

单孔复合角气膜冷却的流动 与传热的实验研究*

徐红洲 刘松龄 许都纯

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 在吹风比 $M=1.0$ 和 2.0 的工况下, 分别用五孔针和热电偶测量了流向倾角 α 为 30° 和 60° 、侧向倾角 β 为 30° 和 45° 以及喷孔出口扇形角 γ 为 0° 和 30° 的复合角气膜冷却的流场和温度场, 首次在实验中发现复合角射流下游存在一强一弱反向旋转的纵向耦合涡结构, 其流向速度 U/U_∞ 和无因次温度 θ 的等值线均呈不对称腰子形。 α 、 β 、 γ 以及 M 的变化均将对流场和温度场产生影响。扇形孔射流具有较宽的气膜覆盖区域, 能够有效地降低旋涡强度, 具有比圆孔高得多的冷却效率。

主题词: 薄膜冷却, 涡轮部件, 温度分布, 流动分布, 试验

分类号: V231.13

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON FLOW AND HEAT TRANSFER AROUND SINGLE FILM COOLING HOLE WITH COMPOUND-ANGLE

Xu Hongzhou Liu Songling Xu Duchun

(Dept. of Aeroengine, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: Experimental results describe the effects of blowing ratio at $M=1.0$ and 2.0 , injection angles on flow field and heat transefer in the downstream of single film cooling hole with compound-angle orientations. The hole with a fan-shaped angle of 0° or 30° was oriented so that its angles with respect to the test surface are 30° or 60° in a stream/normal plane projection, and 30° or 45° in a spanwise/normal plane projection. The measurements were carried out with a detailed directional five-hole probe and thermocouple surveys of the three-dimensional flow field and surface heat transfer distribution. For the first time, it is found in experiments that a pair of counterrotating vortices—one is strong and another is weak, was observed in the downstream region of jet exit. Contours of longitudinal velocity U/U_∞ and non-dimensional temperature θ show asymmetric kidney shape. The flared hole effectively decreases the strength of longitudinal vortex and increases the spreading of jet so that the film cooling effectiveness would be much greater than that found in the downstream of circular hole.

Subject terms: Film cooling, Turbine part, Temperature distribution, Flow distribution, Test

* 本文1995年11月30日收到, 修改稿1996年3月12日收到, 本课题系同 Rolls-Royce 公司合作并由该公司资助的项

1 引言

气膜冷却是涡轮上广泛使用的有效冷却保护方法,近年来热线的测量结果^[1,2]以及流场的显示研究均表明,冷气与主流相互作用时具有非常复杂的三维结构,数值模拟的研究结果^[3]更表明急待在这方面进行更深入的研究。目前较多的研究是集中在圆孔的垂直射流^[1,2]和倾斜射流^[3~6]上,有关研究复合角射流的文献较少。文献 [5] 首次在实验中发现了倾斜射流的扇形孔(即锥形孔)具有卓越的冷却性能。因此本文针对圆孔和扇形孔的复合角气膜冷却的流动和传热特征,对表 1 工况进行了详细的实验研究。

2 实验装置与条件

风洞为回流式传热风洞,矩形实验段 $2.2\text{m} \times 0.5\text{m} \times 0.27\text{m}$,进口收缩比为 $7.4:1$,坐标系和喷射角如图 1 所示, $h/D=4.0$, $L/D=6.0$, x 、 y 、 z 方向的平均速度分别为 U 、 Y 、 W 。喷孔圆形部分的内径 $D=23\text{mm}$,其射流速度为 U_j ,密度为 ρ_j ,射流雷诺数为 $Re_D=\rho_j U_j D/\mu_j$ 。主流速度 U_∞ 的误差在 $\pm 2.0\%$ 以内,射流与主流的密度比 $\rho_j/\rho_\infty=1.0 \pm 0.007$ 。对应吹风比 $M=\rho_j U_j/(\rho_\infty U_\infty)$ 为 1.0 和 2.0 时, U_∞ 分别为 12.1m/s 和 6.6m/s ,喷孔中心位置的平板边界层动量厚度雷诺数分别为 723.05 和 540.6。五孔针探头直径为 3mm ,所有热电偶的温度信号均用工控机自动采集。

Table 1 Experimental conditions

α	β	γ	M	Re_D	$U_\infty/(\text{m/s})$
60°	30°	0°	1.0	2.0×10^4	12.1
60°	45°	0°	1.0	2.0×10^4	12.1
30°	45°	0°	1.0	2.0×10^4	12.1
60°	45°	30°	1.0	2.0×10^4	12.1
60°	45°	0°	2.0	2.0×10^4	6.6

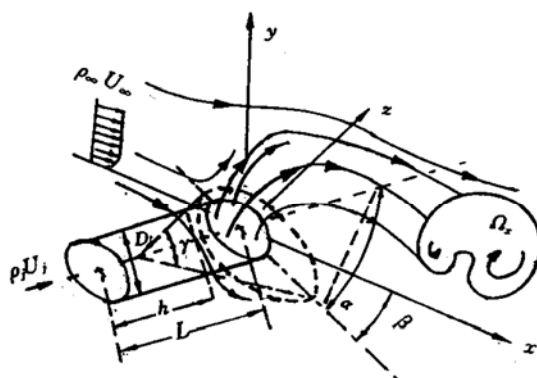


Fig. 1 Cartesian coordinates and injection angles

3 流场测量结果与分析

3.1 平均速度 U 分布

图 2 为 $\alpha=60^\circ$, $\beta=30^\circ$, $\gamma=0^\circ$, $M=1.0$ 时 $x/D=2.0$ 截面上 U/U_∞ 的等值线分布,该图代表了复合角射流时 U 分布的四个典型特征:(1)射流向 $-z$ 方向偏移,整个分布不对称;(2)位于射流后尾迹区上方的射流核心区呈不对称腰子形,具有 $U/U_\infty > 1.0$ 的超越速度;(3)尾迹区中速度严重“亏损”,并存在一个尾迹流动的核心;(4)两侧的边界层变得很薄,且右侧比左侧更薄。

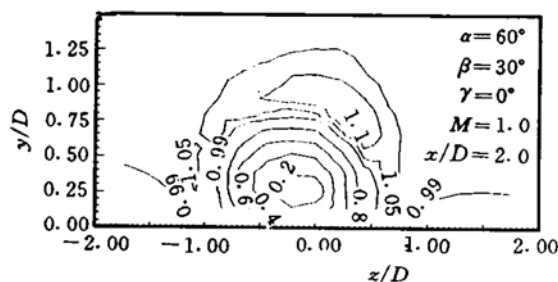


Fig. 2 Contours of x -directional velocity, U/U_∞

图 3 为 $\beta=45^\circ$ 时 $x/D=2.0$ 截面的 U/U_∞ 等值线分布。在 $\alpha=60^\circ$ 、 $\gamma=0^\circ$ 、 $M=1.0$ (图 3a) 时, 同图 2 很相似, 但因 β 的增大: (a) 射流的核心区变小, 腰子形不很明显; (b) 尾迹区的核心更靠近壁面; (c) 右侧边界层变得更薄, 左侧边界层稍微增厚。因此, 当 β 从 30° 增大到 45° 时, 非对称性得到了加强。图 3b 中 $\alpha=30^\circ$ 、 $\gamma=0^\circ$ 、 $M=1.0$, 同图 3a 比较, 当 α 减小后: (a) 射流在 $-z$ 方向上偏移得更远, 超越速度增大, 穿透距离减小; (b) 尾迹区更加靠近壁面; (c) 两侧边界层相应增厚。图 3c 中 $\alpha=60^\circ$ 、 $\gamma=30^\circ$ 、 $M=1.0$, 由于孔口面积增大, 因而 U 的分布特征更接近于比其低的吹风比时所获得的圆孔的 U 分布特征^[5], 与图 3a 比较发现: (a) 不存在超越速度; (b) 穿透能力很弱, 尾迹区很小; (c) 两侧边界层较厚。图 3d 中 $\alpha=60^\circ$ 、 $\gamma=0^\circ$ 、 $M=2.0$, 同图 3a 比较发现, 由于 M 的增大; (a) 射流向 $-z$ 方向偏移得更远, 不对称腰子形更加弯曲; (b) 尾迹区很大, 其核心远离壁面。

3.2 平均速度 V 、 W 的分布

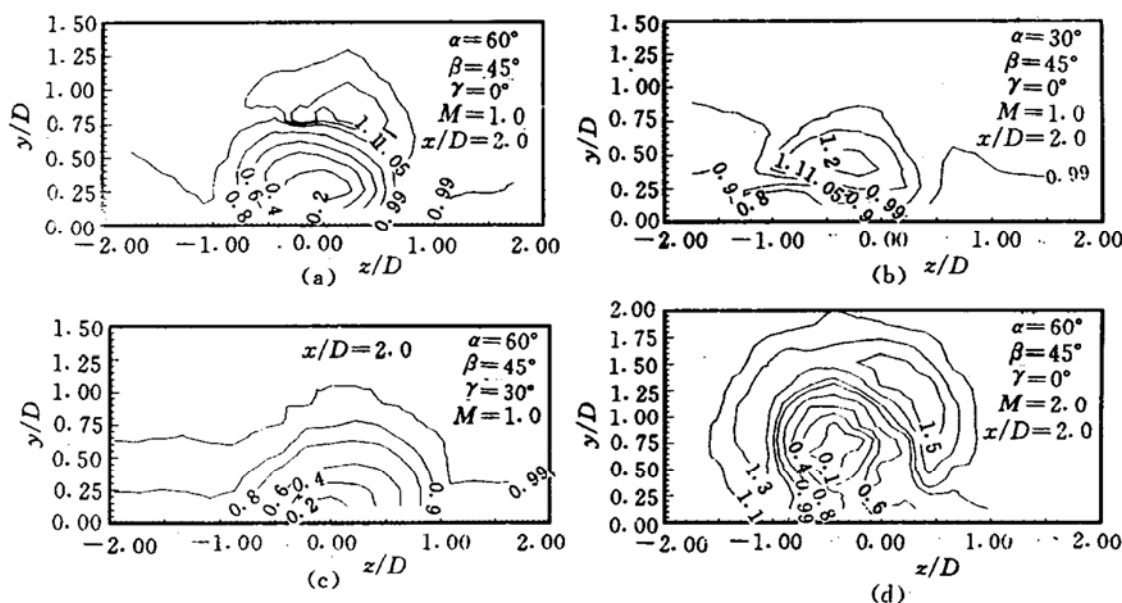


Fig. 3 Contours of x -directional velocity, U/U_∞ , at $x/D=2.0$

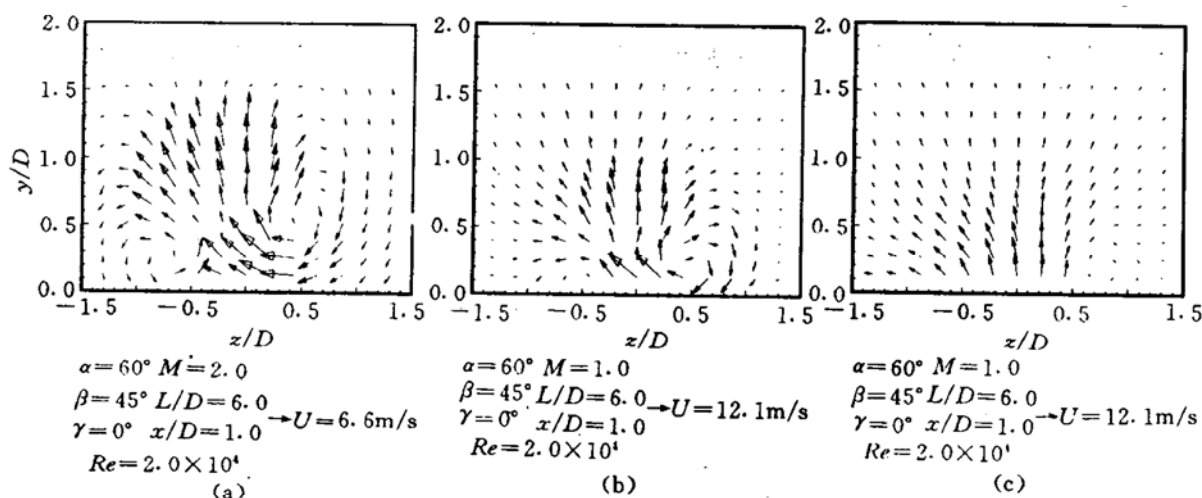


Fig. 4 Projection of velocity vectors on y - z plane at $x/D=1.0$

图 4 为 $\alpha=60^\circ$ 、 $\beta=45^\circ$ 时 $x/D=1.0$ 截面的 V 、 W 速度矢量分布。其中图 4a 中, $\gamma=0^\circ$ 、

$M=2.0$, 该图十分清晰的反映出复合角射流的最典型特征, 即沿流向存在两个反向旋转的右大左小的纵向涡, 右涡中心位于 $z/D=0.5$ 、 $y/D=0.5$ 附近, 左涡中心位于 $z/D=-0.7$ 、 $y/D=0.2$ 附近。垂直或倾斜射流情况下 V 、 W 的实验结果^[3,5,7]表明, $\beta=0^\circ$ 时存在一对反向旋转的关于 $z/D=0$ 截面对称分布的纵向涡。同时, $\beta=90^\circ$ 的倾斜射流实验结果^[8]表明仅在正 z 一侧存在一个较大的旋涡, 而对 $0^\circ < \beta < 90^\circ$ 的复合角射流情况, 从已有文献上还没有发现曾对纵向涡做过明确描述, 在这种情况下, 可能正是这一对不对称的无粘纵向涡对射流下游的流动和传热的影响占居主导地位。

图 4b 中 $\gamma=0^\circ$ 、 $M=1.0$, 图中只能找到右侧的大涡, 左侧的小涡不完整。同图 4a 比较发现, 因 M 的减小, 旋涡的强度和范围明显减小, 形成旋涡的过程变慢。图 4c 中 $\gamma=30^\circ$ 、 $M=1.0$, 右侧大涡刚刚形成, 而左侧近壁则是完全的横向流动, 与图 4a 比较, V 、 W 的值迅速减小, 旋涡形成过程非常慢, 旋涡强度要弱得多。

3.3 流向涡度 Ω_x 的分布

图 5a、5b、5c 分别是图 4 的流向涡度 Ω_x ($\Omega_x = \partial W / \partial y - \partial V / \partial z$) 的等值线分布。图 5a 中, 右边 Ω_x 为正并在涡心位置 $z/D=0.5$ 、 $y/D=0.5$ 的附近具有最大值 2000s^{-1} , 左边 Ω_x 为负并在 $z/D=-0.7$ 、 $y/D=0.2$ 的涡心位置附近具有最大值 1500s^{-1} 。图 5b 反映出了 M 对 Ω_x 的影响, 同图 5a 比较, 图 5b 中的涡度分布不仅强度要弱, 且范围也小得多, 正负涡度的最大值都相应减小。图 5c 同 5b 的分布十分相似, 仅仅由于喷口有了 30° 的扇形扩展, 因而右侧的 Ω_x 的最大值迅速减小到 500s^{-1} , 左侧负的 Ω_x 最大值减小到了 300s^{-1} 。

Ω_x 有三个来源: (1) 起源于喷管内部^[7]; (2) 直接产生于射流与主流的相互作用面。射流一出喷口, $\partial V / \partial z$ 非常大, 尤其是在高 M 下的孔侧边沿处, $\partial W / \partial y$ 与 $-\partial V / \partial z$ 同号且均有最大值, 因而 Ω_x 的最大值出现的位置正在孔侧边沿处^[3,5]; (3) 产生于射流与主流相互作用面上的 Ω_y 的偏转部分^[1]。从 Ω_x 的来源可以看出, M 较高时, 由于射流与主流的作用较强, (2) 和 (3) 产生的 Ω_x 较大; M 较低时, 射流与主流的相互作用较弱, 对 Ω_x 的主要贡献可能来自于 (1)。因此, 决定 Ω_x 值的最主要参数是 M 。当将喷口做扇形扩展后, 射流出口的有效吹风比将下降, (2) 和 (3) 的贡献也随之减小, 因而 Ω_x 减弱, 正如图 5c 所示。

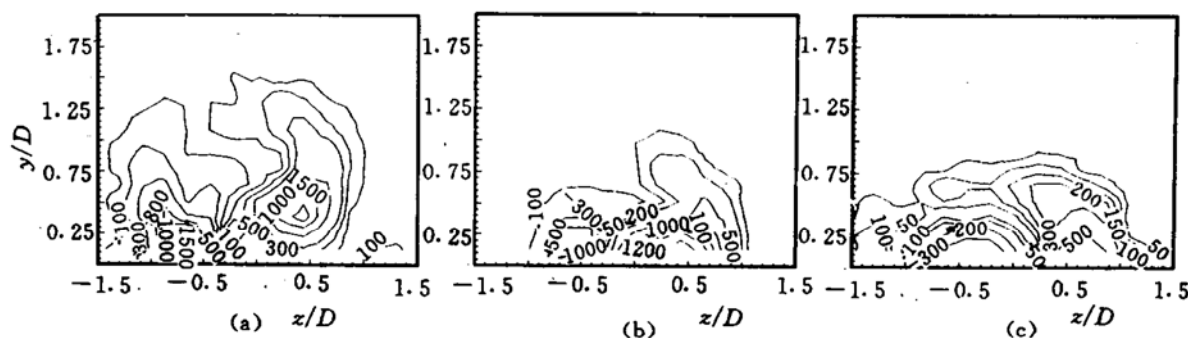


Fig. 5 Contours of streamwise vorticity, Ω_x , on y - z plane

4 温度场和冷却效率的测量结果与分析

为了准确地确定射流的踪迹, 实验中将射流加热至高于主流 20°C 后自喷孔喷出, 用热电偶测量了喷孔下游的温度场。图 6 即为无因次温度 θ ($\theta = (T - T_\infty) / (T_2 - T_\infty)$) 在 $x/D=2.0$ 截面的等值线分布, 其中 T_∞ 为主流温度, T_2 为射流温度, T 为掺混流体的温度。

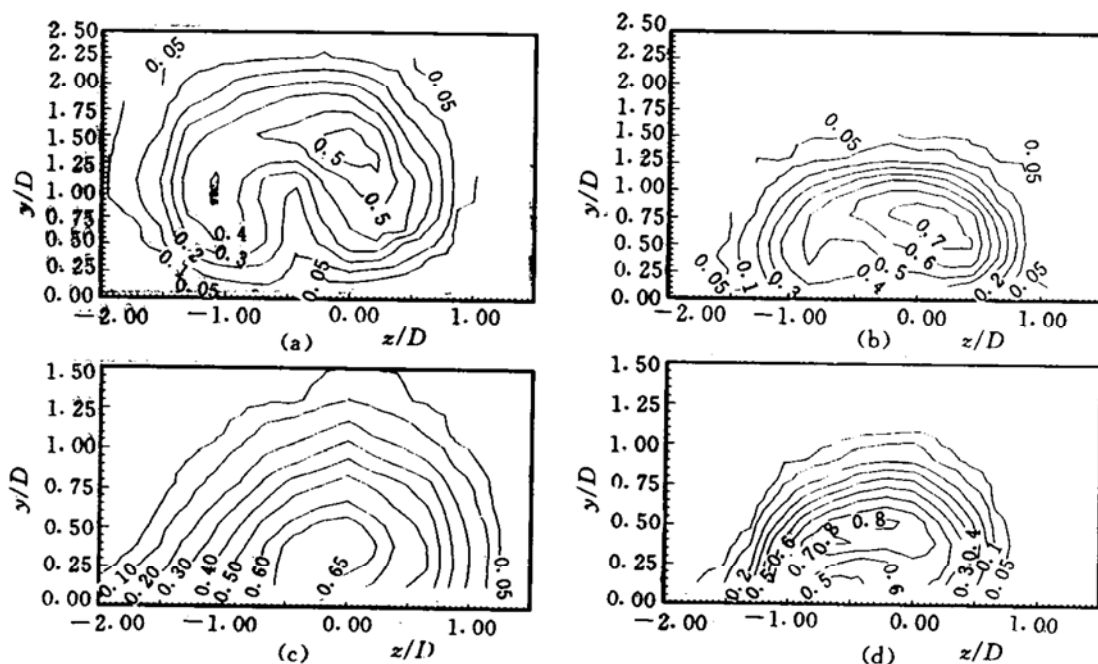


Fig. 6 Contours of non-dimensional temperature, θ , at $x/D=2.0$

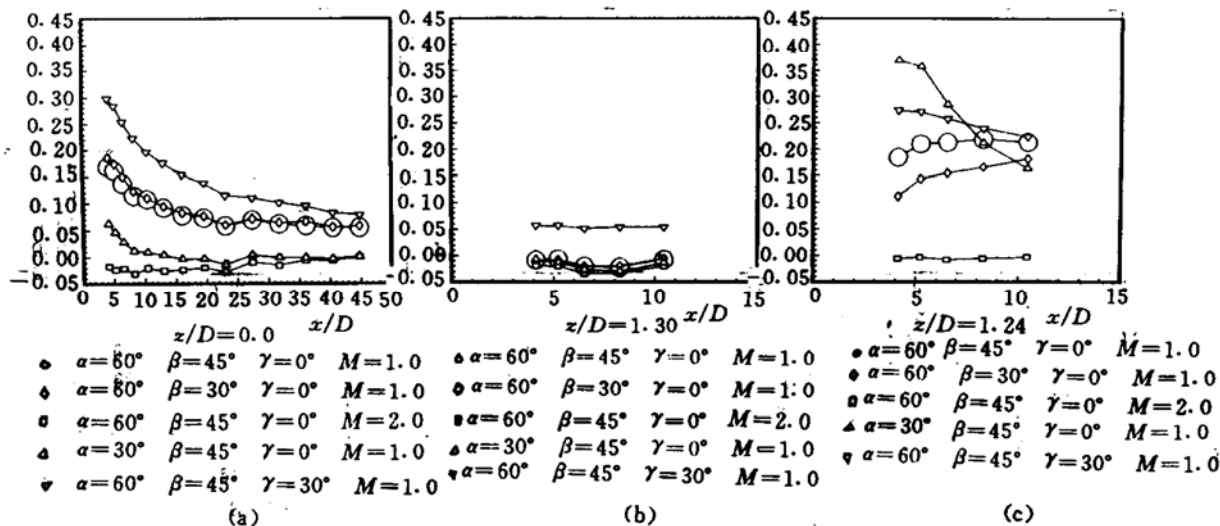
图 6a 为 $\alpha=60^\circ$, $\beta=45^\circ$, $\gamma=0^\circ$, $M=2.0$ 的 θ 分布, 与其速度的分布图 3d 一样, 呈不对称腰子形状, 并完全与壁面分离, 对下游几乎没有保护作用; 图 6b 为 $\alpha=60^\circ$, $\beta=45^\circ$, $\gamma=0^\circ$, $M=1.0$ 的 θ 分布, 同图 6a 相似, 射流呈不对称腰子状, 但仍有一部分射流流体贴附在壁面上; 图 6c 为 $\alpha=60^\circ$, $\beta=45^\circ$, $\gamma=30^\circ$, $M=1.0$ 的 θ 分布, 同图 6b 比较, $\gamma=30^\circ$ 较 $\gamma=0^\circ$ 的射流的 z 向壁面覆盖区域宽 45%, 且射流没有成为腰子状, 其核心区非常贴近壁面; 图 6d 为 $\alpha=30^\circ$, $\beta=45^\circ$, $\gamma=0^\circ$, $M=1.0$ 的 θ 分布, 此图同图 6b 相似, 但不对称性更强, 射流的穿透距离更小。从图 6 中比较发现, 射流的穿透能力和 z 向覆盖区域主要取决于 M , M 越大, 穿透距离越大, 有效覆盖区域就越小。

图 7a、7b、7c 分别为表 1 所列工况下气膜冷却效率 η ($\eta = (T_{aw} - T_\infty) / (T_2 - T_\infty)$) 分别在 $z/D=0.0$, $z/D=1.3$ 和 $z/D=-1.24$ 位置上沿流向的分布, T_{aw} 为绝热壁温。

复合角冷却的最明显特征是 η 的不对称分布, 如图 7b、7c 所示, 由于射流向 $-z$ 方向偏移, 正 z 一侧的旋涡又较强, 因而图 7c 的 η 较图 7b 的高得多。图 7a 表明: (a) $\beta=30^\circ$ 和 45° 的射流对 $z/D=0.0$ 上的 η 几乎不造成影响; (b) $\alpha=30^\circ$ 较 60° 的射流在 $z/D=0.0$ 上的 η 要小; (c) $M=2.0$ 时, 射流在 $z/D=0.0$ 上的 η 几乎为零; (d) $\gamma=30^\circ$ 较 $\gamma=0^\circ$ 的 η 要高得多, 如在 $x/D=5.0$ 位置约高 65% 左右。图 7b 表明, $\gamma=30^\circ$ 时射流对 $z/D=1.30$ 的侧向表面仍能进行有效覆盖, 而圆孔则在同一位置上几乎完全没有射流流体, 因而, 扇形孔较圆孔的 η 明显高得多。图 7c 表明: (a) 在射流后一定距离, $\alpha=60^\circ$ 时, $\beta=45^\circ$ 较 $\beta=30^\circ$ 的射流在 $z/D=-1.2$ 位置的 η 要高, 如在 $x/D=4.0$ 位置约高 80%, 但在 $x/D>8.0$ 时, 则要低。这是由于 $\alpha=30^\circ$ 时射流有较大的 $-z$ 向偏移造成的; (c) $M=2.0$ 的 η 仍为零; (d) $\gamma=30^\circ$ 较 $\gamma=0^\circ$ 的 η 要高, 如在 $x/D=4.0$ 位置约高 45%, 但在 $x/D>10.0$ 以后, 两者 η 趋于一致。

4 结 论

(1) M 为 1.0 和 2.0 时, 圆孔的 U/U_∞ 和 θ 的等值线均呈不对称腰子形分布, V 、 W 矢量

Fig. 7 Film cooling effectiveness, η

具有一强一弱的纵向耦合涡结构，并导致射流两侧的边界层变薄。 α 、 β 、 γ 和 M 的变化，均将对上述特征产生影响；扇形孔的 U 分布特征同 M 较低时圆孔的相似。

(2) 在低 M 下； Ω_x 主要决定于原始涡环，在高 M 下， Ω_x 主要决定于吹风比； $M=2.0$ 时圆孔的 η 几乎为零， $\alpha=30^\circ$ 时在小涡一侧 η 较高； $\gamma=30^\circ$ 时扇形孔能够有效地降低 Ω_x ，从而提高冷却效率，因而不仅在小涡一侧具有较高的 η ，而且在大涡一侧 η 也较高。

致谢：该研究工作是在 Rolls-Royce 公司的资助下完成的，在此，对该公司给予的支持并同意发表这些实验数据，一并表示衷心的感谢。

参 考 文 献

- 1 Andreopoulos J, Rodi W. Experimental investigation of jets in a crossflow. *Journal of Fluid Mechanics*, 1984, 138 : 93-129
- 2 Andreopoulos J. On the structure of jets in a crossflow. *Journal of Fluid Mechanics*, 1985, 157 : 163-197
- 3 Leylek J, Zerkle R D. Discrete-jet film cooling; a comparison of computational results with experiments. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1994, 116 : 358-368
- 4 Sang Woo Lee, Joon Sik Lee, Sung Tack Ro. Experimental study on the flow characteristics of streamwise inclined jets in crossflow on flat plate. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1994, 116 : 97-105
- 5 徐红洲, 苏红桢, 刘松龄等. 倾斜 30° 锥形喷孔气膜冷却的流动和传热的实验研究. *推进技术*, 1996, 17 (5)
- 6 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中等. 气膜冷却. 北京: 科学出版社, 1985
- 7 Moussa Z M, Trischka John W, Eskinaza S. The near field in the mixing of a round jet with a cross-stream. *Journal of fluid Mechanics*, 1977, 80 : 49-80
- 8 Honami S, Shizawa T, Uchiyama A. Behavior of the laterally injected jet in film cooling; measurements of surface temperature and velocity/temperature field within the jet. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1994, 116 : 106-112