

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0268-07

斜劈缝涡轮导向叶片尾缘出流气体 流动特性数值分析

周 超¹, 常海萍¹, 崔德平², 毛军逵¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;
2. 中国人民解放军驻320军事代表室, 江西 南昌 330024)

摘要: 通过 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型求解可压流的 N-S 方程, 研究燃气轮机涡轮导向叶片尾缘劈缝出流冷气的流动情况。对斜劈缝涡轮叶片的尾缘部分建立了二维模型, 根据航空发动机工况设置边界条件并进行数值模拟。研究表明, 由于外流和叶片叶盆尾缘厚度的影响, 叶盆尾缘端部形成局部回流, 叶片尾缘劈缝气体流出后受压力梯度的影响先抬起与叶背面分离, 在流过一段距离后由于跨音速流膨胀波的作用, 冷气流再次附着在叶背尾缘上。文章讨论了涡轮叶片叶盆不同尾缘厚度、倾斜角度、几何造型对尾缘劈缝处流体流动特性的影响, 对比了不考虑外流流动影响时尾缘劈缝处流动情况的影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 尾缘; 冷却; 数值模拟; 跨音速; 涡轮叶片

中图分类号: TK124; V231.1 文献标识码: A

Numerical Investigation of the Cooling Flow Downstream of a Turbine Guide Vane Trailing Edge Slot

ZHOU Chao¹, CHANG Hai-ping¹, CUI De-ping², MAO Jun-kui¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Military Deputy in 320, Nanchang 330024, China)

Abstract: In order to investigate the flow characteristics of cooling flow downstream of a turbine guide vane trailing edge slot, numerical methods of RNG $k-\epsilon$ turbulent model were solved. Two-dimensional model for numerical study was established and boundary conditions were set based on operation conditions. The results show a reversed-flow region is formed at the tip of the pressure side due to the influence of the outside hot combustion gas and the pressure side tip thickness. The pressure gradient makes the coolant flow exit from the trailing edge slot first separates from the trailing edge cut-back, and then affected by the expansion wave, the coolant gas re-attaches the cut-back of the trailing edge after passing a certain distance. This article discusses the influencing factors on the flow of pressure side tip thickness, pressure side angle and the geometric shape of pressure side tip. This article also makes a comparison between considering the combustion gas outside and the case that the flow of combustion gas is not taken into account.

Key words: aerospace propulsion system; trailing edge; cooling; numerical simulation; transonic; turbine vane

从气动的角度考虑, 涡轮叶片的尾缘是越薄越好, 但是这个要求使得制造和冷却上都产生很大的困难, 在实际应用中, 通常是削去叶盆尾缘的一部分构成一个台阶以获得更薄的尾缘^[1]。图1、图2中涡轮叶片就采用了该冷却方式, 冷却气流从叶片尾缘劈缝流出, 在叶背面暴露部分形成了类似气膜冷却的冷却方式。

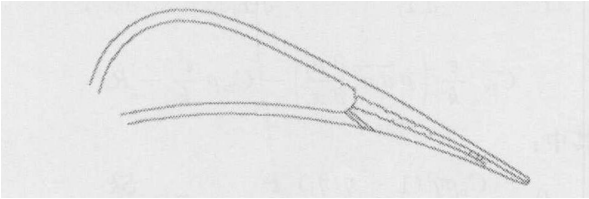


图1 涡轮叶片叶形
Fig. 1 Contour of a turbine blade

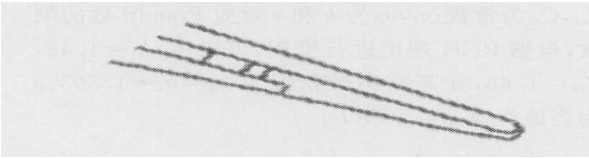


图2 尾缘劈缝区域局部放大
Fig. 2 Detail of the trailing edge

对涡轮叶片斜劈缝尾缘的研究, 国内外较多学者注重于尾缘几何形状的对下游流动的影响^[2, 3], 考虑尾缘劈缝出流冷气流动的研究相对较少, 相关研究也在跨音速外流情况下进行的流场显现实验研究^[4], 或采用雷诺数相似的方法在放大的模型上进行定量的数值和实验研究^[1, 5]。

Taslim M E 等^[5]通过低速实验, 研究了尾缘劈缝出口几何尺寸对尾缘劈缝流动换热特性的影响, 其研究表明, 叶盆尾缘的厚度影响较大。

本文通过 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型求解可压流的 N-S 方程, 研究了跨音速情况下, 涡轮叶片尾缘劈缝出流气体流动特征, 并讨论了叶盆尾缘的厚度及几何形状影响, 同时对比了有无外流的情况。

1 物理模型及网格生成

研究对象为某型涡轮叶片尾缘劈缝处流体流动情况, 对其建立图3物理模型, 其中黑色剖面线部分为固体域, 上部固体域代表涡轮叶片中叶盆面尾缘部分, 下部固体域代表涡轮叶片叶背面的尾缘部分, θ 为叶片叶盆尾缘倾角, H 为叶盆尾缘端部厚度, d 为尾缘劈缝宽度。网格实验和初步分析中取 $\theta=0$, $H=0.8\text{ mm}$, $d=0.7\text{ mm}$, 划分结构化网格如图4(a)所示。两固体域间为尾缘劈缝出

流的冷却气体, 边界条件使用质量进口; 外流均使用的压力远场边界条件。

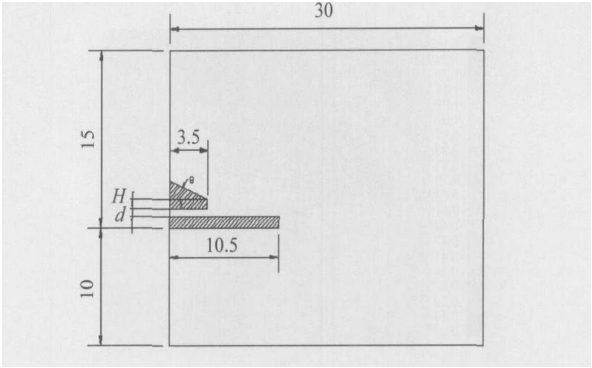


图3 物理模型
Fig. 3 Physics model

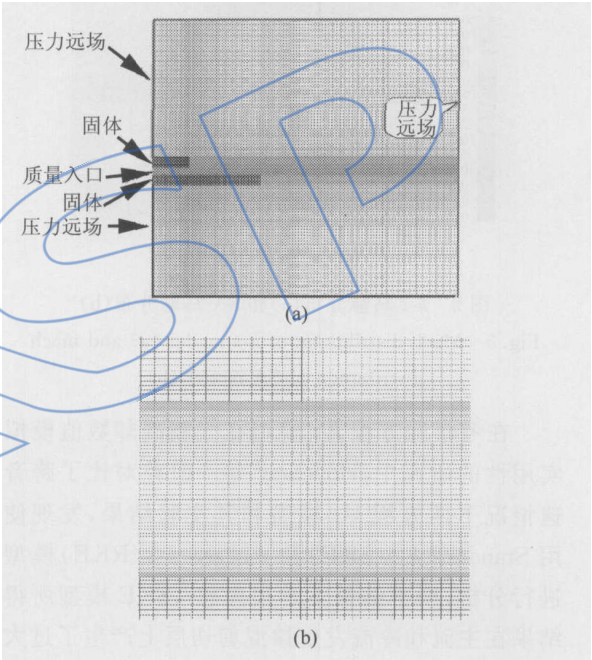


图4 网格及边界条件(a)和局部网格加密(b)
Fig. 4 Mesh and boundary Conditions (a) and details of intensity of grids (b)

在叶盆和叶背的近壁面进行了边界层处理, 对网格进行了加密, 如图4(b)所示。在主流和冷却气体的混合区域也对网格进行了加密。

2 紊流模型

对该问题进行定常数值模拟研究, 由于外流 $Ma>1$, 主控制方程为可压流雷诺平均 N-S 方程, 考察相关文献[4, 5]对各计算模型收敛性、适用性等方面的研究, 考察了 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型和 SA 湍流模型^[8], 通过比较图5(a)和(b)给出的采用 RNG $k-\epsilon$ 模型、SA 模型两种不同模型进行数

值模拟得到马赫分布,可以看出两种模型计算所得速度场分布相似。

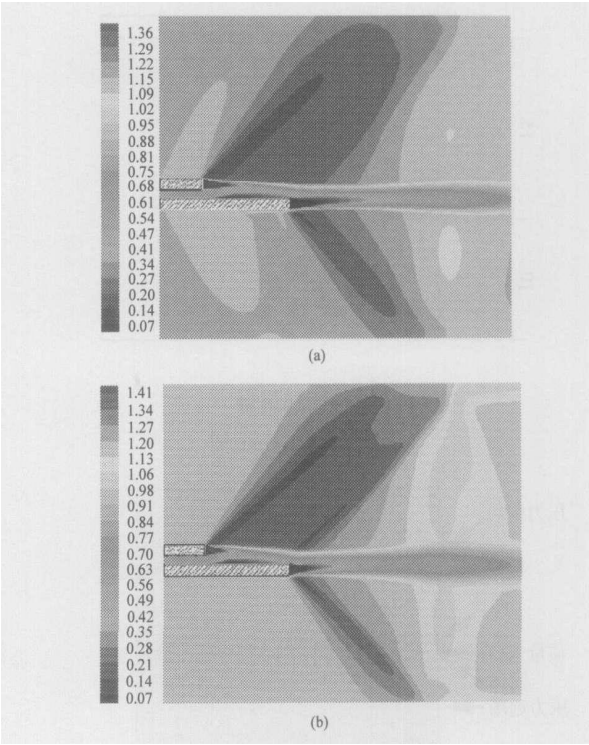


图5 $k-\epsilon$ 马赫分布(a)和 SA 马赫分布(b)
Fig. 5 Mach distribution of $k-\epsilon$ model (a) and mach distribution of SA model (b)

在考察两方程 $k-\epsilon$ 模型在气膜冷却数值模拟实用性的研究中,Holloway 等^[9]研究对比了跨音速情况下两方程 $k-\epsilon$ 模型和其实验结果,发现使用 Standard $k-\epsilon$ (SKE) 和 realized $k-\epsilon$ (RKE) 模型进行分析,所得结果不是很理想,SKE 模型所得结果在主流和冷流发生掺混剪切层上产生了过大的湍流度,RKE 的结果也发现存在有类似的问题,而 Renormalization group $k-\epsilon$ (RNG $k-\epsilon$) 模型可以得出较为理想的计算结果,因此本文选择了 RNG $k-\epsilon$ 模型作为计算模型。

在尾缘劈缝近壁处采用了壁面函数进行处理。通过 Ferguson 等^[10]的研究可知,在对气膜冷却问题进行数值模拟时,对近壁面的处理采用两层模型可以得到更好的结果,因此,本文研究中采用了两层模型。

最终选择在近壁处采用两层壁面函数法的 RNG $k-\epsilon$ 模型为计算模型,各参数的离散采用二阶精度迎风格式。全文结果收敛的均采用以下标准:

- (1) 流场、压力场、温度场和理论相吻合;
- (2) 叶背面最高温度波动小于0.2 K;

(3) 残差小于 10^{-4} 。

RNG $k-\epsilon$ 湍流模型控制方程如下^[6]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} - \rho \epsilon - 2 \rho \epsilon \frac{k}{a^2}$$
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha \epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] - C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} \left[\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon$$

其中:

$$R_\epsilon = \frac{C_\mu \rho \eta^3 (1 - \eta/\eta_0)}{1 + \beta \eta^3} \frac{\epsilon^2}{k}, \quad \eta = \frac{Sk}{\epsilon},$$

$$\eta_0 = 4.38, \quad \beta = 0.012$$

$C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}$ 为常数; α, α_ϵ 为 k 和 ϵ 对应 Prandtl 数的倒数,根据 RNG 理论进行推倒,可得出 $C_{1\epsilon} = 1.42$, $C_{2\epsilon} = 1.68$,在高雷诺数情况下 $\alpha_k = \alpha_\epsilon \approx 1.393$; a 为当地声速, $a = \sqrt{\gamma RT}$ 。

3 网格实验

在选定边界条件下选取8组不同数目的网格

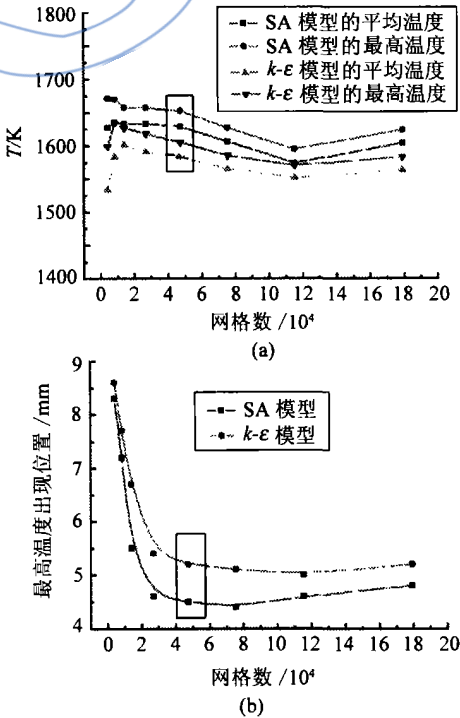


图6 温度随网格数变化(a)和最高温度位置随网格数变化(b)

Fig. 6 Temperature vs mesh size (a) and the location of highest temperature vs mesh size (b)

进行网格试验。选取叶背尾缘的平均温度、最高温度以及最高温度所在位置为控制参数, 得到图6 (a) 和(b) 网格实验结果。

在图6(a) 中, 网格密度较小的时候, RNG $k-\epsilon$ 湍流模型和 SA 湍流模型计算所得叶盆尾缘最高温度和平均温度随着网格数的增加变化较大, 图6 (b) 中最高温度出现的位置也在网格数量较少时变化较大。当网格数达到 Case 4 水平后, 再增加网格数, 所得到的结果变化很小, 本文速度分布分析和进一步分析所采用算例的网格划分均以 Case 5 的网格数为基准。

4 计算结果及分析

4.1 速度分布分析

图7给出速度分布图, 该速度场有如下特点: 跨音速外流在涡轮叶片叶背处形成一道膨胀波、叶盆尾缘处形成两道膨胀波, 膨胀波的产生和位置与理论以及相关实验^[4]所得到的结果相吻合。

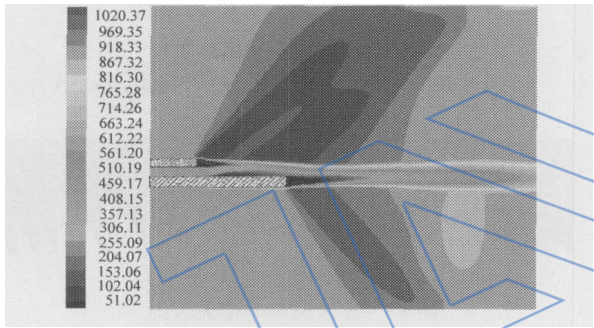


图7 速度分布图
Fig. 7 Velocity distribution

从图8给出的速度分布局部放大图中可以更清楚的看出尾缘劈缝出流冷气先抬起与叶背分离, 流过一段距离后再次附着在叶背面上这样的流动特征。

图9给出了叶盆尾缘端部 A 区速度矢量图, 在 A 区, 外部高速燃气和尾缘劈缝出流冷气在流经叶盆尾缘端部时形成了类似后台阶的流动, 两股流动形成了上下两个明显的回流区。

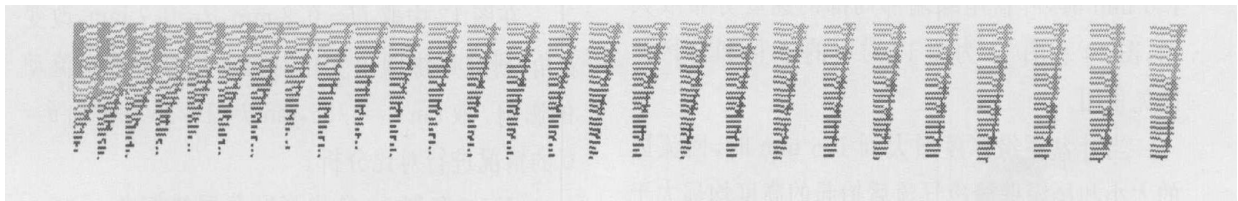


图11 B 区速度矢量图
Fig. 11 Detail view of velocity vector in region B

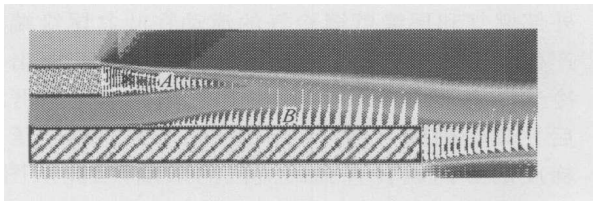


图8 局部速度矢量图
Fig. 8 Velocity vector in the vicinity of the trailing edge slot

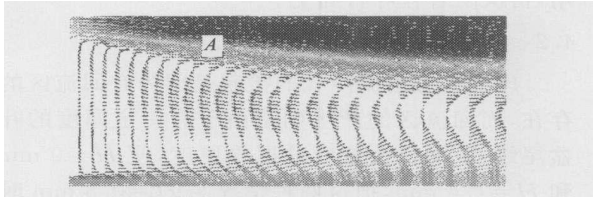


图9 A 区速度矢量图
Fig. 9 Detail view of velocity vector in region A

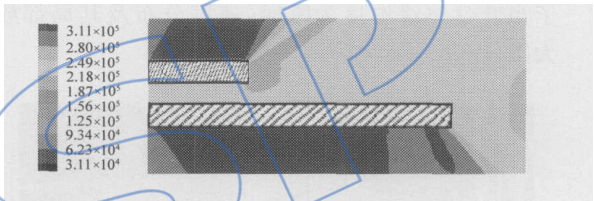


图10 局部静压分布图
Fig. 10 Distribution of static pressure

在图10中给出的压力局部分布图中可以看出回流区内压力较低, 从而形成压力梯度, 出流冷气向压力梯度的方向偏转, 同时与叶背面分离。

图11给出了 B 区速度矢量图, 通过该图研究冷却气体出流后在压力梯度影响下的流动情况, 流体叶背面上形成较大的速度梯度, 并在局部产生了回流区, 这样, 尾缘劈缝出流冷却气体的与叶背面分离。这种类似于气膜冷却中气膜与被冷却面分离的情况使得冷却效果变差, 对应的叶背尾缘的部分温度会上升。

综合研究速度分布图和速度矢量图中回流区大小和出流冷气分离的情况, 涡轮叶片尾缘劈缝出流冷气呈先抬起后再附的流动特点, 其原因是

外部燃气和尾缘劈缝冷气的流动在叶盆尾缘端部产生了回流区,回流区内压力低于尾缘劈缝出流冷气压力形成压力梯度,冷却气体流出尾缘劈缝后立刻受到压力梯度的作用,流动方向朝着压力梯度的方向偏转直到回流区的末端,因此从图8中可以看到回流区右端端点处正好对应出流冷气和叶背面分离抬起最高处;出流冷气在随后向下游流动的过程中,由于外部高速燃气膨胀波的作用,再次附着在叶背面上。

4. 2 叶盆尾缘厚度的影响

尾缘劈缝出流冷气的抬起是因为有回流区的存在,而回流区的产生则是由于有一定厚度的叶盆尾缘,下面仅改变叶盆尾缘厚度,使 $H = 0\text{ mm}$ 和 $H = 1.6\text{ mm}$,把这两种情况与 $H = 0.8\text{ mm}$ 时的情况进行对比,研究叶盆尾缘厚度的影响。首先研究 $H = 0\text{ mm}$ 时的情况,图12(a)和(b)给出了当叶盆尾缘厚度为零时,速度分布及其局部放大图。

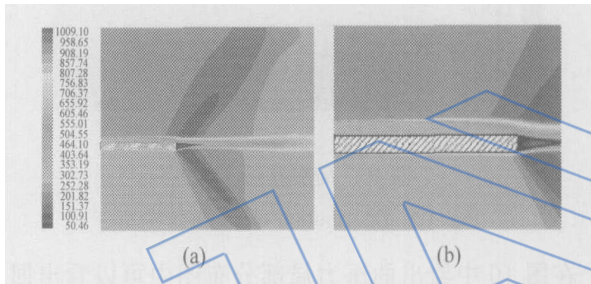


图12 $H = 0\text{ mm}$ 速度分布(a)和 $H = 0\text{ mm}$ 速度分布局部放大(b)

Fig. 12 Velocity distribution while $H = 0\text{ mm}$ (a) and detail view of velocity distribution while $H = 0\text{ mm}$ (b)

由于叶盆尾缘厚度为零,外流在叶盆尾缘处无法形成膨胀波,因此叶盆侧两道膨胀波变为一道膨胀波;外部燃气和尾缘劈缝出流冷气在叶盆尾缘端部处也因为叶盆尾缘厚度为零而无法形成回流区,从而没有了压力梯度,尾缘劈缝出流冷气也没有与叶背面分离,而是一直贴着叶背面流动。

图13给出了当叶盆尾缘厚度增大到 $H = 1.6\text{ mm}$ 时,叶盆尾缘端部局部的速度分布放大图,图14和图15为图13对应的A区和B区速度矢量图。

当叶盆尾缘厚度增大到1.6 mm 时,回流区的大小和尾缘劈缝冷气流后抬起的高度均远大于叶盆尾缘厚度为0.8 mm 时的情况,冷气受回流区压力梯度的影响更大,抬起也更高,在图15中可以看到,冷气与叶背面分离的B区形成较强的回

流,同时冷气与叶背尾缘的再附点也远超出叶背尾缘端点。

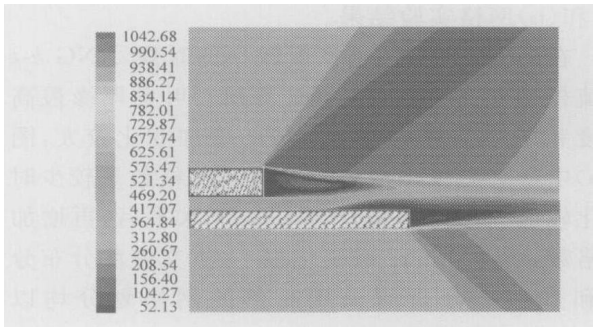


图13 $H = 1.6$ 速度分布

Fig. 13 Velocity distribution while $H = 1.6\text{ mm}$

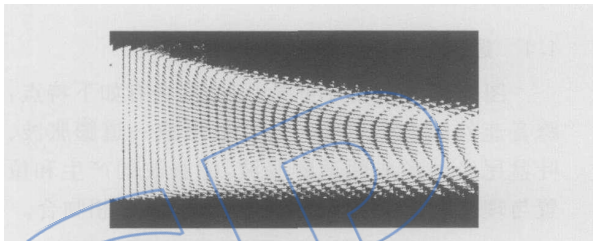


图14 A区局部速度矢量图

Fig. 14 Detail view of velocity vector in area A

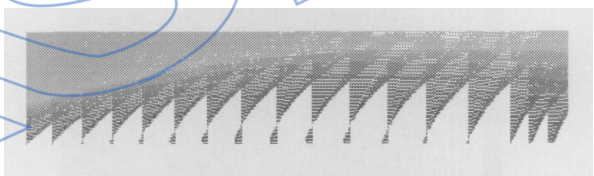


图15 B区局部速度矢量图

Fig. 15 Detail view of velocity vector in area B

通过以上对比分析可知,外部燃气和尾缘劈缝冷气在流经涡轮叶片叶盆尾缘时因为尾缘存在一定厚度而形成回流区,叶盆尾缘越厚,形成的回流区越大。由于回流区内压力较低,回流区越大,出流冷气受到压力梯度作用就越明显,与叶背分离后抬起越高,在与叶背分离的B区中,回流区越大,回流的现象也越明显,同时冷气与叶背面的再附点向后移动。

4. 3 叶盆尾缘倾斜角的影响

在图13中取 $H = 0.8\text{ mm}$, $d = 0.7\text{ mm}$,改变 θ 角,研究尾缘倾角变化对流动尾缘劈缝出流动的影响。取 $\tan \theta = 4/35$, $\tan \theta = 16/35$ 和上面 $\theta = 0$ 的情况进行对比分析。

图16和图17给出了叶盆尾缘倾角 $\tan \theta = 4/35$ 和 $\tan \theta = 16/35$ 时尾缘劈缝处局部速度分布。

结合图8, 对这三张图进行分析发现, 尾缘劈缝流体出流后没有因为叶片叶盆倾斜角的变化而发生根本性的变化, 在叶盆尾缘倾角逐渐增大过程中, 叶盆尾缘端部回流区大小几乎没有发生变化, 对应压力梯度情况也基本没有变化, 尾缘劈缝出流冷气在流出后与叶背尾缘先分离后再附, 分离和再附的位置也没有变化。

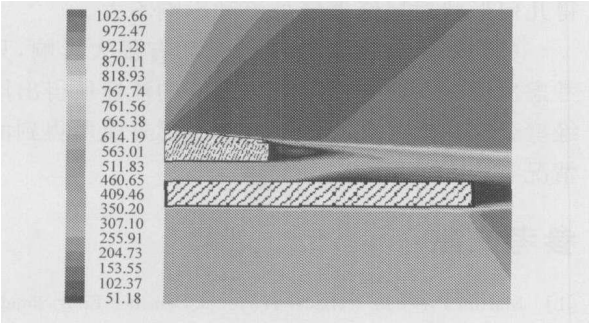


图16 $\tan \theta = 4/35$ 速度分布

Fig. 16 Velocity distribution while $\tan \theta = 4/35$

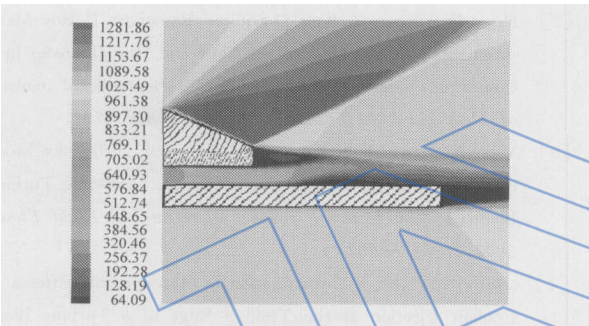


图17 $\tan \theta = 16/35$ 速度分布

Fig. 17 Velocity distribution while $\tan \theta = 16/35$

通过以上对比分析可以得出, 叶盆尾缘倾斜角对尾缘劈缝处流动特性基本没有影响。

4. 4 叶盆尾缘几何形状的影响

叶盆尾缘的几何尺寸对尾缘劈缝处的流场的影响在上文中已经进行了详细的讨论, 下面讨论尾缘端部几何形状不同时的对尾缘劈缝处流动特性的影响。

图18和图19分别给出了叶片叶盆尾缘厚度 $H = 0.8 \text{ mm}$ 时, 取半圆和等边三角形不同几何形状尾缘端部时的尾缘劈缝流体流动特性。

对比图8, 发现上两图中尾缘劈缝处流体流动情况和图8所示情况十分相似, 通过上文的分析可知产生这种流动情况的主要原因是由于尾缘存在厚度, 尾缘厚度的大小对流动情况的影响很大, 通过对比可知叶盆尾缘端部的几何形状对流动基本没有影响。

图20给出了叶盆尾缘为斜劈时, 叶盆尾缘劈缝处流体流动情况。

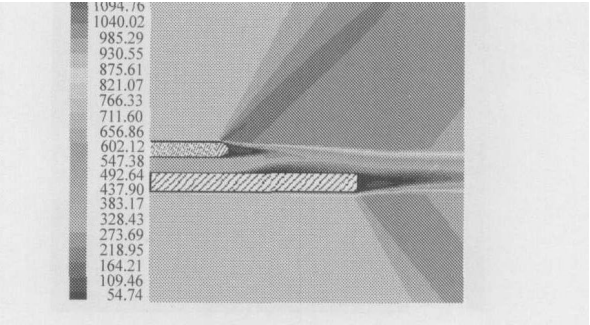


图18 叶盆尾缘为半圆时的速度分布图

Fig. 18 Velocity distribution while the pressure side's tip is round

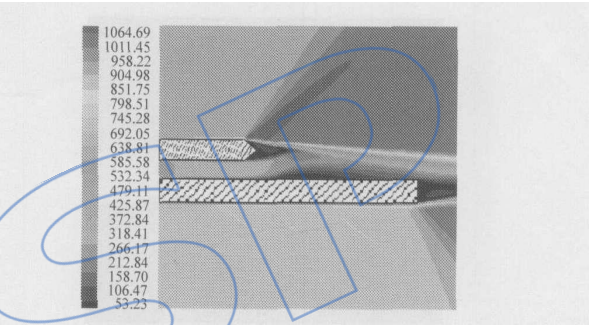


图19 叶盆尾缘为等边三角形时的速度分布图

Fig. 19 Velocity distribution while the pressure side's tip is triangular

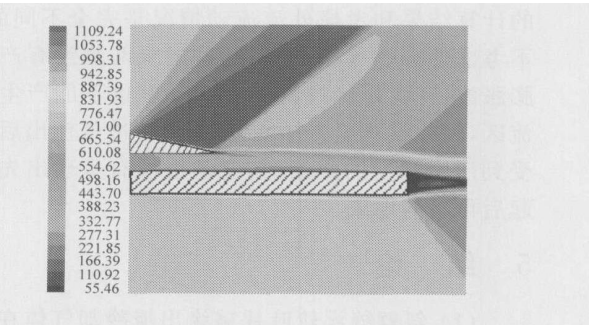


图20 叶盆尾缘为斜劈的速度分布图

Fig. 20 Velocity distribution while the pressure side's tip is sharp

此时情况与图12中尾缘端部厚度为零时的情况相似, 通过图20与图12的比较, 能进一步得出叶片叶盆尾缘厚度对流动的重要影响, 当尾缘厚度为零时, 出流冷气没有表现出先分离后再附的流动特性。

4. 5 不考虑外流的情况

图21和图22给出了当不考虑外流速度, 只考

虑背压时斜劈缝涡轮叶片尾缘出流冷气出流后的流动情况。

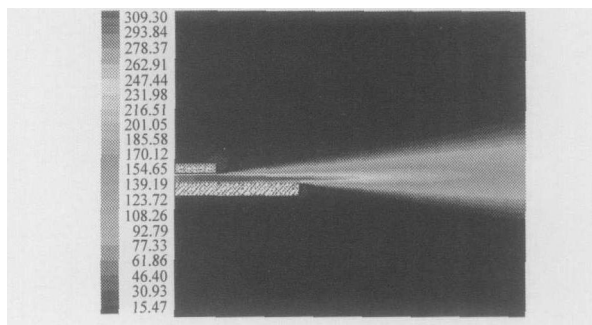


图21 不考虑外流的速度分布

Fig. 21 Velocity distribution without combustion gas

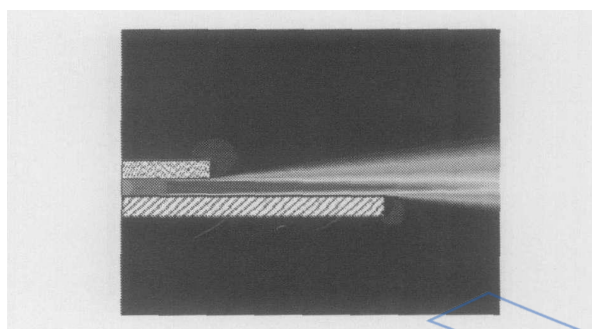


图22 速度局部放大

Fig. 22 Detail view of velocity distribution

对比图8, 不考虑外流速度只考虑背压所得的计算结果和考虑外流流动情况是完全不同的。不考虑外部燃气流动时, 叶盆尾缘两侧没有产生膨胀波, 叶盆尾缘端部即使有厚度也不能产生回流区, 因此没有压力梯度, 尾缘劈缝冷气流后未受到压力梯度的作用, 其流动也没有呈现出先抬起后再附的现象。

5 结 论

(1) 斜劈缝涡轮叶片尾缘出流冷却气体在外部燃气的影响下呈先分离后再附的流动, 其原因是由于叶盆尾缘存在一定厚度, 产生了类似后台阶的作用, 使外流和出流冷气在流经叶盆尾缘端部时形成了回流区, 由于回流区内压力相对较低从而形成压力梯度, 出流冷气的方向运动朝着压力梯度的方向偏转同时与叶背面分离, 出流冷气在随后向下游流动的过程中, 由于叶盆侧燃气的膨胀波的作用, 冷气再附到叶背上。

(2) 当叶盆尾缘厚度对尾缘劈缝处流动情况有着很大的影响。当叶盆尾缘厚度为零时, 由于无法产生回流区而没有压力梯度的作用, 尾缘劈缝

出流冷气不会表现出与叶背先分离后再附的流动特征, 而是一直贴着叶背流动; 当尾缘厚度增大时, 回流区增大, 出流冷气与叶背面分离抬起得越高, 再附点也越靠后。

(3) 叶盆尾缘倾斜角对叶片尾缘劈缝处流动情况的影响很小。

(4) 当叶盆尾缘厚度一定时, 叶盆尾缘端部得几何形状对尾缘劈缝处流动影响不大。

(5) 外流对出流冷气的流动有很大影响, 只考虑出流冷气的背压不考虑外流的流速所得出尾缘劈缝出流冷气的流动情况和考虑外流所得到的情况有很大差别。

参考文献:

- [1] Martini P, Schulz A, Bauer H J, et al. Detached Eddy Simulation of Film Cooling Performance on the Trailing Edge Cut-Back of Gas Turbine Airfoils [R]. *ASME Paper GT 2005-68084*, 2005.
- [2] Hugo D Pasinato I, Kyle D Squires, Ramendra P. Roy. Measurements and Modeling of the Flow and Heat Transfer in a Contoured Vane-Endwall Passage [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2004, 47: 5685~5702.
- [3] Vijay K Garg, Ali A Ameri. Two-Equation Turbulence Models for Prediction of Heat Transfer on a Transonic Turbine Blade [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2001, 22: 593~602.
- [4] Raffel M, Kost F. Investigation of Aerodynamic Effects of Coolant Ejection at the Trailing Edge of a Turbine Blade Model by PIV and Pressure Measurements Experiments in Fluids [J]. 1998, 24: 447~461.
- [5] Taslim H E, Spring S D, Mehlmann B P. An Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness for Slots of Various Exit Geometries [R]. *AIAA Paper 90-2266*, 1990.
- [6] Speziale C G, Thangam S. Analysis of an RNG Based Turbulence Model for Separated Flows [J]. *Int J Engng Sci.*, 1992, 10: 1379~1388.
- [7] 陶文铨. 数值传热学 (第二版) [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [8] Spalart P, Allmaras S. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows [R]. *Technical Report AIAA-92-0439*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [9] Holloway D S, Leylek J H, Buck F A. Pressure Side Bleed Film Cooling: Part I - Steady Framework For Experimental and Computational Results [R]. *ASME GT-2002-30471*, 2002.
- [10] Ferguson J D, Walters D K, Leylek J H. Performance of Turbulence Models and Near-Wall Treatments in Discrete Jet Film Cooling Simulations [R]. *ASME Paper No. 98-GT-438*, 1998.