

文章编号: 1000-8055(2006)02-0261-07

叶片弯曲对气冷涡轮叶栅气动性能影响的数值研究

颜培刚, 王松涛, 冯国泰

(哈尔滨工业大学 能源学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 基于全三维N-S方程求解, 采用具有Godunov性质的三阶精度TVD格式、分区算法以及自由型曲面技术, 提供一种有效的方法来模拟气冷涡轮流场。在某型气冷涡轮叶片表面8个位置以及轮缘和轮毂进行喷气, 并对采用直、弯叶片的涡轮流场进行了数值模拟。结果表明, 叶片弯曲明显降低了有、无端壁喷气时的端部能量损失。在叶高中部喷气量较大时, 弯叶片的气动性能下降较大。

关键词: 航空、航天推进系统; 自用型曲面; 多块网格; 气冷涡轮; 弯叶片; 能量损失

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Numerical Simulation of the Influence of Bowed Blade on the Performance of Turbine Cascade with Film-Cooling

YAN Pei-gang, WANG Song-tao, FENG Guo-tai

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Based on a 3D N-S solver, a computational method was adopted to simulate the flow field in film-cooling turbine, which included a finite difference scheme with 3rd order precision and TVD property, domain decomposition method and arbitrarily curved mesh technique. Air was ejected from 8 locations on the turbine blade surface and the upper and lower endwalls. Both the flow fields in the turbine cascade with straight and bowed blade were simulated. The results show that bowed blade apparently reduces the endwall losses whether with and without cooling. The aerodynamic performance of bowed blade becomes worse when the ejection flux is getting larger in the mid-span.

Key words: aerospace propulsion system; multi-block grid; film cooling; bowed blade; energy loss

气冷涡轮是当今叶轮机械设计技术的一个重要方面, 是提高热端部件性能乃至发动机整体性

能的一个必不可少的技术措施。当前对气膜冷却的研究大多集中射流运动机理^[1]以及热传导^[2, 3]

收稿日期: 2005-03-07; 修订日期: 2005-08-27

基金项目: 国家科技部“973”资助(G1999022307)

作者简介: 颜培刚(1975-), 男, 黑龙江江山人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院推进理论与技术研究所讲师, 主要从事叶轮机件的数值计算研究

的研究上,而对气冷涡轮气动性能的研究,尤其是在弯叶片流场中考虑冷气掺混的问题的研究,还不是很多。由于弯叶片改善流场结构的机理在于改变附面层分布,进而达到降低损失的目的^[4,5]。而冷气射流场附近的附面层的迁移与低能流体的分布都会由于弯叶片流场结构的改变而受到极大的影响。因此,既能够保证冷却方案的合理性,又能最大限度地发挥弯叶片改善流场结构,降低气动损失的作用,是一个非常值得关注的问题,本文在这方面作了初步的数值研究。

本文基于全三维 N-S 方程求解,采用具有 Godunov 性质的三阶精度 TVD 格式^[5]、分区算法以及隐式多重网格算法^[6],对具有复杂几何外形的气冷涡轮流场进行求解。本文利用自由型曲面技术^[7]生成冷气孔网格,对某型采用大子午扩张的直叶片和弯叶片的气冷涡轮流场进行了多种冷气喷射方案的计算,分析了在有、无冷气喷射条件下叶片弯曲对叶栅气动损失的影响,指出,应用弯叶片能够有效降低有、无气膜冷却的叶栅端部能量损失,而在叶片表面叶高中部区域,较多的喷射位置对弯叶片性能影响较大。对于本文子午扩张较大的涡轮叶栅,在叶高中部喷射位置较少时,应用弯叶片可以获得较好的气动性能。

1 数值方法

1.1 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, $\tilde{f}_1$ 和 $\tilde{f}_2$ 为粘性通量,为源项,具体表达式见文献^[5]。

本文采用具有 Godunov 性质的三阶精度隐式有限差分格式^[7]对方程进行离散,并且采用隐式多重网格法进行加速,湍流模型采用 B-L 代数模型。处理冷气射流的方法是在喷射孔区设定边界条件,本文通过给定每一个冷气孔处的冷气总温、流量和喷射角,补充流场内点压力,利用一维等熵关系式确定冷气孔区的参数,详细过程见文献^[8]。

1.2 计算网格

本文采用某型高压涡轮级低压涡轮静叶为研究对象,具有大扩张角子午型线。本文采用混合网格结构,即常规的 H 型结构化网格结构再加上叶片表面冷气喷射区域的 O 型网格结构,同时在轮毂和轮缘表面的喷射区域嵌入多块 H 型细网格。网格总数为:主流区 H 型网格: $97 \times 41 \times 41$; H 型密网格: $29 \times 101 \times 9$; O 型网格: $157 \times 9 \times 301$ 。网格结构如图1和图2(叶片前缘根部和轮毂表面局部放大)所示。

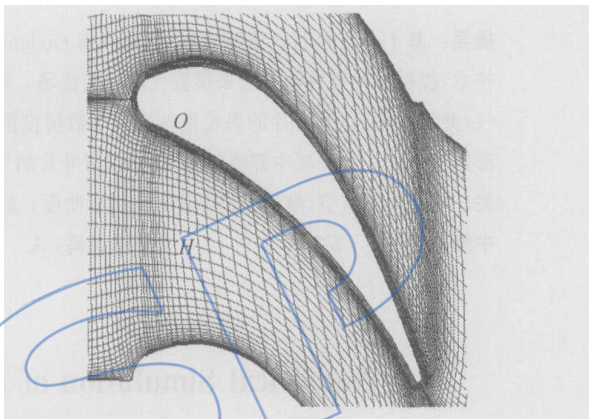


图1 S₁流面网格

Fig 1 Grid of S₁ streamwise surface

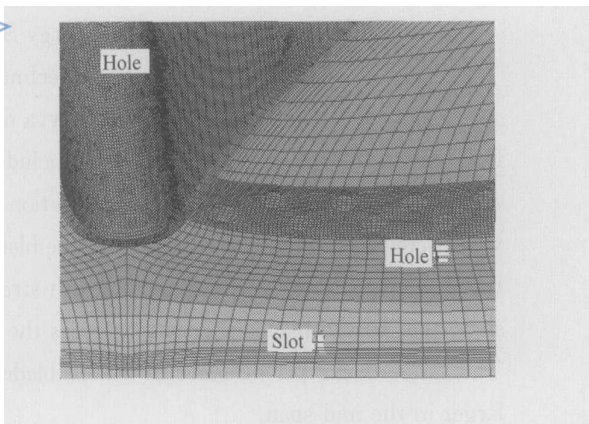


图2 下端壁及叶片表面掺混层网格

Fig 2 Grid of mixing zone on lower end wall and blade surface

公式(2)表示能量损失的计算公式。图3表明,本文对该型子午扩张涡轮叶栅出口能量损失的模拟,在损失高度以及变化趋势上与实验是吻合的,并且总损失相差不大。图4表明,本文对型面参数的计算结果与实验吻合较好。

$$\xi = 1 - \frac{\left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{(k-1)/k} \right] (m_1 \cdot T_{01} + m_c \cdot T_{0c})}{m_1 \cdot T_{01} \left[1 - \left(\frac{P}{P_{01}} \right)^{(k-1)/k} \right] + m_c \cdot T_{0c} \left[1 - \left(\frac{P}{P_{0c}} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (2)$$

式中: P 为当地静压; P_0 为当地总压; P_{01} 为主流进口总压; P_{0c} 为冷气进口总压; T_{01} 为主流总温; T_{0c} 为冷气总温; m_1 为主流流量; m_c 为冷气流量。

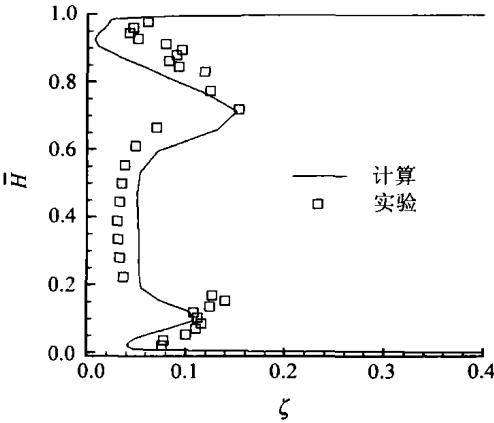


图3 节距平均能量损失沿叶高的分布

Fig 3 Pitch averaged energy loss along blade height

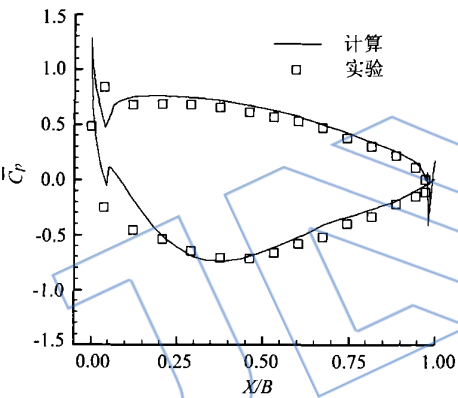


图4 50%叶高型面相对压力比较

Fig 4 Comparison of relative pressure at 50% blade height

2 算例分析

2.1 叶片弯曲对叶片表面参数的影响

由弯曲叶片降低损失的机理可知, 正弯叶栅能够在吸力面附近建立起由端壁指向中径的负压力梯度, 即形成C型压力分布。根据附面层迁移理论, 这种C型压力分布是弯叶片减少二次流损失的主要原因, 即在此压力分布的作用下附面层将向叶片中部迁移, 减少了附面层低能流体在吸力面壁角的堆积, 避免出口截面附近吸力面角区处附面层的分离, 从而降低了端壁附近的二次流损失。

对于气冷涡轮来讲, 由于在叶片表面以及轮毂和轮缘喷射冷气, 冷气射流与附面层甚至主流流体发生相互作用, 使冷气掺混区域的型面形状以及气动参数都发生变化, 掺混损失增加, 因此相应的叶型损失以及端壁二次流损失与无冷气叶栅相比都有所不同。图5和图6分别表示直、弯叶片表面在有、无冷气喷射条件下的表面静压分布, 图7和图8分别表示叶根、中径和叶顶处直、弯叶片型面静压分布的比较。可以看到, 整体上来讲, 无冷气喷射条件下直、弯叶片根、中、顶各截面静压的数值大小, 在有冷气条件下不可避免地要发生变化, 但其分布的相对关系基本上没有变化, 也就是说, 叶片弯曲以及子午扩张所引起的不同位置的横向压力梯度并没有因为喷射冷气而有明显的改变。由冷气所引起的不同之处在于由叶片端部指向中部的径向压力梯度的变化。本文涡轮子午叶型扩张角较大, 尤其叶顶扩张的比较剧烈。这样在叶片没有弯曲前, 子午扩张叶型就已经产生了径向压力梯度, 造成叶顶严重的径向窜流。叶片弯

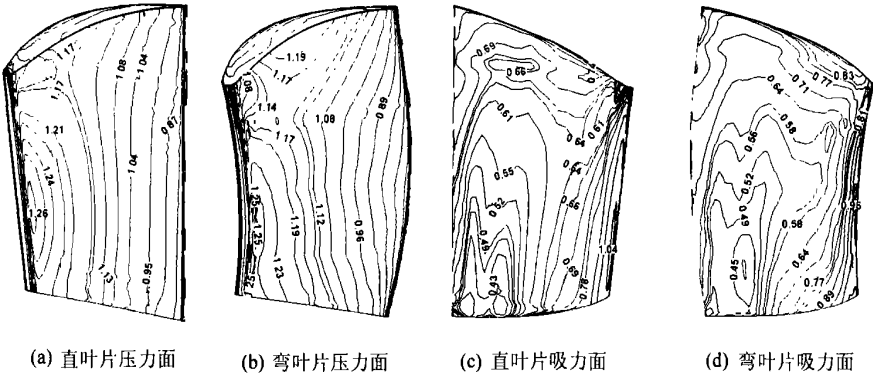


图5 无冷气喷射叶片表面压力分布

Fig 5 Distribution of static pressure on blade surface without cooling

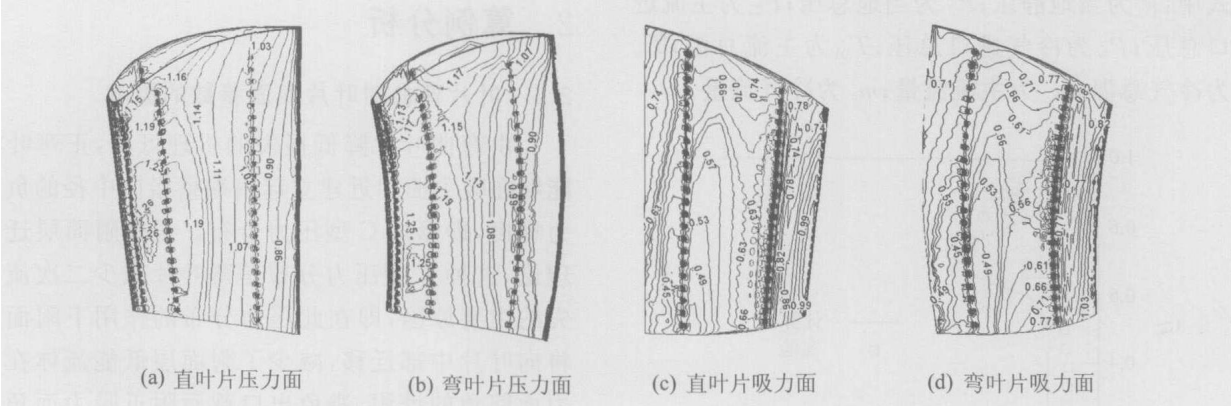


图6 8排孔喷气叶片表面压力分布

Fig 6 Distribution of static pressure on blade surface with 8 rows of cooling ejections

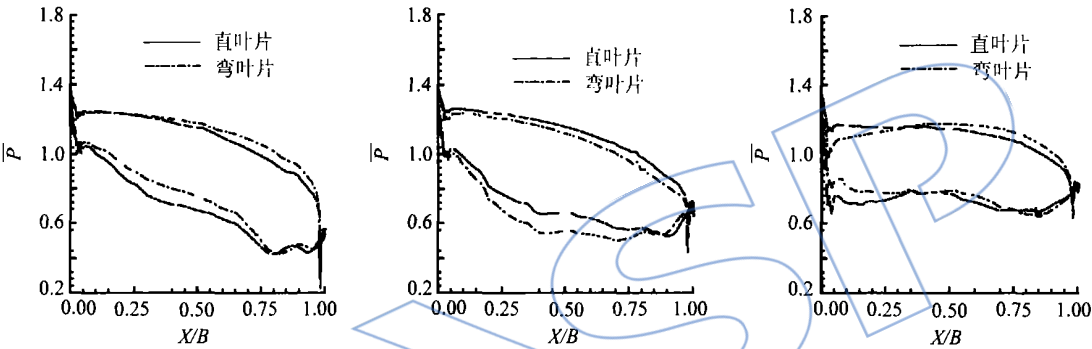


图7 无冷气喷射型面静压

Fig 7 Static pressure on blade profile without cooling

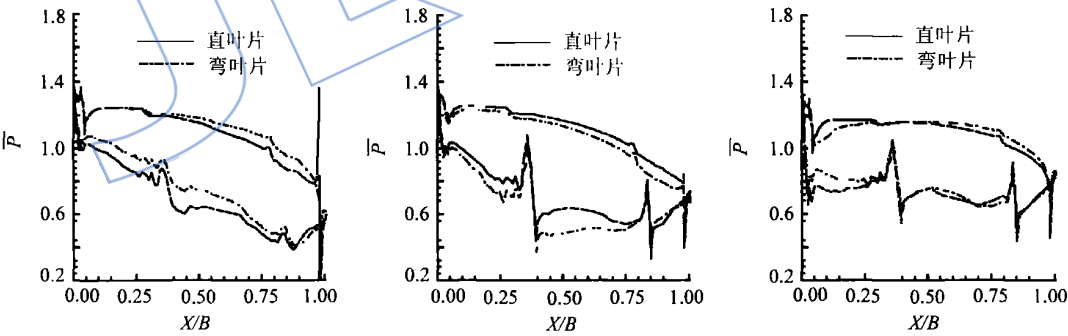


图8 8排孔喷气静叶片表面静压

Fig 8 Static pressure on blade profile with 8 rows of cooling ejections

曲之后,弯叶片的效果较好地体现在根部,但在一定程度上加大了顶部的径向压力梯度。本文在这里要指出的是,在喷射冷气之后,冷气孔排附近产生了较强的顺压力梯度,在直叶片吸力面可以看到,原本由叶型造成的径向压力梯度由于冷气喷射的影响有所减弱,在根部则几乎看不到径向压力梯度的存在,而在弯叶片吸力面,冷气喷射对由叶片弯曲所产生的径向压力梯度影响明显小于直叶片受到的影响,因此,冷气喷射对弯叶片端部表

面压力的影响不大。

2 2 叶片弯曲对叶栅能量损失的影响

下面通过4种冷气方案考察直、弯叶栅的冷却效果以及叶栅整体气动性能。

方案1: 无冷气;

方案2: 叶表8排孔+ 端壁槽道喷气(冷气流13%);

方案3: 前缘3排孔+ 尾缘喷气+ 端壁槽道

表1 直、弯叶片冷气方案比较
Table 1 Comparison of cooling schemes of straight and bowed blades

直叶栅	进口流量改变量/%	叶表平均温度改变量/%	能量损失系数/%
方案1	0	0	0
方案2	- 6.0	- 24.5	+ 26.9
方案3	- 4.3	- 22.9	+ 15.5
方案4	- 4.5	- 23.9	+ 17.8

弯叶栅	进口流量改变量/%	叶表平均温度改变量/%	(与无冷气直叶栅相比)/%
方案1	0	0	- 10.0
方案2	- 8.9	- 25.6	+ 21.0
方案3	- 4.4	- 22.2	- 5.0
方案4	- 4.6	- 23.2	- 2.3

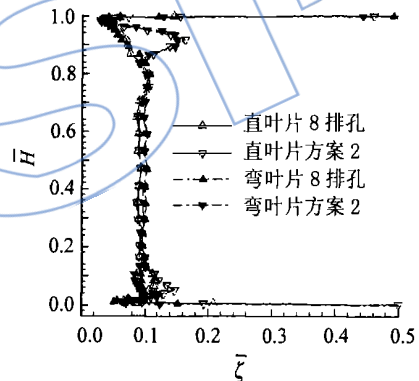
喷气(冷气量8%);
方案4: 前缘3排孔+ 尾缘喷气+ 端壁槽道喷气+ 端壁离散孔喷气(冷气量8.3%)。

从表1中直叶栅和弯叶栅的计算结果可以分析喷气方案对进口流量、叶表平均温度以及能量损失的影响。喷射冷气之后,由于要在叶片以及端壁表面形成气膜,型面将变厚,叶栅进口通流面积向应降低,因此与方案1相比,采用方案2的8排孔加端壁喷气后,直叶栅进口冷气量下降6.0%,弯叶栅则由于型面形状、表面积以及型面气动参数都与直叶栅不同,叶高中部大部分区域冷气膜有所增厚,进口流量下降了8.9%,明显大于直叶栅。保持端壁和前、尾缘冷气量,减少叶片表面的4排孔喷气,即方案3,观察进口流量可知,直、弯叶栅同样下降了约4.4%,再在端壁开设离散孔,即方案4,发现直、弯叶栅进口流量下降幅度基本一致,即端壁喷气对直、弯叶栅进口流量的影响是相同的,这一点正有利于发挥弯叶片的优势。

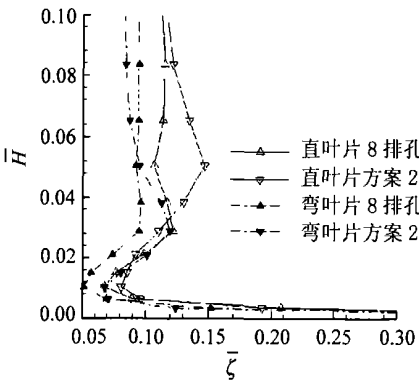
本文选择叶表平均温度来近似描述冷却效果,仅作为评价冷却效果的参考。考虑以上4个方案,对比直、弯叶栅表面平均温度可知,仅在方案2下,弯叶片整体冷却效果稍差于直叶片,而在其余方案下直、弯叶片下降程度基本一致,说明叶片弯曲之后,气膜对叶表的冷却作用与直叶片没有明显不同。本文在下面分析能量损失时,不考虑冷却效果。

从整体能量损失的角度来看,虽然方案2弯叶片损失较大,但仍优于同方案下的直叶片,而在其余方案下弯叶片的损失都要明显低于同方案,甚

至不同方案下的直叶片。相比于直叶片,无冷气时弯叶片损失下降10%,方案3和方案4损失比



(a) 整个叶高



(b) 根部局部放大

图9 直、弯叶栅在有、无端壁喷气时出口节距平均能量损失沿叶高的分布

Fig 9 Pitch-averaged energy loss along straight and bowed blades with and without endwall cooling

无冷气直叶片还要稍低,分别下降5%和2.3%,即只要减少叶片表面特别是吸力面的喷气量,弯叶片就能够较明显地降低气膜冷却叶栅的能量损失,下面详细分析。

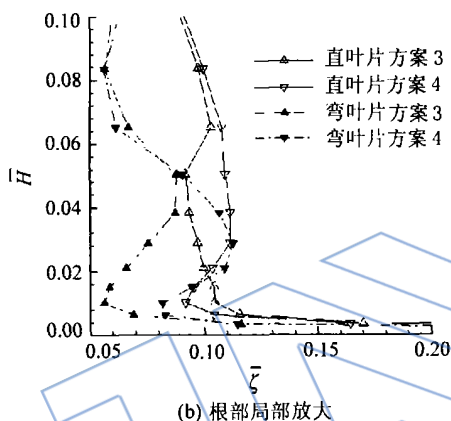
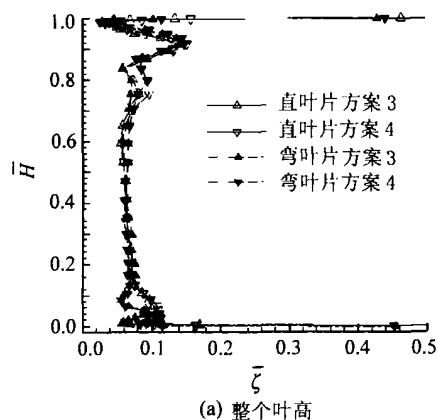


图10 4种方案下直、弯叶栅出口节距平均能量损失沿叶高的分布

Fig 10 Pitch-averaged energy loss distribution along straight and bowed blades under 4 cases

图9表示直、弯叶栅在有、无端壁喷气情况下的出口能量损失分布,图10表示直、弯叶栅在有、无端壁孔情况下的能量损失分布。对于方案2叶片表面8排孔加端壁喷气。由于在叶高中部喷气显著增加了掺混损失以及二次流损失,使得弯、直叶栅的损失都有一定程度的增加。增加端壁槽道喷气后,由于涡轮子午扩张程度比较大,采用正弯后上端壁损失降低程度不大,而叶高中部的损失增加的比较明显,因此正弯叶片损失增加的程度反而比直叶栅要大,但是总的来说正弯叶栅的能量损失始终比直叶栅要低。但是我们可以看到下端壁正弯后损失减少的还是很明显的,下端壁喷气损失增大的程度也比直叶栅明显要小。图11表示直、弯叶片 S_3 出口截面能量损失的分布。因此对于一

般的涡轮叶栅,正弯叶栅能够有效抑制端壁喷气带来的端壁损失,而对于本算例的涡轮模型,应该考虑叶片顶部反弯。

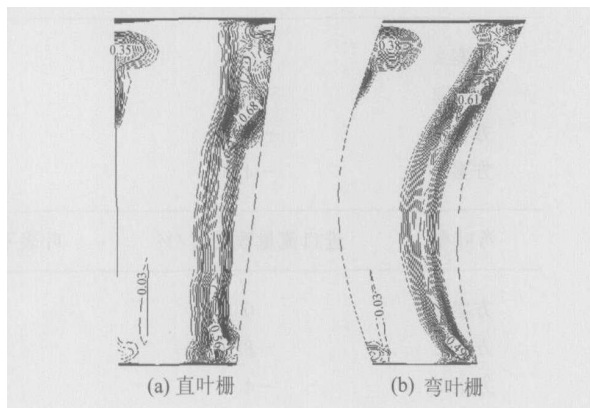


图11 直、弯叶栅在有端壁孔喷气时沿流向出口截面能量损失分布

Fig 11 Energy loss distribution at outlet sections of straight and bowed blade with endhole cooling

综上所述,对于本文涡轮叶栅算例,通过前、尾缘喷气就能够比较好地在叶片的大部分区域形成气膜,进口端壁冷气一部分可以随马蹄涡吸力面分支进入通道涡,并环绕在通道涡的外部,跟随通道涡扫过叶片端部表面的两个三角区域,可以对那里进行一定程度的冷却,而这一区域正是在叶片表面开设冷气孔所不能形成有效气膜的区域。再增加叶片端部离散孔喷气,保证叶根和叶顶的冷气量,以形成冷气对叶片表面的完全覆盖。虽然端壁喷气对涡轮叶栅的性能影响比较明显,且在端壁不同位置喷气时的流动机理也比较复杂,国内外许多学者对此也作了一定的研究^[9,10],但是由于端壁喷气方案是必不可少的,而采用弯叶片又有可能比较明显地改善端壁流场,因此应用弯叶片可以使叶片端部以及轮毂和轮缘的喷气方案具有更大的选择余地,并有可能减少叶片表面的冷气量。

3 结 论

采用N-S求解器以及多块网格结构求解气膜冷却涡轮叶栅流场,指出在叶高中部区域开设较多的喷气位置对直、弯叶片流场均具有较大的影响。叶片弯曲能够有效降低有、无冷气的涡轮叶栅的端部损失。当在叶高中部区域冷气喷射位置较少时,应用弯叶片可以获得较好的气动性能,并且能够使端壁喷气的设计方案具有更多的选择余

地。

参考文献

- [1] Chernobrovkin A, Lakshminarayana B. Numerical Simulation and Aero-Thermal Physics of Leading Edge Film Cooling [R]. *ASME Paper 98-GT-504*, Stockholm, 1998
- [2] Dennis B H, Egorov I N, George S. Optimization of a Large Number of Coolant Passages Located Close to the Surface of a Turbine Blade [R]. *ASME Paper 2003-GT-38051*, Atlanta, 2003
- [3] Salcudean M, Garshore I, Zhang K. An Experimental Study of Film Cooling Effectiveness Near the Leading Edge of a Turbine Blade [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1994, 116(1): 71~79
- [4] 王仲奇, 苏杰先, 钟兢军. 弯曲叶片栅内减少能量损失机理研究的新进展 [J]. *工程热物理学报*, 1994, 15(2): 147~152
- Wang Zhongqi, Su Jiexian, Zhong jingjun. New Development of Research on Energy Loss Reduction in Bowed Blade Cascade [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1994, 15(2): 147~152
- [5] 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]. 黑龙江: 哈尔滨工业大学, 1999
- [6] Demuren O, Ibraheem S O. Multigrid Method for the Euler and Navier-Stokes Equations [J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(1): 31~37
- [7] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理B样条 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994: 30~121
- [8] 王松涛, 颜培刚, 孙玺森, 等. 涡轮叶栅冷气掺混数值模拟方法 [J]. *航空动力学报*, 2003, 18(4): 558~562
- Wang Songtao, Yan Peigang, Sun Xiniao, et al. Numerical Method for Coolant Mixing in Turbine Cascade Flow Field [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(4): 558~562
- [9] Friedrichs S, Hodson H P, Dawes W N. The Design of Improved Endwall Film-Cooling [J]. *Transactions of ASME* 1997, 119(5): 788~793
- [10] Oke R, Simon T, Shih T. Measurements Over a Film-Cooled, Contoured Endwall With Various Coolant Injection Rates [R]. *ASME Paper 2001-GT-0140*, New Orleans