

文章编号: 1000-8055(2005)01-0116-04

致密多孔壁冷流入射角对冷却效果影响的数值研究

胡娅萍, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 采用数值模拟方法研究了冷气流的入射角对致密多孔壁冷却效果的影响, 通过 9 个算例分析比较入射角为 30° , 60° 和 90° 情况下的冷却效果, 在每个入射下吹风比 M 分别取为 0.50, 1.0 和 2.0。结果表明: 随入射角的增大, 冷却效果是降低的。无论 M 为何值, 入射角为 30° 和 60° 时, 整个平壁上冷却效果的分布都很相似; 而入射角为 90° 时冷却效果的分布则不然, 虽然与前者比较起来其冷却效果最差, 但与常规气膜冷却相比, 入射角为 90° 时的冷却效果值仍然很高。

关键词: 航空、航天推进系统; 致密多孔壁冷却; 入射角; 吹风比; 冷却效果

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Numerical Study of the Blowing Angle Effect on Effusion Cooling Effectiveness

HU Ya-ping, JI Hong-hu

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The influences of the coolant flow blowing angle α on the effusion cooling effectiveness of a porous plate were investigated. Nine cases were studied, which cover three blowing angles of $\alpha = 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ and for each angle three blowing ratios of $M = 0.5, 1.0, 2.0$. The results show that with the increase of α the cooling effectiveness reduces for all the calculated cases. For cases of $\alpha = 30^\circ$ and 60° the distribution of cooling effectiveness η along the whole plate are very similar for any given blowing ratio. While for the cases of $\alpha = 90^\circ$, the distributions of cooling effectiveness are quite different. Although the cooling effectiveness of the cases with $\alpha = 90^\circ$ for any given blowing ratio is the worst among the three angles stated, its absolute value is still quite high compared with the conventional film cooling.

Key words: aerospace propulsion system; effusion cooling; blowing angle; blowing ratio; cooling effectiveness

为了满足现代航空燃气涡轮发动机日益提高的性能对燃烧室火焰筒壁及涡轮叶片的冷却提出的要求, 许多先进的冷却技术得到了发展。致密多

孔壁冷却方式就是其中的一种, 它的主要特征是在被冷却壁上有大量密集、离散的小孔。高温燃气从壁的一侧掠过并向壁面传热。为了降低壁温, 在

收稿日期: 2004-01-12; 修订日期: 2004-04-08

联系人: 吉洪湖

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50076017); 国家重点基础研究发展规划资助项目(G2000026302)

作者简介: 胡娅萍(1977-), 女, 湖北鄂州人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事传热传质研究

壁的另一侧通以一股冷气流, 对该侧进行对流换热, 同时冷气流进入小孔, 以强制对流换热的方式对孔壁进行冷却, 然后喷射进入主流, 在壁面附近形成气膜冷却。就冷却结构而言, 致密多孔壁冷却与常规气膜冷却的区别仅是气膜孔密集得多, 孔径也小得多。一般来说, 其小孔直径 $d = 0.3\text{ mm} \sim 0.7\text{ mm}$, 孔倾角 $\alpha = 20^\circ \sim 90^\circ$; 横向孔间距 $p = 1.0\text{ mm} \sim 1.7\text{ mm}$, 流向孔间距 $s = 1.0\text{ mm} \sim 4.0\text{ mm}$ 。但对于冷却方式来说, 除了热侧壁面上的气膜防护, 气膜小孔内和平壁冷侧的对流冷却对整个平壁的冷却也有重要的作用。

在气膜冷却领域已经展开了大量的研究工作。早期的 LeBrock 等人^[1]和 Goldstein^[2]通过研究冷气流射角 α 对气膜冷却效果的影响均发现, 倾斜喷射较垂直喷射的效果要好, α 越大, 冷却效果越差。但他们的研究是仅限于单孔、单排或双排孔的基础性研究。针对多斜孔壁的气膜冷却, 宋波等人^[3]采用传热传质类比方法研究了不同孔阵排列方式下多斜孔壁冷却的绝热温比分布, 李军等人^[4]则分析了平壁表面的换热系数。但在他们的研究中, 气膜孔的直径 d 为 $1.5\text{ mm} \sim 2.5\text{ mm}$ 。对于气膜孔直径更小的多斜孔壁冷却, 林宇震等人^[5,6]通过实验分别研究了不同进气角度下壁面的绝热温比和小孔内的对流换热情况。本文重点研究致密多孔平壁的冷却中 α 对冷却效果的影响, 在吹风比 M 分别为 $0.50, 1.0$ 和 2.0 时, 探讨 α 在 $30^\circ, 60^\circ$ 和 90° 间变化时, 热侧面上冷却效果 η 的分布规律。

1 数值计算

1.1 物理模型

所有算例的物理模型如图 1 所示, 固体平壁上沿流向共开有 32 排致密的叉排布置的完全相

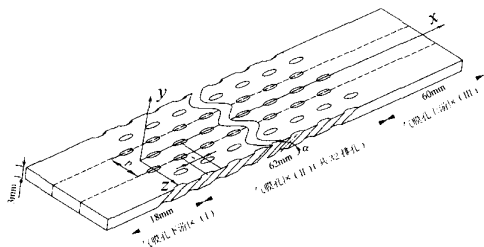


图 1 计算域的物理模型示意图
Fig 1 Physical model for computation

同的圆柱形气膜孔, 其中孔的直径 $d = 0.5\text{ mm}$, 横向孔间距 $p = 1.2\text{ mm}$ ($p/d = 2.4$), 流向孔间距

$s = 2.0\text{ mm}$ ($s/d = 4.0$), 平壁的厚度为 3.0 mm 。气膜孔的轴线与平壁切线方向的夹角即冷气流的入射角 α 取为 $30^\circ, 60^\circ$ 和 90° 。计算域在横 (z) 向只选取了一个较小的对称部分, 如图中虚线部分所示, 故计算域的前后面 ($z = \pm p/2$) 均为对称性表面。物理模型沿流向分为 3 个区域: (I) 气膜孔上游区, $-36 \leq x/d < 0$; (II) 气膜孔区, $0 \leq x/d \leq 124$; (III) 气膜孔下游区, $124 < x/d \leq 244$ 。计算域还包括平壁上方的流体域 (图 1 中未标出), 流体域在 y 方向延伸至 $70d_0$ 。

1.2 边界条件与计算方法

计算模型的边界条件参照一些先进发动机中燃烧室冷却的流动参数进行选取。为了更直观的比较这 9 个算例的计算结果, 除了冷气流的进口速度 U_2 , 其它所有的进出口条件对于每个算例都是相同的, 即取热燃气主流的进口温度 $T_\infty = 1596\text{ K}$, 进口密度 $\rho_\infty = 5.88\text{ kg/m}^3$, 进口速度 $U_\infty = 80\text{ m/s}$; 冷却气流的进口温度 $T_2 = 800\text{ K}$, 进口密度 $\rho_2 = 10.853\text{ kg/m}^3$ 。吹风比 M 的变化只通过改变冷却气的进口速度 U_2 来实现: $M = 0.50, 1.0$ 和 2.0 时对应的冷气流的进口速度 U_2 分别为 $18.753\text{ m/s}, 37.505\text{ m/s}$ 和 75.010 m/s , 相应的在气膜孔区单位面积上的冷气流流量分别为 $17.188\text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}, 34.375\text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$ 和 $68.751\text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$ 。

混合气流的出口设为压力边界, 静压为 2.33 MPa 。计算域的前后表面 ($z = \pm p/2$) 均设定为对称边界。固体平壁上下游的两个端面均设置为绝热边界。平壁的冷侧设为对流边界条件, 流体温度为 $T_2 = 800\text{ K}$, 对流换热系数 $h = 1000\text{ W/m}^2\text{K}$, 这是一个估计值, 约为光滑平壁的紊流对流换热系数的 1.5 至 2 倍。

采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型进行紊流模拟; 在近壁区采用标准壁面函数法进行处理。流动方程、紊流动能 k 及其耗散率 ϵ 均采用一阶迎风差格式进行离散, 各方程耦合求解并实施亚松弛。解收敛的判断标准是相对残差小于 1×10^{-4} 。本文使用 FLUENT 计算流体力学软件进行计算。

2 计算结果与分析

在本文所研究的致密多孔壁冷却中, 冷却效果定义为 $\eta = (T_\infty - \bar{T}_{hw}) / (T_\infty - T_2)$, 其中 T_∞ 和 T_2 分别为热燃气主流和冷却气流的进口温度, $\bar{T}_{hw}$ 为热侧壁面上所计算的某一流向位置上的横

向平均壁温。此处冷却效果的定义与常规气膜冷却的研究中表征冷却效率的绝热温比有显著的差别, 这样定义是为了同时考虑气膜孔内部和平壁冷侧的对流冷却对整个平壁的冷却的作用, 而不是仅仅考虑平壁热侧气膜冷却的贡献。影响 η 的因素包括密度比 ρ_2/ρ_∞ 、吹风比 $M = \rho_2 U_2 / \rho_\infty U_\infty$ 等流动参数和 d 、 α_p 和 s 等几何参数。

2.1 $M = 0.50$ 时 α 对冷却效果的影响

图 2 给出了 $M = 0.50$ 时不同入射角 α 下的冷却效果的分布曲线。可以看出, 在热侧面的绝大部分范围内, $\alpha = 30^\circ$ 时的冷却效果都是最好的, α 越大, 冷却效果越差, 这与常规气膜冷却中^[1, 2]冷却效果受 α 的影响情况类似。

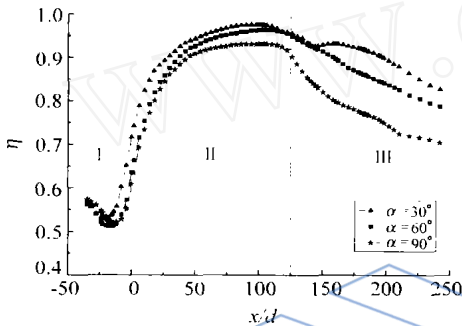


图 2 $M = 0.50$ 时冷却效果的分布

Fig. 2 Distributions of η for $M = 0.50$

在气膜孔上游区(I), 三种入射角 α 下冷却效果随 x/d 的变化趋势是相似的, 都是随 x/d 的增大先减小到最小值, 然后逐渐变大。可以观察到, 冷却效果从最小值处开始增大的转折点并不在第一排气膜孔处, 而是位于其上游。这是由于冷侧和前几排气膜孔内部的对流冷却所致。冷气流入射角 α 越大, η 在热侧面上 I 区内从最小值开始增大的转折点是越靠下游的。这是因为对于相同厚度的多孔平壁, 尽管 α 不同时气膜孔内对流换热系数相差不大, 但 α 越小, 平壁内孔的面积越大, 则孔内部的对流换热就越显著, 于是平壁的冷却效果就越先开始变好。

在气膜孔区(II), 冷却效果 η 随着 x/d 的增大继续增高, 一直到 II 区的末端。尽管不同的 α 对应的 η 的最大值各不相同, 但这三者的冷却效果的分布趋势基本一致: 在 $x/d = 0 \sim 50$ 的范围内, η 均迅速增加, 这归因于热侧面上的气膜冷却和气膜孔内和冷侧的对流冷却的共同作用。 $\alpha = 30^\circ$ 时的冷却效果最佳是因为气膜孔内表面积最大, 而且 α 较小有利于在热侧面上形成有效的冷却气

膜。 $\alpha = 90^\circ$ 时则相反, 气膜孔的内表面积最小, 且不易在壁面上形成高质量的气膜, 但尽管如此如此, 其冷却效果仍然较高, 这可能是由于此时冷气流吹出后有把热主流吹离壁面的趋势。在 $x/d = 50$ 处的下游, 冷却效果继续增大, 但增大速度相对缓慢了很多。这三条曲线都大约 $x/d = 100$ 处达到最大值, 此处大致对应第 26 排气膜孔。再往下游冷却效果开始减低。

在气膜孔下游区(III), 冷却效果 η 基本都随着 x/d 的增大逐渐减小, 这是由于在此区中, 平壁内部不再有气膜孔, 而且热侧面上也不再有了冷气出流, 导致平壁内的对流冷却不再存在, 热侧面上也没有新的防护气膜形成。图 2 表明在 III 区中, α 不同, 冷却效果值也有一定的差别。这是因为气膜孔区(II)近壁区域的冷却气膜仍然对平壁的 III 区有一定的冷却作用, α 越小, 这种作用越明显, 故冷却效果越好。从图 2 中还可以观察到 $\alpha = 30^\circ$ 时冷却效果在 III 区的 $x/d = 150 \sim 160$ 范围内稍微增大, 这可能是由于在 II 区出流的冷气在主流的作用下逐渐改变了运动方向, 在出流处的下游某一位置(大约 $x/d = 150$ 处)又重新附着在壁面上, 故在这个位置下游的一小部分区域内冷却效果略微增大。气膜孔下游区(III)内冷却效果的降低导致平壁内部沿着 x 方向存在很明显的温度梯度, 因此在平壁内产生从下游向上游传导的热流, 正是此热流使得平壁温度在气膜孔区(II)的末端就已经开始升高。

2.2 $M = 1.0$ 和 2.0 时 α 对冷却效果的影响

图 3 和图 4 分别给出了吹风比 $M = 1.0$ 和 2.0 时平壁热侧面上的冷却效果 η 的分布情况。

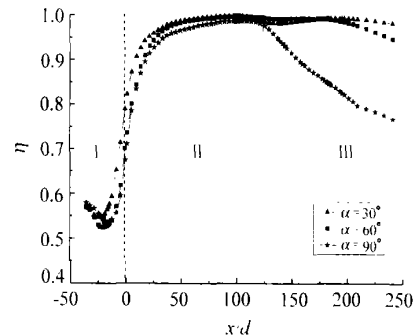


图 3 $M = 1.0$ 时冷却效果的分布

Fig. 3 Distributions of η for $M = 1.0$

总的来说, 它们的分布与 $M = 0.50$ 时的比较类似, 但仍然可以总结出以下几点: (1) 吹风比 M 越大, 在气膜孔上游区(I)和气膜孔区(II), 冷却

效果 η 增大得越快。(2) M 越大, 在 II 区内冷却效果 η 的分布曲线越靠近。(3) 在气膜孔下游区 (III), $\alpha=30$ 和 60 时的冷却效果仍然很相近, 而且值非常高; 而 $\alpha=90$ 的冷却效果变化则与前两者有明显差别。从 III 区的前端开始, 沿着流向, 冷却效果很快减小, 尤其是在 $M=1.0$ 时冷却效果下降得更显著。这个现象归因于 $\alpha=90$ 时的冷气流在大的吹风比下不易在壁面形成有效的气膜覆盖, 故 η 迅速降低; $\alpha=30$ 与 60 时冷气流在气膜孔区基本贴近壁面流动, 在气膜孔下游区, 这股冷气膜的流向仍保持这一趋势, 因此其冷却效果变化不大。

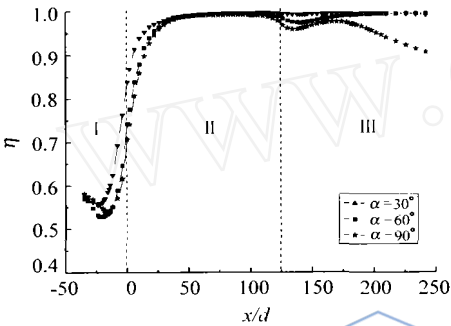


图 4 $M=2.0$ 时冷却效果的分布
Fig 4 Distributions of η for $M=2.0$

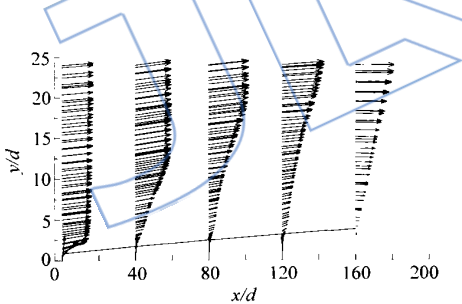


图 5 $\alpha=90^\circ, M=2.0$ 时对称面上的速度分布
Fig 5 Velocity distribution on the symmetrical face
 $\alpha=90^\circ$ at $M=2.0$

尽管在吹风比 $M=2.0$ 时 $\alpha=90$ 条件下的致密多孔壁的冷却效果达到了很高, 但在机械设计过程中也不可轻易采用这种冷却结构, 这是因为在此条件下热燃气主流的流动状态会受到冷气流的强烈干扰, 如图 5 所示。图 5 为 $\alpha=90^\circ, M=2.0$ 时计算域对称面上 $x/d=0, 40, 80, 120$ 和 160 (分

别对应第 1 排, 第 11 排, 第 21 排, 第 31 排气膜孔中心和最后一排气膜孔下游 18 mm) 5 个位置处的速度分布情况。图中还给出了相同条件下光滑平壁在相应位置上的湍流速度边界层的厚度曲线。可以看出, 冷气流垂直射出后会在近壁区减缓主流的速度并严重影响其速度分布状态, 因此速度边界层的厚度比光滑平壁情况下的增大了很多。比如在 $x/d=80$ 处, 速度边界层的厚度达到了光滑平壁相应位置处的 8 倍左右。

3 结 论

- (1) 在研究的范围 ($\alpha=30^\circ, 60$ 和 90°) 内, α 越大, 冷却效果 η 的值越低。
- (2) 在每个确定的冷气流射角 α 下, 吹风比 M 越大, 冷却效果越好。
- (3) $M=1.0$ 和 2.0 时, 在平壁的气膜孔上游区和气膜孔区 (I, II), α 为 $30^\circ, 60$ 和 90 时冷却效果的分布很接近; 在气膜下游区 (III), $\alpha=30$ 和 60 时的冷却效果仍然相近, 但 $\alpha=90$ 的冷却效果与前两者有较大的差别。
- (4) 当 M 为 0.50 时, $\alpha=30^\circ, 60$ 和 90° 三者的冷却效果的差别较大, 尤其是在气膜孔下游区 (III) 表现得最为明显。尽管此时 $\alpha=90$ 的冷却效果最差, 但其最大值仍然很高。

参考文献

[1] LeBrocq P V, Launder B E, Priddin C H. Discrete Hole Injection as a Means of Transpiration Cooling - an Experimental Study [R]. Imp. Coll. Rep. H TS /71/37, 1971.

[2] Goldstein R J. Film Cooling, Advances in Heat Transfer [M]. New York and London: Academic Press, 1971, 7: 321 ~ 379.

[3] 宋波, 林宇震, 刘高恩, 等. 不同排列方式多斜孔壁气膜冷却绝热温比研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(1): 91~ 94.

SONG Bo, L N Yu-zhen, L U Gao-en, WANG Hua-fang. An Investigation on Film Cooling Effectiveness of Inclined-Multihole Walls with Different Patterns [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 91~ 94.

[4] 李军, 董志锐, 林宇震, 等. 多斜孔气膜冷却壁表面换热系数实验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 45~ 48.

[5] 林宇震, 宋波, 李彬, 等. 不同偏角多斜孔壁气膜冷却绝热温比研究[J]. 推进技术, 1998, 19(5): 43~ 46.

[6] 林宇震, 宋波, 李彬, 等. 多斜孔壁冷却方式不同进气角度小孔内对流换热研究[J]. 推进技术, 1999, 20(1): 68~ 72.