

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0474-06

涡轮叶片尾缘开缝喷气的数值模拟 和试验研究

王掩刚, 刘 波, 姜 健, 陈云永
(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国防重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘要: 以某涡轮叶栅为研究对象, 采用试验和数值模拟相结合的方式研究了涡轮叶片尾缘不同喷气形式对叶栅性能的影响。应用一维源项喷气模型, 结合涡轮叶栅流场数值模拟, 得到了不同喷气形式下涡轮叶栅流场细节。计算与试验结果显示: 两种开缝形式下, 喷气比例对叶片表面参数以及出口气流角影响不大, 但能量损失系数随着喷气比例的增大出现先增大后减小的趋势。对开缝时, 喷气引入吹除了附着在叶片尾缘的漩涡, 并增强了尾迹与主流的掺混过程; 半开缝时, 喷气的引入仅吹除了附着在开缝处的漩涡, 对于尾缘处流场影响不大。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶栅; 对开缝; 半开缝; 喷气; 能量损失系数
中图分类号: V 231. 3 **文献标识码:** A

Experiment and Numerical Simulation Investigation of Turbine Blade with Trailing Edge Ejection

WANG Yan-gang, LIU Bo, JIANG Jian, CHEN Yun-yong
(National Laboratory of Airfoil and Cascade Aero-Dynamic,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical simulations and tests were carried out to investigate the effect of ejection from different trailing edge slots of a turbine cascade. The detailed flow field of ejection cascade was obtained by using a compact ejection model coupled with the calculation of main flow field. Numerical and experimental results show that the ejection ratio has little effect on the distribution of Mach number and exit flow angle of the two slot types. However, the energy degradation coefficient increases at first and then it has a decreasing tendency with the increase of ejection ratio. The ejection from the symmetric slot blows away the vortex at the blade trailing edge and strengthens the mixing of the wake with the main flow. The ejection from the half slot only blows away the vortex on the slot surface, and has little effect on the flow field near the trailing edge.

Key words: aerospace propulsion system; turbine cascade; symmetric slot;
half slot; ejection; energy degradation coefficient

收稿日期: 2005- 04- 01; 修订日期: 2005- 06- 09

基金项目: 国家自然科学基金资助(59976032)

作者简介: 王掩刚(1976-), 男, 陕西武功人, 西北工业大学动力与能源学院翼型叶栅空气动力学国防重点实验室讲师, 博士, 主要从事叶轮机气动热力学研究。

叶片冷却技术是提高航空发动机涡轮前温度,从而提高发动机性能的主要手段。探索有效的冷却方式,并使其对涡轮气动性能影响较小,已成为现代高性能涡轮设计技术的一个重要研究领域^[1~5]。目前所广泛采用的叶片冷却技术主要有内冷却、冲击冷却、发散冷却和气膜冷却,内冷却结合气膜冷却的方式已成为现代航空燃气轮机高温部件的主要冷却措施,但由于从叶片流出的冷却气流与主流之间产生的干扰使本已复杂的涡轮内部流场变得更加复杂,气体粘性、三维流动、旋转效应、来流湍流度及叶片表面曲率、开孔位置、冷气的喷射角度和冷气喷射量等都对叶片的冷却效果及涡轮气动性能有着不可忽视的影响。如何在采用有效的高温叶片冷却技术的同时尽量减小气流损失一直是现代航空与民用燃气轮机的重要研究领域。各国专家已对此进行了一些试验研究和数值模拟计算,取得了一定的效果,但由于涡轮叶栅内部流场十分复杂,关于冷气喷射对涡轮气动性能影响的理论研究并不很多,而且至今尚不清楚射流与主流的干扰机理。

本文借助数值模拟和实验手段,结合可以较准确反映喷射气流与主流相互干扰的掺混模型研究涡轮叶片尾缘对开缝、半开缝冷气喷射对叶栅性能的影响,初步提供尾缘冷气喷射对主流参数分布的影响规律,探讨射流与主流的掺混机理,以便为叶片冷却技术研究的深入开展进行探索。

1 研究对象以及数值计算方法

1.1 研究对象概述

本文选用某高压涡轮导向叶片叶根截面放大 1.35 倍后在尾缘开设对开缝和半开缝,并对其分别进行试验^[6]和数值模拟研究。对开缝叶片的基本参数为:叶片弦长 $L=89.775\text{ mm}$, 栅距 $t=63.358\text{ mm}$, 前缘半径 $R_1=5.67\text{ mm}$, 后缘半径 $R_2=0.675\text{ mm}$, $\gamma=36.22^\circ$; $\beta_{1K}=89.0^\circ$; $\beta_{2K}=$

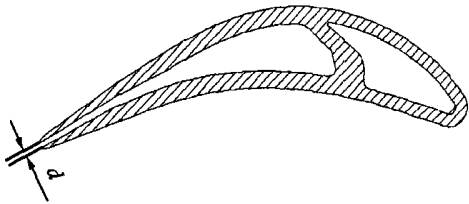


图1 尾缘对开缝叶片

Fig. 1 Schematic of symmetry slot

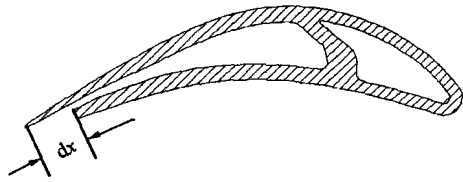


图2 尾缘半对开缝叶片

Fig. 2 Schematic of pressure side cutback

18.3° ; 缝宽度 $d=1.0\text{ mm}$ (对开缝和半开缝宽度相同,半开缝出口距尾缘 $dx=7.6\text{ mm}$)。图1和图2分别为尾缘对开缝和半开缝叶片示意图。

1.2 计算方法及喷气模型简介

任意曲线坐标系中,三维N-S方程可表述为:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = K + \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \zeta} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{Q}$ 为未知变量矢量的一般形式; $\mathbf{E}$ 、 $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{G}$ 为对流通量矢量; $\mathbf{E}_v$ 、 $\mathbf{F}_v$ 和 $\mathbf{G}_v$ 为粘性项; K 为源项。紊流模型选用形式简单计算量小的 Baldwin-Lomax 代数模型。本文在计算格式上采用张函信发展的 NND3 格式,具体算法采用 Jameson 等发展的 LU-SCS 隐式算法^[7]。计算网格采用 H-I 型网格,主流区域网格分别取 50(周向) $\times$ 49(径向) $\times$ 213(轴向),对开缝喷气时,在开缝处至尾缘区域网格分别取 17(周向) $\times$ 49(径向) $\times$ 17(轴向),半开缝时,开缝处至尾缘分别取 17(周向) $\times$ 49(径向) $\times$ 33(轴向)。对开缝和半开缝中截面局部网格示意图如图3、图4所示。

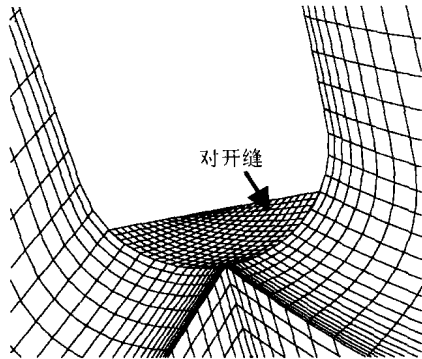


图3 尾缘对开缝网格局部放大

Fig. 3 Local mesh near symmetry slot

喷气模型采用一维源项模型^[8,9],其表达式如方程(2)所示,该模型与主流场计算联立求解,可

以将主/射流的相互影响以数值迭代计算的方式紧密耦合起来,从而较准确的反应其相互掺混过

程和干扰效应。

式中: $(\rho u)_{jet}$ 为喷气密流比, T_{0-jet} 为总温, p_{0-jet} 为喷气总压, p_{jet} 为喷口处静压, R 为气体常数、 γ 为气体绝热指数。

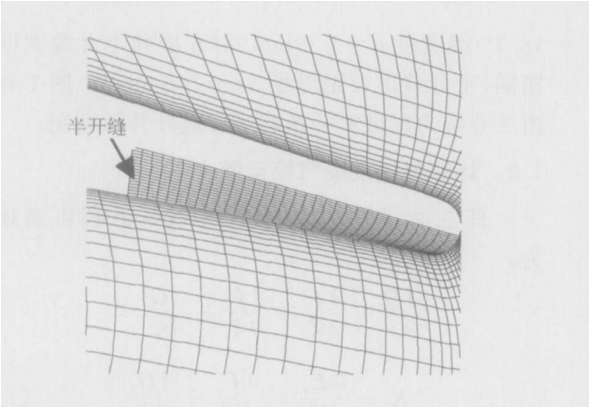


图4 尾缘半开缝网格局部放大

Fig. 4 Local mesh near pressure side cut back

2 喷气比对叶栅性能的影响

2.1 对开缝喷气

图 5 给出了在设计状态下 ($Ma_{2t} = 1.17$), 不同对开缝喷气比例时试验叶片表面等熵马赫数分布。从图中可以看出, 喷气比例对于叶片表面马赫数影响不大。

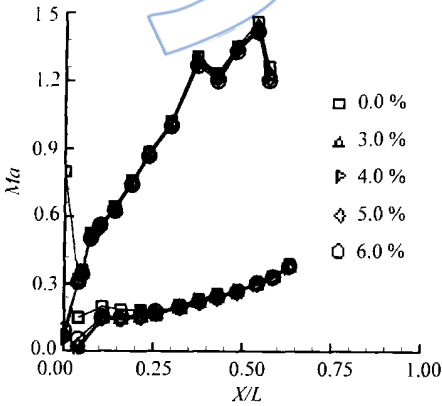


图5 对开缝条件下,喷气比对叶片表面马赫数的影响

Fig. 5 Surface isentropic Mach number distribution with different blowing ratio

图 6 给出了该状态下出口气流角随喷气比变

化的试验和计算曲线,从图中不难看出:试验和计算基本一致,尾缘对开缝喷气对于叶栅出口气流角影响不大,这可能是因为喷气流方向始终沿着该涡轮叶片几何出气角方向喷出,基本上没有扰乱主流的气流方向所致。

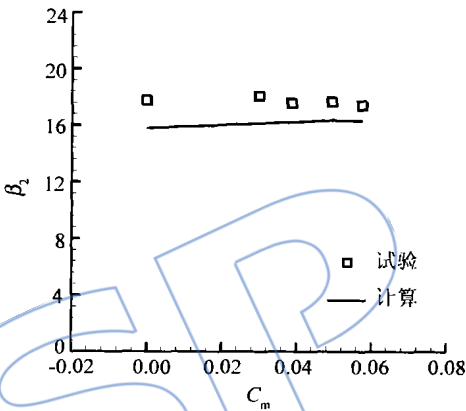


图6 对开缝条件下,喷气比对出口气流角的影响

Fig. 6 Curve of blowing ratio to exit air angle on symmetry slot ejection

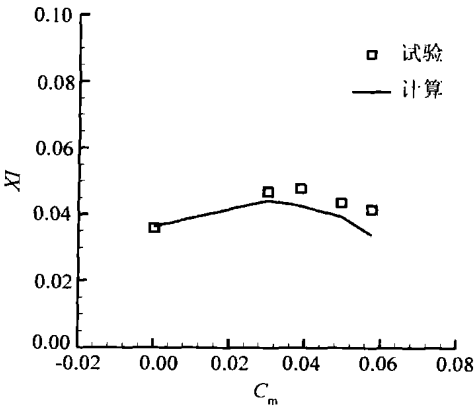


图7 对开缝条件下,喷气比对能量损失系数的影响

Fig. 7 Curve of blowing ratio to energy degradation coefficient on symmetry slot ejection

图 7 给出了相应的能量损失系数随喷气比变化的试验和计算曲线,试验和计算结果表现为:能量损失系数随喷气比的增大出现先增大后减小的

趋势。能量损失系数定义如下:

$$X I = 1.0 - \frac{\left[1.0 - \left(\frac{P_2}{P_{2T}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right] (1.0 + C_m)}{1.0 - \left(\frac{P_2}{P_{1T}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} + C_m \left[1.0 - \left(\frac{P_2}{P_{1T}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]}$$

其中: P_{1T} 和 P_{2T} 分别为进、出口总压, P_2 为出口静压, C_m 为喷气流量与进口流量之比。

2.2 半开缝喷气

图 8 给出了在设计状态下, 不同半开缝喷气比例时试验叶片表面等熵马赫数分布, 试验结果表现为: 半开缝尾缘喷气时, 喷气量对于叶片表面马赫数在前 50% 弦长分布同样影响不大, 之后略

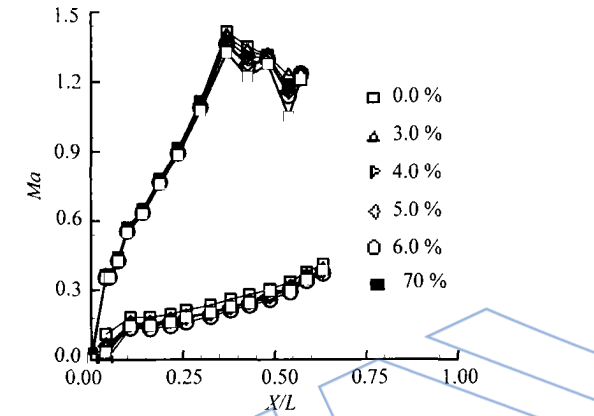


图 8 对开缝条件下, 喷气比对叶片表面马赫数的影响

Fig. 8 Surface isentropic Mach number distribution with different blowing ratio

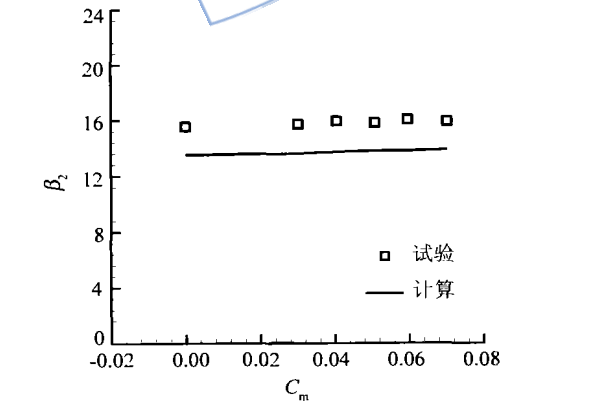


图 9 对开缝条件下, 喷气比对出口气流角的影响

Fig. 9 Curve of blowing ratio to exit air angle on symmetry slot ejection

有影响。

图 9 给出了该状态下出口气流角随喷气比变化的试验和计算曲线。

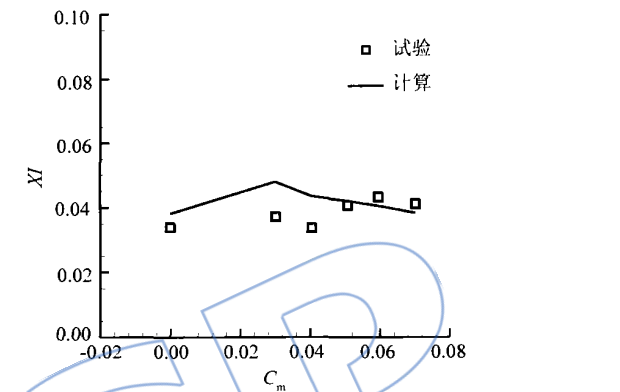


图 10 对开缝条件下, 喷气比对能量损失系数的影响

Fig. 10 Curve of blowing ratio to energy degradation coefficient on symmetry slot ejection

图 10 给出了能量损失系数随喷气比变化的试验和计算曲线, 计算和试验结果表明: 半开缝喷气时, 喷气量对叶栅出口气流角基本没有影响, 但对于能量损失系数则表现为随着喷气量的增加, 其值先增大后减小, 这个结果与对开缝结果基本类似。

3 不同形式尾缘喷气对流场细微结构的影响

图 11 给出了不同开缝形式下, 不喷气以及 4% 喷气时计算得到的尾缘局部 S1 面马赫数放大云图, 如图 11(a) 所示, 在对开缝不喷气条件下, 上游气流流经该尾缘处时形成尾迹, 表现为图中的马赫数较低的深色区域。并且该尾迹随着主流向下游流动中, 与主流掺混, 该区域逐渐减小。而主流的高马赫数区域由于受到尾迹低能量气体的作用, 其马赫数在包含尾迹的小范围逐渐降低, 影响区域逐步增大。如图 11(b) 所示, 当引入喷气时, 喷气气流立刻吹除了原来的低速区域, 深色的

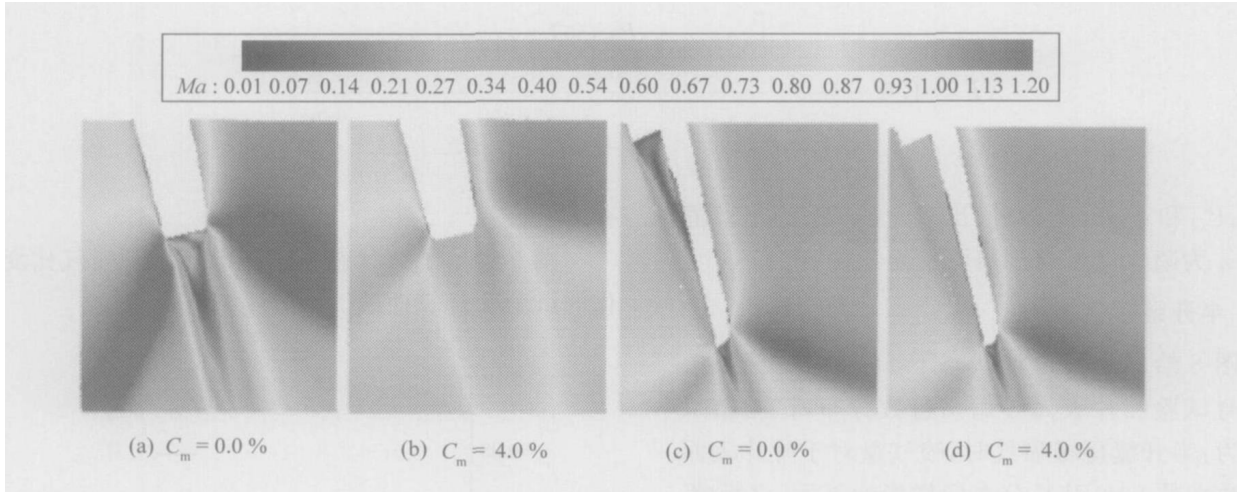


图 11 不同开缝形式下, 不喷气和4% 喷气时尾缘局部 S_1 面马赫数放大云图
Fig. 11 Blade-to-blade Mach number distributions with different slot form

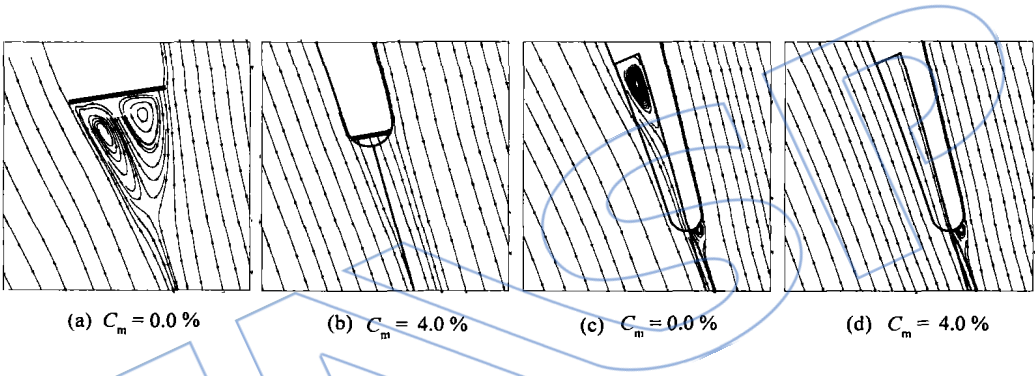


图 12 不同开缝形式下, 不喷气和4% 喷气时尾缘局部 S_1 面矢量放大云图
Fig. 12 Blade-to-blade Velocity vector with different slot form

低马赫数被较高的浅色区域所替代。对比不喷气条件下的计算结果,发现随着气流向下流动相对主流其马赫数较小的区域比不喷气条件下要大一些。这说明随着喷气的引入,增强了尾缘气流的活动能力,使得其与主流的掺混能力有所增强。在半开缝条件下,喷气比为 0.0% 时,如图 11(c) 所示,在开缝处形成速度较小的深色区域,此区域气流伴随主流一起向下游流动,并受到主流的挤压和提拉作用,速度逐步上升,并且影响区域愈来愈小,在接近尾缘处时消失。图 11(d) 给出了喷气比为 4.0% 时,相对不喷气条件下,开缝处气流速度得到一定程度的提高,同样该喷气流受到主流的挤压和提升作用,伴随着主流向下游流动,深色区域逐渐消失,影响区域逐渐减小,相对于不喷气条件时,该低速区域的气流与主流的掺混过程缩短了。对比两种开缝形式,不难发现半开缝条件下,尾迹区域要明显小于对开缝形式,在半开缝时,喷气对叶片尾缘处的尾迹影响不大。

图 12 给出了不同开缝形式下,不喷气以及

4% 喷气时计算得到的尾缘局部 S_1 面速度矢量放大图,如图 12(a) 所示,在对开缝不喷气条件下,尾缘处形成较强的涡,引入 4% 喷气时,如图 12(b) 所示,立刻吹除了附着在尾缘上的涡。半开缝条件下,当不喷气时,如图 12(c) 所示,由于受到主流的提拉和缝后叶片表面的拖拽作用,在开缝处形成一个涡,主流的对于此涡的作用相对较强,而且对其有一定的挤压作用,导致涡的强度逐渐减弱。引入 4% 喷气时,如图 12(d) 所示,开缝处的涡消失。但是,无论喷气是否,在叶片尾缘处都有较强的涡形成,并且此尾涡会伴随着主流一起向下游移动,与主流进行掺混逐渐消失。

4 结 论

以数值模拟和试验研究的方式研究了涡轮叶片尾缘不同开缝形式喷气时,开缝形式以及喷气对场的影响,经过分析可以得出以下结论:

(1) 尾缘开缝形式以及喷气量对叶片表面马赫数分布和出口气流角影响不大。

(2) 两种开缝喷气形式下, 能量损失系数随着喷气量增加出现先增加后减小的趋势。

(3) 对开缝条件下, 喷气的引入增强了尾迹于主流的掺混能力, 并吹除了附着在叶片尾缘上的漩涡; 半开缝喷气时, 喷气只吹除了附着在开缝处形成的漩涡, 对于叶片尾缘处尾迹影响不大。

参考文献:

[1] Cornelis Kapteijn and Jochen Amecke. Aerodynamic Performance of a Transonic Turbine Guide Vane with Trailing Edge Coolant Ejection: Part I – Experimental Approach[R]. *ASME PAPER* 94– GT– 288.

[2] Wilfert G, Fottner L. The Aerodynamic Mixing Effect of Discrete Cooling Jets with Mainstream Flow on a Highly Loaded Turbine Blade[R]. *ASME* 1994: 94– GT– 235.

[3] Gritsch M, Schulz A, Writing S. Adiabatic Wall Effectiveness Measurement of Film-Cooling Holes with Expanded Exits[J]. *ASME Jour anl Tur bomach inary*, 1998, 549~556.

[4] Oguz Uzol. Aerodynamic Loss Characteristics of a Turbine

Blade with Trailing Edge Coolant Ejection: Part II – External Aerodynamics, Total Pressure Losses, and Predictions[J]. *Journal of Turbomach inary*, April, 2001, 123: 238~248.

[5] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 气膜孔形状对排孔下游换热的影响, 航空动力报[J]. 2001, 16(4): 360~364.

Zhu Huiren, Xu Duchun, Liu Songling. Effects of Film Cooling Hole Shape on Heat Transfer [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(4): 360~364.

[6] 王掩刚. 叶片尾缘开缝喷气对流场干扰和掺混效应的研究 [D]. 陕西 西安: 西北工业大学, 2004.

[7] Jameson A. Lower-Upper Implicit Schemes with Multiple Grids for the Euler Equations[R]. *A IAA* 1987.

[8] Martelli F, Michelassi V, Boretti A A. Numerical Modeling of Coolant Jet Flow in Turbine Cascades[R]. *Revue Francaise de Mecanique*, 1992.

[9] 王掩刚, 梅运焕, 刘波. 计算涡轮叶片尾缘对开缝喷气的数值方法, 推进技术[J]. 2002, 23(4) 315~317.

Wang Yangang, Mei Yunhuan, Liu Bo. Numerical Approach for Turbine Blade with Trailing Edge Ejection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(4): 315~317.