

不同冲角端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的实验研究

田 夫¹, 钟兢军¹, 陈 莹²

(1. 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 哈尔滨·第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150036)

摘 要: 对不同冲角下端壁翼刀安装在不同周向位置的压气机叶栅进行的实验研究, 结果表明, 叶栅总损失随翼刀位置的变化趋势是远离吸力面时损失降低, 靠近吸力面时损失升高, 冲角变化时叶栅总损失降低的最佳翼刀位置发生变化; 在距离吸力面位置 70% 相对节距处安装翼刀后叶栅总损失在一定的冲角范围内(-9°~+6°)仍然比常规叶栅低。在负冲角下, 安装翼刀对流动的影响有随冲角的增大而减小的趋势; 在正冲角下, 安装翼刀对流动的影响有随冲角增大而加强的趋势。

关 键 词: 压气机叶栅; 端壁翼刀; 冲角; 叶栅损失

中图分类号: TK474. 8 文献标识码: A

1 前 言

在压气机叶栅端壁上安装翼刀主要是通过有效阻断叶栅端壁附面层向吸力面端壁角区的横向迁移和在翼刀周围产生反向翼刀涡两个方面来达到控制二次流、降低损失的目的, 达到这些目的的关键之一是合理选择翼刀的周向安装位置。国内外许多学者都对此进行了研究^[1-9], 文献[7~8]对端壁翼刀控制压气机叶栅内的二次流进行的实验和数值研究结果表明, 在距离吸力面 70% 相对节距处安装厚度为 0.5 mm、高度为 5 mm 的端壁翼刀, 能够很好地控制压气机叶栅内的横向二次流动, 减少端壁损失和叶栅总损失。

众所周知, 压气机叶栅不可能总是工作在设计工况下, 实际运行时经常会出现冲角变化的情况, 因此研究不同冲角下端壁翼刀对叶栅内二次流的影响情况, 尤其是对翼刀最佳位置的影响, 将会更好地了解其控制二次流的机理。本文在不同冲角(±3°、±6°、±9°)下, 对安装不同周向位置端壁翼刀的 CDA 叶栅进行了实验研究, 以验证加翼刀这种技术对压气机叶栅来说, 是否在变冲角下也能取得较好的效

果。

2 实验设备和测试系统

实验在哈尔滨工业大学大尺度、低速平面叶栅风洞上进行, 进口附面层对称性较好, 附面层厚度为 $\delta=20$ mm。进口弦长雷诺数 $Re=4.7 \times 10^5$, 实验马赫数为 0.2。实验所采用的压气机叶栅是由 11 片 CDA 系列叶型的叶片组成, 其叶型中弧线由两部分表示, 分别可用一多项式

曲线所描述, 多项式系数可根据文献[9]描述的最优化步骤求得。实验叶片由环氧树脂加金属填料浇铸而成, 叶型和叶栅几何参数的定义方法如图 1 所示, 叶栅高度 $h=160$ mm。在叶栅端壁上距离吸力面相对位置 $\bar{t}=20\%、40\%、60\%、70\%、80\%$ T 处分别加装端壁翼刀(见图 2 所示, 上下端壁对称), 翼刀的高度为 5 mm, 厚度为 1 mm, 其沿流向的形状与叶片的中弧线相一致。实验过程中, 应用五孔束状探针测量了叶栅出口流场两个相邻叶栅流道的总压、静压及出口气流角沿节距和叶高的变化。五孔探针的定位角度误差小于 1°, 测点的定位误差为 0.5 mm。实验过程中由于采用了若干点平均值的测量方法, 测量时压力波动不大, 误差主要来源于标准系数的误差, 关于五孔探针的测试技术及误差分析详见文献[9]。出口测量面距叶片尾缘 5 mm, 测点设

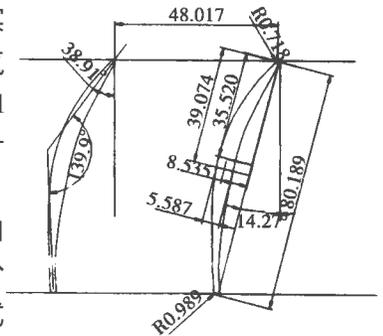


图 1 CDA 叶型和叶栅几何参数

收稿日期: 2005-02-28; 修订日期: 2005-05-26

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50076009); 全国优秀博士学位论文作者专项基金资助项目(199932)

作者简介: 田 夫(1972), 男, 黑龙江双城人, 哈尔滨工业大学博士研究生。http://www.cnki.net

置为沿节距方向 33 个等距离点、沿叶高方向为 11 个非等距离点, 测量点在近叶栅端壁处加密。

3 实验结果与分析

从图 3 看出在正冲角下常规压气机叶栅吸力面附面层比零冲角时叶栅增厚, 较高损失区域波及了叶栅出口截面的 $2/3$, 并且随着冲角的绝对值增加损失区域增加, 吸力面/壁角区的损失区域和范围不再象零冲角下那样占主导地位, 高损失主要集中在通道涡、尾涡及角涡区域。在负冲角下, 从图 3 上可以看出, 常规叶栅的损失区域与零冲角下相比范围缩小, 损失系数值降低, 这是由于流道内横向压力梯度的下降, 通道涡的强度降低和范围缩小, 波及的范围

向端壁靠拢, 安装翼刀后对叶栅内流动的影响减小。在安装翼刀后, 均能看见在翼刀的安装位置出现的附加损失区域, 所不同的是在正冲角下损失区域相对大一些, 负冲角下附加损失相对要小一些。

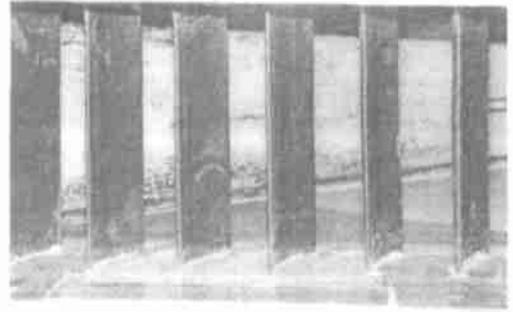


图 2 加装翼刀后的实验叶栅照片

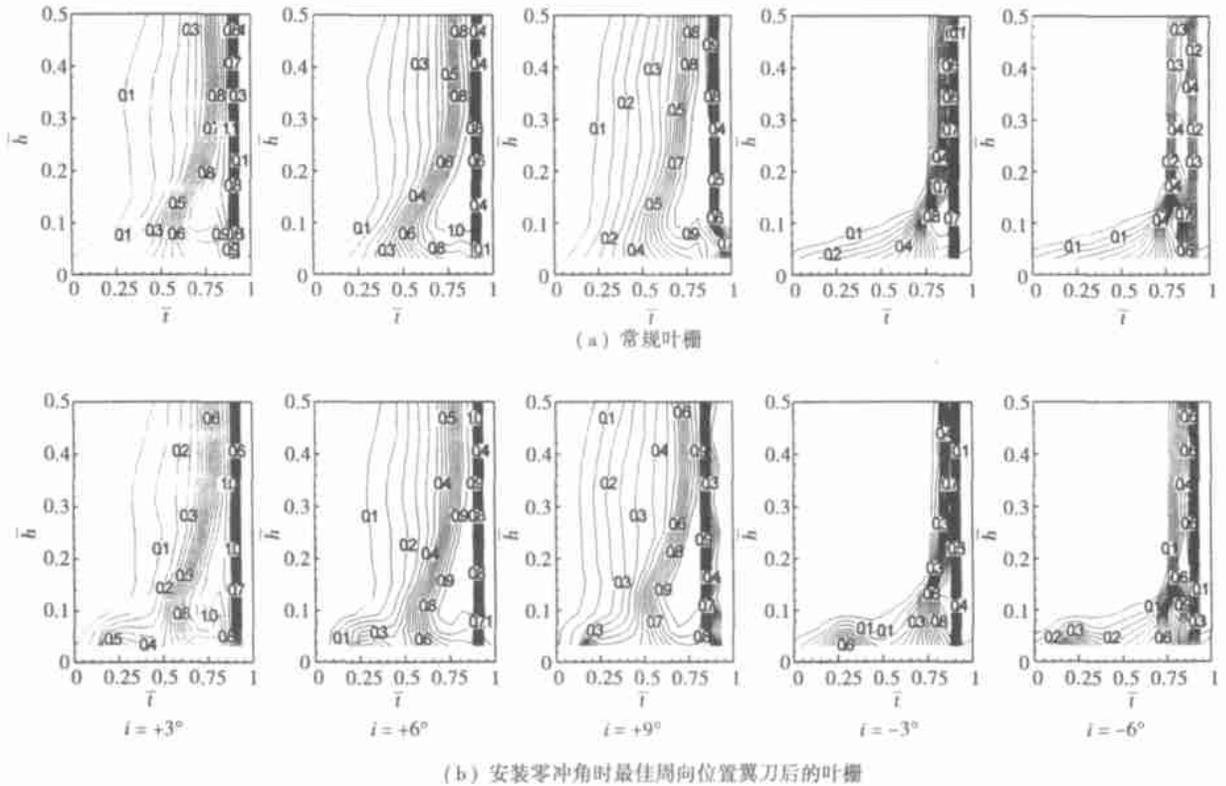


图 3 有无翼刀情况下不同冲角时叶栅出口能量损失等值线分布对比图

从图 4 上可以看出, 随着冲角向正的方向增大, 马蹄涡的压力面分支加强, 所占范围增加, 从常规叶栅随冲角变化的二次涡量等值线看出, 通道涡影响的范围随冲角增加逐渐增大; 另外随着来流冲角的增加, 造成叶栅内吸力面附面层增厚和流动更容易分离, 当冲角增大到一定程度后, 流道内气流出现波

动的幅度增大(见图 7)。冲角向负的方向增大时, 马蹄涡的压力面分支减弱, 通道涡的位置进一步向端壁靠拢, 影响的区域和范围逐渐减小; 流道内气流流动比较平稳。这是由于冲角为负时, 气流在吸力面上不容易分离, 吸力面的附面层减薄。从图 4 可以清晰地看出在正冲角下安装翼刀后流道内的气流

流动由原来的一个通道涡演化为翼刀涡和比较弱的通道涡, 这两个旋涡都弱于常规叶栅的通道涡强度。这一点与 KAWAI 的通道涡 1 和通道涡 2 理论相一

致^[5]; 在负冲角下这种趋势不明显, 这是因为通道涡的位置向吸力面/壁角区迁移(见图 4), 影响的区域也减小, 安装翼刀对流动的影响比较小。

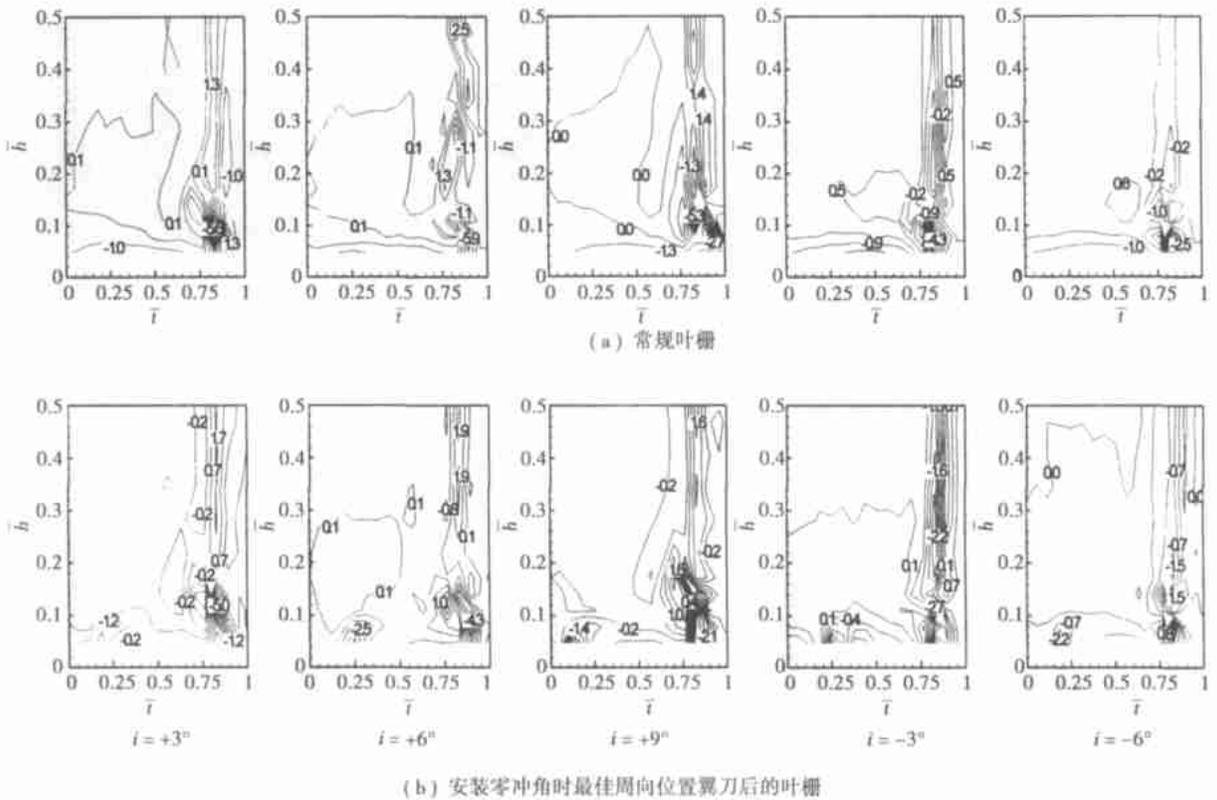


图 4 叶栅出口二次涡量随冲角的变化(图的左边为压力面, 右边为吸力面)

从图 5 可以看出, 在小冲角($\pm 3^\circ$)范围内, 叶栅总损失随翼刀周向安装位置变化的趋势基本与零冲角下相同, 远离吸力面时降低, 靠近吸力面时增加。使损失降低的最佳翼刀安装位置发生变化, 零冲角下的最佳位置(距离吸力面 70% 相对节距处)安装翼刀后在变冲角下的叶栅总损失依然比常规叶栅低。从总损失减小的程度来看, 小正冲角下减小的程度比较大, 这是由于 CDA 叶栅在此冲角下通道涡的位置向叶栅中部迁移(见图 4), 叶片吸力面附面层增厚, 安装翼刀对流动的影响较大。增大冲角到 $+6^\circ$, 叶栅总损失呈增加趋势, 但增加幅度不大。继续增加冲角到 $+9^\circ$, 这时一方面由于冲角增加, 马蹄涡的压力面分支加强, 所占范围增加, 从常规叶栅此冲角的能量损失等值线看出, 通道涡已经发展到很大的范围; 另一方面由于叶栅内横向压力梯度增加, 自压力面向吸力面的横向流动增强, 当这种横向流动遇到翼刀时, 会产生比较强烈的沿叶高方向的流

动, 从而使叶栅内的流动变得更加复杂(见图 4), 无论翼刀安装在任何位置, 叶栅总损失增加。

小负冲角(-3°)下叶栅总损失随翼刀位置变化的程度比较小, 这是因为 CDA 叶栅在此冲角下通道涡的位置靠近吸力面/壁角区(见图 4), 影响的区域也减小, 高损失区范围也相应减小(见图 3)。安装翼刀后, 叶栅总损失无论是降低还是增加, 与零冲角下的情况相比程度都有减弱的趋势。减小冲角到 -6° 、 -9° 时, 从常规叶栅的情况看, 通道涡的位置进一步向吸力面/壁角区迁移(见图 4)。在不靠近吸力面的位置安装翼刀, 对叶栅总损失的影响逐渐逐渐减小。

在不同的冲角下安装翼刀, 通过比较, 可以得出结论, 正冲角下翼刀对压气机叶栅的影响比较明显, 负冲角下翼刀对流动内流动影响的趋势随冲角绝对值的增大而减小。从图 6 看出, 常规叶栅在距离吸力面位置 70% 相对节距处安装翼刀后, 在 $-9^\circ \sim +6^\circ$ 冲角的范围内, 叶栅总损失均比常规叶栅低, 虽然在个

别冲角下, 这个位置不是使损失降低的最佳位置, 但可以说明, 压气机叶栅安装翼刀后变冲角特性还是相当不错的。

从节距平均出口气流角随翼刀位置变化(见图 7)中可以看出, 在 $+3^\circ$ 冲角下, 出口气流角在此冲角下的常规叶栅的出口气流角值附近波动, 变化不大。同时应注意, 因为正冲角下出口流场的尾迹作用加强和流道内流动更加复杂, 使节距平均出口气流角沿叶高分布发生一定程度的波动。负冲角下, 气流较平稳, 在叶栅中部没有出现波动。 -3° 冲角下, 当翼刀远离吸力面时, 出口气流角减小, 当翼刀靠近吸力面时, 出口气流角增大(与零冲角下相似); -9° 冲角下, 由于通道涡向端壁靠拢, 翼刀对出口气流角的影响不大(见图 7)。

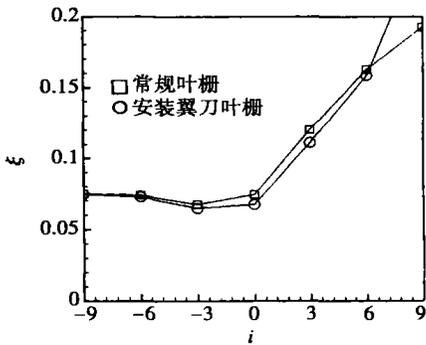


图 6 常规叶栅安装最佳周向位置翼刀后总损失随冲角变化的关系

图 8 为 CDA 叶栅不同冲角下叶栅出口处节距平均扩压因子 D 沿叶高的分布情况。由图看出, 从 D 值可以看出叶片负荷与损失的变化情况, 在每一正冲角下, 最大扩压因子值都出现在 $0.1 h$ 附近区域内。随着冲角增加, 扩压因子在同一叶展高度时逐渐增大; 由于受通道涡影响的范围不断扩大, 叶栅中部区域 $0.25 \sim 0.5 h$ 之间的扩压因子也不象零冲角下那样几乎呈直线分布。

安装翼刀后, 在 $+3^\circ$ 冲角下, 从图 8(a)可以看出, 安装翼刀的叶栅在近端壁处的扩压因子值均大于常规叶栅, 这表明此冲角下, 加翼刀后端壁处叶栅的负荷大于常规叶栅, 而在叶栅中部, 与常规叶栅相

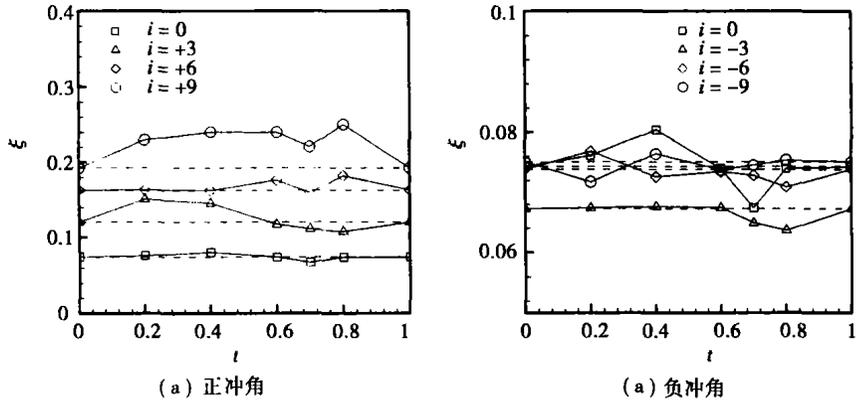


图 5 不同冲角下叶栅总损失随翼刀安装周向位置变化的关系

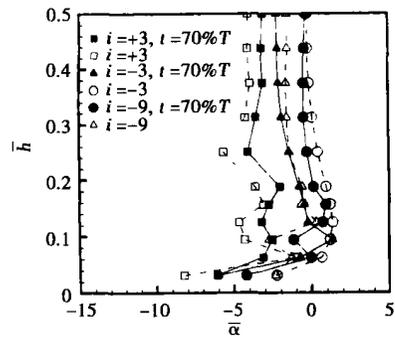


图 7 不同冲角下节距平均出口气流角沿叶高的分布随翼刀位置的变化

差不多。 $+6^\circ$ 冲角下, 加翼刀对叶栅负荷分布的影响并不明显, 并且由于通道涡的加强, 加翼刀对叶栅的损失不能带来有利的影响。 $+9^\circ$ 冲角下, 加翼刀后, 当翼刀位置靠近吸力面时在叶栅中部扩压因子减小, 使叶片中部的负荷减小, 端部的负荷增加, 当翼刀位置远离吸力面时情况相反。在所有负冲角下(见图 8(b)), D 值都小于 0.6, 也就是说低于叶栅负荷极限值; 随着冲角向负冲角增加, 相同叶高处的 D 值呈减小趋势。从图 8 中可以看到, 叶栅中部区域的扩压因子沿叶高分布几乎呈直线状, 这表明叶片负荷分布较为均匀, 气流流动状况较好; 每一负冲角下的最大扩压因子值已不象正冲角下那样受通道涡影响而出现在 $0.1 h$ 处, 而是出现在端壁附近。 -3° 冲角下, 在叶栅中部, 扩压因子几乎均大于常规叶栅, 这表明在此冲角下叶栅中部的负荷呈增加趋势, 在叶栅两端部, 变化不明显。 -6° 冲角下, 在叶栅中部范围内扩压因子大于常规叶栅, 近端壁区均

小于常规叶栅, 这表明加翼刀叶栅中部负荷增加, 端壁区负荷降低, 这也表明在此冲角下, 翼刀虽然使叶片表面的负荷增加, 负荷分布更合理。-9°冲角下在叶栅中部, 无论翼刀位于何处, 扩压因子与常规叶栅非常接近, 只有在通道涡位置处扩压因子才有变化, 这表明随着冲角向负方向的增大, 翼刀对叶片负荷的影响越来越弱。

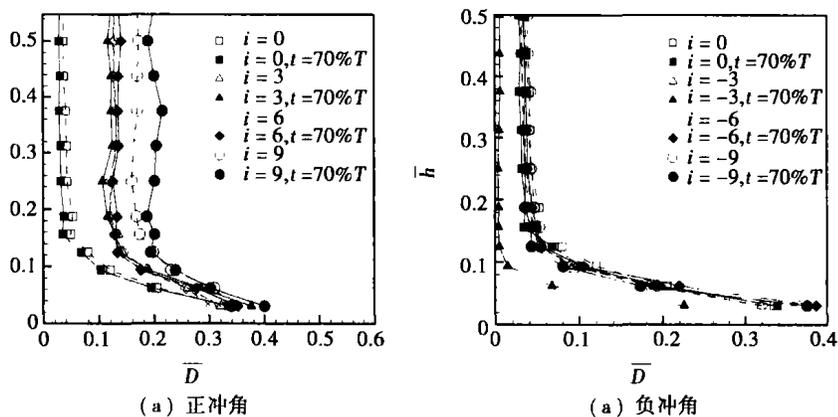


图 8 不同冲角下节距平均扩压因子沿叶高的分布随翼刀位置的变化

4 结 论

(1) 实验结果表明, 在本文的实验条件下, 在所有冲角下, 随着翼刀向吸力面方向移动, 对马蹄涡压力面分支的阻断作用减小; 叶栅总损失随翼刀位置的变化趋势是远离吸力面时损失降低, 靠近吸力面时损失升高, 使叶栅总损失降低的最佳翼刀安装位置与零冲角时对比有所变化。在距离吸力面 70% 相对节距处安装翼刀后的压气机叶栅在一定的冲角范围内(-9° ~ +6°) 损失值均比常规叶栅低。

(2) 在负冲角下, 由于通道涡位置向端壁区域靠拢, 流道内横向压力梯度降低, 安装翼刀对流动的影响有随冲角的绝对值增大而减小的趋势, 节距平均出口气流角、扩压因子等参数沿叶高的变化比较均匀。

(3) 在正冲角下, 由于通道涡位置向叶栅中部偏移, 叶片吸力面附面层增厚, 流道内横向压力梯度增加, 安装翼刀对流动内的影响有随冲角增大而加强的趋势, 流道内气体的流动由于翼刀的存在变得更为复杂。

参考文献:

[1] KAWAI T, ADACHI T. Effects of blade boundary layer fences on secondary flow and losses in a turbine cascade [R] . 87-Tokyo-IGTC-16, Tokyo, International Gas Turbine Congress, 1987.

[2] TATSUO KAWAI, SHUJI SHINOKI, TSUTOMU ADACHI. Secondary flow control and loss reduction in a turbine cascade using endwall fences [J] . Series II. *JSME International Journal* 1989 32(3): 375-387.

[3] TATSUO KAWAI, SHUJI SHINOKI. Visualization study of three-dimensional flows in a turbine cascade endwall region [J] . Series II. *JSME International Journal* 1990 33(2): 256-263.

[4] CENGIZ CAMCI, DEAN H RIZZO. Secondary flow and forced convection heat transfer near endwall boundary layer fences in a 90 turning

duct [J] . *International Journal of Heat and Mass transfer* 2002, 45: 861-843.

[5] TATSUO KAWAI. Effect of combined boundary layer fences on turbine secondary flow and losses [J] . Series B. *JSME International* 1994 37 (2): 377-387.

[6] MOON YOUNG J, KOH SUNG RYONG. Counter-rotating streamwise vortex formation in the turbine cascade with endwall fence [J] . *Computer Fluids* 2001, 30: 473-490.

[7] 刘艳明, 钟兢军, 李海滨, 等. 不同长度端壁翼刀对压气机叶栅二次流影响的数值研究 [J] . *航空动力学报* 2004, 19(5): 197-201.

[8] 田 夫, 钟兢军, 孟丽艳. 不同周向位置端壁翼刀对压气机叶栅损失的影响及机理的实验研究 [J] . *航空动力学报*, 2005, 21(4): 197-203.

[9] 王会社. 不同叶型和叶片积叠线及弯曲角对压气机叶栅流场的影响 [D] . 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2001.

书 讯

《计算流体力学分析——CFD 软件原理与应用》

该书是一本介绍流体动力学 (CFD) 最新理论知识 and CFD 软件开发应用的指导性材料。全书前五章以有限体积法为核心, 介绍了流体流动与传热问题的控制方程、空间及时间离散格式、湍流模型及数值解法, 后三章结合 Fluent 软件, 以实例的方式介绍了 CFD 软件原理及其在流场分析、传热计算及多相流模拟等方式的最新应用。

该书 2005 年 8 月出版。

不同冲角端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的实验研究 = **An Experimental Investigation of the Control of Compressor Cascade Secondary Flows by the Use of Endwall Fences at Different Incidences** [刊, 汉] / TIAN Fu, ZHONG Jing-jun (The School of Energy Science and Engineering under the Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001), CHEN Ying (Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2005, 20(5). — 464 ~ 468

An experimental investigation was conducted of a compressor cascade with endwall fences installed at different circumferential locations under different incidences. It has been found that the cascade total loss tends to be reduced when the endwall fences are far away from a suction surface and will tend to increase when the fences are near the suction surface. In case of a change in incidences the optimum fence location for achieving a decrease in cascade total loss will undergo a change. If the endwall fences are installed at a distance of 70% relative pitch from the suction-surface location, the cascade total loss within a certain range of incidences ($-9^\circ \sim +6^\circ$) will still be lower than that in conventional cascades. Under a negative incidence the impact of fence installation on an in-channel flow will tend to decrease with an increase in incidence. Under a positive incidence the impact of fence installation on an in-channel flow will tend to strengthen with an increase in incidence. **Key words:** compressor cascade, endwall fence, incidence, cascade loss

倒角和间隙对跨音轴流压气机气动性能的影响 = **The Influence of Blade Root Fillet and Blade Tip Clearance on the Aerodynamic Performance of a Transonic Axial Compressor** [刊, 汉] / MAO Ming-ming, SONG Yan-ping, WANG Zhong-qi (The School of Energy Science and Engineering under the Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2005, 20(5). — 469 ~ 473

Through the numerical simulation of the flow field of a single-stage transonic axial compressor a study was conducted of the impact of rotating-blade root fillet and tip clearance on the flow field aerodynamic performance. The results of the study indicate that the blade tip clearance will lead to a flow blockage at the top zone and increase the separation loss at that zone. The blade root fillet will decrease the flow turning angle at the blade root, decrease work-performing capacity and enlarge the blade root separation zone. This will lead to a decrease in flow rate and an increase in separation loss at the root zone. In view of the above, the rotating blade tip clearance and the blade root fillet should be taken into account in order to enhance the accuracy of the numerical simulation. **Key words:** transonic axial compressor, numerical simulation, blade tip clearance, blade root fillet

矩形管湍流冲击射流流动与传热的数值研究 = **Numerical Study of the Flow and Heat Transfer of a Rectangular-tube Turbulent Impinging Jet Flow** [刊, 汉] / CHEN Qing-guang, WU Yu-lin (Department of Thermal Energy Engineering, Tsinghua University, Beijing, China, Post Code: 100084), ZHANG Yong-jian, WANG Tao (Shandong University of Science & Technology, Qingdao, China, Post Code: 266510) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2005, 20(5). — 474 ~ 477

By employing algorithm SIMPLE and a RNG $k-\epsilon$ turbulent model and through the solution of a three-dimensional $N-S$ equation and energy equation a numerical simulation was performed of a rectangular-tube turbulent impinging jet flow with Reynolds number of 10000 and an impingement height of 4 times of nozzle hydraulic diameter. It has been found that at the jet flow cross-section near the impingement surface accompanied by the appearance of two counter-rotating vortex pairs there emerge two eccentric peak values of main stream velocity. An analysis shows that the formation of the dual-eccentric velocity peak values is caused by the vorticity upstream diffusion produced by the impingement surface. An investigation of the temperature field and the local Nusselt number distribution of the impingement surface indicates that heat transfer characteristics of the jet flow are controlled by the flow structure and the use of a rectangular-tube turbulent jet flow can result in a relatively large impingement zone and more uniform cooling effectiveness. **Key words:** rectangular-tube impingement jet, numerical simulation, eccentric peak value, heat transfer

电加热倾斜管温度场分布计算 = **Calculation of the Temperature Field Distribution in an Electrically Heated In-**