

文章编号: 1000-8055(2005) 04-0613-06

不同周向位置端壁翼刀对压气机叶栅 损失影响的实验研究

田 夫¹, 钟兢军¹, 孟丽艳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. 北京师范大学 信息科学与技术学院, 北京 100875)

摘要: 在低速大尺寸叶栅风洞上通过详细测量叶栅流场, 研究了叶栅端壁上不同周向位置处加装端壁翼刀对压气机叶栅损失和二次流的影响。实验结果表明, 合理选择翼刀安装位置, 可有效地控制压气机叶栅的二次流, 降低叶栅的总损失。进一步对实验方案中叶栅总损失最小的翼刀位置的叶栅内流场进行了测量, 分析了安装翼刀后流场内涡系结构的变化, 探讨了翼刀涡的形成和发展变化。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压气机叶栅; 端壁翼刀; 周向位置; 二次流; 叶栅损失
中图分类号: V 231. 1 文献标识码: A

Experimental Investigation of the Affect of Endwall Fence Location on Compressor Cascade Loss

TIAN Fu¹, ZHONG Jing-jun¹, MENG Li-yan²

(1. The School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. The School of Information Science and Techonolgy,
Beijing Normal University, Beijing 100875, China)

Abstract: The affect of endwall fences at different locations on compressor cascade loss and secondary flow were investigated through detailed experimental investigation in a low speed wind tunnel. The results show that the secondary flow in the compressor cascade can be controlled effectively and the total cascade loss can be reduced in case of the proper selection of the end wall fence location. Through the measurement of the cascade internal flow with the optimum fence location in terms of minimum loss, the vortices in the cascade with endwall fence were analyzed. The formation and development of the endwall fence vortices were also discussed.

Key words: aerospace propulsion system; compressor cascade; endwall fence; circumferencial location; secondary flow; cascade loss

为提高压气机的效率, 增加压比, 国内外学者进行了大量的关于控制叶栅内气体流动和减少能

量损失的理论分析和实验研究^[1~4], 研究结果表明: 在压气机叶片通道内, 端壁附面层内的二次

收稿日期: 2004- 09- 15; 修订日期: 2005- 01- 15

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

作者简介: 田夫(1972-), 男, 黑龙江双城人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士生, 主要从事叶栅气体动力学研究。

损失(通道涡、角涡、分离等)以及气流与端壁面的摩擦损失,使得此区域为高损失区。因而改善端壁区流动可有效降低叶栅损失、提高压气机效率;如采用非对称端壁、翘曲端壁^[5~7]和在端壁区安装翼刀等都是改善端区流动的可能途径之一。在叶栅端壁上加翼刀这种技术由于可以有效地阻断低能流体向吸力面/端壁角区的堆积,减小了叶栅的二次流失,引起了人们的注意,成为当今国内外研究的一个方向,目前国内外在端壁翼刀方面做了大量研究工作^[8~13]。早在 70、80 年代, Tatsu Kawai 和 Shuji Shinok^[8]就曾对汽轮机叶栅中使用端壁翼刀进行二次流控制进行了研究,在寻求翼刀最佳尺寸和最佳位置以及端壁翼刀和吸力面翼刀的最佳组合方面做出了不懈的努力,发现翼刀抑制了马蹄涡的压力面分支从而削弱了二次流,最佳翼刀是具有最小临界高度的翼刀,并且由于翼刀的存在,二次流损失降低了 22%。随后有关学者又研究了流向翼刀、横向翼刀以及吸力面/端壁组合翼刀等控制二次流的机理,得到了一些有益的结论。然而所有这些工作大部分都是在涡轮中进行的,端壁翼刀技术是否适合应用在压气机叶栅中,还有大量的工作需要开展。本文从实验研究方面尝试在 CDA 平面叶栅端壁上不同周向位置安装翼刀来控制叶栅内的二次流。

1 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 $\delta = 20 \text{ mm}$ 。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[14]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 $h = 160 \text{ mm}$ 。在叶栅端壁上距离吸力面相对位置 $\bar{t} = 20\%, 40\%, 60\%, 70\%, 80\%$ 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。对 6 种实验方案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。实验过程中,五孔探针的定位角度误差小于 1° ;测点的定位误差为 $0 \sim 5 \text{ mm}$ 。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[14]。出口测量面距叶片尾缘 5 mm,测点设置为沿节距方向 33 个等距点、沿叶高方向为 11 个非等距点,测量点在近叶栅端壁处加密。同时对安装在 $\bar{t} = 70\%$ 翼刀位置的叶栅进行了流道内部的测量,测量面的布置为叶栅前两个截面($I = 1 \sim 2$)、流道内 5 个截面($I = 3 \sim 7$)、栅后 3 个截面($I = 9 \sim 11$)叶栅前两个测量截面距离叶栅进口截面的距离为 $0.26B, 0.52B$;流道内测量截面的布置为距离进口截面 $0.051B, 0.27B, 0.49B, 0.71B, 0.93B$;栅后测量截面到叶栅进口截面的距离为 $1.06B, 1.28B, 1.57B, 1.91B$,其中 B 为叶片弦长,本次实验中 $B = 80.2 \text{ mm}$ 。

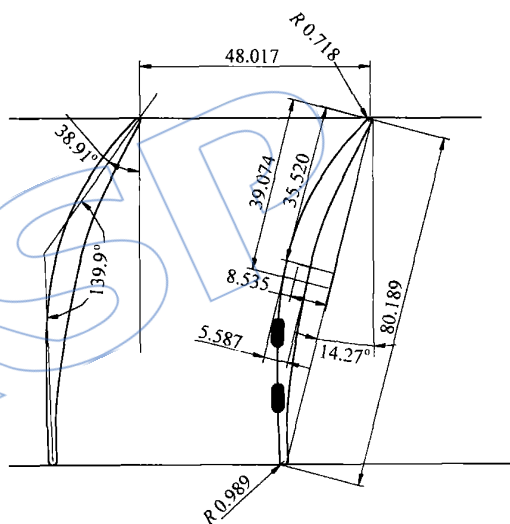


图 1 CDA 叶型和叶栅几何参数

Fig. 1 Geometric parameters of CDA cascade

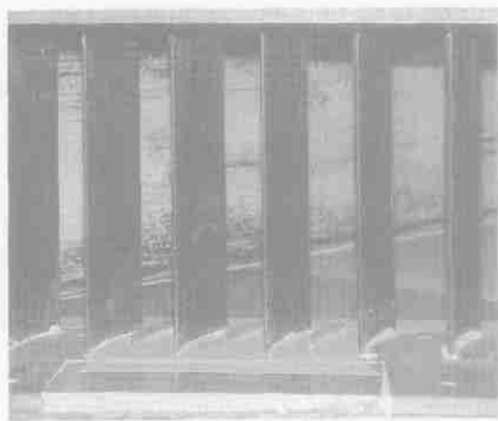


图 2 加装翼刀后的实验叶栅照片

Fig. 2 Picture of testing cascade with fences

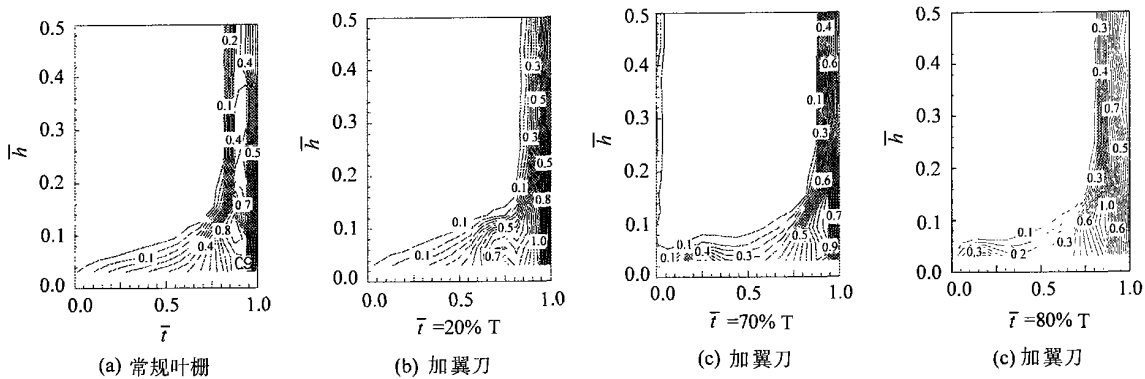


图 3 叶栅出口能量损失等值线分布
Fig.3 Contours of energy loss coefficients

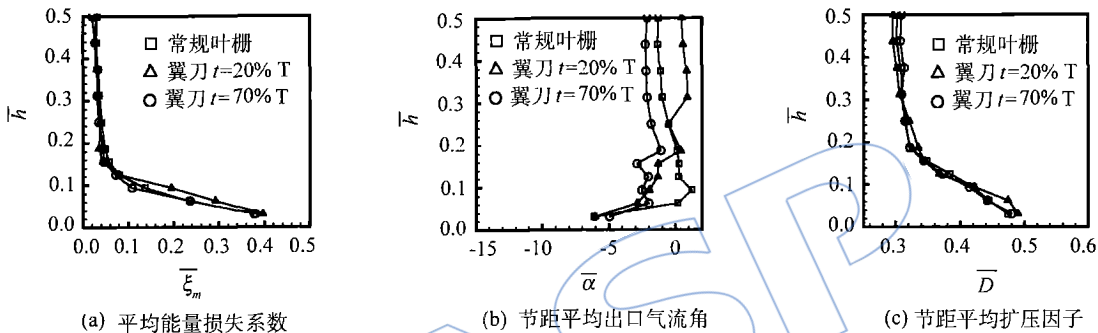


图 4 各节距平均量沿叶高的分布随翼刀位置的变化关系

Fig.4 Distributions of pitch averaged parameter along blade height changed with position of fence

2 实验结果及分析

从图 3(a)中可以看出,常规压气机叶栅近叶栅两端壁区域的损失较大,叶栅两端靠近吸力面处存在 2 个高损失区,且高损失系数区域($\xi \geq 0.70$)覆盖较大的范围,高损失区主要位于吸力面/端壁角区。在叶栅端壁上加装翼刀后,无论翼刀位于任何位置[见图 3(b),(c),(d)],均能看到在近吸力面/端壁角高损失区空间范围有所减小的同时存在一个新增加的损失系数稍高的损失区($\xi \leq 0.50$),位置出现在翼刀的安装位置附近,但影响范围较小。叶栅出口的高损失区最高损失系数与常规叶栅相比有一定程度的下降,高损失区域也有所减小,但叶栅总损失是否减小,还需进一步的分析。

从按节距平均能量损失沿叶高分布图 4(a)看出,当翼刀位置为 $\bar{t} = 20\%T$ 处时,相对叶高小于 0.1 范围内损失系数高于常规叶栅相应叶高处的值,但在叶栅中部,损失系数基本不发生变化,总的叶栅损失增加(图 5);当翼刀距离吸力面对位置 $\bar{t} = 70\%T$ 时,在叶栅近壁区域(相对叶高

$0.05 < \bar{h} < 0.3$)的损失系数值与常规叶栅相比损失系数值减小,且幅度较大,叶栅中部区域的损失系数值基本不发生变化或有所降低。从叶栅总损失随翼刀位置的变化图中看出,随着翼刀位置向

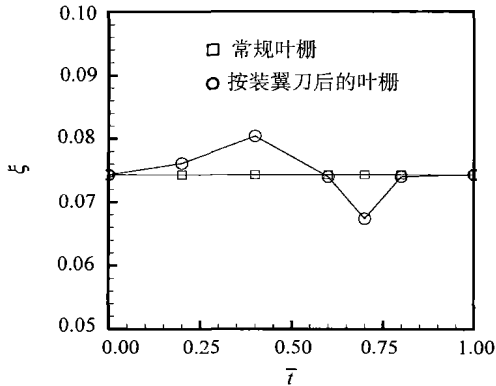


图 5 叶栅总损失随翼刀的位置变化
Fig.5 Total loss changed with position of fence

压力面靠近,总的质量平均能量损失呈先升高、后下降、再轻微升高的趋势,当翼刀位于距离吸力面的相对距离 $\bar{t} = 70\%T$ 时叶栅总损失下降的幅度最大,进一步向压力面靠近,总损失又有上升趋势

势。

这表明, 安装翼刀引起叶栅中二次流损失变化的同时也带来了附加损失, 要想合理地控制叶栅的二次流并降低叶栅损失就要合理地选择翼刀的安装位置。单纯从能量损失的角度来看, 翼刀安装在靠近压力面时, 均能减小叶栅的损失, 从图 5 中可以找到一个几个实验方案中的最佳位置— $\bar{t} = 70\%T$, 这与文献[15]的数值计算结果是一致的。加翼刀后, 从图 6(b) 和 (d) 可以看出, 在安装翼刀的位置附近产生了一个新的“翼刀涡”, 这个涡位置对应着图 4 中新增加的低损失区, 涡的方向与通道涡的方向相反。当翼刀远离吸力面($\bar{t} = 70\%T$) 时, 通道涡的强度明显减弱, 沿横向影响的区域明显减小, 壁角涡也随之减弱。这是由于翼刀阻断了低能流体向吸力面/端壁角区的迁移和堆积, 减弱了端壁区的横向二次流动; 由于低能流体在近端壁区域的横向流动受阻, 减小了通道涡的影响区域和强度, 使叶栅根部损失减小, 从二次流矢量图 6(a) 与 (b) 的对比中也证实了这一点。

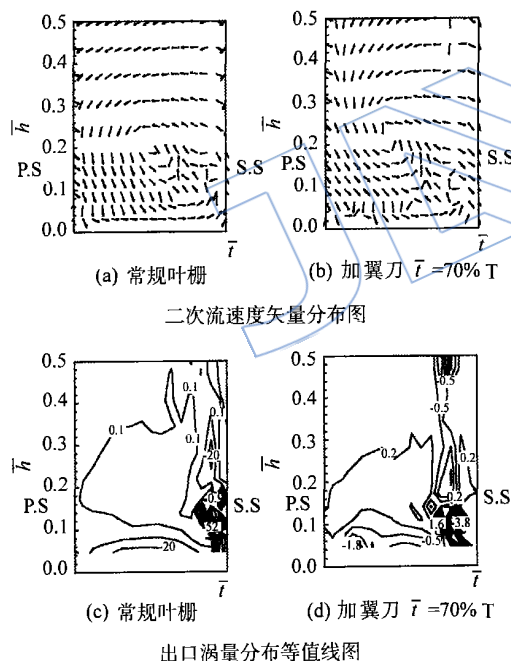


图 6 有无翼刀时叶栅出口的二次流速度矢量和涡量等值线分布图

Fig. 6 Comparison of secondary velocity vectors and contours of vorticity

结合按节距平均能量损失沿叶高分布图 4, 可以得出结论: 当翼刀远离吸力面时, 叶栅端壁区由于通道涡的减弱而减少的损失高于加翼刀带来的附加损失, 叶栅根部由于通道涡的减弱而使高损失

区域减小, 叶栅总损失呈降低趋势。当翼刀靠近吸力面时, 叶栅总损失有呈增加的趋势。

为了对安装翼刀后流场内的结构变化有一个比较初步的认识, 对安装最佳翼刀位置($\bar{t} = 70\%T$) 的 CDA 叶栅内部流场进行了测量分析。由图 7 给处的叶栅内不同截面的二次流速度矢量和涡量分布, 可以看出马蹄涡发展的规律及翼刀涡的形成和发展。在测量面 3(进口截面) 的涡量分布图上可以看到, 马蹄涡的吸力面分支已经出现, 马蹄涡的压力面分支不明显, 叶栅内没有出现明显的横向二次流动。在安装翼刀的位置可以清楚地看到有一个新的漩涡出现, 方向与马蹄涡的压力面分支方向相反。随着气流进入流道, 马蹄涡的两个分支沿流向发生了比较明显的变化; 在测量面 4, 马蹄涡的吸力面分支强度减弱, 马蹄涡的压力面分支明显, 但由于翼刀的阻断作用, 其强度不会有常规叶栅那样高, 而翼刀涡的强度随着向下游的发展而加强, 栅内二次流动开始出现; 在测量面 4 到测量面 5, 由于叶片的折转, 马蹄涡的两个分支的位置发生较大的变化, 压力面分支的范围在横向压力梯度的作用下已经沿横向占据 70% 节距, 强度因低能流体的卷入进一步加强, 涡的核心位置已经靠近吸力面。吸力面分支因流动过程中的耗散和横向压力梯度的作用向吸力面/端壁角区靠近。“翼刀涡”因通道涡的作用沿流向向下游发展时强度会降低, 从二次流矢量图上看到有一定程度的横向流动。从测量面 5 到测量面 6 及 7, 马蹄涡的压力面分支核心靠近到达吸力面/端壁角区, 影响范围沿横向波及整个节距、沿纵向占 30% 叶高, 形成通道涡。马蹄涡的吸力面分支由于耗散而减弱, 强度逐渐降低。由于 5 孔探针的测量精度有限, 加上测量时出现的回流, 因此在截面 3~5 很难精确地找到小的旋涡。但从流场的涡系结构分析, 从 3~5 截面气流在流动过程中遇到翼刀也会产生一个非常小的鞍点分离, 形成两个小的分支, 由图 7(c, d) 就可以发现其中朝向压力面一侧的分支, 在向下游的流动过程中, 绕过翼刀顶部, 并最终形成了一个与通道涡方向相反的“翼刀涡”。

加装翼刀之后, 叶栅接近端壁处的叶栅节距平均出口气流角变化不大[见图 4(b)], 在叶栅中部, 当翼刀靠近吸力面时, 出口气流角增加, 可以这样认为: 由于安装翼刀的位置靠近吸力面, 前面所提到的“翼刀涡”在端壁区域影响了新生的附面层, 在通道涡的作用下沿叶展方向向叶栅中部发

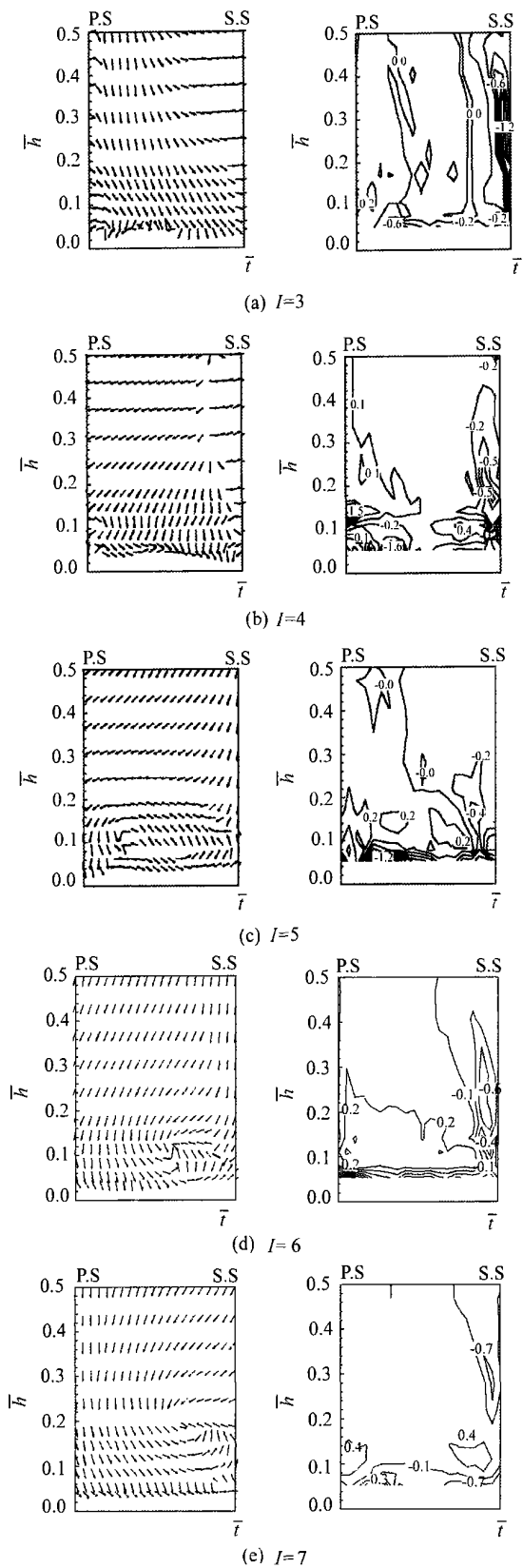


图 7 栅内不同截面的二次流矢量和涡量分布图
Fig. 7 Secondary velocity vectors and contours of vorticity in the planes perpendicular at inner cascade

展,叶片吸力面的附面层增厚,使气流的转折程度落后于常规叶栅;当翼刀远离吸力面时,出口气流角增加,这由于端壁附层向吸力面/端壁角区的流动受阻,通道涡减弱;同时由于翼刀靠近压力面,阻断了一部分低能流体向吸力面/端壁角区的迁移,被通道涡卷入吸力面的低能流体减少,因此气流得到充分的回转。

从节距平均扩压因子沿叶高的分布来看[图 4(c)],当翼刀位置远离吸力面时,叶片中部的扩压因子有一定程度的增加,叶片根部的扩压因子减小。这表明,安装翼刀后,叶栅的沿叶展方向的负荷分布有了一定程度的改变,合理选择翼刀的安装位置可以使叶片中部的负荷增加,根部的负荷降低,从而改善叶栅沿叶展方向的负荷分配,使负荷沿叶展方向的分布比较均匀。

3 结 论

(1) 压气机叶栅中,采用叶栅端壁加装翼刀,在实验所进行的条件下,叶栅总损失随翼刀靠近压力面而减小,存在使叶栅总损失降低的最佳翼刀位置。在此安装位置下($\bar{t}=70\%T$),叶栅总损失与常规叶栅相比降低了 9.3%。

(2) 在叶栅端壁加装翼刀,对端壁附面层内的低能流体向吸力面/端壁角区的横向流动起了阻断作用,使吸力面/壁角区的二次流损失比常规叶栅小。加装翼刀虽然引起了一定的附加损失,但当翼刀位置靠近压力面时,附加损失小于加翼刀所带来的近端壁二次流损失的减小,叶栅的总损失降低。

(3) 安装翼刀后,虽然在流道中增加了新的涡系结构,产生了翼刀涡,这个涡的存在减弱了通道涡的强度和尺寸,降低了叶栅中的二次流损失。

(4) 安装翼刀后,叶栅出口气流角在叶栅端壁附近沿叶高变化不大,叶栅近中部出口气流角的变化规律是:当翼刀靠近吸力面时,出口气流角减小;远离吸力面时,出口气流角增角,气流的转折程度增加。

(5) 安装翼刀后,叶片负荷沿叶展方向的分布有了一定程度的改变,合理选择翼刀的安装位置可以使叶片的中部负荷增加,根部的负荷降低,从而改善叶片负荷改善沿叶展方向的分布状况。

参考文献:

[1] 叶大均,王仲奇.叶轮机械真实流动损失机理及控制方法的研究[R].国家自然科学基金委,工程热物理中关键性问题

研究,第一部分—学术研究总结,1992.

- [2] Harthorne W R. The Application of Secondary Flow Analysis to the Solution of Internal Flow Problems[J]. *Fluid Mechanics of Internal Flow*, Elsevier, G. Sovran, 1974: 391~401.
- [3] Wang H P. Flow Visualization in a Linear Turbine Cascade of High Performance Turbine Blade[R]. 1995, *ASME Paper* 95-GT-7.
- [4] Denton J D. Loss Mechanisms in Turbomachines[R]. *ASME Paper* 93-GT-435.
- [5] 秦绪山. 非对称端壁结合弯曲叶片控制叶栅内二次流动的机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2002.
- [6] Harvey N W, Breman G, Newman D A, Rose M G. Improving Turbine Efficiency Sing Non-Ax Symmetric End Wall[R]. *ASME* 2002, GT-2002-30337.
- [7] Hartland J, Smith D G. A Design Method for the Profiling of End Walls in Turbines[R]. *ASME* 2002, GT-2002-30433.
- [8] Kawai T, Adachi T. Effects of Blade Boundary Layer Fences on Secondary Flow and Losses in a Turbine Cascade[R]. 1987 *Tokyo International Gas Turbine Congress*, 87-TOKYO-IGTC-16, PP: 115~122.
- [9] Tatsuo Kawai, Shuji Shinoki, Tsutomu Adachi. Secondary Flow Control and Loss Reduction in a Turbine Cascade Using Endwall Fences[J]. *JSME International Journal, Series* II, 1989, 32(3): 375~387.
- [10] Tatsuo Kawai, Shuji Shinoki, Tsutomu Adachi. Visualization Study of Three-Dimensional Flows in a Turbine Cascade Endwall Region[J]. *JSME International Journal, Series* II, 1990, 33(2): 256~263.
- [11] 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.
- [12] Tatsuo Kawai. Effect of Combined Boundary Layer Fences on Turbine Secondary Flow and Losses[J]. *JSME International Journal, Series B*, 1994, 37(2): 377~387.
- [13] Young J Moon, Sung-Ryong Koh. Counter-Rotating Streamwise Vortex Formation in the Turbine Cascade with Endwall Fence[J]. *Computer Fluids*, 2001, 30: 473~490.
- [14] 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.
- [15] 刘艳明, 钟兢军, 李海滨, 王松涛. 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): 666~670.
- LIU Yan-ming, ZHONG Jing-jun, LI Hai-bin, et al. The Influence of Endwall Wing Fence Length on Secondary Flow in Compressor Cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(5): 666~670.