

文章编号: 1000-8055(2003) 05-0623-06

涡轮叶栅前缘气膜冷却数值模拟

颜培刚, 王松涛, 韩万金, 王仲奇
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 采用具有三阶精度 TVD 性质的有限差分格式及多区网格技术, 对某型前缘带有两排冷气孔的涡轮叶栅的气膜冷却流场进行了全三维 N-S 方程数值求解, 分析了在前缘滞止区域附近两排孔的冷气射流各自的运动规律、温度分布以及不同吹风比情况下前缘区域气膜冷却绝热效率的分布特点。结果表明, 冷气孔的位置、排列方式以及冷气喷射率的变化对叶片前缘区域的绝热效率分布的影响是非常明显的。

关键词: 航空、航天推进系统; 多区域网格; 涡轮; 前缘气膜冷却; 绝热效率

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

Numerical Simulation of Leading Edge Film-Cooling in a Turbine Cascade

YAN Pei-gang, WANG Song-tao, HAN Wan-jin, WANG Zhong-qi
(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A finite difference scheme with three-order precision and TVD property and a multi-block grid technique are adopted. The leading-edge film-cooling flow field in a turbine with two rows of coolant holes is numerically simulated based on the three-dimensional N-S equation solver. The characteristics of the flow and temperature fields, including the coolant trajectory, the interaction of two rows of coolant jets and the complicated distribution of film-cooling adiabatic effectiveness in the region of leading edge are all expounded under different blowing ratios, injection angles and locations of coolant holes. The results show that the influences of different positions of coolant holes, their arrangement and the blowing ratios on the adiabatic effectiveness are obvious and complicated in the leading edge.

Key words: aerospace propulsion system; multi-block grid; turbine; leading-edge film-cooling; adiabatic effectiveness

1 引言

提高燃气涡轮热效率主要的途径之一就是大幅度增加涡轮的进口温度。随着涡轮进口温度的不断提高, 涡轮叶片的高温冷却技术变得越来越迫切。叶片前缘直接面对高温来流的冲击, 通常是热载荷最大的区域, 而且该区域几何形状复杂, 再

加上多排冷气孔的相互干扰, 其流动状况非常复杂。因此, 前缘气膜冷却有效方案的设计既关键又困难。当前的翼型冷却方案设计体系都是经验性的, 并且消耗财力和时间, 而计算流体力学作为一种物理模拟工具, 具有改善设计方法的潜力, 目前这种计算体系已经应用于前缘气膜冷却问题的研究上来。很多文献对使用 CFD 研究前缘气膜冷却

收稿日期: 2002- 12- 06; 修订日期: 2003- 08- 20

基金项目: 国家科技部973资助项目(G1999022307)

作者简介: 颜培刚(1975-), 男, 黑龙江同江人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士生, 主要从事叶轮机机械数值计算研究。

进行了讨论, Garg 和 Gaugler^[2] 使用显式 N-S 方程求解程序以及大约 100,000 个结构化网格点对带有 5 排冷气孔的整个涡轮静叶滞止区域的绝热效率和热传导进行了研究, 但是没有计及计算域内的冷却通道和冷却孔本身。He 等人^[3] 对一带 4 排孔的圆柱形前缘部分进行了气膜冷却计算, 采用压力修正的雷诺平均 N-S 方程、k- ϵ 湍流模型和结构化网格, 网格点数约 10 万。Chernobrovkin 和 Lakshminarayana^[4] 使用了 286,000 个结构化网格点和 K- ϵ 模型, 结果与实验吻合的比较好。大量的数值计算尽管对模拟结果存在差异, 但是这些研究成果对绝热效率整体的模拟基本上是一致的^[5,6]。

本文作者采用掺混区内细网格与主流区内粗网格相结合的任意分区结构化网格结构, 对某型涡轮叶栅流场进行全三维雷诺平均 N-S 方程求解, 描述了冷却气流喷入主流的细节过程, 揭示了叶片前缘多排孔冷气射流的运动规律、气膜冷却绝热效率的分布特点及影响因素, 从而为叶栅的工程设计提供参考。本文暂不考虑冷气腔及叶片壁面热传导的计算。

2 计算方法

2.1 控制方程

时间平均的无量纲化任意曲线坐标系下的 N-S 方程为:

$$\frac{\partial \tilde{U}}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{r}(\tilde{f}_1 + \tilde{f}_2) + \frac{\partial \tilde{Q}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{R}}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{S}}{\partial \zeta} \quad (1)$$

式中: $\tilde{E}$, $\tilde{F}$ 和 $\tilde{G}$ 为无粘通量, $\tilde{E}$, $\tilde{Q}$ 和 $\tilde{R}$ 和 $\tilde{S}$ 为粘性通量, $\tilde{f}_1$ 和 $\tilde{f}_2$ 为源项, 具体表达式见文献[7]。

本文采用具有 TVD 性质的三阶精度隐式 Godunov 有限差分格式^[7] 对方程进行离散, 即利用 TVD 格式求得每个网格边界上的数值通量, 并以相邻网格边界上的数值通量构造 Riemann 问题, 采用 Roe 的近似 Riemann 求解方法求得此问题的解析解, 该解即为最后用于空间差分计算的数值通量, 这样构造具有三阶精度的 Godunov 格式。本文将其应用于柱坐标系下叶栅三维粘性流场的计算中, 开发了可计算任意区域的计算模块, 实现了对具有任意数目冷气孔的叶栅流场进行三维 N-S 方程求解。湍流模型采用 B-L 代数模型, 考虑到冷气掺混问题, 在冷气喷射区引入射流模型对该模型进行了修正。

2.2 计算网格及边界条件

本文计算所采用的叶栅数据来自哈工大低速直叶栅冷气喷射试验。冷气孔在叶片前缘对称交错排列, 中间排孔逆主流喷气。冷气孔数目为 24+25+24。

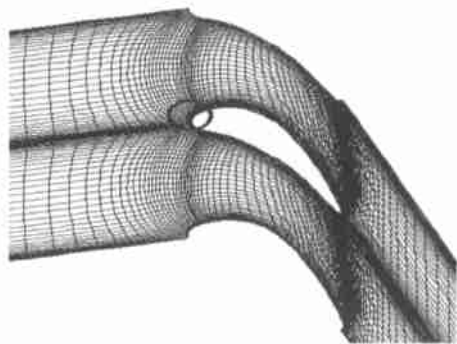


图1 S1流面网格

Fig. 1 Grid topology on S1 stream surface

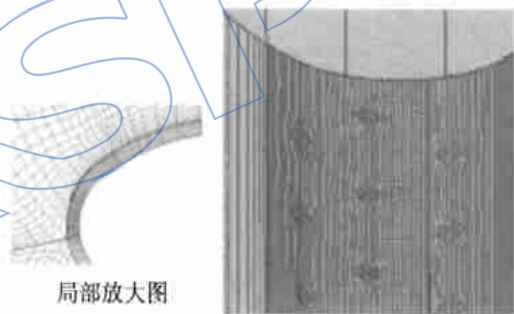


图2 叶栅前缘壁面网格

Fig. 2 Topology grid at leading edge

本文给定叶栅进口总温 288 K, 总压 1.078 × 10⁵ Pa, 出口背压 0.97 × 10⁵ Pa, 进口为轴向进气, 固壁表面为无滑移边界条件。对于亚音进口来流利用左波方程作为补充边界条件。超音出口边界由内点外插得到, 亚音出口给定背压, 同时补充流特征和波特征方程。叶片进出口延长段给定周期性边界条件。由于本文暂不考虑冷气腔的计算, 因此需要在冷气孔出口给定边界条件。为保证边界条件适用, 本文通过确定冷气总温、流量和喷射角, 利用下列关系式推导出壁面冷气孔边界的气动参数:

$$M = \rho_c U_c / \rho_\infty U_\infty \quad (2)$$

$$k / (k - 1) p_c / \rho_c + 0.5 U_c^2 = k / (k - 1) R T_c^* \quad (3)$$

$$\left. \begin{aligned} p_c &= p^b, \quad u_c = U_c \cos \alpha \\ w_c &= U_c \sin \alpha, \quad v_c = U_c \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中, M 定义为吹风比。 p^b 给定壁面冷气孔处流场内点压力, 通过迭代求解。 U_c 为冷气孔的全速度, α 及 γ 分别为冷气射流与主流流向和展向的夹角, 本文 $\gamma=90^\circ$ 定义绝热效率:

$$\eta = (T_{aw} - T_\infty) / (T_c - T_\infty)$$

其中: aw 代表壁面, c 代表冷气, ∞ 代表主流, 则 η 可以表征冷气射流的绝热效率, 本文温度为无量纲值。

3 算例分析

3.1 前缘冷气喷射流场特点

图3表示了50%叶高位置前缘两排冷气射流 S1 流面温度场及流线图, 图4表示的是同一叶高处 a, b, c, d 和 e 五个位置 S3 截面温度场及流线图。由于每一个冷气孔处边界上的参数都不一样, 尤其对于前缘这样一个几何形状及流动复杂

的区域, 差别可能更大, 因此导致两排孔出口及其下游部分的流型差别较大。一般来说, 气膜冷却流动是一种典型的射流和横向流动的掺混问题, 第二排孔属于这种情况, 但是对于第一排孔, 由于叶栅前缘滞止线区域直接面对主流的冲击, 使得叶片前缘最高压力出现在滞止线上, 在主流向内、背弧两侧加速的过程中压力迅速降低, 这一较大的顺压力梯度非常有利于冷气流向内背弧两侧下游均一地发展, 观察图3和图4可以清楚地看到前缘逆主流冷气射流在壁面附近的流动特点, 即冷气流沿下游和滞止线方向发展的趋势非常明显。冷气射流从冷气孔喷出后同时将直接面对主流的冲击, 在与主流相互作用的过程中, 前缘冷气出口速度可以分解为法向分量(正对主流方向)和侧向分量(沿滞止线方向), 二者所占出口速度的大小比例与冷气孔出关。沿法向方向, 主流动量影响远大于冷气动量的影响, 冷气流被强烈地压向两侧壁面。随着主流绕过滞止线开始加速, 冷气流也将向下游继续发展。沿滞止线方向一般来说冷气流动量影响大于主流影响, 冷气流将沿滞止线方向向相邻孔运动, 使得冷气流较为平展地向下游发展, 这一点特别有利于冷气的气膜冷却作用。

第二排冷气射流为典型的射流/横向流动掺混问题。在主流到达第二排孔时, 其方向已经完全沿叶片的流线方向, 冷气射流在主流的作用下被压弯, 贴附于壁面向下游发展。当 M 和 α 较大时, 由于冷气射流的阻碍作用, 主流在碰到冷气柱时速度立刻减小下来, 并且绕过冷气柱, 占据冷气孔后部区域并生成一对旋转方向相反的肾形涡, 将周围高温气体卷入冷气射流下, 使得低温射流抬离壁面向下游发展。由于主流与冷气射流的掺混作用, 冷气射流向在下游运动的过程中又要重新贴近壁面。当吹风比和喷射角不大时, 冷气射流基本上可以贴附于壁面, 这一趋势不是很明显, 但是当 M 和 α 较大时则非常明显, 这一趋势在下文图6和图7的绝热效率曲线图中可得到进一步体现。

3.2 叶片壁面温度场分布规律

前缘第一排孔逆主流喷射, 第二排孔喷射角 30° 。

图5表示了叶片前缘温度场的分布, 可以清楚地看到在吹风比 $M=0.3, 0.6$ 及 1.0 下, 前缘表面上冷气射流运动轨迹明显的不同。图6显示了整个叶片表面气膜冷却的绝热效率的分布特点, 在前缘两排冷却孔附近的区域, 绝热效率曲线变化的非常剧烈。分析图7冷却孔附近局部区域的绝热效

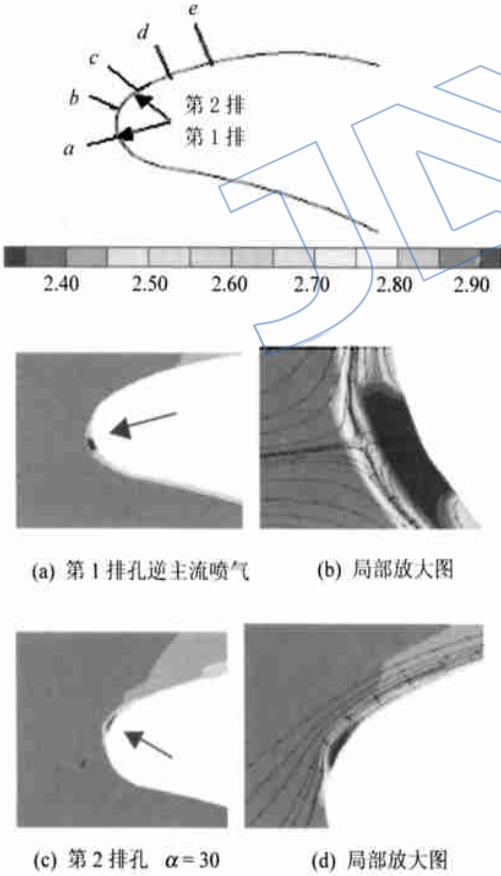


图3 叶栅前缘 S1 流面温度图

Fig. 3 Temperature contour at the leading edge of the blade for $M=0.6$

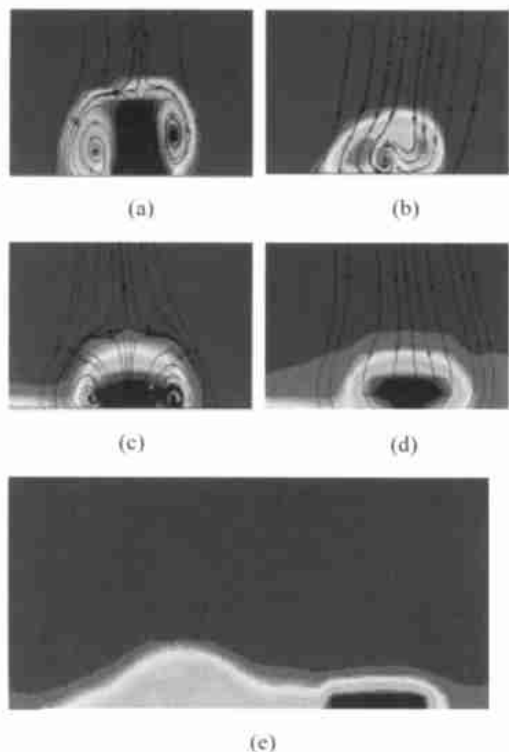


图4 两排孔冷气射流沿流向 S3 截面等温图
($M = 0.6$)

Fig. 4 Temperature contour on S3 sections for

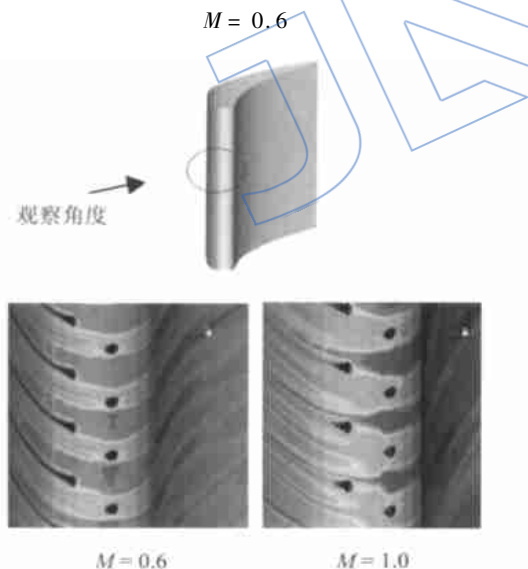


图5 叶片前缘温度场云图

Fig. 5 Temperature contour at the leading edge of the blade for $M = 0.6$ and 1.0

率放大图发现, 在叶片表面冷气喷射位置出现了两个极大值点, 并且曲线的变化非常剧烈。作者认为, 对于所有喷射率情况下前缘逆主流喷射的冷气射流来说, 由于主流对冷气射流强烈的冲击作

用, 使得冷气射流迅速向滞止线两侧以及沿滞止线方向覆盖。这样在冷气孔中心两侧约 0.01 弧长范围内绝热效率局部最大, 而且第一排孔绝热效率曲线较平展。但是在约 0.01 弧长以后, 由于冷气量消耗的缘故, 所有吹风比的绝热效率都要下降。本算例环形叶栅中由于叶栅前缘冷气射流喷射角度并不完全一致, 导致冷气量更多地流向吸力面下游 ($M = 0.3$ 的情况下不明显), 因此曲线左右不对称。

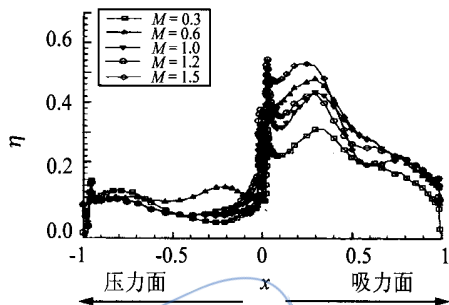


图6 叶片表面绝热效率分布图

Fig. 6 Adiabatic effectiveness distribution along the blade surface

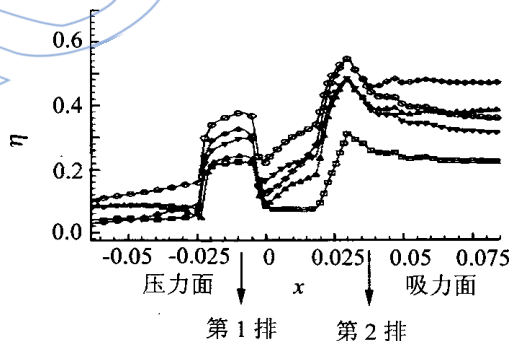


图7 冷气孔附近绝热效率局部放大

Fig. 7 The local display of the adiabatic effectiveness curves near the two rows of coolant hole

一般来说, 对于前缘冷却, 吹风比越大, 绝热效率越高。这一点在 $M < 1.2$ 的情况下由绝热效率曲线图可以看到。但是在 $M > 1.2$ 时, 绝热效率不升反降, 这主要是由于冷气吹风比较大, 导致冷气射流具备了穿越壁面附面层的能力, 这样射流就不易在冷气孔出口附近贴附于壁面, 或者说贴附于壁面处的冷气量不会增加反而将减少, 导致绝热效率下降。但是可以看到在下游吸力面区域, 没有贴附于前缘壁面的冷气都在那里起到冷却作

用, 因此绝热效率达到最大。另外, 当 $M = 0.3$ 时, 由于喷射率过小, 导致射流的侧向动量也过小, 在向两侧下游发展的过程中不能到达第二排冷气孔, 前缘滞止线区域气膜覆盖效果非常差。

第二排孔为典型的射流/ 横向流动的掺混问题。在孔的出口处绝热效率局部最大, 在下游区域, 由前面对射流运动特点的分析可知, 由于 $M > 0.6$ 时冷气射流在出口处要被卷吸起来的情况要比 M 小于 0.6 时明显的多, 因此, 尽管在孔的中心处随着冷气喷射率的增加绝热效率增加, 但是在出口处绝热效率下降的非常剧烈, 在随后的下游区域, 由于被卷吸起来的冷气流再次贴附于壁面。

因此大吹风比的绝热效率局部下降后重新升高的趋势非常强烈, 但是考虑到这里是两排孔冷气共同作用的结果, 大吹风比下第一排冷气没有在前缘形成气膜, 反而在吸力面下游较远处才贴附于壁面, 因而此时不能单一说明第二排孔的冷却规律, 但是我们仍然可以看到, 这两排冷气孔的绝热效率随吹风比的变化规律并不一样。总体来说, 前缘滞止区域当 $M = 1.2$ 时冷却效果最佳, 在吸力面当 $M = 0.6$ 时冷却效果最佳。

3.3 前缘两排孔气膜冷却出现的问题

由于前缘区域几何形状和流动特性都特别复杂, 尤其对于前缘逆主流喷射的区域, 各个冷气孔出口参数变化较大, 因此冷却气流沿流向和滞止线方向的运动差异就较鲜明(这种差异在考虑冷气腔的作用时将会更加明显), 使得冷却气流经常与下游冷却气流靠拢, 甚至合并, 导致在两排孔的下游区域出现一块开阔的未受冷气保护的高温地带。图8显示了本算例环形叶栅前缘不同部位冷却气流的运动区域的温度场显示, 观察角度同图5。

由于冷气射流和主流的相互作用, 在根部, 前缘冷气射流向下游发展的过程中偏向第二排孔的下方孔, 即与第二排孔的出口上侧靠拢, 这样, 在与第二排孔的上方孔之间留下了一条狭长的未受冷气保护的地带。对于10% 叶高处, 第一排冷气射流基本保证了从下游两个孔之间对称流过, 这样, 使得未受冷气保护的区域较前图小得多, 对下游区域的气膜覆盖较好。而对于90% 叶高处的冷气孔, 其冷气射流的发展情形正好又与根部相反, 第一排冷气射流在向下游发展的过程中与第二排冷气射流的上方孔靠拢, 在与下方孔之间又留下了一条狭长而开阔的高温地带。这样看来, 由于叶栅前缘复杂的流动机理, 使得这样的情形在其他叶

型中也很可能出现, 从而导致前缘局部区域气

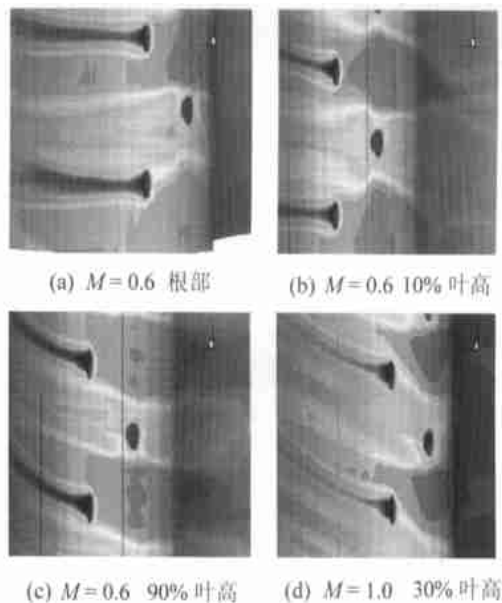


图8 不同叶高处前缘冷气孔出口温度场云图

Fig. 8 Contours of temperature field near the coolant holes on blade leading edge along different blade height

膜冷却失效。因此, 要想获得理想的气膜冷却效果, 单一使用双排孔沿流向喷射显然不是最佳的方案。

4 结 论

(1) 对于 $M = 0.6$ 或更高的情况, 由于第一排孔冷气射流在滞止主流的作用下在向下游发展之前就充分地贴付于相邻两个孔之间, 因此沿滞止线冷气覆盖效果非常好。 $M = 0.3$ 时, 第一排孔冷气流由于没有足够的侧向动量, 在向下游发展的过程中沿滞止线方向不能到达相邻的冷气孔。

(2) 一般来说, 增加吹风比可以提高前缘的绝热效率 η , 但是由于前缘复杂的流动机理, 二者之间的关系是非线性的。本算例在 $M > 1.2$ 时, η 不再增加。

(3) 在所有吹风比的情况下, 第一排孔的冷气流要与第二排孔冷气流合并, 导致冷气流的射流轨迹很窄, 而未受冷气保护的高温地带面积很大。在这种几何形状上要想获得完全的气膜覆盖, 冷气孔的交错排列不是最佳的方案。

(4) 随着 M 的增加, 第二排冷气孔的射流在壁面处的轨迹越来越窄, 这主要是由于在冷气孔后的局部区域, 一对强烈的肾形涡对要将热空气带入冷气射流之下, 从而使冷气射流抬起的缘故。

参考文献:

[1] Willian D York, James H Leylek. Leading-Edge Film-Cooling Physics: Part I - Adiabatic Effectiveness[R] . ASME Paper GT- 2002- 30166.

[2] Gart V K, Gaugler R E. Leading Edge Film Cooling Effects on Turbine Blade Heat Transfer[R] . ASME Paper No. 95- GT- 275.

[3] He P, Licu D, Salcudean M. Leading Edge Film Cooling: Computations and Experiments Including Density Effect[R] . ASME Paper 96- GT- 176.

[4] Chernobrovkin A, Lakshminarayana B. Numerical Simulation and Aero-Thermal Physics of Leading Edge Film Cooling [R] . ASME Paper No. 98- GT- 504.

[5] Steinhorson E, Ameri A A, Rigby L D. Simulation Of Turbine Cooling Flows Using Multiblock - Multigrid Scheme [R] . AIAA- 96- 0621.

[6] James D Heidmann, David L Rigby, Ali A Ameri. A Three-Dimensional Coupled Internal/External Simulation of a Film-Cooled Turbine Vane[R] . ASME 99 GT- 186.

[7] 王松涛. 叶轮机三维粘性流场数值方法与弯叶片内涡系结构的研究[D] . 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1999.

JASRP