

扇形和圆形气膜冷却孔的流动和传热实验比较

西北工业大学 徐红洲* 刘松龄 许都纯

【摘要】 首次对流向倾角 α 为 60° 、锥顶角 γ 分别为 15 和 30 的扇形气膜冷却喷孔射流下游的流动和传热进行了详细的实验研究, 并与相同实验条件下圆孔射流的情形进行了比较, 结果发现了扇形孔优越的气膜冷却性能及其下游速度边界层等值线的 3 种基本形态。扇形孔出口面积的增大能够有效地降低纵向耦合涡的强度, 明显地增加射流的侧向覆盖区域, 显著地提高气膜冷却效率 η 尤其是提高了喷孔两侧下游位置上的冷却效率。

主题词: 冷却 流动 传热

分类号: TK124

中科院工程热物理所曾对槽缝和圆孔等的气膜冷却进行过大量的实验研究工作^[1], 但没做过扇形孔射流情形。Goldstein 等人^[2]曾将圆孔进行梯形扩展后, 对喷口下游的 η 进行了仔细的测量, 结果发现 η 都明显的提高了。本文对流向倾角为 60° 的扇形和圆形喷孔射流下游的流动和传热特征, 进行了详细的实验研究。

1 实验装置与条件

实验风洞为回流式传热风洞, 矩形实验段为 $2.2\text{ m} \times 0.5\text{ m} \times 0.27\text{ m}$, 进口收缩比为 $7.4:1$ 。坐标系和喷射角 α 和 γ 如图 1 所示, $L/D = 6.0$, $L/H = 1.5$, x 、 y 、 z 方向的平均速度分别为 U 、 V 、 W 。喷孔的圆形部分内径 $D = 23\text{ mm}$, 其射流的平均速度为 U_j , 密度为 ρ_j , 射流雷诺数 $Re_{\text{jet}} = \rho_j U_j D / \mu_j$ 均为 10^4 。主流密度为 ρ_{∞} , 主流湍流度为 $0.24 \pm 0.03\%$ 。对应吹风比 $M = \rho_j U_j / (\rho_{\infty} U_{\infty})$ 为 0.3 , 1.0 和 2.0 , 主流速度 U_{∞} 分别为 $20.4 \pm 0.04\text{ m/s}$, $6.6 \pm 0.12\text{ m/s}$, $3.2 \pm 0.15\text{ m/s}$ 。 $\rho_j / \rho_{\infty} = 1.0 \pm 0.007$ 。喷孔中心位置在对应主流速度下的平板边界层动量厚度雷诺数依次为 2145.3 , 540.6 和 370.1 。五孔针探头直径为 3 mm 。 η 的测量采用 100 个热电偶。

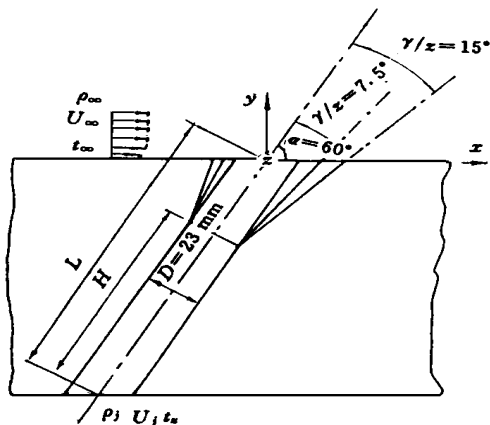


图 1 坐标系和喷射角

2 流场测量结果与分析

2.1 流向平均速度 U 的分布

图 2(a- c) 分别是 $\alpha = 60^\circ$ 和 $\gamma = 15^\circ$ 时 M 分别为 0.3、1.0 和 2.0 在 $x/D = 2.0$ 截面上的 U/U_∞ 等值线分布。从图中可以发现边界层的速度等值线具有 3 种典型的分布形态: (1) 如图 2

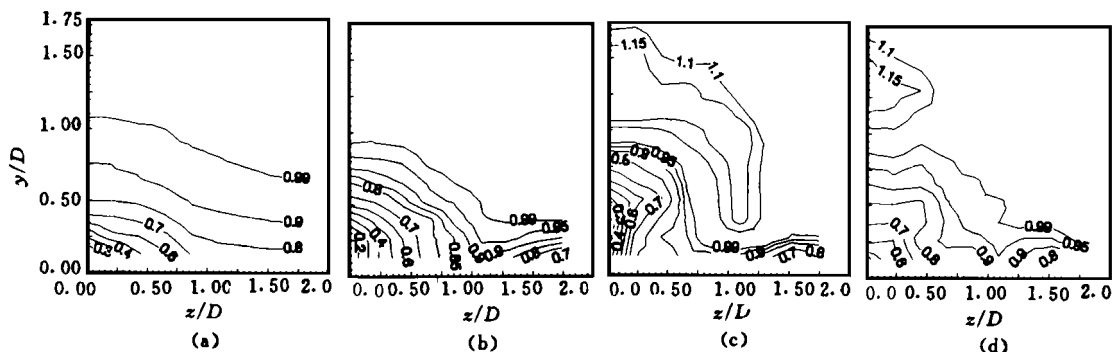


图 2 U/U_∞ 等值线在 $x/D = 2.0$ 截面上的分布

(a) 所示, 低 M 下的等值线接近于水平; (2) 如图 2(c) 所示, $M = 2.0$ 时封闭呈腰子形, 其中心部分是高速流, 等值线在孔侧边缘位置附近明显变薄, 而在孔中心线附近的射流下方存在一个低速区域, 表明纵向耦合涡在此位置附近产生了较强的向孔中线对称平面内的侧向迁移运动, 而较高 M 下圆孔射流出现的这种腰子形状早已被证实^[3-4]; (3) 如图 2(b) 所示, M 为 1.0 时等值线较强烈地弯曲但并没有完全封闭, 边界层同样在孔侧边缘位置变薄了。当 γ 增为 30° 时, $M = 0.3$ 和 1.0 的 U/U_∞ 等值线变化不明显, 而 $M = 2.0$ 则变化较大, 如图 2(d) 所示, 射流的核心区域明显变小, 射流的扩散作用明显增强。

2.2 v 和 w 速度分布

图 3 为 $\gamma = 15^\circ$ 时 $x/D = 1.0$ 截面上 M 分别为 0.3、1.0 和 2.0 的 v 和 w 速度分量在 $y-z$

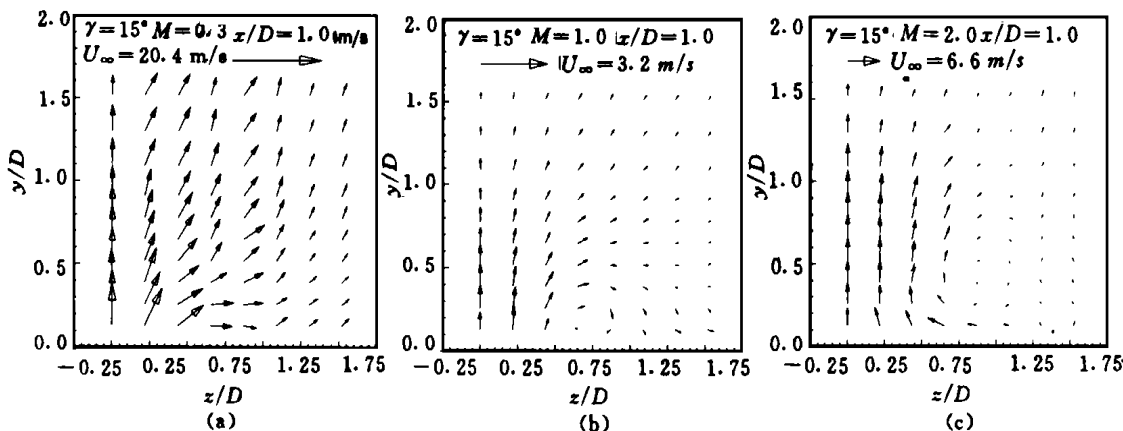


图 3 v 、 w 速度矢量 $x/D = 1.0$ 截面上的分布

平面内的矢量分布。通过比较发现, 随着吹风比的升高, $M = 1.0$ 和 2.0 时在孔侧边缘附近出现了一个顺时针方向旋转的纵向涡, 其中图 3(c) 中的涡更完整, 涡中心的位置离壁面较远; 而

$M = 0.3$ 时仅在近壁出现了向壁面的运动。由于旋涡主要由吹风比控制^[5], 因而将喷口面积扩大以后, 其出口的真实有效吹风比将下降, 从而导致更低的旋涡强度(见图 6), 旋涡越强, 则 η 越低^[6], 因而扇形喷孔射流具有较低的旋涡强度, 是其能够提高 η 的另一个重要原因。

2.3 流向涡度 Ω_x 的分布

图 4(a- c) 为对应图 3 的流向涡度 Ω_x ($\Omega_x = \partial w / \partial y - \partial v / \partial z$) 的等值线分布, 图 4(d 和 e) 为 $M = 2.0$ 时 $x/D = 1.0$ 截面上 y 分别为 30° 和 0° 的 Ω_x 分布; 图 4(f) 为 $y = 15^\circ$ 和 $M = 2.0$ 在 $x/D = 2.0$ 截面上的 Ω_x 分布。图 4(a- c) 中随 M 的增大旋涡强度逐渐增强。当 $M = 0.3$ 时, 在图 3(a) 中没有出现旋涡, 因而 Ω_x 较小, Ω_x 的最大值为 300 s^{-1} , $M = 1.0$ 时, Ω_x 的最大值为 400 s^{-1} 。当 $M = 2.0$ 时, Ω_x 的最大值亦为 400 s^{-1} 。 $M = 1.0$ 和 2.0 的 Ω_x 最大值彼此虽然相等, 但 y 向扩散范围明显不同, M 大的, 则 y 向扩散范围大。这样的分布表明, Ω_x 可能主要来自喷孔内部, 随着 M 的增加, 将促进 Ω_x 本身的增加和扩散范围的增加。 Ω_x 的最大值通常出现于喷口侧边缘位置附近, 并沿流向逐渐减弱, 如图 4(c 和 f) 所示。

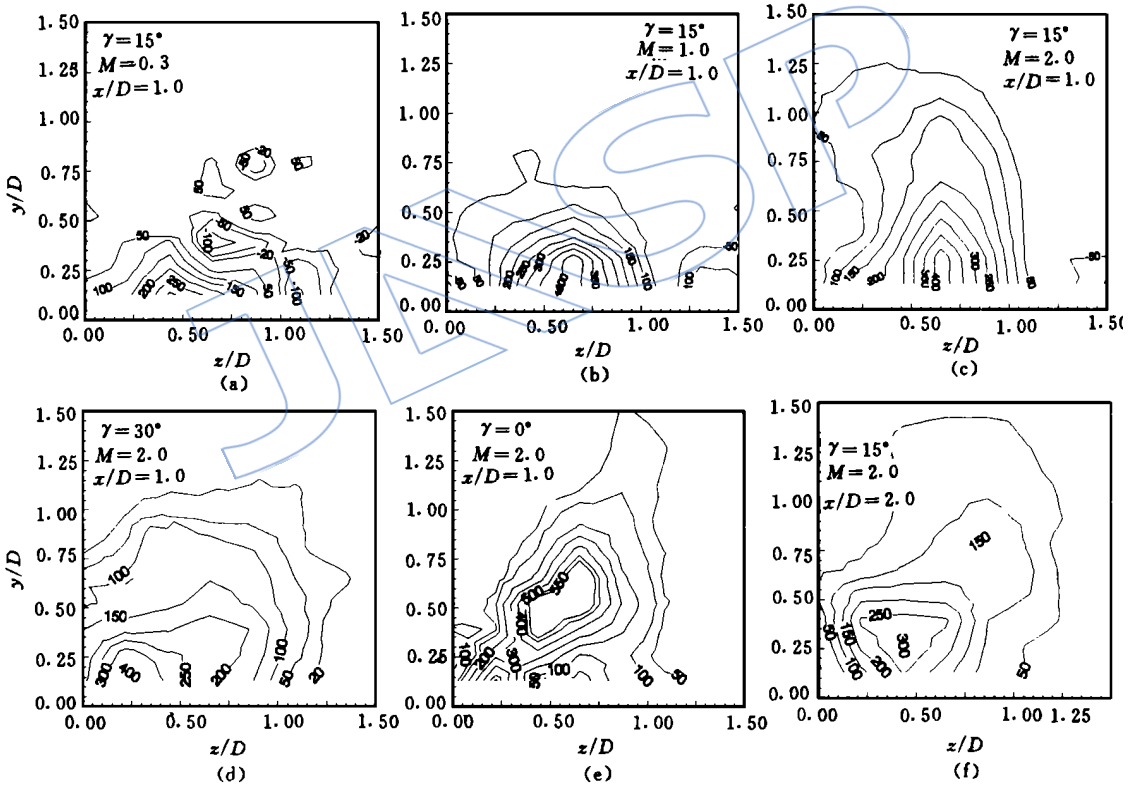


图 4 流向涡度 Ω_x 的等值线在 $y-z$ 平面内的分布

图 4(d) 同图 4(c) 的 Ω_x 差别较大, 这主要体现在图 4(d) 中的 Ω_x 的 y 向扩散慢而 z 向扩散快, 且最大值出现的位置靠近孔的中线, 而不是通常的孔侧边缘位置。这表明喷口面积的增大, 将显著增加 z 向扩散速度, 同时, Ω_x 的最大值所影响的下游区域也变小了, 从而有利于冷却效率的提高。图 4(e) 中, Ω_x 的最大值为 550 s^{-1} , 远比图 4(c) 和图 4(d) 中的 Ω_x 大得多, 这进一步表明, 扇形喷孔射流能够显著降低纵向涡的强度, 从而达到提高气膜冷却效率的目的。

3 温度场和冷却效率的测量结果与分析

3.1 温度分布

为了研究射流与主流相互作用时的传热过程, 实验中将二次流加热到比主流高 20°C 后自喷孔射出, 用热电偶测量了喷孔下游附近的温度分布, 热电偶的间距为 3mm 。由于不存在热边界层的影响, 温度分布能更清楚地显示出在主流作用下射流的踪迹。

图 5(a 和 b) 为 $\gamma = 30^{\circ}$ 、 $x/D = 2.0$ 截面上 M 分别为 0.3 和 2.0 时的无因次温度 $\theta = (t - t_{\infty}) / (t_2 - t_{\infty})$ 的等值线分布, 其中 t 为流体温度, t_2 为射流温度, t_{∞} 为主流温度。图 5(c 和 d) 为 $M = 2.0$ 时 γ 分别为 0 和 15° 的 θ 等值线在相同截面上的分布。

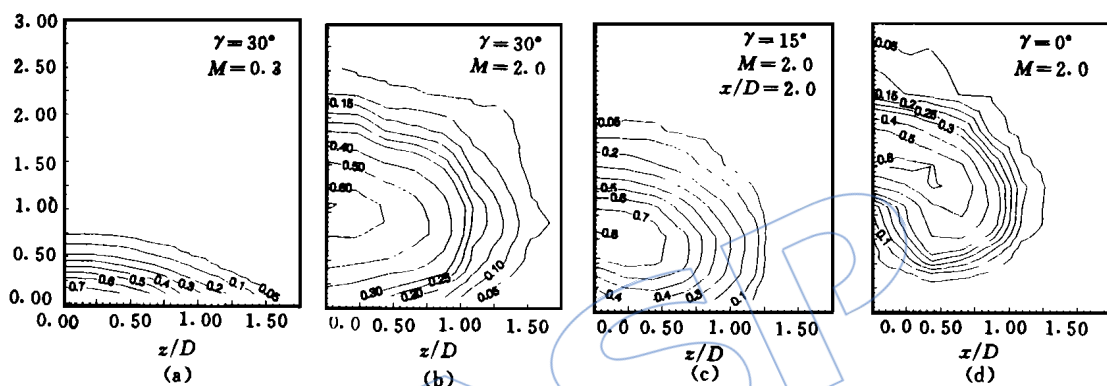


图 5 无因次温度 θ 的等值线在 $y-z$ 平面上的分布

图 5(a 和 b) 的分布表明, 在同一 γ 角下, 随着 M 的增大, 射流的 y 向扩散范围迅速增大, 而侧向扩散范围却由于纵向涡的阻碍, 因此增加不多, 其等值线由平坦逐渐变得更加弯曲, 其核心区域由紧紧地贴附壁面发展到脱离壁面。通过对图 5(b-d) 的分析比较可以得到如下结论: 在相同的吹风比下, 扇形喷口的面积越大, 则射流产生的保护效果就越好, 侧向覆盖范围就越宽; 或者在相同的 γ 角下, 吹风比越小, 也能获得同样的效果。

3.2 冷却效率的分布

气膜冷却效率为 $\eta = (t_{\text{aw}} - t_{\infty}) / (t_2 - t_{\infty})$, t_{aw} 是绝热壁温。图 6(a 和 b) 分别是 η 在 $z/D =$

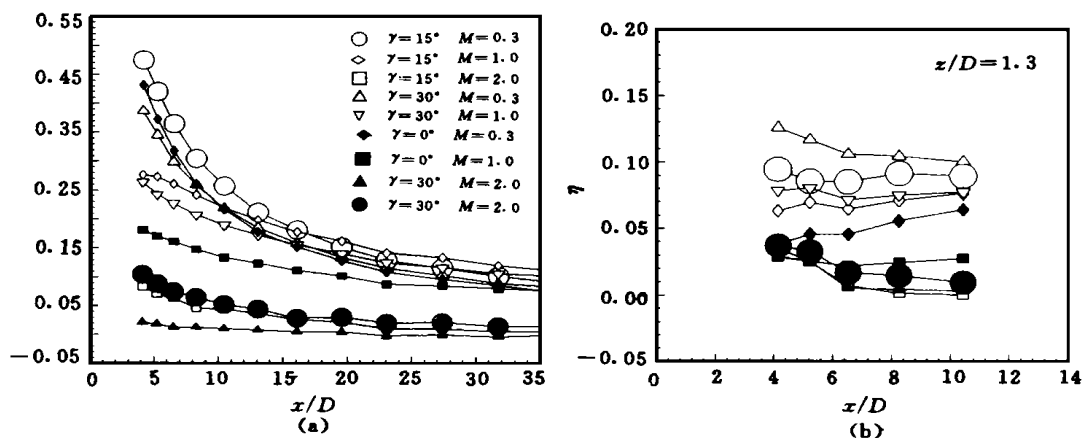


图 6 冷却效率为 η 沿流向的分布

0.0 和 $z/D = 1.3$ 位置沿流向的分布(图中符号一致)。从图 6(a)中可发现,在 $z/D = 0.0$ 位置,当 $M = 0.3$ 时, γ 的变化对下游的 η 几乎没有影响;随着 M 的增大, η 的分布就逐渐产生了差异,如当 $M = 1.0$ 时, $\gamma = 0$ 的 η 最小, $\gamma = 30$ 的 η 最大;当 $M = 2.0$ 时, γ 的影响越加明显,如 $\gamma = 0$ 其 η 非常小, $\gamma = 30$ 其 η 仍较高,这与前述图 4 和图 5 的结果非常一致。总之, γ 对 η 的影响是通过 M 来体现的。令人惊异的是 $\gamma = 15^\circ, M = 1.0$ 的 η 在下游的大部分区域保持较高的值,这可能与其喷孔出口截面上的真实吹风比同某一最佳吹风比接近有关。

图 6(b)为 $z/D = 1.3$ 位置上的 η 分布,其中 $\gamma = 30^\circ, M = 0.3$ 的 η 最高, $M = 2.0$ 的 η 最低,而在相同的 γ 下, M 低的射流 η 较高,这与前述速度场和温度场的分布规律完全一致。

4 结 论

(1) 扇形孔气膜冷却下游的边界层,其速度等值线具有 3 种基本的分布形态。(2) 喷孔两侧边缘处在高 M 下形成了一对强度较弱的纵向耦合涡,且沿流向其强度逐渐减弱。在相同 M 下, γ 的增大能够有效地降低耦合涡的强度,从而达到提高 η 的目的。(3) 温度分布表明, M 相同时 γ 越大,或者 γ 相同时 M 越小,则射流产生的保护效果就越好,侧向覆盖范围就越宽,从而大大提高了喷孔两侧下游位置上的冷却效率。(4) 在孔中线下游位置, M 较低时, γ 对 η 几乎无影响; M 较高时, γ 越大, η 越高。

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,表示衷心地感谢。

参 考 文 献

- 1 葛绍岩等 气膜冷却 北京: 科学出版社, 1985
- 2 Goldstein R J, Eckert E R, Burggraf F. Effects of Hole Geometry and Density on Three- Dimensional Film Cooling. Int J. Heat Mass Transfer, 1974, 17: 595- 607
- 3 Moussa Z M, Trischka J W, Eskinazi S. The Near Field in the Mixing of a Cross- Stream. Journal of Fluid Mechanics, 1977, 80: 49- 80
- 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. Trans of ASME, Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 97- 105
- 5 Compton D A, Johnston J P. Streamwise Vortex Production by Pitched and Skewed Jets in a Turbulent Boundary Layer. AIAA- 91- 0038, 1991
- 6 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. Trans of ASME, Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 106- 112

(责任编辑 杨再荣)

STABLE UNBALANCED RESPONSE OF MULTIROTOR WITH SFD AND TAPERED GEAR ENGAGING

Ren Pingzhen and Yang Haiyan

(Aeroengine Dept Northwesten Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT The paper deals with a method to calculate the stable- unbalanced response of a multirotor system, supported on Square Film Damper (SFD) and engaged with the tapered gears, to bending and torsioning vibrations. The influence of SFD and engaging gear of an abnormal structure engine rotor on the stable- unbalanced response of bending and torsion coupling has been studied. A transfer matrix is deduced which is able to determine the gear's unstable response to engaging forces (in 3 directions) and torque. The transfer matrix couples bend and torsion between not only tapered gears, but also abnormal structure and engine shaft. A formula is set up for calculating the potential energy, kinetic energy and energy distribution in the multirotor system. A general computer program is worked out to calculate the energy and the stable- unbalanced response of the multirotor with the tapered gear and SFD.

Key Words Bevel gears Engage Dampers Rotors

A SIMPLE ALGORITHM FOR VISCOUS COMPRESSIBLE FLOWS

Zhang Moujin

(Fluid Engineering Dept Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

Wong C. M. and Pomfret M. J.

(Mechanical Engineering Dept The Hong Kong Polytech University, Hong Kong)

ABSTRACT Based on the SIMPLE algorithm, a three- dimensional pressure-based finite volume calculation procedure for compressible flows in arbitrary- shaped domains is presented. The pressure is evaluated by the compressible form of the pressure- correction equation of SIMPLE algorithm. The present method is used to compute a number of cases ranging from subsonic flows to supersonic flows. The computed results are in good agreement with the available published experimental and computed data.

Key Words Compressible flow Viscous fluid Numerical computation

DOWNSTREAM FLOW AND HEAT TRANSFER OF A FILM COOLING FLARED HOLE INCLINED AT 60°

Xu Hongzhou, Liu Songling, Xu Duchun

(7th Dept Northwesten Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT The flow field and heat transfer downstream from a film cooling flared hole has been investigated experimentally. The jet hole with a flared angle of 15° or 30° was oriented so that its streamwise injection angle with respect to the test surface is 60° . A delicate five- hole probe and thermocouple were applied to measurement of the three- dimensional flow field and the heat foil method was used to obtain surface heat transfer distribution. Experiments indicate that the longitudinal velocity contours in the downstream boundary layer of the flared exit have three basic forms. With increasing area of the jet exit, the flared hole increases the spreading of the jet and decreases the strength of the longitudinal vortex appreciably, in result the film cooling effectiveness much greater than that of a circular hole. For the high blowing ratio and big flared angle, the flared hole jet still produces a successful heat protection downstream and high cooling effectiveness.

Key Words Cooling Flow Heat transfer