ 的增加而增加至一最大值, 此时冷却效果达到饱和, 如 γ 继续增大则可能出现不利于冷却的现象, 因此在设计冷却槽道时要尽量选取或靠近这个最佳值.
3. 当只改变前缘头部半径时, 冷却效率 η 随前缘头部半径减小而下降, 且降幅逐渐增加, 即前缘的尖化会使得头部热环境更加恶化, 降低冷却效果.
4. 当层板结构和材料不变时, 冷却效率 η 随冷却剂流量的增加而增大, 并逐渐趋近一个极限, 而冷却槽道进出口压差却随流量增大而急剧增大. 为了增强冷却效果, 应综合考虑进出口压差和冷却效果与流量的关系, 选择最佳冷却剂流量值.
5. 对流冷却结构的内部冷却通道和外部耐热层都应选取高导材料, 这样能够增强对流冷却结构的防热效果.

本文研究的翼前缘层板对流冷却结构能够在不改变前缘气动外形的条件下提供良好而又稳定

的防热效果, 非常适用长时间飞行的高超声速飞行器前缘的热防护.

-
- [1] Glass D E 2008 *AIAA*-2008-2682
 - [2] Swanson A D, Coghlan S C, Pratt D M, Paul D B 2007 *AIAA*-2007-1671
 - [3] Clay C L 2004 *J. Aircraft* **41** 978
 - [4] SUN Z H 2008 *Aero. Sci. Techn.* **3** 13(in Chinese) [孙兆虎 2008 航空科学技术 **3** 13]
 - [5] Helenbrook R G, Mcconarty W A, Anthony F M 1971 *NASA CR*-1917
 - [6] Helenbrook R G, Anthony F M 1971 *NASA CR*-1918
 - [7] Scotti J S 1991 *NASA TP* 3100
 - [8] Poon W S, Kanapady R, Mohan R V, Tamma K K 1995 *AIAA*-95-158-272
 - [9] Rakow J F, Waas A M 2004 *AIAA*-2004-1710
 - [10] Rakow J F, Waas A M 2007 *AIAA*-24813-731
 - [11] Zhang F 2008 *Ph. D. Dissertation* (Changsha: National University of Defense Technology) (in Chinese) [张峰 2008 博士学位论文 (长沙: 国防科技大学)]
 - [12] Li J W, Liu Y 2005 *J. Propulsion Techn.* **26** 111 (in Chinese) [李军伟, 刘玉 2005 推进技术 **26** 111]
 - [13] Tao W Q 2001 *Numerical Heat Transfer* (Xi' an: Xi' an Jiaotong University Press) p176 (in Chinese) [陶文铨 2001 数值传热学 (西安: 西安交通大学出版社)] 第 176 页
 - [14] Dechaumphi P, Thornton P E, Wieting A R 1989 *AIAA*-26055-793

Research on convective cooling effect of leading edge platelet of airfoil*

Sun Jian[†] Liu Wei-Qiang

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

(Received 6 September 2011; revised manuscript received 30 September 2011)

Abstract

A convective cooling platelet structure is considered as a thermal protection system to prevent the leading edge of airfoil from the serious aerodynamic heating. The cooling effect parameter η is proposed in this paper. By use of fluid structure interaction method, the cooling effect of convective cooling structure is investigated under given condition. The minimum η that is 0.25 when the coolant is water occurs on the leading edge of airfoil head. The research shows that the η increases with the increasing of channel aspect ratio (γ) and reaches a stable value which indicates the cooling effect is saturated. Situation unfavorable for cooling may occur if the γ keeps increasing. And the η decreases with the radio of airfoil's head decreasing. With coolant flux increasing, the η also increases to a stable value and the pressure drop between inlet and outlet increases rapidly when the structure and the material of the convective cooling platelet structure are fixed. Considering the pressure brought to the supply system due to the increase of flux, we should choose the optimal coolant flux value in order to obtain better cooling effect. Both the inner coolant groove and the external refractory protection should use high conductivity materials which can strengthen the heat transfer of structure and enhance the cooling effect.

Keywords: convective cooled, leading edge of airfoil, aerodynamic heating, fluid structure interaction

PACS: 47.55.pb, 47.27.nf, 47.40.ki

* 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).

[†] E-mail: sunjian19850620@163.com