

文章编号:1000-8055(2013)11-2448-07

涡轮叶栅超声速流场流动特征与气膜冷却特性

陈四杰, 单 勇, 张靖周, 谭晓茗, 费微微
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 应用 shear strain transport(SST) $k-\omega$ 两方程湍流模型, 对超声速涡轮叶栅通道内气膜冷却特性进行数值研究, 得到不同气膜孔倾角和吹风比下叶栅通道内流场流动特征以及气膜冷却效率的变化规律. 在激波入射点附近的气膜射流能够向分离区边界层中补充动量, 克服逆压力梯度, 有效改善由于激波引起的局部过热. 亚声速流动状态下的气膜入射角度对冷却效率的影响能够在较大吹风比下得以体现, 而超声速主流状态下, 气膜冷却效率与入射角度基本无关, 说明亚声速的气膜冷却射流对超声速主流的穿透力要弱于对亚声速主流的穿透力; 超声速主流条件下, 在激波入射位置的气膜冷却效率要高于激波入射位置下游的气膜冷却效率, 这与气膜孔出流在当地的湍流度有关.

关 键 词: 超声速涡轮叶栅; 超声速流; 气膜冷却; 斜激波; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Flow field and film cooling characteristics in supersonic turbine cascade

CHEN Si-jie, SHAN Yong, ZHANG Jing-zhou,
TAN Xiao-ming, FEI Wei-wei

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The shear strain transport (SST) $k-\omega$ two-equation turbulence model was employed to numerically simulate the film cooling characteristics in the supersonic turbine cascade channel. The flow characteristics in the cascade channel and the change law of the film cooling efficiency were obtained at different gas film hole angles and blow ratios. The film jet near shock incident point can complement momentum to the boundary layer of separation zone, overcome the adverse pressure gradient and effectively improve the local overheating caused by shock wave. In subsonic flow state, the film incidence angle's impact on the efficiency of cooling can be embodied at larger blow ratio; on the contrary, in supersonic flow state, the film cooling efficiency is almost independent of the incidence angle, showing that the penetrating power of subsonic film to the supersonic mainstream is weaker than that to the subsonic mainstream; in the supersonic mainstream state, the film cooling efficiency of the shock incident location is higher than that of the downstream, which is mainly related to local turbulence intensity of the gas film.

Key words: supersonic turbine cascade; supersonic flow; film cooling; oblique shock; numerical simulation

收稿日期: 2012-10-29

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.006.html>

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2012109, NS2013019); 国家自然科学基金(51306088)

作者简介: 陈四杰(1989-), 女, 河南周口人, 硕士生, 主要从事航空发动机气动热力学研究.

自 20 世纪 50 年代航空涡轮发动机采用气冷叶片以来,气膜冷却已成为航空发动机涡轮叶片冷却技术中应用最为广泛的冷却方式之一. 国内外在亚声速通道内的气膜冷却方面已开展了大量的基础研究工作, Hartnett 等^[1], Carlson 等^[2]对平板上的气膜冷却在主流加速的情况下进行了研究, 结果表明主流加速对气膜冷却效率的影响不大; Lutum 等^[3-5]则对曲面上的气膜冷却在主流加速的情况下进行了试验研究, 结果表明主流加速会降低曲面上的气膜冷却效率, 而且越到下游影响越大. 从结构优化入手, 降低气膜出流向主流穿透率、增强气膜出流在扩展区域扩散的覆盖面积成为国内外学者关注的研究热点. 为此, 近十几年来, 国内外对气膜孔结构优化方面的研究(诸如气膜孔的形状、孔径、孔间距和喷吹角, 气膜孔出口扩展型面, 气膜孔复合喷吹等)异常活跃^[6-8]. 另一个值得关注的气膜冷却研究内容是复杂主流环境中的气膜冷却特性. 随着涡扇发动机涡轮叶片功率负荷的提高, 以往叶栅通道内的亚声速流动向跨声速甚至超声速流动转变. 涡轮叶栅中流场结构的复杂性、激波与气膜出流的相互作用等现象使得跨声速或超声速气流中的气膜冷却面临的研究难点更多^[6-9]. 姜培学等^[10]对扩张通道和直通道中的超声速气膜冷却进行了数值模拟, 分析了主流加速和不加速两种情况下超声速气膜冷却的差异. 计算结果表明: 在主流加速的情况下, 超声速气膜冷却的效果要好于相同进口条件下主流不加速的情况, 并且这种差异越到下游越明显. 主流进口湍流度对超声速气膜冷却有较大影响, 增大主流进口湍流度会减弱超声速气膜冷却效果. 与亚声速气膜冷却相比, 超声速气膜冷却由于压缩性的显著作用, 动量方程和能量方程紧密结合, 因而超声速气膜冷却和亚声速气膜冷却的机理存在较大的区别, 不能把亚声速气膜冷却得到的研究结果简单外推到超声速气膜冷却的情况^[11-15]. 本文针对高推质比航空发动机涡轮叶栅, 通过定常的数值模拟, 对二维超声速涡轮叶栅气膜冷却特性开展研究.

1 数值计算方法

1.1 湍流模型的验证

以文献^[16]中的二维平板缝槽平行超声速射流试验模型为物理计算模型, 如图 1 所示. 与文献^[16]一致, 图 1 中的主流入口高度为 0.2 m, 次流

入口高度为 8 mm, 主、次流间的隔板高度 $t = 0.4$ mm. 主流入口静压为 61 000 Pa, 马赫数为 1.5, 总温为 1400 K; 次流入口静压为 61 000 Pa, 马赫数为 2.2, 总温为 300 K.

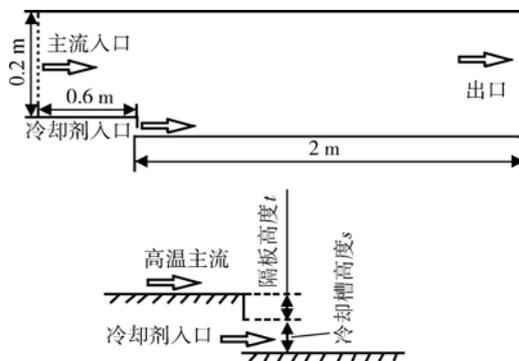


图 1 试验模型
Fig. 1 Experimental model

图 2 是冷却剂入口下游气膜冷却效率 η 的计算值与试验值^[16]的比较, 由图可知, 各种湍流模型计算得到的气膜冷却效率沿着流向变化趋势与试验结果相同; 在 x/s 为 10~90 时, 冷却效率的试验测试点落在 SST $k-\omega$ 模型和 realizable $k-\epsilon$ 模型计算结果的中间, 与 SST $k-\omega$ 模型更为接近; 在 x/s 大于 100 以后, 试验结果与 standard $k-\epsilon$ 湍流模型计算结果接近. 综合上述结果和一些研究超声速流体流动的参考文献^[10-15], 最终确定进行本文研究时选用 SST $k-\omega$ 湍流模型对超声速叶栅通道内的气膜冷却进行数值模拟, 并选用了 FLUENT 软件中的转捩模型.

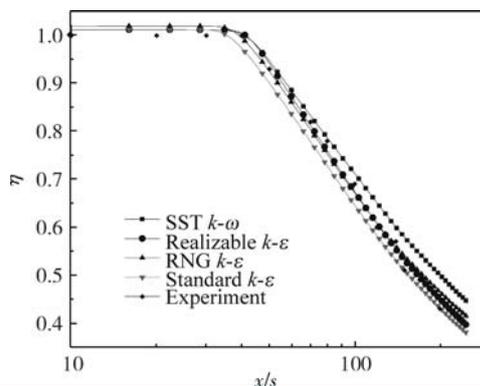


图 2 气膜冷却效率计算结果与试验值^[16]比较
Fig. 2 Comparison of calculated results and experimental data of film cooling efficiency

1.2 计算模型和网格划分

本文计算的二维平面涡轮叶片如图 3 所示.

叶栅栅距为 25 mm, 弦长为 36 mm, 在叶背上设置直径 $d=0.4$ mm 的气膜孔, 气膜孔的倾角(气膜孔中心线与叶片表面的夹角)有 $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 三种情况, 叶片厚度不计. 在网格独立性试验后确定本文计算模型总共包含约 12.5 万个网格节点, 不包括叶片固体网格. 由于叶片表面流体的速度和温度变化梯度较大, 划分了附面层网格, 沿着叶片表面法线方向, 第 1 层网格布置在距离壁面 0.01 mm 的位置, 此后每层的网格间距以 1.15 的比率增加, 共划分 14 层附面层, 通过网格衔接, 从叶片表面到叶栅通道边缘呈现出了由密到疏的网格分布, 如图 4 所示.

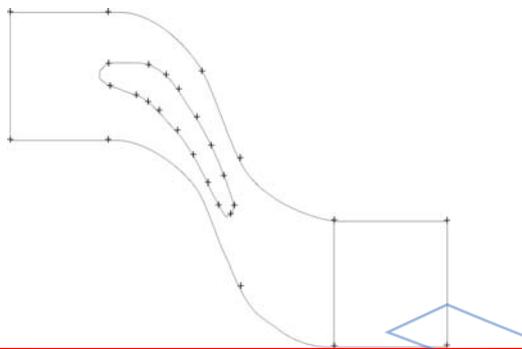


图 3 涡轮叶片计算域

Fig. 3 Calculation region of turbine blade

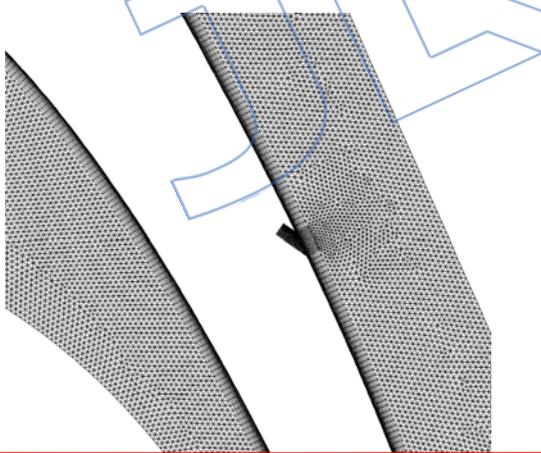


图 4 局部网格放大

Fig. 4 Partial grid amplify

1.3 计算方法和边界条件

各方程离散格式均为 2 阶迎风格式, 压力速度耦合采用 semi-implicit method for pressure linked equation (SIMPLE) 算法, 解收敛的标准是各物理量的残差均小于 10^{-5} 、残差曲线趋于平直且叶片表面平均温度变化不大. 计算域的边界条件如图 5 所示, 叶栅通道主流为压力进口, 给定总

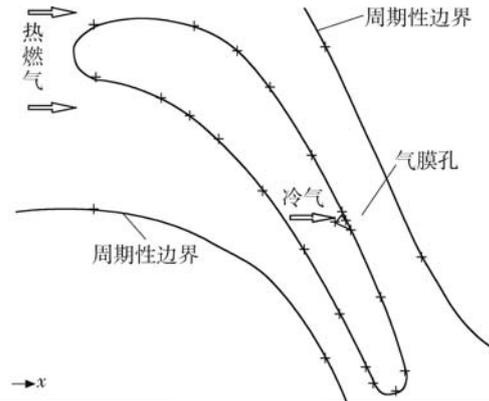


图 5 计算域的边界条件

Fig. 5 Boundary condition of calculation region

压分别为 1 722 165 Pa (压比 $R_p = 1.767$), 2 270 811 Pa (压比 $R_p = 2.33$), 总温为 1 600 K; 涡轮叶片冷却气流进口为流量进口, 总温为 800 K, 各进口参数分布均匀; 叶栅通道出口为压力出口, 给定静压为 974 597 Pa, 参考总温为 1 000 K; 栅距方向型面为周期性面; 叶片采用无滑移速度条件, 进行叶片冷却结构的内流场分析. 由于叶栅通道内流体的马赫数远大于 0.3, 所以选用可压缩理想气体; 根据分子运动论对气体比定压热容和导热系数进行变化, 黏度采用萨瑟兰公式. 叶片材料选用 American Society of Testing Materials (ASTM) 标准的 310 不锈钢 (OC₂25Nr20), $\rho = 8030$ kg/m³, $c_p = 502$ J/(kg · K), 导热系数与温度的关系为 $\lambda = 0.0115T + 9.9105$.

2 计算结果分析

2.1 叶栅通道内流场分析

当涡轮叶栅通道入口与出口的总压之比接近于压比 $R_p = 1.767$ 时, 通道内流体基本处于亚声速流动状态, 如图 6(a). 通道内流体马赫数在 1.0 以下. 当压比 $R_p = 2.33$ 时, 如图 6(b), 流体在叶栅通道的收敛段经历了一系列的膨胀加速而压力降低, 流体的最大马赫数达到 1.5 以上; 相邻的两股马赫数为 1.5 以上的主流在叶片尾缘尾迹涡的挤压中, 在叶片尾缘产生了燕尾状左右各有一道的尾缘激波. 图 6(b) 中右边(外尾波)的激波入射至上一排叶栅通道出流中, 左边(内尾波)的激波入射至相邻叶片吸力面上, 与边界层发生作用, 继而又产生一道反射激波; 马赫数为 1.5 以上的超声速流体经过这两道激波后, 流体的马赫数降低, 其压力得以提升; 其后, 流体沿着叶片吸力面向下游运动时, 流速继续增加, 其马赫数在尾缘达到

1.4 左右. 由图 6 的两张马赫数等值线图可以清晰看到流体在不同压比下沿着叶片叶背流动特征差异很大. 除了以上分析的叶栅通道内宏观流动特点外, 由于激波入射吸力面使得激波后的压力提高, 叶片吸力面上发展的边界层被破坏的同时, 在近壁面产生回流区; 回流区内静温升高, 如图 7 所示. 从涡轮叶片热防护的角度考虑, 这一回流区的产生对气膜冷却是不利的, 该处的旋涡会增强冷却气体和涡轮叶栅主流间的混合, 造成气膜冷却效率急剧下降. 因此, 在超声速流场通道内有激波发生使得气膜冷却结构 (例如气膜孔在吸力面上的位置、入射角度等) 的设计与原始的流场特征密不可分.

图 8 所示. 可以看出: 在吹风比 M 较小的情况下, 冷却射流入射角度对冷却效率几乎没有影响, 这是因为较小的人射冷气动量不具备穿透主流边界层到达主流核心流中的能力, 就算入射角度增大, 也就是垂直主流的动量分量增加, 也不会引起冷却流体脱离壁面流动; 随着吹风比的增大, 冷却射流入射角度对冷却效率的影响逐步体现, 基本表现为离开气膜孔一定位置后的下游冷却效率随入射角度的增加而降低.

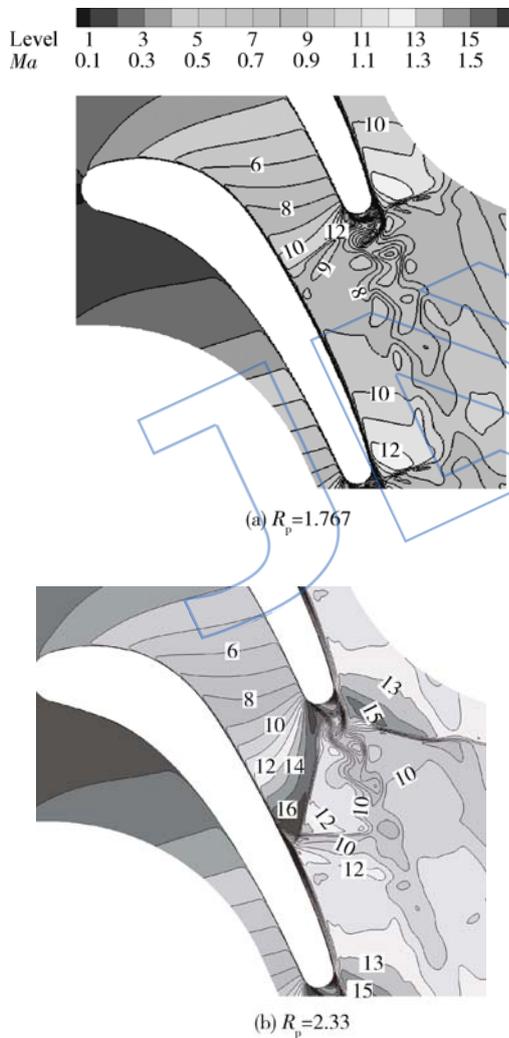


图 6 叶栅通道内马赫数云图
Fig. 6 Mach number contour in cascade channel

2.2 冷却特性分析

在叶栅通道进出口压比 $R_p = 1.767$ 的条件下, 气膜孔 (位置在激波入射点) 下游冷却效率如

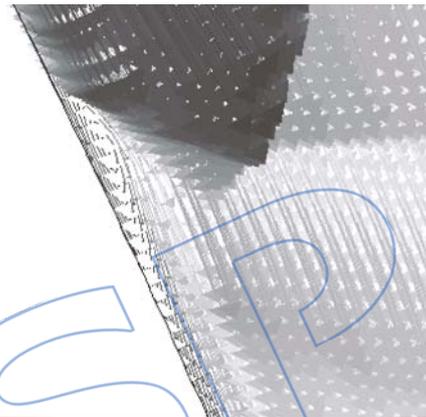
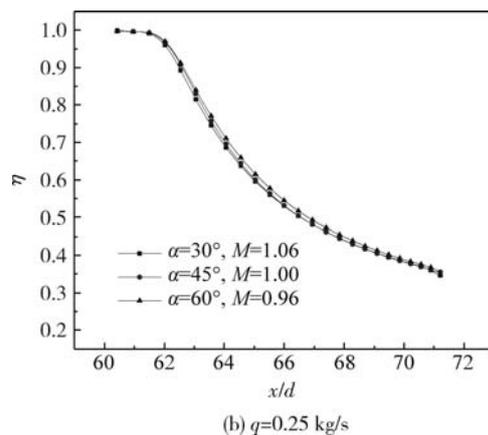
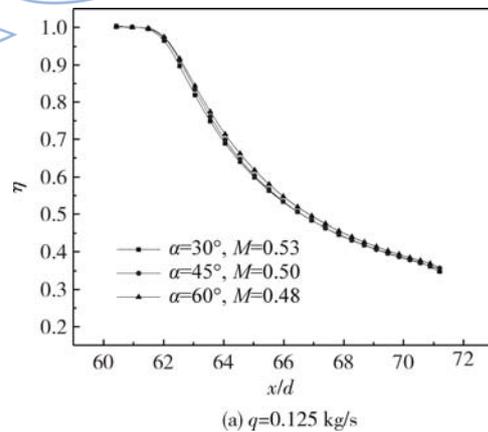


图 7 无气膜孔时激波入射点局部速度矢量
Fig. 7 Velocity vector at shock incident point without film hole



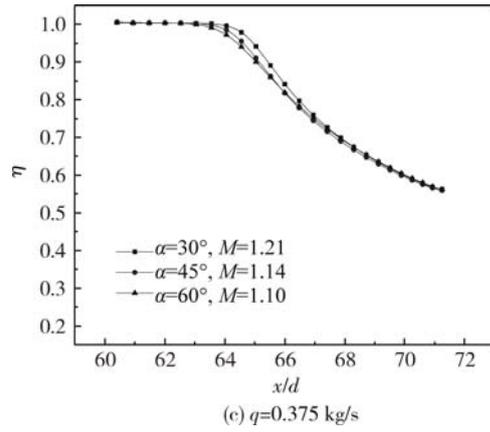
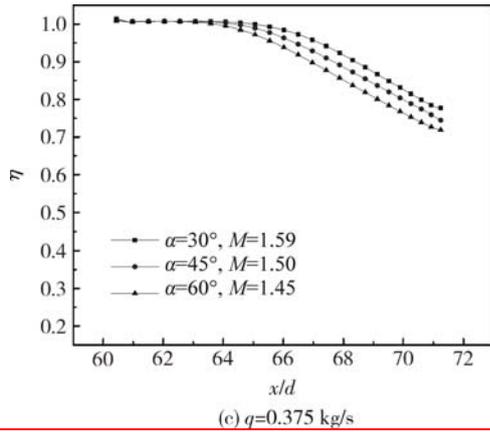


图 8 射流参数与冷却效率($R_p = 1.767$)

Fig. 8 Jet parameters and cooling efficiency

($R_p = 1.767$)

在叶栅通道进出口压比 $R_p = 2.33$ 的条件下,射流入口处于超声速主流流动范围内,气膜孔(位置在激波入射点)下游冷却效率如图 9 所示.进出口压比的增加导致涡轮叶栅内主流流量的增加,在冷却气流流量不变的条件下,高压比下的吹风比要比低压比下的小.与主流亚声速气膜冷却相比,主流超声速给冷却效率带来不同之处可体

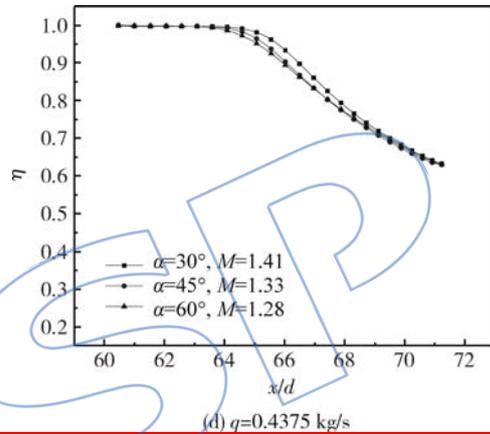
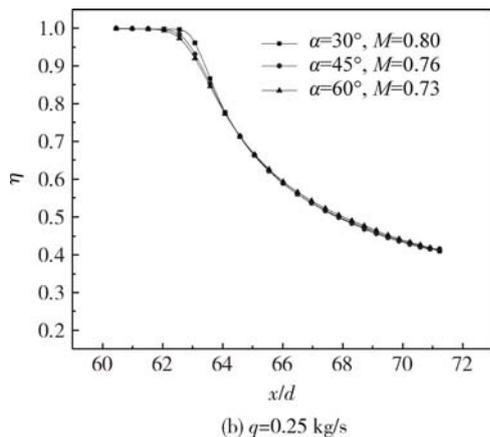
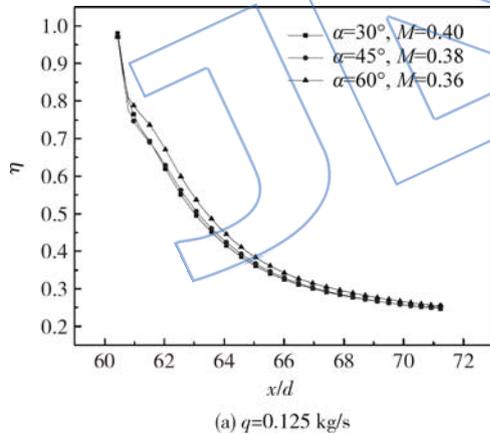


图 9 射流参数与冷却效率($R_p = 2.33$)

Fig. 9 Jet parameters and cooling efficiency

($R_p = 2.33$)



现在以下两点:一是在不同吹风比下,冷却射流入射角度对冷却效率几乎没有影响,说明超声速流体的动量较大,亚声速的冷却气流较难穿透主流;二是与亚声速主流流动相比较,主流超声速条件下的气膜冷却效率在不同吹风比和冷却射流入射角度下都有一定的下降.从图 10 中可以看到,在亚声速主流条件下,气膜入射位置的主流湍动能为 $6000 \text{ m}^2/\text{s}^2$;在超声速主流条件下,气膜入射位置的主流湍动能达到 $24000 \text{ m}^2/\text{s}^2$,并且在气膜孔下游还保持一个较高的值,较高的湍动能会造成主流与气膜冷却气流间的混合,从而降低冷却效率.

为了比较超声速主流与亚声速主流条件下的差异,选择不同气膜入射位置点进行比较.图 11 是不同位置气膜孔下游冷却效率.在涡轮叶栅进出口压比 $R_p = 1.767$ 的条件下,保持气膜射流的吹风比和入射角度不变,气膜孔在吸力面上的位置对冷却效率几乎没有影响.在气膜孔下游 $4d$ 的区域内冷却效率达到 1;当超过 $4d$ 后,冷却效

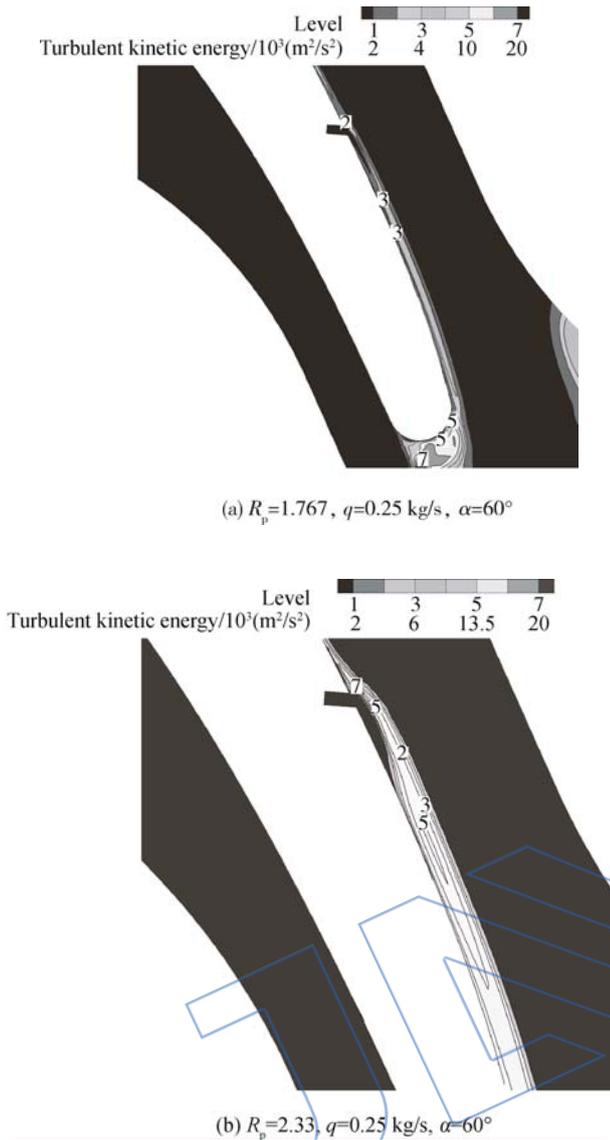


图 10 亚/超声速下的湍动能等值线
Fig. 10 Turbulent kinetic energy contour under sub/supersonic condition

率开始下降,且不同入射位置的下降趋势一致. 在涡轮叶栅进出口压比 $R_p = 2.33$ 的条件下,气膜孔在吸力面上的位置对冷却效率有影响. 例如:入射位置位于 $60x/d$ (激波入射点)时,气膜冷却效率保持为 1 的范围大约是 $3d$,此处的冷却气流给吸力面的边界层输入了较强的动能,改变了此处由于激波入射引起逆压力梯度,将图 7 所示的旋涡消除,有效地形成一股气膜覆盖在叶片上(如图 12);如果选择气膜入射位置在 $66x/d$,气膜孔上游的湍流边界层发展到气膜孔所处位置时保持着较高的湍动能,约为 $21000 \text{ m}^2/\text{s}^2$,如图 13 所示,这就造成气膜冷却效率达到 1 的范围大约为 $2d$,其冷却效果比 $60x/d$ 位置的气膜冷却效果差. 以上所揭示的现象一方面说明了超声速主流与亚声

速主流流动状态下的气膜冷却有着本质的区别,另一方面说明了超声速流场中的气膜孔位置的选择与叶栅通道内的流场结构、激波产生位置、激波反射等都有密切联系.

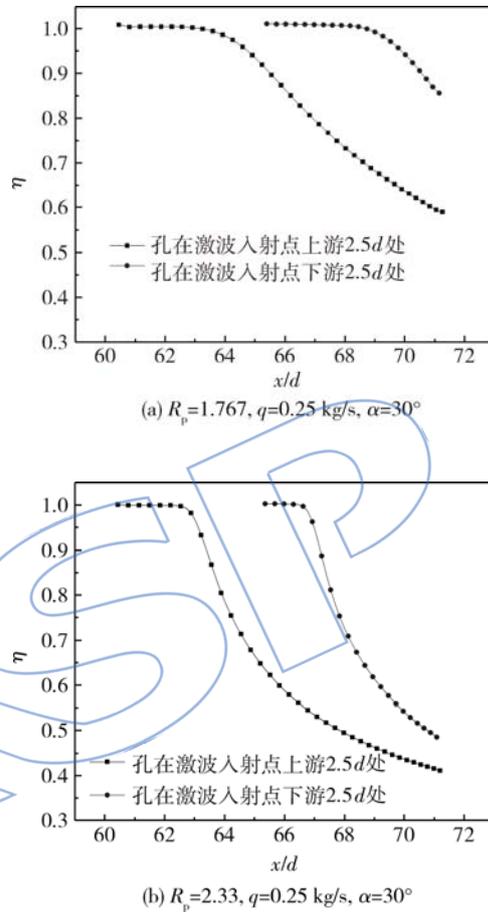


图 11 不同位置气膜孔下游冷却效率
Fig. 11 Cooling efficiency at downstream of film hole with different locations

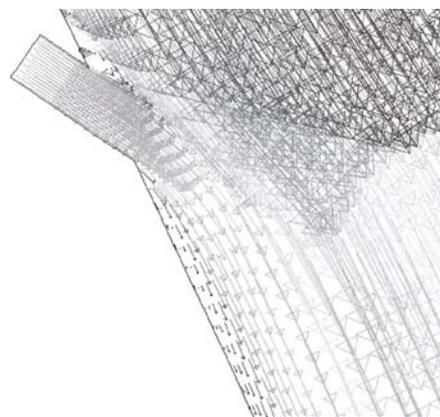


图 12 有气膜孔时激波入射点局部速度矢量
Fig. 12 Velocity vector at shock incident point with film hole

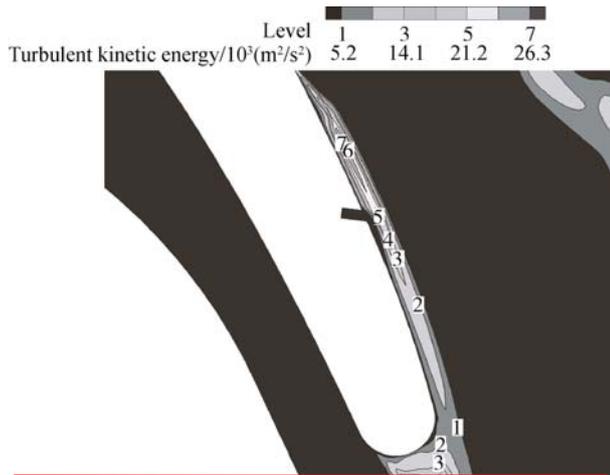


图 13 湍动能等值线(气膜孔位于 $66x/d$ 处)

Fig. 13 Turbulent kinetic energy contour
(film hole located at $66x/d$)

3 结 论

1) 亚声速主流条件和超声速主流条件下的涡轮叶栅通道内流动特征的不同导致相同气膜冷却结构下的气膜冷却效果有差异;叶栅通道内激波的形成会改变叶片吸力面上的边界层发展,在激波入射点下游形成明显的回流区,这对涡轮叶片热防护是不利的。

2) 在激波入射点位置附近的气膜射流能够向边界层中补充动量,克服逆压力梯度,有效改善由于激波引起的局部过热。

3) 亚声速主流流动状态下的气膜入射角度对冷却效率的影响能够在较大吹风比下得以体现;而在超声速主流状态下,气膜冷却效率与入射角度基本无关,这说明亚声速的气膜冷却射流对超声速主流的穿透力要弱于对亚声速主流的穿透力。

4) 对于超声速主流条件,在激波入射位置的气膜冷却效率要高于激波入射位置下游的气膜冷却效率,这主要与气膜孔当地的湍流度有关。

5) 超声速流场中气膜孔位置的选择对叶栅通道内流场特征有很大影响。在激波入射位置上游开孔,气膜射流可向涡轮叶片边界层中输入能量,可以减弱入射激波对气膜边界层的影响;而在激波入射位置下游开孔对入射的激波没有任何影响。

参考文献:

[1] Hartnett J P, Birkebak R C, Eckert E R G. Velocity distributions, temperature distributions effectiveness and heat transfer in cooling of a surface with a pressure gradient [J]. International Development in Heat Transfer, 1961, 4,

682-689.

- [2] Carlson L W, Talmor E. Gaseous film cooling at various degrees of hot gas acceleration and turbulence levels[J]. Heat Mass Transfer, 1968, 11(11):1695-1713.
- [3] Lutum E, Wblfersdorff J, Semmler K, et al. An experimental investigation of film cooling on a convex surface subjected to favorable pressure gradient flow[J]. Heat and Mass transfer, 2001, 44(5):939-951.
- [4] Lutum E, Wolfersdorf J, Weigand B, et al. Film cooling on a convex surface with zero pressure gradient flow[J]. Heat and Mass Transfer, 2000, 43(6):2973-2987.
- [5] Lutum E, Wblfersdorf J, Semmler K, et al. Film cooling on a convex surface: influence of external pressure gradient and mach number on film cooling performance [J]. Heat and Mass Transfer, 2001, 38(1):7-16.
- [6] Aupoix B, Mignosi A, Viala S. Experimental and numerical study of supersonic film cooling[J]. AIAA Journal, 1998, 36(6):915-923.
- [7] O'Conner J. A numerical study of film cooling in supersonic flow[R]. AIAA 91-4010, 1991.
- [8] Zimmermann H. Calculation of two- and three-dimensional flow in a transonic turbine cascade with particular regard to the losses[R]. AIAA 90-1542, 1990.
- [9] Konopka M, Meinke M, Schroder W. Large-eddy simulation of supersonic film cooling[R]. AIAA-2010-6792, 2010.
- [10] 彭威, 姜培学. 直通道和弯曲通道中超声速气膜冷却研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(3):406-409.
PENG Wei, JIANG Peixue. Supersonic film cooling research in a straight channel and curved channel [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3):406-409. (in Chinese)
- [11] 彭威, 姜培学. 变截面主流加速对超声速气膜冷却的影响 [J]. 工程热物理学报, 2008, 29(2):303-406.
PENG Wei, JIANG Peixue. Influence of ariable mainstream acceleration on the supersonic film cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(2):303-406. (in Chinese)
- [12] Juhany K A, Htmt M L. Flow field measurements in supersonic film cooling including the rffect of shock-wave interaction [J]. AIAA Journal, 1994, 32(3):578-585.
- [13] Juhany K A, Hunt M L, Sivo J M. Influence of injectant Mach number and temperature on supersonic film cooling [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(1):59-67.
- [14] Lebedev V P, Lemanov V V, Terekhov V I. Film-cooling emciency in a laval nozzle under conditions of high free stream turbulence [J]. Journal of Heat Transfer, 2006, 128(6):571-579.
- [15] 王扬平, 姜培学. 超音速气膜冷却及其受斜激波的影响 [C] // 中国工程热物理学会传热传质学术年会论文集: 下册. 北京: 中国工程热物理学会, 2005: 1756-1760.
- [16] Peng W, Jiang P X. Influence of shock waves on supersonic film cooling [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(1):69-73.