

小展弦比叶栅非轴对称端壁造型及 气动性能的数值研究

孙皓, 宋立明, 李军, 丰镇平

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 提出了基于双控制型线的非轴对称端壁造型新方法,并在某小展弦比叶栅的上下端壁上完成了非轴对称端壁造型设计.采用数值求解 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS)和考虑转捩模型的 SST 湍流模型对轴对称端壁原始叶栅和非轴对称端壁叶栅进行了详细的流场特性分析,结果表明:所提方法可以有效减少进入叶栅通道涡的低能流体,从而抑制了通道涡的发展,减少了二次流损失.由于叶栅展弦比较小,所以非轴对称端壁会影响到整个流场,使得出口气流角在整个叶高范围内有所增大,中叶展处叶片负荷下降,型面损失减少.与轴对称端壁原始叶栅相比,非轴对称端壁叶栅效率提高了 0.22%,从而验证了所提方法的有效性.

关键词: 叶栅;小展弦比;二次流损失;非轴对称端壁造型;数值研究

中图分类号: TK263 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2012)11-0006-06

Numerical Investigations on Nonaxisymmetrical End Wall Profiling and Aerodynamic Performance of a Low Aspect Ratio Cascade

SUN Hao, SONG Liming, LI Jun, FENG Zhenping

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: A new nonaxisymmetrical end wall profiling method based on two control curves was presented and the nonaxisymmetric end wall profiling of a low aspect ratio cascade was designed by the method. The detailed flow fields of the initial axisymmetrical end wall and the nonaxisymmetrical end wall profiling cascade were numerically investigated using the Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) and the SST turbulent model with transition effects. The results show that the nonaxisymmetric end wall reduces the low-energy fluids entering the passage vortex and thus inhibits the development of the passage vortex, resulting in the decrease in the secondary loss. The nonaxisymmetric end wall influences the whole flow field due to the low aspect ratio. The outlet flow angle increases along the whole blade span. In the midspan, the decrease in the blade loading results in the reduction of the profile loss. In addition, the efficiency of end wall profiling cascade increases by 0.22%, compared with that of the initial cascade. The present nonaxisymmetrical end wall profiling method is practicable and feasible.

Keywords: cascade; low aspect ratio; secondary flow loss; nonaxisymmetrical end wall profiling; numerical investigation

随着耐高温材料的开发和叶片冷却技术的改进, 燃气轮机透平的进口温度提高,压比提升,从而导致

叶片负荷不断提高,叶栅端壁次流损失增加,特别是在高压透平中,由于叶片展弦比相对较小,端壁次流损失较为显著,所以对透平的气动性能影响很大。

Rose 等^[1-3]提出透平叶栅通道中采用非轴对称端壁设计可以减少端部二次流损失,并在燃机高压级动叶非轴对称端壁造型设计中首次利用平面叶栅吹风实验台进行了实验验证。Germain 等^[4]在一级半透平实验台上对非轴对称端壁造型进行了实验测试,结果表明采用非轴对称端壁可以显著提高透平级效率。Sonoda 等^[5]对跨声速条件下非轴对称端壁叶栅的气动性能进行了研究。李国君等^[6-7]针对静叶栅非轴对称端壁造型技术进行了研究。高增珣^[8]对静叶端壁进行了优化设计。刘波^[9]详细分析了端壁造型对通道涡发展过程的影响。

本文以减少叶栅二次流损失为目的,提出了基于双控制型线的非轴对称端壁造型新方法,在某小展弦比环形叶栅的上下端壁上完成了非轴对称端壁造型设计,同时采用数值求解 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS)和考虑转捩模型的 SST 湍流模型对轴对称端壁原始叶栅和非轴对称端壁设计叶栅进行了详细的流场特性分析,以探讨抑制二次流的方法和提高叶栅气动性能的机理。

1 非轴对称端壁造型方法

非轴对称端壁的基本形态是在吸力面附近形成凹面,而在压力面附近形成凸面,从而改变流场的速度和压力分布,抑制二次流的发展。

本文采用周向和轴向两个控制型线来生成环形叶栅三维端壁曲面,见图 1a。在周向,控制型线起点和终点分别位于吸力面和压力面,在吸力面附近形成端壁凹区,以提高该区域的压力。在轴向,根据一系列轴向位置固定的控制点生成一个三次样条曲线,以保证曲率 K 连续,见图 1b 和图 1c 中下端壁对应的轴向控制型线及曲率分布。轴向控制线的横坐标为相对轴向弦长 c_{ax} ($0\sim1$),纵坐标为造型幅度与叶高的比值 $\Delta R/H$,起点和终点坐标位置保持不变,以便于和叶栅进出口端壁衔接。相对轴向弦长

$$c_{ax} = (Z_{local} - Z_{Le}) / (Z_{Te} - Z_{Le})$$

式中: Z_{local} 为坐标点的轴向位置; Z_{Le} 、 Z_{Te} 分别为前缘和尾缘的轴向位置。

以下端部为例,曲率为正,端壁面下凹,流场附近局部压力升高,曲率为负,压力下降,压力幅值与曲率呈正比关系,因此在进行端壁造型设计时可以通过改变控制点纵坐标的大小来调整轴向控制型线

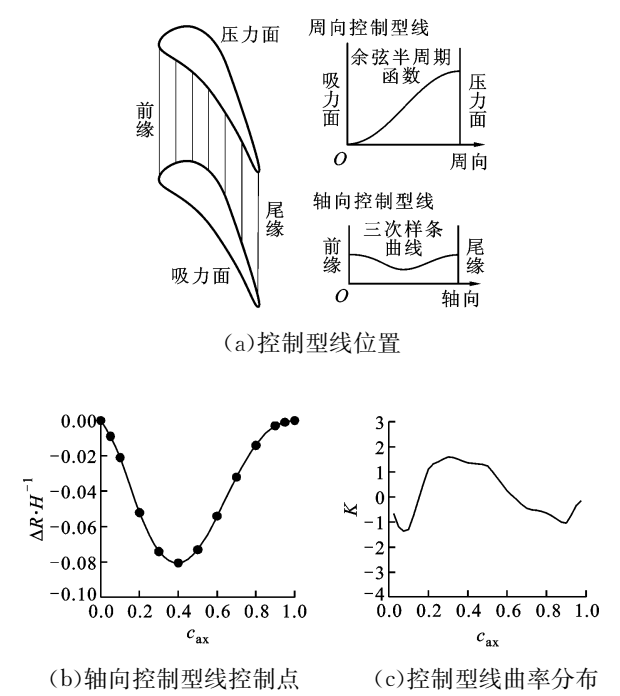


图 1 端壁造型示意

的曲率分布。根据某一位置曲率的大小可预见该位置流场的压力变化,所以在二次流发展的关键区域选择性地形成正曲率分布可以减小周向压力梯度,抑制通道涡的发展。

表 1 为小展弦比静叶叶栅的几何参数。根据双控制型线法设计的上下端壁非轴对称端壁造型如图 2 所示。由于叶栅在不同叶高处的型线相同,因此上下非轴对称端壁的形态基本相似,但非轴对称上端壁造型的变化幅度较小,这是因为上端壁叶片负荷大,吸力面附近速度高,动压头大。所以,造型的小幅度变化不会影响压力的变化。

表 1 叶栅几何参数

弦长/mm	叶高/mm	展弦比	相对栅距	出口马赫数
87.2	50	0.57	0.9	0.51

2 数值计算方法

采用 CFD 商用软件 NUMECA 中的 AutoGrid 模块来生成带有非轴对称端壁的叶栅通道网格,根据双控制型线端壁造型方法生成非轴对称端壁曲面,但需改写 Geomturbo 几何文件。采用 HOH 网格模板对壁面网格进行加密,以保证 $y^+ < 2$ 。图 3 为原始叶栅和非轴对称端壁叶栅的计算网格,以及非轴对称上端壁和下端壁处的网格。由非轴对称端壁造型设计的环形叶栅网格节点总数为 64 万,在端壁面及其与叶片的结合处要保证较好的网格质量。

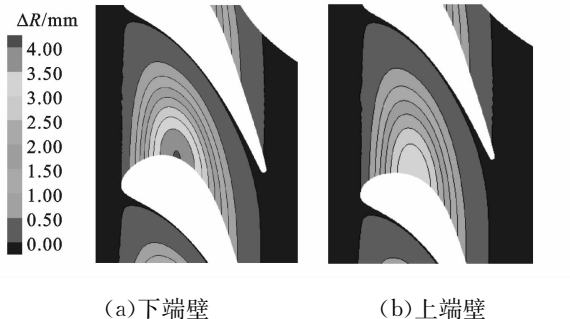


图2 静叶非轴对称端壁造型变化幅度

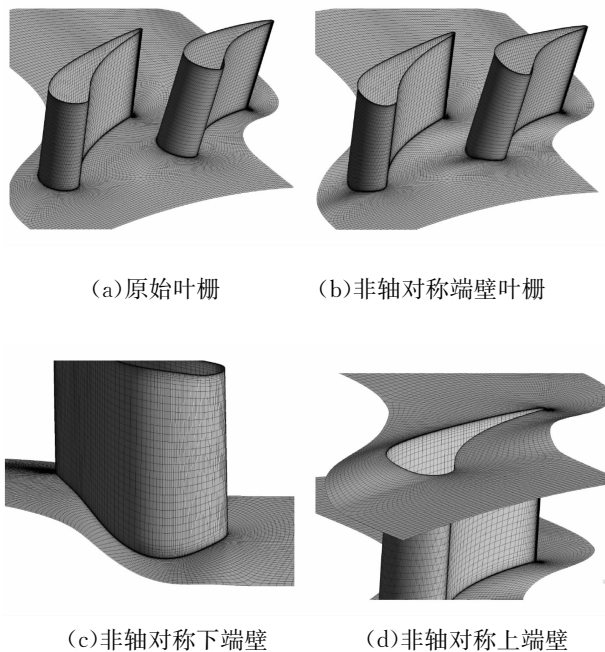


图3 原始叶栅和非轴对称端壁叶栅及其计算网格

数值计算采用了 ANSYS-CFX 软件,其中:进口边界为总温、总压,总压 $P_0 = 141.855 \text{ kPa}$,总温 $T_0 = 300 \text{ K}$;出口边界为平均静压, $P = 116.684 \text{ kPa}$. 流项空间差分采用高精度混合格式,湍流模型为 SST 模型,边界层的求解中增加了转捩模型.

3 结果与分析

3.1 压力场变化

图4~图6分别为1%、50%和99%叶高处原始叶栅和非轴对称端壁叶栅的静压系数分布. 静压系数

$$C_{ps} = (P_{\text{local}} - P_{\text{out}}) / 0.5\rho V_{\text{out}}^2 \quad (1)$$

式中: P_{local} 为当地静压; P_{out} 为出口截面静压; ρ 为密度; V_{out} 为出口速度, $0.5\rho V_{\text{out}}^2$ 为出口动压头.

在下端壁,对比图1c和图4可以发现,16%~60% c_{ax} 内,正曲率对应着吸力面压力的升高和周向

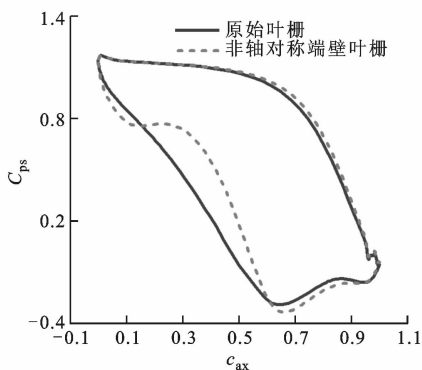


图4 1%叶高处静压系数的分布

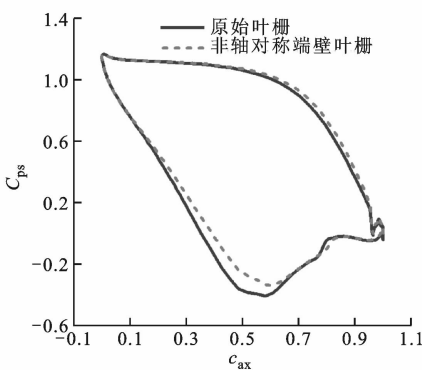


图5 50%叶高处静压系数的分布

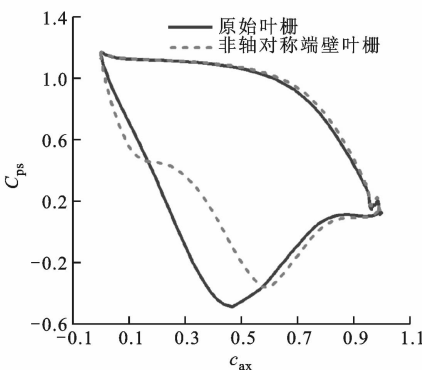
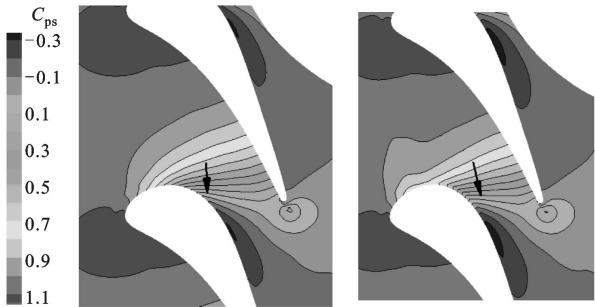


图6 99%叶高处静压系数的分布

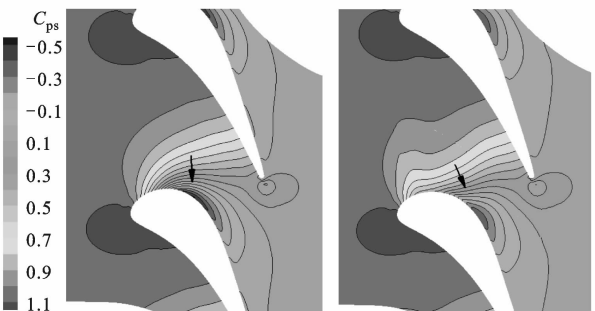
压力梯度的减小. 30% c_{ax} 处,正曲率的最大值对应着最大的压力幅度变化. 图6中上端壁的压力变化趋势与下端壁相近,图5中中叶展的负荷有下降的趋势. 原因在于,对于小展弦比叶栅,采用端壁造型方法增大了喉部面积,在进、出口压比不变的前提下,喉部的速度降低,压力增大,叶片负荷下降,中叶展处流场受到了非轴对称端壁的影响.

图7和图8分别为下端壁和上端壁压力分布. 从图7可以看出,经非轴对称端壁设计,随着吸力面部分区域压力的升高,端壁压力梯度的方向发生了明显的变化,压力梯度的方向向轴向偏移,考虑到周

向压力梯度减小,这种变化意味着端壁边界层附近低能流体从压力面流向吸力面的驱动力有所减弱,从而减少了进入通道涡内的低能流体,这有利于降低通道的涡强度.图 8 上端壁流场中也有相同的迹象.因此,通过改变流场的压力分布,可以改变非轴对称端壁压力梯度的方向和大小,从而改变端壁附近低能流体的受力方向和大小,这有利于抑制通道涡的发展.



(a)原始叶栅 (b)非轴对称端壁叶栅
图 7 静叶下端壁压力场变化



(a)原始叶栅 (b)非轴对称端壁叶栅
图 8 静叶上端壁压力场变化

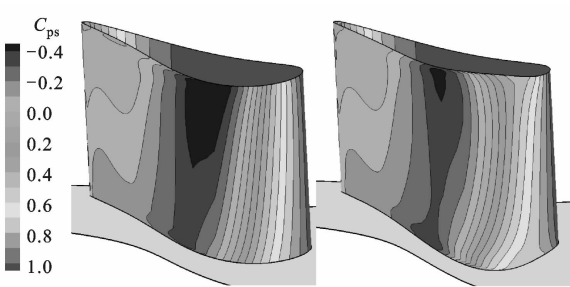
图 9 为原始叶栅和非轴对称端壁叶栅吸力面的静压系数分布. 由于叶栅展弦比较小,采用非轴对称端壁造型,整个吸力面的压力场受到了明显的影响. 在上、下端壁处,部分区域的压力明显升高;在叶栅中部、喉部,压力明显上升,叶片负荷减小.

3.2 涡量场变化

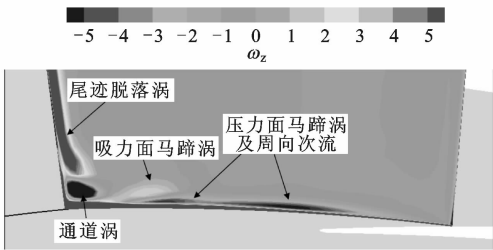
图 10 为原始叶栅和非轴对称端壁叶栅在 80% 轴向弦长处下端壁附近流场的轴向涡量分布. 轴向涡量

$$\omega_z = \omega_z c / V_{out} \tag{2}$$
式中: ω_z 为轴向涡量; c 为弦长.

在端壁边界层的上部存在着与通道涡方向相同的低能流体,这部分流体由压力面马蹄涡和周向次



(a)原始叶栅 (b)非轴对称端壁叶栅
图 9 静叶吸力面压力变化



(a)原始叶栅



(b)非轴对称端壁叶栅

图 10 80%轴向弦长处下端壁附近轴向涡量的分布

流组成. 在通道涡的发展过程中,低能流体不断进入通道涡的内部,从而增强了通道涡且影响范围不断增大.图 10 中非轴对称端壁上部的低能流体强度明显比轴向涡量强度弱.结合压力场的分析可知,采用非轴对称端壁,周向压力梯度减小,压力梯度的方向更加接近于轴向,从而削弱了叶栅通道内低能流体的周向流动,降低了周向次流对应的轴向涡量的强度.

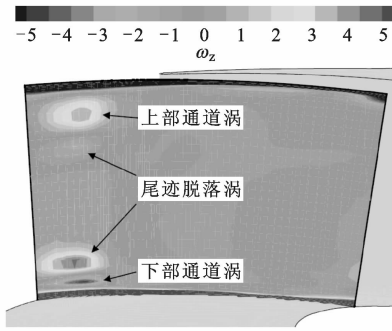
图 11 为原始叶栅和非轴对称端壁叶栅出口截面(110%轴向弦长处)上的轴向涡量分布.在非轴对称端壁的影响下,上、下通道涡对应的轴向涡量明显减小.可见,叶栅通道内周向次流的削弱抑制了叶栅通道涡,表明本文方法可有效降低通道涡的强度.

3.3 总压损失系数与出口气流角

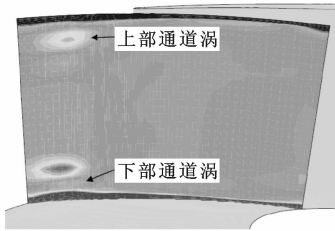
图 12 为原始叶栅和非轴对称端壁叶栅在出口截面上的总压损失系数的分布.总压损失系数为

$$C_{pt} = (P_{0,inlet} - P_{0,local}) / 0.5\rho V_{out}^2 \tag{3}$$

式中: $P_{0,inlet}$ 为进口总压; $P_{0,local}$ 为当地总压.

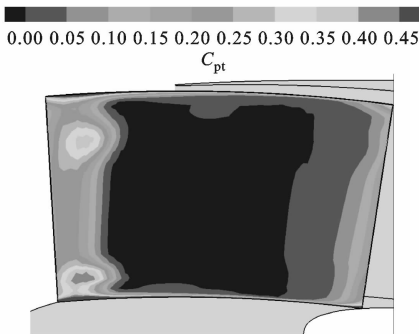


(a)原始叶栅

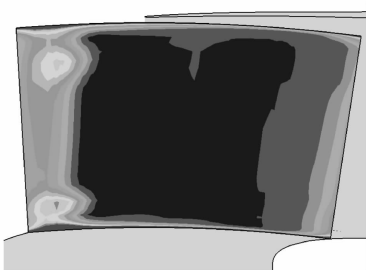


(b)非轴对称端壁叶栅

图 11 110%轴向弦长处轴向涡量的分布



(a)原始叶栅



(b)非轴对称端壁叶栅

图 12 110%轴向弦长处总压损失系数的分布

与图 11 对比后发现,图 12 中叶栅上部和下部由尾迹脱落涡和通道涡引起的高损失区域所对应的二次流损失明显减少,尾迹区的损失减少. 图 13 为

出口截面周向平均总压损失系数沿 h/H (h 为距离叶根的叶高,叶根处叶高值为 0,叶顶高度为 H) 的分布. 在非轴对称端壁的影响下,原始叶栅 10%和 80%叶高处所对应的二次流高损失区域缩小,损失峰值下降,中叶展处的型面损失减小,这是叶片负荷减小带来的影响.

图 14 为气流角沿着叶高的分布. 出口气流角为

$$\alpha = \arctan(V_z/V_t) \quad (4)$$

式中: V_z 、 V_t 分别为轴向和周向速度分量.

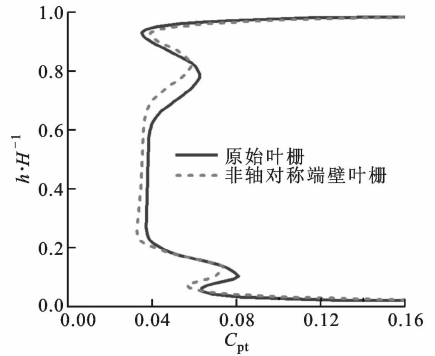


图 13 110%轴向弦长处总压损失系数沿 h/H 的分布

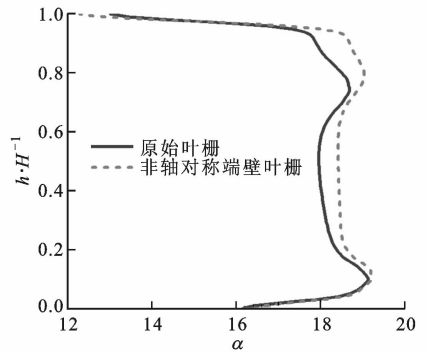


图 14 110%轴向弦长处出口气流角沿叶高的分布

与原始叶栅相比,非轴对称端壁叶栅对应的出口气流角整体增大,原因在于整个叶高范围内,叶片负荷减小,周向作用力减弱,特别是在上端壁附近,由于喉部附近压力场的变化,致使气流角的变化幅度较大.

图 15 为气流偏转角沿叶高的分布. 气流偏转角定义为

$$\alpha_D = \alpha - \bar{\alpha} \quad (5)$$

式中: $\bar{\alpha}$ 为 50%叶高处气流角. 由图 15 中气流偏转角的分布表明,二次流引起了气流的过偏转(α_D 为负值)和欠偏转(α_D 为正值). 采用非轴对称端壁明显减小了上、下端壁附近的气流欠偏转和过偏转的程度,从另一个侧面证实了二次流强度有所减弱.

表 2 为出口截面上(110%轴向弦长)的叶栅气

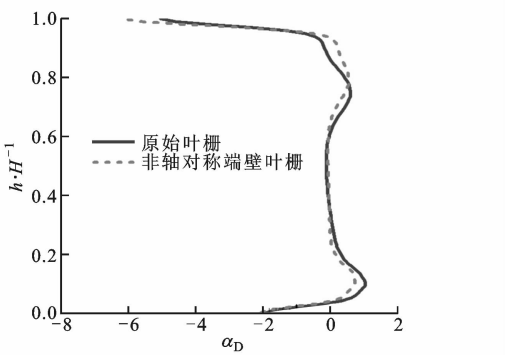


图 15 110%轴向弦长处气流偏转角沿叶高的分布

动性能参数. 非轴对称端壁叶栅喉部面积增大,流量有所提高. 二次流强度削弱,总压损失系数相对减小了 4.6%,叶栅效率 η 提高了 0.22%,出口气流角 α 增大了 0.4°. 叶栅效率

$$\eta = (P_{0,out} - P_{out}) / (P_{0,inlet} - P_{out}) \quad (6)$$

表 2 叶栅气动性能参数

叶栅	$\dot{m}/\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	$C_{pt}/\%$	$\eta/\%$	$\alpha/(\text{°})$
原始	9.034	5.659	95.16	18.22
非轴对称端壁	9.207	5.397	95.38	18.62

4 结 论

本文提出了基于双控制型线的非轴对称端壁造型设计方法,以此完成了小展弦比环形静叶栅的上、下端壁的非轴对称端壁造型的设计,同时对比了原始和非轴对称端壁叶栅的气动性能和流场特性. 可以看出,采用双控制型线方法设计出的非轴对称端壁可有效减少环形叶栅中的二次流损失,提高叶栅的气动性能. 采用非轴对称端壁,周向压力梯度减小,压力梯度的方向向轴向偏移,从而削弱了叶栅通道内端壁附近的周向次流,减少了进入通道涡的低能流体,抑制了通道涡的发展,这也是叶栅二次流损失减小的主要原因. 研究结果同时验证了,本文非轴对称端壁造型设计方法对减少透平叶栅的二次流损失和提高气动效率是有效的.

参考文献:

[1] ROSE M G. Non-axisymmetric endwall profiling in the HP NGVs of an axial flow gas turbine [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 1994 Power for Land, Sea & Air. New York, USA: ASME, 1994: 249.

[2] HARVEY N, ROSE M, SEAMAN P, et al. Nonaxisymmetric turbine end wall design; Part I Three-

dimensional linear design system [J]. Transactions of the ASME: Journal of Turbomachinery, 2000, 122(2): 278-285.

[3] HARTLAND J C, SMITH D G, HARVEY N, et al. Nonaxisymmetric turbine end wall design; Part II Experimental validation [J]. Transactions of the ASME: Journal of Turbomachinery, 2000, 122(2): 286-293.

[4] GERMAIN T, NAGEL M G. Improving efficiency of a high work turbine using nonaxisymmetric endwalls- Part I Endwall design and performance [J]. Transactions of the ASME: Journal of Turbomachinery, 2010, 132(2): 8-18.

[5] SONODA T, HASENJAGER M, ARIMA T, et al. Effect of end wall contouring on performance of ultra-low aspect ratio transonic turbine inlet guide vanes [J]. Transactions of the ASME: Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 011020.

[6] 李国君, 马晓永, 李军. 非轴对称端壁造型及其对叶栅损失影响的数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(11): 1169-1172.

LI Guojun, MA Xiaoyong, LI Jun. Non-axisymmetric turbine end wall profiling and numerical investigation of its effect on the turbine cascade loss [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2005, 39(11): 1169-1172.

[7] 汪传美, 李国君, 郑金, 等. 非轴对称端壁造型技术的实验研究 [J]. 西安交通大学学报, 2008, 42(9): 1086-1190.

WANG Chuanmei, LI Guojun, ZHENG Jin, et al. Experimental investigation of non-axisymmetric end-wall profiling technique in cascade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2008, 42(9): 1086-1190.

[8] 高增珣, 高学林, 袁新. 透平叶栅非轴对称端壁的气动最优化设计 [J]. 工程热物理学报, 2007, 28(4): 589-591.

GAO Zengxun, Gao Xuelin, YUAN Xin. Aerodynamic optimal design of non-axisymmetric endwall for a turbine cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(4): 589-591.

[9] 刘波, 管继伟, 陈云永, 等. 用端壁造型减少涡轮叶栅二次流损失的数值研究 [J]. 推进技术, 2008, 29(3): 355-359.

LIU Bo, GUAN Jiwei, CHEN Yunyong, et al. Numerical investigation for effect of non-axisymmetric endwall profiling on secondary flow in turbine cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 355-359.

(编辑 苗凌)