

文章编号: 1000-8055(2008)04-0598-07

收缩-扩张形气膜孔提高气膜 冷却效率的机理研究

刘存良, 朱惠人, 白江涛

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了揭示收缩-扩张形孔提高气膜冷却效率的机理, 选择了两种典型的气膜孔: 圆柱形孔和扇形孔, 进行了数值模拟对比研究. 湍流模型选取 Realizable $k-\varepsilon$ 模型, 壁面函数采用增强壁面函数. 结果表明: 圆柱形孔射流法向动量很大很集中, 生成了较强的耦合涡, 冷却效率最低; 扇形孔减弱了射流的法向动量, 并产生了一定的展向速度, 冷却效率得以提高; 收缩-扩张形孔减小了射流的流向厚度, 增大了射流的展向宽度, 且产生了更大的展向速度, 扩大了射流的覆盖区域, 形成了与圆形孔及扇形孔射流相比作用相反的耦合涡, 使气膜更好地贴附于壁面, 气膜冷却效率高于其它两种孔形的效率; 相对于圆柱形孔和扇形孔, 收缩-扩张形孔的平均气膜冷却效率, 在吹风比为 0.5 时, 分别提高了约 110% 和 15%, 在吹风比为 2 时, 分别提高了约 560% 和 60%.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 气膜冷却; 孔形; 耦合涡; 冷却效率; 数值模拟
中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A

Study on the physics of film-cooling effectiveness enhancement by the converging-expanding hole

LIU Cunliang, ZHU Huiran, BAI Jiangtao

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical simulation was carried out to investigate the flow fields for three types of shaped hole, namely, cylindrical hole, fan-shaped hole and converging-expanding hole, to reveal how the converging-expanding hole enhance the cooling effectiveness. Realizable $k-\varepsilon$ turbulence model with enhanced wall function was used. Results show that the jet from cylindrical hole produces strong streamwise coupling vortices due to its strong and concentrated normal momentum. The fan-shaped hole improves the cooling effectiveness by weakening the jet's normal momentum and the coupling vortices. The converging-expanding hole reduces flow separation in the hole and produces a jet with small streamwise thickness and large lateral width as well as large lateral velocity magnitude. These factors make its coupling vortices have an effect to push the jet to the wall, producing the best coverage and the best cooling effectiveness. The average cooling effectiveness of converging-expanding hole is larger than cylindrical hole's and fan-shaped hole's by about 110% and 15% respectively ($M=0.5$), or 560% and 60% ($M=2$).

Key words: aerospace propulsion system; film cooling; shaped hole; coupling vortices; film cooling effectiveness; numerical simulation

收稿日期: 2007-04-02; 修订日期: 2007-06-15

基金项目: 国家 973 计划(2007CB707701)

作者简介: 刘存良 (1983), 男, 河北衡水人, 博士生, 研究领域为航空发动机高温部件的强化传热技术.

气膜冷却作为高性能航空发动机高温部件冷却的关键技术之一, 其发展历程已有数十年, 并且随着燃气温度的不断提高, 气膜冷却技术也在不断的发展改进, 由最初的低吹风比的应用发展到高吹风比的应用, 气膜孔形也由最初的圆柱形孔向非圆柱形孔演变. 由文献资料可以看出圆柱形孔首先发展为出口扩张的孔形^[1], 这种孔形以扇形孔为代表. 文献[2-3]分别研究了扇形孔在端壁和导向叶片上的冷却表现; 文献[4]的作者则通过实验研究了扇形孔的各种几何参数, 如长径比 L/D 、孔出口与入口的面积比、倾斜角度等, 对冷却效率和孔的流量系数的影响; 文献[5]采用了多种湍流模型和计算网格在发动机的典型工况下对单一扇形孔模型的流动和冷却效果进行了数值模拟研究, 并分析了各个模型的优劣. 虽然扩张形孔获得了比圆柱形孔好的冷却效果, 但是单纯的扩张形孔并没有将冷气利用充分, 而且会带来较大的气动损失^[6], 因此文献[7]提出了一种收缩-扩张形孔, 较好的解决了这一问题, 获得了更好的冷却效率. 现在关于圆柱形孔和扩张形孔气膜冷却机理的研究已经很多^[8-9], 但是关于收缩-扩张形孔的气膜流动结构和冷却机理的研究还没有, 只有

一些实验研究见于公开文献[7]. 本文选取了两种典型的气膜孔形: 即圆柱形孔和扇形孔作为分析新型收缩-扩张形孔的对比对象, 采用数值模拟技术研究孔形对气膜孔内的流动结构及气膜喷出后与主流的相互作用的影响, 揭示新型气膜孔结构强化冷却的原因, 并为高效气膜孔的设计提供指导.

1 数值方法

1.1 计算模型

本文所研究的三种孔的形状如图 1 所示. 收缩-扩张形孔在垂直于射流流动方向的展向是扩张的, 在射流流动方向是收缩的, 而且面积由入口到出口逐渐减小, 出口面积与入口面积之比 A_2/A_1 为 90%. 扇形孔是在圆柱形孔的基础上, 从距离孔入口 $1/3$ 孔长度的地方开始展向扩张. 三种孔形的最小截面积, 即入口面积均相等, 前倾角 $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ 均为 35° , 各个孔的长径比 $L/D = 1.743$, 其中 D 为孔入口在垂直于轴线方向的投影面的当量直径. 收缩-扩张形孔的扩张角 $\alpha_1 = 20^\circ$, 扇形孔的扩张角 $\alpha = 14^\circ$.

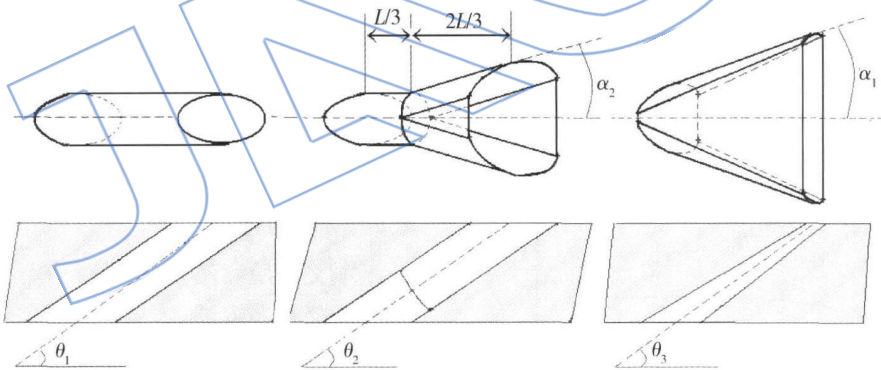


图 1 三种孔形的示意图

Fig. 1 Configurations of the three test film cooling holes used in this study

图 2 是带有收缩-扩张形孔的计算模型示意图, 计算模型由主流腔、二次流腔和孔组成. 图 2 (b) 是模型中截面 ($y = 0$), 坐标原点在气膜孔轴线与孔出口面的交点处, 箭头是气流方向. 截面 $C1, C2$ 是主流腔内气膜孔下游 $X/D = 2, X/D = 30$ 位置上的截面. 其它孔的计算模型和它类似, 只是孔的形状不同.

1.2 湍流模型及实验验证

对于传热计算, 湍流模型的选取至关重要. 根据文献[5]的研究, 在计算扇形孔的冷却效率时 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型 (简称 RKE) 加增强壁面

函数显示了其优越性. 文献[10]精细的测量了倾角为 35° 的圆柱形孔的气膜冷却效率, 本文选用 Realizable $k-\epsilon$ 模型加增强壁面函数, RNG $k-\epsilon$ 模型加增强壁面函数和 SST $k-\epsilon$ 模型对吹风比为 1.5 的工况进行了数值模拟, 计算模型及边界条件与实验情况完全一致, 由于篇幅所限, 工作细节不再描述.

图 3 给出了数值模拟结果与实验数据的对比情况, 可以看出 Realizable $k-\epsilon$ 模型的计算结果与实验数据不仅在变化趋势上符合得很好, 在数值上相差也不大, 而其他两个模型的计算结果与实

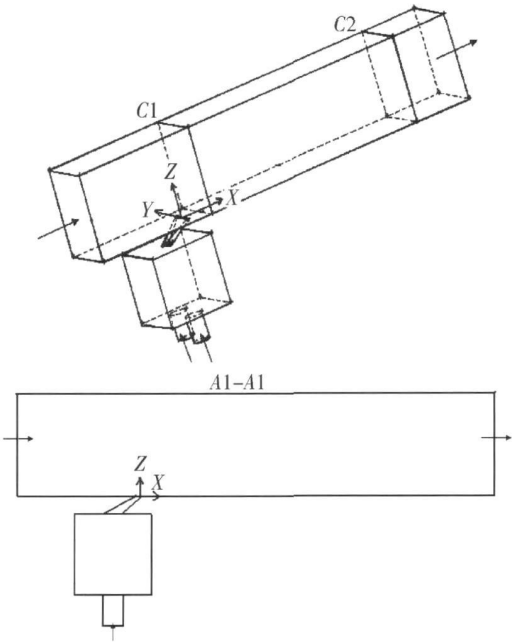


图 2 带有收缩 扩张形孔的计算模型示意图

Fig. 2 Geometry of the computational model with converging expanding hole

验数据相差较大, 因此本文采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型加强壁面函数.

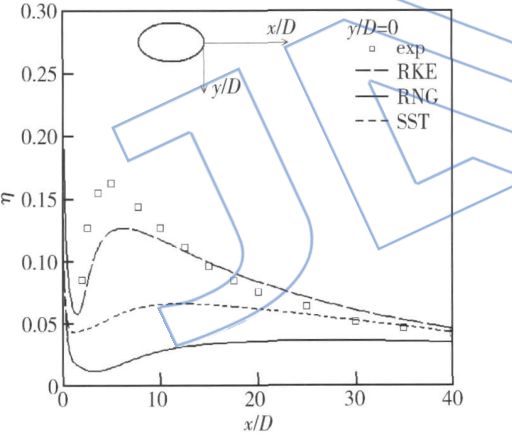


图 3 不同湍流模型计算结果与测量值对比图

Fig. 3 Comparison between numerical results and experiment data

1.3 模型网格

模型网格采用结构/非结构混合网格. 增强壁面函数要求临近壁面的第一层网格对应的 y^+ 在 1 左右, 并且在近壁区 ($Re_y = \rho y \sqrt{k}/\mu < 200$) 内至少有 10 层网格, 因此在气膜孔内、主流腔中临近气膜孔出口所在平面的区域, 都进行了局部的加密, 以满足其要求. 带有收缩 扩张形孔的模型网格图如图 4. 通过与更多节点数的计算结果对比, 已经验证本文的网格系统获得的数值解是网格无

关解.

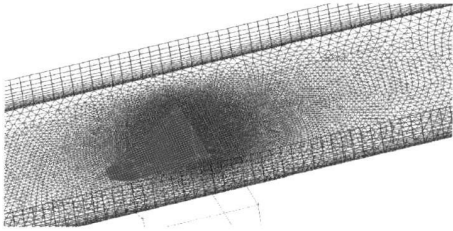


图 4 气膜孔内及壁面附近区域网格示意图

Fig. 4 Mesh details in the hole and the region near the wall

1.4 边界条件

流体密度按理想气体计算, 其它物性参数, 如导热系数、比热容、粘性系数, 都设为温度的分段线性函数.

本文模拟了三种气膜孔在吹风比 $M = 2$ 下的流动. 三种孔形的入口面积均相等, 为了比较三种孔形在相同冷气流流量下的冷却效果, 吹风比 $M = \rho_c v_c / \rho_g v_g$ 中的 $\rho_c v_c$ 是气膜孔入口处的气流速度和密度乘积.

主流和射流的进口都设为速度进口条件. 温度比 $T_g/T_c = 2$, 主流的湍流度设为 1.5%, 射流的湍流度设为 1%. 气膜孔出口所在壁面定为绝热壁面条件, 这样绝热壁温 T_{aw} 就是计算得到的壁温 T_w , 气膜冷却效率

$$\eta = \frac{(T_g - T_{aw}) / (T_g - T_c)}{(T_g - T_w) / (T_g - T_c)}$$

1.5 计算方法

本文采用商用 CFD 软件进行计算. 求解器使用分离隐式求解器, 方程采用二阶迎风格式进行离散, 压力速度耦合方法采用 SIMPLEC 方法, 压力插值方式采用标准方式.

2 计算结果及分析

2.1 孔内流动结构

孔内流动结构主要受孔形、冷气在冷气腔中的流动情况和吹风比的影响. 当冷气进入气膜孔的流动方向与孔轴线有一定夹角时, 面法向与冷气流入方向夹角为锐角的面(例如如图 1 孔形侧视图中孔的左半部分面)相当于是收缩型面, 使气流加速; 面法向与冷气流入方向夹角为钝角的面(孔形侧视图中孔的右半部分面)相当于是扩张型面, 使气流减速而出现分离, 从而在孔中形成高速区和低速区. 由计算模型可以看出, 冷气进入气膜孔的流动方向与气膜孔轴线不平行, 因此图 5 显示

出各个孔内都出现了流动加速和分离造成的高速区与低速区。

由图 5 可知各个孔内的速度云图有很大不同, 这是由孔形造成的。圆柱形孔是等截面的, 没有利于消除分离的几何结构, 因而孔内由于分离造成的低速区很大; 扇形孔是逐渐扩张的, 流动减速, 形成逆压梯度, 不利于消除在孔入口处形成的分离, 因而分离造成的低速区更大; 收缩-扩张形孔是逐渐收缩的, 流体加速, 形成顺压梯度, 有利于消除在孔入口处形成的分离, 因而分离造成的低速区明显的小于前两种孔形, 孔中流动的低速区主要集中于壁面附近, 是壁面的粘滞作用造成的。

孔内流动结构决定了出口的速度分布。图 6,

图 7(图中孔的大小做了适当的缩放)给出了孔出口面上的 z 向速度和 y 向速度云图。可以清楚地看到圆柱形孔和扇形孔出口面上的高速区由于流动分离和加速而偏向孔出口的上游; 在收缩-扩张形孔中, 因为它的分离区小, 没有对速度分布造成大的影响, 所以高速区在孔中心。 y 向速度主要是由孔形的展向扩张造成的, 相同吹风比下, 圆柱形孔没有展向扩张, y 向速度最小, 收缩-扩张形孔由于展向扩张最大, 因而 y 向速度最大。

孔出口的速度分布会影响到射流在壁面的覆盖效果。因为在与主流相互作用时, 不同的速度分布会形成不同的流动结构, 产生不同的覆盖效果, 在 2.2 节中将对此进行详细的分析。

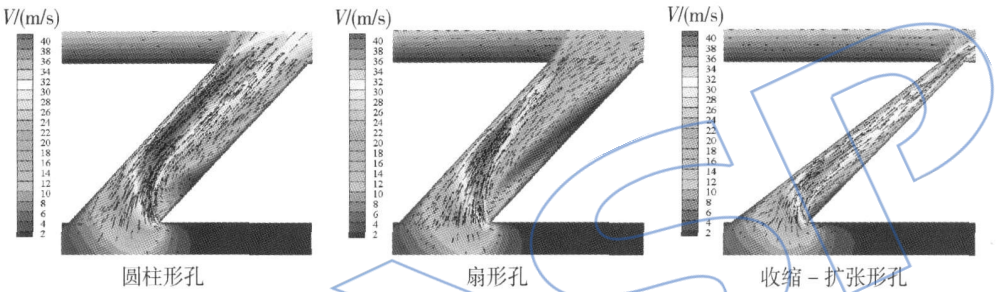


图 5 模型中截面上气膜孔区域内的速度云图与速度矢量图

Fig.5 Velocity magnitude contours(m/s) and velocity vectors along centerline plains A1-A1 in the film-cooling hole region

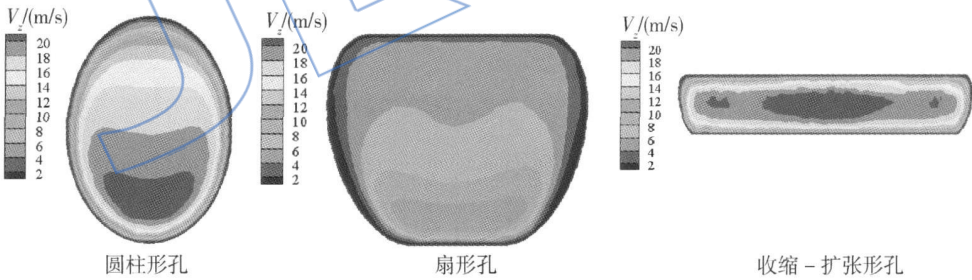


图 6 气膜孔出口的 z 向速度云图

Fig.6 z -velocity magnitude contours(m/s) along the three film cooling holes' exit plains

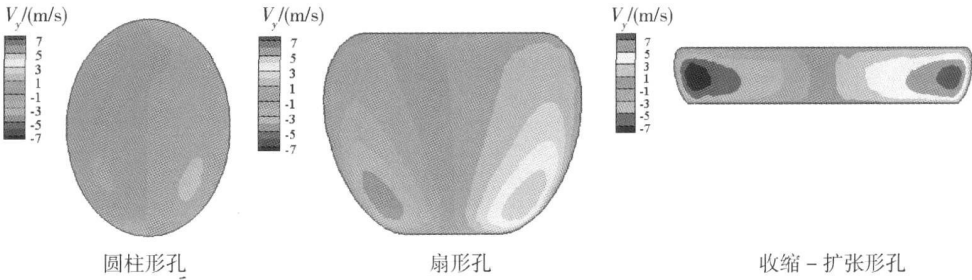


图 7 气膜孔出口的 y 向速度云图

Fig.7 y -velocity magnitude contours(m/s) along the three film cooling holes' exit plains

2.2 孔外流动结构

图 8 给出了 $C1(X/D=2)$, $C2(X/D=30)$ 截面上的温度场云图和速度向量图的合成图. 在 $C1$ 截面上可以看到圆柱形孔的射流与主流相互作用形成的一对耦合涡. 本文称之为正转向耦合涡. 这种旋转方向的耦合涡有两个不利影响: 一是在垂直方向上把整个冷却气膜抬起使之偏离表面, 使气膜的保护作用变差; 二是它把热的主流从气膜的两侧带到气膜底下, 从而降低冷却效率. 耦合涡是射流与主流相互作用形成的. 如果射流的 z 向动量很大、且射流的流向厚度很厚, 主流在短的作用距离内很难减弱它, 那么随着射流气体向上走, 两侧的主流气体就从射流底部补充进来, 这样就形成了正转向耦合涡. 图 6 显示圆柱形孔射流的 z 向速度很大、而且射流的流向厚度很厚, 所以它的正转向耦合涡很强烈.

要减弱正转向耦合涡, 首先应减小射流的 z 向速度或减薄射流的流向厚度, 这样射流在主流作用下可以很快地贴附在壁面上, 另外为了更好的抑制主流流向气膜底下, 还需增大射流的 y 向速度. 扇形孔射流的 z 向速度较小, 展向速度也较大, 因此从图 8 可以看出它的正转向耦合涡比圆柱形孔射流的要弱很多, 但由于扇形孔射流流向厚度较大, 正转向耦合涡还是很明显.

而收缩扩张形孔射流则完全改变了这一流动结构. 对于收缩扩张形孔射流, 虽然 z 向速度

很大, 但由于气膜孔出口的流向宽度很小, 射流在流向很薄, 很容易的被主流“压”在了壁面上, 另外由于射流的展向宽度和 y 向速度很大, 不仅增大了射流的覆盖面积, 而且主流为了抑制射流在展向的扩张, 与射流相互作用, 在射流的两侧形成了一对明显的正转向耦合涡, 这对涡改变了射流两侧的 y 向速度方向, 使之偏向 z 向, 又形成了一对旋转方向相反的耦合涡(见图 8), 本文称它为反转向耦合涡. 对比 $C1, C2$ 截面可以看到最终这个转向的耦合涡占据了主导地位, 反转向耦合涡在垂直方向上把冷却气膜“压”在壁面上, 在展向使气膜向两侧扩张, 大大改善了射流在壁面的贴附效果.

对比截面 $C1, C2$ 上的速度矢量图还可以看出, 在远离气膜孔处, 主流腔中的流动结构直接决定于上游形成的流动结构.

2.3 冷却效率

图 9 给出了各个孔出口所在平面(绝热壁面)上的冷却效率云图. 收缩扩张形孔的冷却效率云图的等值面宽度在出口附近有一个收缩, 但越往下游越扩张, 而其它孔的冷却效率在出口都是很快的降低, 并且云图的等值面宽度都是收缩的, 只是收缩的快慢不同. 这些现象都是由掺混结构决定的, 在 3.2 的分析中可知正转向的耦合涡把热的主流从气膜的两侧带到气膜层底下, 从而降低冷却效率, 使冷却效率等值面收缩, 而且 涡 对 越

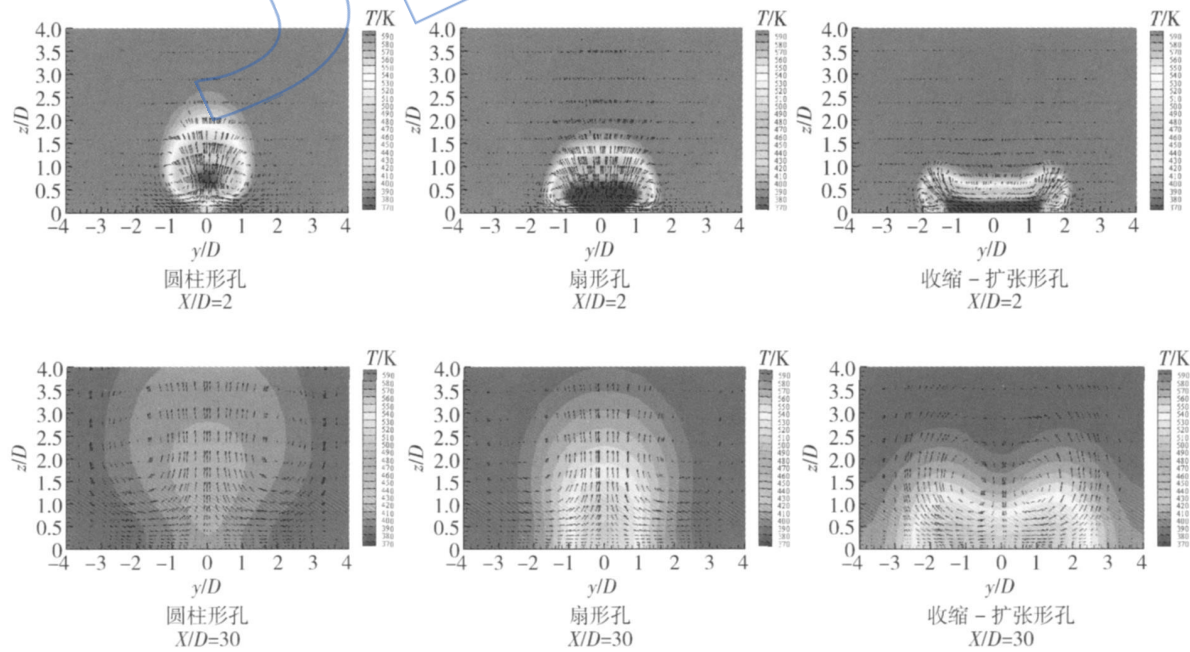


图 8 气膜孔下游 $C1, C2$ 截面上的温度云图与速度矢量图

Fig.8 Temperature magnitude contours(K) and velocity vectors along the cross sections in the downstream direction of the hole

强, 冷却效率下降得越多, 冷却效率等值面收缩得越快; 反转向的耦合涡使气膜向两侧扩张, 提高了冷却效率, 使冷却效率等值面扩张. 所以正是由于收缩 扩张形孔的正转向耦合涡在出口很快被削弱, 而反转向的耦合涡很快的由弱到强造成了冷却效率云图不同于其他孔形.

图 10 给出了利用本文中的数值方法和模型计算的吹风比为 0.5 和 2 两个工况下的各个孔下游不同流向位置处, 在 $-2 \leq y/D \leq 2$ 范围内均匀

取的 8 个点上的冷却效率的算术平均值. 由于流动结构的改善, 相对于圆柱形气膜孔和扇形孔, 收缩 扩张形孔的贴附效果有了极大的改观, 平均冷却效率也有了大幅度的提高: 在吹风比为 0.5 时大约提高了 100% 和 15%, 在吹风比为 2 时, 大约为 560% 和 60%. 这说明收缩 扩张形孔在大吹风比下的优势非常的明显, 随着燃气温度的提高, 高吹风比的应用越来越广, 此种孔形有着很好的应用前景.

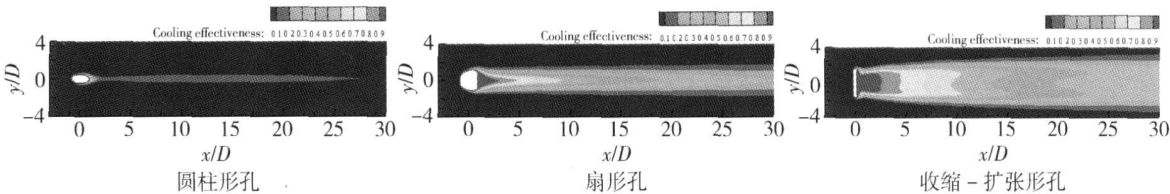


图 9 气膜孔下游壁面上的冷却效率云图

Fig. 9 Cooling effectiveness contours along the adiabatic wall

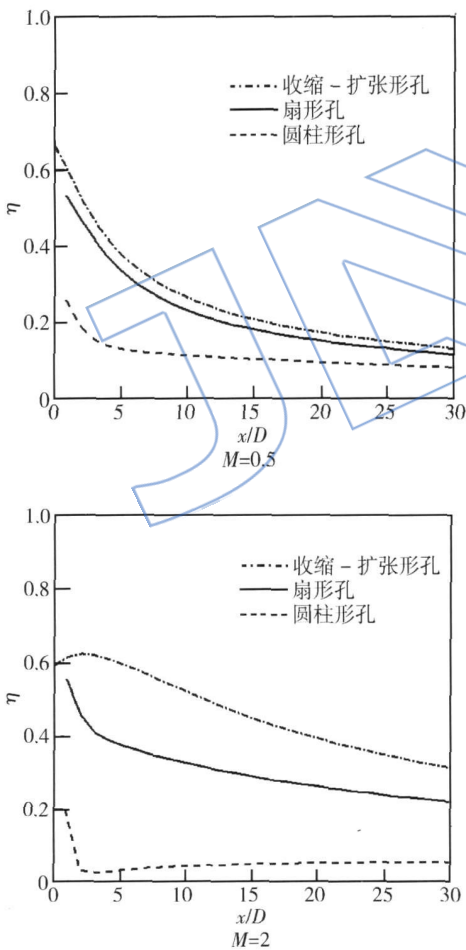


图 10 气膜孔下游壁面上的展向平均冷却效率沿流向变化曲线

Fig. 10 Average cooling effectiveness curves along the adiabatic wall

3 结 论

本文对收缩 扩张形孔、扇形孔和圆柱形孔的气膜喷射流动情况和冷却效率进行了数值模拟. 结果表明孔形对流动结构和冷却效率的影响很大:

(1) 孔内流动结构主要受孔形和冷气腔中的流动情况影响, 收缩 扩张形孔的收缩作用使得孔内的流动分离最小, 气流在孔内平滑的流动, 射流在孔出口的速度分布较为均匀, 展向速度较大, 使得射流喷出后形成的流动结构不同于其他两种孔形;

(2) 为了获得高的平均冷却效率, 气膜孔需要尽量减薄射流的流向厚度, 减小射流的法向动量, 并产生大的展向速度. 扇形孔减弱了射流的法向动量, 但由于射流流向厚度大, 冷却效率仍有提高的余地; 收缩 扩张形孔减小了射流的流向厚度, 增大了射流的展向宽度, 且产生了更大的展向速度, 从而扩大了射流喷出后的覆盖区域, 并形成了与圆形孔及扇形孔射流相比作用相反的耦合涡, 促使气膜在壁面的贴附性好于其他两种孔形, 也获得了更高的冷却效率;

(3) 在本文计算条件下, 相对于圆柱形孔和扇形孔, 收缩 扩张形孔的平均气膜冷却效率在吹风比为 0.5 时, 分别提高了约 110% 和 15%, 在吹风比为 2 时, 提高了约 560% 和 60%.

参考文献:

[1] Goldstein R J, Eckert E R G. Effects of hole geometry

- and density on three dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1974, 17(2): 595-607.
- [2] Giovanna B, Giuseppe B, Giuseppe F. Fair shaped hole effects on the aero thermal performance of a film cooled endwall[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(1): 43-52.
- [3] Colban W, Gratton A, Thole K A. Heat transfer and film cooling measurements on a stator vane with fair shaped cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(1): 53-61.
- [4] Michael G, Will C, Heinz S. Effect of hole geometry on the thermal performance of fair shaped film cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 718-725.
- [5] Silieti M, Kassab A J, Divo E. Film cooling effectiveness from a single scaled up fair shaped hole a CFD simulation of adiabatic and conjugate heat transfer models[R]. GT2005-68431.
- [6] Day C R B, Oldfield M L G, Lock G D. Aerodynamic performance of an annular cascade of film cooled nozzle guide vanes under engine representative conditions[J]. Experimental Fluids, 2000, 29(1): 117-129.
- [7] Sargison J E, Guo S M, Oldfield M L G, et al. A converging slot hole film cooling geometry Part 1: Low-speed flat plate heat transfer and loss[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 453-460.
- [8] Hyams D G, Leylek J H. A detailed analysis of film cooling physics, Part I: Streamwise injection with cylindrical holes[R]. ASME Paper No. 97-GT-269, 1997.
- [9] Hyams D G, Leylek J H. A detailed analysis of film cooling physics, Part III: Streamwise injection with shaped holes[R]. ASME Paper No. 97-GT-271.
- [10] Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling with injection through holes: adiabatic wall temperature downstream of a circular hole[J]. Journal of Engineering for Power, 1968, 90(2): 384-395.