

## 翘曲端壁对大折转角压气机叶栅流动的影响

崔可, 宋彦萍, 刘华坪, 陈浮

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 研究了翘曲端壁对大折转角压气机叶栅流动的影响. 结果表明: 翘曲最高点位于压力面时效果较好, 翘曲高度为2%叶高时出口总压损失下降约5.8%; 而翘曲最高点位于压力面与吸力面之间时效果则不理想; 翘曲高度为5%叶高、翘曲最高点距压力面为0.25倍节距时出口总压损失增加约3.4%, 此时端壁附近压力梯度呈先顺后逆变化, 低能流体由压力面端区迁移至10%叶高处与吸力面附近低能流体汇合, 增加了流道内二次流强度; 当来流攻角不为零时, 下端壁翘曲所构造的反向压差对于减小二次流强度、降低出口总压损失的效果仍比较明显,  $+3^\circ$ 攻角下出口总压损失减小约5.6%,  $-3^\circ$ 攻角下出口总压损失减小约3.5%, 但同时其导致的负荷沿径向重新分配也将使得上端壁附近流动状况也发生改变.

**关 键 词:** 翘曲; 端壁造型; 大折转角; 压气机; 二次流

**中图分类号:** V231.1

**文献标志码:** A

## Influence of bump end wall on cascade flow of high turning-bowed compressor

CUI Ke, SONG Yan-ping, LIU Hua-ping, CHEN Fu

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** The influence of bump end wall on flow cascade of high turning-bowed compressor was investigated. The result shows that the influence is better when the bump salient point is located on the pressure side, and the outlet total pressure loss obtains 5.8% reduction when the height of bump is 2% of the whole blade height. However, a poor result may be obtained as the salient bump point was located between the pressure side and the suction side. When the salient bump point of the end wall profile is 25% pitch away from the pressure side and the height of bump is 5% of the whole blade height, the outlet total pressure loss may get an increase of 3.4%, and the pressure gradient near the end wall changes from positive to negative, thus making the low energy fluid near the end wall of the pressure side transfer to the position of 10% of the whole blade height on the suction side and join into the low energy fluid near the suction side, strengthening the local secondary flow. As the angle of attack changes, the reverse differential pressure constructed by the lower bump end wall can still obviously reduce the intensity of the local secondary flow as well as the outlet total pressure loss; the outlet total pressure loss obtains a 5.6% reduction at the angle of attack of  $+3^\circ$  and a 3.5% at the angle of attack of  $-3^\circ$ . Meanwhile, the redistribution of the load along the radial direction due to this differential pressure will also change the flow near the upper end wall.

**收稿日期:** 2013-12-17

**基金项目:** 国家自然科学基金(51121004)

**作者简介:** 崔可(1987—), 男, 湖南湘潭人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

**Key words:** bump; end wall profile; high turning-bowed; compressor; secondary flow

随着航空发动机推质比不断增加,采用高负荷叶栅已成为研发高性能压气机的一种有效措施.叶片负荷的提高一般伴随着流动损失的增大,因此各种降低高负荷叶栅流道内流动损失的方法引起了众多研究者的重视.压气机叶栅流道内的总损失包括叶型损失、激波损失,二次流损失等<sup>[1-4]</sup>,其中二次流损失所占比例较大. Howell<sup>[5]</sup>认为,压气机中以二次流损失为主的端壁损失约占总损失的30%左右.叶片压力面与吸力面间的横向压力梯度是流道内产生横向二次流的根本原因,因此减小此横向压差是减弱二次流的有效手段.1994年, Rose<sup>[6]</sup>率先提出非轴对称端壁造型涡轮静叶栅的概念,一些学者通过数值模拟及实验研究的方法分析了非轴对称端壁对栅内二次流损失的影响,结果表明非对称端壁造型是一种减小栅内通道涡强度、降低叶栅出口气流参数不均匀性的有效方法<sup>[7-10]</sup>. 李国君等<sup>[11]</sup>则根据非对称端壁造型的基本原理,即利用流线曲率变化来减小流道内部的横向压力梯度,提出了采用三角函数构建端壁型面的造型方法.此外,比较成熟的端壁造型方法还包括 forward and inverse 3-D design (FAITH)<sup>[12]</sup>、叶型中弧线旋转法<sup>[13]</sup>等.应用 FAITH 方法造型之前需要对流道内各不同区域预先进行较为准确的流场分析,根据分析结果对不同区域进行分别造型,因此对于流场情况比较接近的同类叶栅而言,这一方法使用比较方便,但对于不同工况下的叶栅而言,整个造型流程则比较烦琐.而叶型中弧线旋转法的基本思想是流道内的横向压力梯度是由于叶型(或流线)沿流动方向发展引起的,因而通过将叶片型线镜像到端壁处将有助于降低通道内的横向二次流强度.三角函数法造型方法的原理则相对简单,具体而言就是通过端壁的“上凸”以及“下凹”来改变造型处流动速度从而达到改变压力的目的.同时,由于三角函数的高阶可导性,可以很好地保证叶栅通道入口与流道内翘曲端壁间的平缓过渡,因此这一造型方法对于流道进出口处的流动特性影响较小.

上述非对称端壁造型方法一般是应用于涡轮叶栅内的二次流控制,对于压气机叶栅而言,叶栅通道内的横向压力梯度相对比涡轮叶栅内更高,因而通过非对称端壁造型方法来控制压气机内的横向二次流、减小二次流损失具有更广阔的前景.

因此,本文基于复合三角函数端壁造型方法,对某大折转角压气机叶栅端壁几何造型进行了不同方案改进,通过对原型和改型叶栅的数值模拟,分析了端壁造型对大折转角压气机叶栅变攻角特性的影响.

## 1 造型方法介绍

非轴对称端壁造型的基本原理是利用流线曲率的变化控制流道内部的横向压力梯度,流线曲率小于零时可使流动加速、压力下降,流线曲率大于零时可延迟流动、增加压力<sup>[14]</sup>.因此,若使叶片吸力面、压力面附近的端壁分别形成“凹”与“凸”的几何形状,就能通过降低端壁处吸力面与压力面间的横向压差,以达到控制横向二次流、减小二次流损失的目的.表1给出了作为本文研究对象的大折转角压气机的叶栅部分几何参数和气动参数.

表1 叶栅部分几何参数和气动参数

Table 1 Geometric and aerodynamic parameters of cascade

| 参数        | 数值     |
|-----------|--------|
| 弦长 /mm    | 128    |
| 展弦比 /     | 1.25   |
| 安装角/(°)   | 18.174 |
| 几何进气角/(°) | 48.2   |
| 几何出气角/(°) | -11.8  |

通过调整控制点径向即  $z$  向坐标,改变凸起最高点沿周向位置及其高度,得到不同凹凸形状的端壁造型.根据三角函数造型法,控制点  $z$  向坐标由式(1)给出

$$z(x, y) = z_i(x) \times z_j(y) \quad (1)$$

其中  $z_i(x)$  为流面造型函数,  $z_j(y)$  为横截面造型函数,由式(2)和式(3)给出

$$z_i(x) = A \cos \left[ \pi \left( \frac{x}{x_{te} - x_{le}} + \frac{1}{2} \frac{x_{te} + x_{le}}{x_{te} - x_{le}} \right) \right] \quad (2)$$

$$z_j(y) = z_i(x_i) \sin \left[ \pi \left( \frac{y}{y_{ps} - y_{ss}} + \frac{1}{2} \frac{y_{ps} + y_{ss}}{y_{ss} - y_{ps}} + \alpha \right) \right] \quad (3)$$

式中下标 le, te, ps, ss (缩写 LE, TE, PS, SS) 分别

代表叶片前缘、尾缘、压力面以及吸力面(同图1).  $z_i(x)$ 中的系数  $A$  与叶高  $H$  有关,文中取 2% 叶高与 5% 叶高两组不同值,即  $A=2\% H$ ,  $A=5\% H$ . 系数  $\alpha$  则是用于控制凸起最高点沿周向相对位置,其取值范围为 0~1. 其中  $\alpha=0$  或 1 分别表示最高点位于压力面或吸力面,  $\alpha=0.5$  时最高点位于流道正中间,依此类推. 文中沿周向一共选取了 2 个不同最高点位置,分别为最高点位于压力面以及最高点位于流道中间距离压

力面为 0.25 倍节距处,即  $\alpha=0$  和  $\alpha=0.25$ . 流面造型函数以及横截面造型函数分别如图 1(a)与图 1(b)所示,图 1(c)为造型后的三维端壁型面示意图.

计算采用 CFX 软件,湍流模型选用标准  $k-\epsilon$  模型,无量纲  $y^+$  值范围为 20~50,对壁面附近网格进行了局部加密,总网格数约为 90 万. 进口条件按实验条件给定总压径向分布,出口条件为大气压.

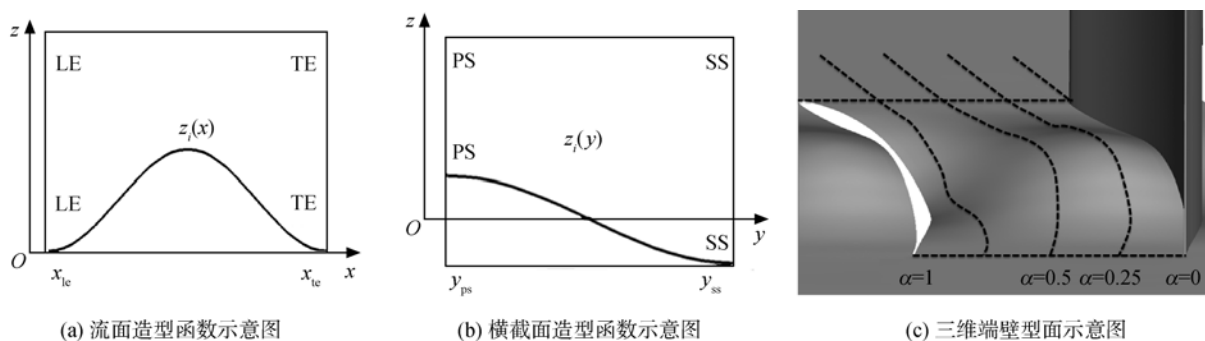


图1 端壁造型函数说明

Fig.1 Function illustration of end wall design

## 2 结果分析

为便于分析,这里对不同方案进行简写标定,并作如下说明:原型叶栅方案用  $o_{ri}$  表示,  $=2\% H$  用  $a_{mp2}$  表示,  $=0.25$  用  $p_{ha25}$  表示,  $=0$  用  $p_{ha00}$  表示,即  $a_{mp2}_{p_{ha25}}$  表示  $=2\%$ ,  $=0.25$  方案,依此类推.

### 2.1 设计攻角

图2为  $0^\circ$  攻角下原型叶栅 130% 轴向弦长处总压损失系数  $\omega_{tp}$  对比,可以看出,实验值与计算值<sup>[15-18]</sup>吻合较好. 表2给出的设计条件下不同轴向弦长处总压损失系数表明,50% 轴向弦长之前,翘曲端壁对栅内流动影响较小;其后的不同轴向截面处,随翘曲型线最高点周向位置由压力面向流道中间移动及其高度增加,不同方案的总压损失系数差别逐渐增大. 与原型叶栅方案相比,  $a_{mp2}_{p_{ha00}}$  方案总压损失下降最为明显,130% 轴向弦长总压损失减小约 5.8%;  $a_{mp2}_{p_{ha25}}$  方案效果较差,总压损失增加了约 3.4%.

图3、图4、图5分别为不同翘曲端壁方案下吸力面附近极限流线及 90% 轴向弦长处总压损失系数、静压系数分布情况,其中此处的无量纲静压系数定义为当地静压与入口总压之比. 可以看出,原型方案的下半叶高吸力面上的分离线从距

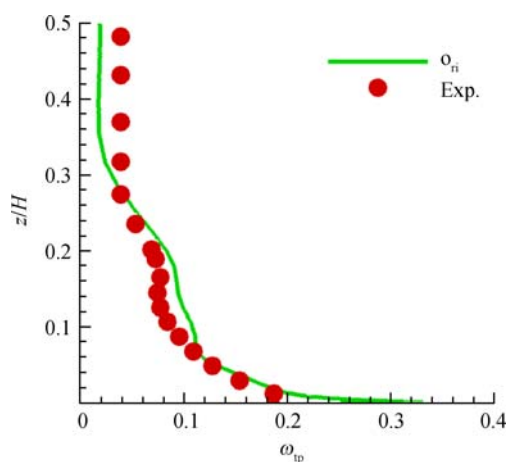


图2 出口截面径向总压损失系数分布

Fig.2 Radial distribution of outlet total pressure loss coefficient

前缘约 40% 轴向弦长处始至尾缘约 35% 叶高处止,分离区内出现明显的回流现象,吸力面角区损失较高.  $a_{mp2}_{p_{ha00}}$  方案的下半叶高吸力面上的分离线起始位置延迟至约 50% 轴向弦长处,分离区范围减小. 其原因在于,最高点位于压力面处的翘曲下端壁使得压力面附近流速增加而压力下降,该趋势随远离压力面而减弱,从而形成了一种从吸力面指向压力面的“反向”横向压力梯度,有效减弱了原有的从压力面指向吸力面的压力梯度,

使得二次流强度降低,避免了低能流体在吸力面角区的积聚.当翘曲下端壁最高点位于距压力面约 0.25 倍节距处时( $a_{mp5\_pha25}$  方案),尽管对低能流体横向迁移具有一定的阻碍作用,但在从压力面至 0.25 倍节距范围内形成的较强“正向”压力梯度的驱动下,压力面附近的端区低能流体能够越过翘曲端壁最高点,并向吸力面迁移,虽然从 0.25 倍节距处至吸力面之间也形成了“反向”横向压力梯度,但较多的低能流体积聚仍使得吸力面角区出现较大范围的高损失区.

表 2 设计条件下不同轴向弦长处的总压损失系数  
Table 2 Total pressure loss coefficient with different axial chord lengths at design condition

| 计算方案             | 10%轴向弦长 | 50%轴向弦长 | 90%轴向弦长 | 130%轴向弦长 |
|------------------|---------|---------|---------|----------|
| $o_{ri}$         | 0.024 0 | 0.022 0 | 0.069 8 | 0.067 6  |
| $a_{mp2\_pha00}$ | 0.024 1 | 0.022 9 | 0.063 8 | 0.063 7  |
| $a_{mp2\_pha25}$ | 0.025 1 | 0.022 4 | 0.070 0 | 0.066 9  |
| $a_{mp5\_pha00}$ | 0.024 7 | 0.025 3 | 0.063 2 | 0.065 7  |
| $a_{mp5\_pha25}$ | 0.025 4 | 0.025 8 | 0.068 0 | 0.069 9  |

图 3 吸力面附近极限流线  
Fig. 3 Limiting streamlines on suction

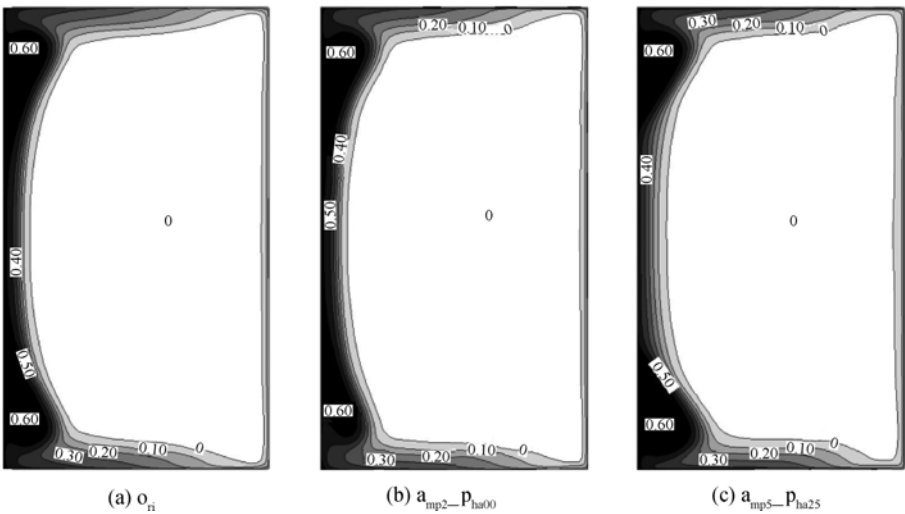


图 4 90%轴向弦长处总压损失系数  
Fig. 4 Total pressure loss coefficient of section at 90% chord length

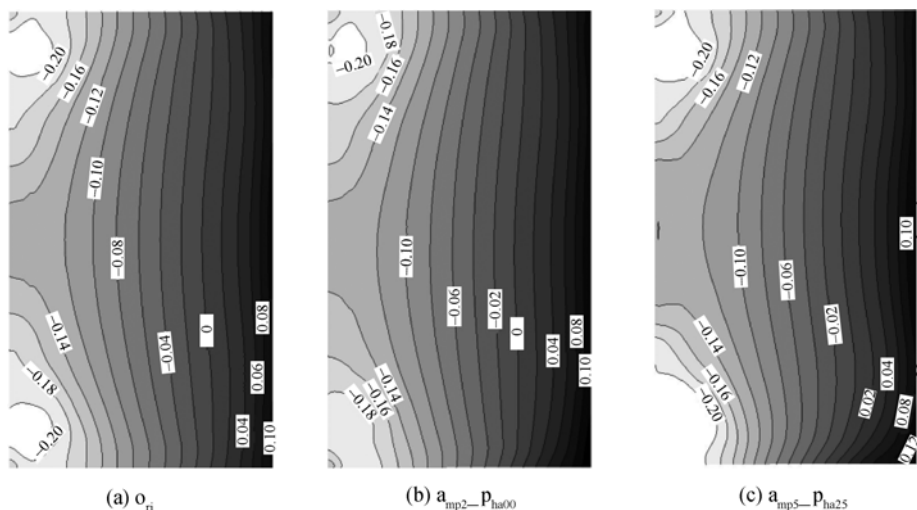


图5 90%轴向弦长处静压系数

Fig. 5 Static pressure coefficient of section at 90% chord length

图6所示的90%轴向弦长处径向静压系数( $C_p$ )分布表明, $a_{mp2\_p_{ha00}}$ 方案的下端壁至40%叶高范围内的静压明显提高且变化平缓,这意味着因分离导致的低压、高损失区变小,流体径向迁移减弱;而 $a_{mp5\_p_{ha25}}$ 方案的端壁附近压力梯度呈现一个“先顺后逆”的趋势,低能流体先向远离端壁方向运动,越过翘曲端壁最高点达到10%叶高处后,又被径向压力梯度所压制并向吸力面迁移.上述讨论表明,如果能够较好地选取翘曲端壁最高点周向位置及其高度等参数,就有可能实现既阻碍压力面附近端区低能流体的横向迁移,又避免吸力面附近低能流体角区积聚的目的,从而获得叶栅性能的进一步提升.

为了明晰翘曲下端壁对栅内二次流及其损失

分布的影响机制,定义如下二次流强度计算式:

$$= \sqrt{u_{,sec}^2 \times u_{,sec}^2 + v_{,sec}^2 \times v_{,sec}^2 + w_{,sec}^2 \times w_{,sec}^2}$$

式中 $u_{,sec}$ ,  $v_{,sec}$ ,  $w_{,sec}$ 分别为笛卡尔坐标系下二次流轴向、周向和径向分量.图7为90%轴向弦长处二次流强度分布,对比3种不同方案可以看出, $a_{mp2\_p_{ha00}}$ 方案下的二次流明显较弱,其表现为与原型相比,低能流体在吸力面下端壁角区的积聚较少,而原型在此处的二次流强度沿叶高基本为对称分布;而 $a_{mp5\_p_{ha25}}$ 方案时,低能流体从端壁附近“斜”向上迁移至约10%叶高处,并与叶栅中部吸力面附近的低能流体汇合,导致较为剧烈的二次流,使得二次流损失增加.

## 2.2 非设计攻角

表3为变攻角下原型与 $a_{mp2\_p_{ha00}}$ 方案130%轴向弦长处总压损失系数(表中 $\Delta$ 表示与原型相比总压损失系数改善的百分比).可以看出,翘曲端壁方案在 $-3^\circ$ 攻角下损失下降约3.5%, $+3^\circ$ 攻角下损失下降约5.6%,即攻角较小时,翘曲端壁仍然可以起到有效降低损失的目的.

图8~图10给出的不同攻角下原型叶栅与带翘曲端壁叶栅的出口截面静压系数 $C_p$ 分布及总压损失系数表明,随攻角增加, $a_{mp2\_p_{ha00}}$ 方案的下端壁附近静压越高,低能流体在吸力面角区的积聚越少,损失下降越加明显.这表明在文中研究的攻角范围内,随压气机叶栅负荷上升,压力面与吸力面之间的横向压力梯度加强,端壁附近的二次流及其导致的低能流体角区积聚越强,损失越高.而端壁翘曲所构造的“反向”横向压力梯度

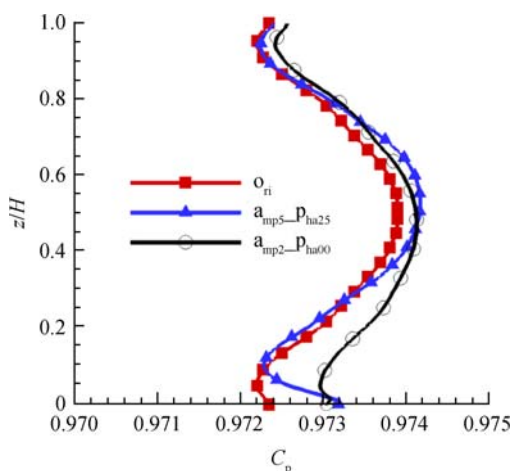


图6 90%轴向弦长处径向静压系数分布

Fig. 6 Radial distribution of static pressure coefficient at 90% chord length

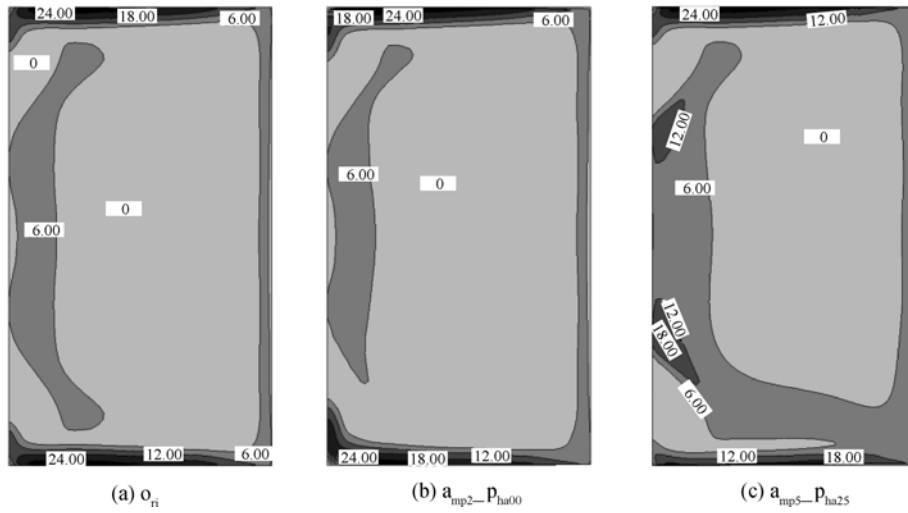


图 7 90%轴向弦长处二次流强度分布

Fig. 7 Intensity distribution of secondary flow at 90% chord length

表 3 130%轴向弦长处总压损失系数

Table 3 Total pressure loss coefficient at 130% chord length

| 攻角 $\beta/(^\circ)$ | 方案       |                    | /%   |
|---------------------|----------|--------------------|------|
|                     | $o_{ni}$ | $a_{mp2-p_{ha00}}$ |      |
| -3                  | 0.057    | 0.055              | -3.5 |
| 0                   | 0.067 6  | 0.063 7            | -5.8 |
| +3                  | 0.089    | 0.084              | -5.6 |

翘曲端壁不但显著影响下端壁附近的流动状况,而且上端壁附近的流动也发生了一定的改变.其

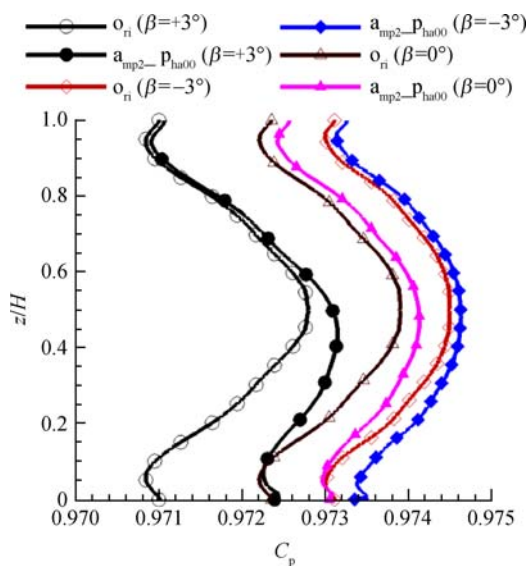


图 8 叶栅出口截面静压系数

Fig. 8 Static pressure coefficient of outlet section of cascade

所起到的抑制二次流、降低总压损失的效果也随之增强.值得注意的是,当攻角较大(如+3°)时,

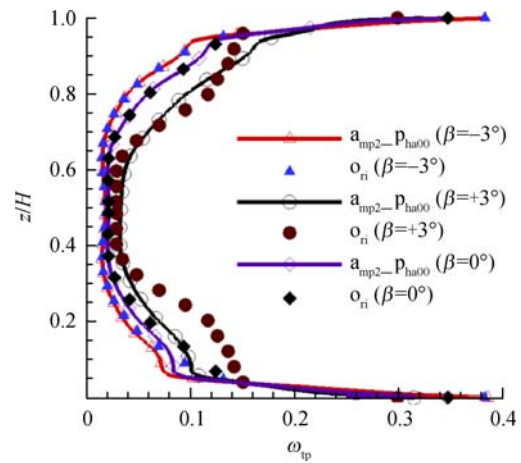
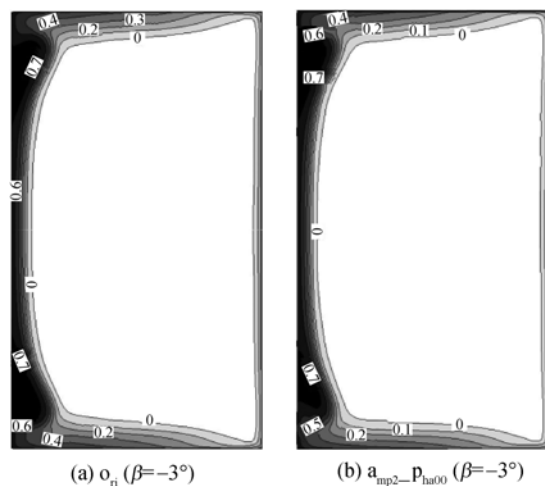


图 9 叶栅出口截面径向总压损失系数分布

Fig. 9 Radial distribution of total pressure loss coefficient of outlet section of cascade



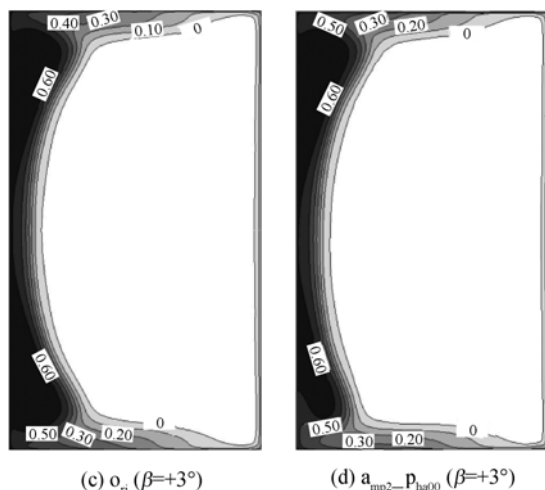


图10 叶栅出口截面总压损失系数等值线

Fig. 10 Contour of total pressure loss coefficient of outlet section of cascade

原因可能在于,攻角较大时,翘曲端壁使得叶栅内流动沿径向处于较严重的非均匀发展状态,导致负荷沿径向重新分配,上端壁附近流动状况因而发生变化。

### 3 结 论

利用复合函数端壁造型方法,本文数值研究了翘曲端壁对某大折转角压气机叶栅性能的影响,结果表明:

1) 随翘曲端壁型线最高点周向位置及最大高度变化,其对叶栅性能的影响程度不同,文中研究条件下,翘曲端壁型线最高点位于压力面、最大高度取2%叶高时,叶栅性能改善较为明显,设计攻角下总压损失下降约5.8%。

2) 翘曲端壁构造了从吸力面指向压力面的“反向”横向压力梯度,使得端区二次流及低能流体的角区积聚得以有效控制,损失明显下降,而且端区流动的改善还降低了径向压差,减弱了低能流体的径向迁移。

3) 当翘曲端壁最高点位于距压力面约0.25倍节距处时,端壁附近压力梯度呈现“先顺后逆”变化,低能流体向远离端壁方向运动,并与叶栅中部吸力面附近低能流体汇合,导致较为剧烈的二次流,使得总压损失增加。

4) 随叶栅攻角或负荷上升,下端壁翘曲所构造的“反向”横向压力梯度抑制二次流、降低总压损失的效果也随之增强,但其导致的负荷沿径向重新分配使得上端壁附近流动状况发生改变。

总之,如果能够较好地选取翘曲端壁最高点

周向位置及其高度等参数,就有可能实现既阻碍压力面附近端区低能流体的横向迁移,又避免吸力面附近低能流体角区积聚的目的,从而获得叶栅性能的进一步提升。

### 参考文献:

- [1] 吴吉昌,卢新根,朱俊强.非轴对称端壁下高负荷压气机叶栅二次流动分析[J].航空动力学报,2011,26(6):1364-1369.  
WU Jichang, LU Xingen, ZHU Junqiang. Secondary flow analysis for non-axisymmetric endwall on the high-load compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1364-1369. (in Chinese)
- [2] 伊卫林,黄鸿雁,韩万金.基于数值优化的跨音速压气机动叶三维设计[J].燃气轮机技术,2006,19(2):34-38.  
YI Weilin, HUANG Hongyan, HAN Wanjin. Three dimensional design of transonic compressor rotor using numerical optimization[J]. Gas Turbine Technology, 2006, 19(2): 34-38. (in Chinese)
- [3] 刘小民,高健.弯曲叶片对跨音速轴流压气机性能影响的数值研究[J].流体机械,2010,38(2):13-17.  
LIU Xiaomin, GAO Jian. Numerical investigation of the effect of bowed blade on the performance of transonic axial compressor[J]. Fluid Machinery, 2010, 38(2): 13-17. (in Chinese)
- [4] 游斌.前缘弯掠(扭)斜流转子内流机制的数值分析及实验研究[D].武汉:华中科技大学,2004.  
YOU Bin. Numerical analysis and experimental research on the internal flow mechanism of the leading edge skewed swept diagonal rotor[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2004. (in Chinese)
- [5] Howell A R. Fluid dynamics of axial compressors[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1945, 153: 441-452.
- [6] Rose M G. Non-axisymmetric end wall profiling in the HP NGVs of an axial flow gas turbine[R]. ASME Paper 94-GT-249, 1994.
- [7] 郑金,李国君,李军,等.一种新的非对称端壁成型方法的数值研究[J].航空动力学报,2007,22(9):1487-1491.  
ZHENG Jin, LI Guojun, LI Jun, et al. Numerical research on a new non-axisymmetric end wall profiling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1487-1491. (in Chinese)
- [8] 孙皓,宋立明,李军,等.小展弦比叶栅非轴对称端壁造型及气动性能的数值研究[J].西安交通大学学报,2012,46(11):6-11.  
SUN Hao, SONG Liming, LI Jun, et al. Numerical investigations on nonaxisymmetric end wall profiling and aerodynamic performance of a low aspect ratio cascade[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2012, 46(11): 6-11. (in Chinese)
- [9] 胡书珍,卢新根,张宏武,等.亚音速轴流压气机转子非轴

- 对称轮毂端壁的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(3):385-388.
- HU Shuzhen, LU Xingen, ZHANG Hongwu, et al. Numerical investigation on a subsonic axial-flow compressor rotor with the implementation of the non-axisymmetric hub end wall[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(3):385-388. (in Chinese)
- [10] 王睿. 非对称端壁对扩压叶栅性能影响的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- WANG Rui. Numerical investigation on effect of applying non-axisymmetric endwall on compressor cascade performance[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [11] 李国君, 马晓永, 李亮. 非轴对称端壁成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 Liang. Non-axisymmetric 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. (in Chinese)
- [12] Harvey N W, Mark M G, Taylor M D, et al. Non-axisymmetric turbine end wall design: Part 1 three dimensional linear design system[R]. ASME Paper 99-GT-337, 1999.
- [13] Harland J, Smith D G. A design method for the profiling of end walls in turbines[R]. ASME Paper GT-2001-30433, 2001.
- [14] 李国君, 任光辉, 马晓永, 等. 叶栅非轴对称端壁成型技术的初步研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(增刊 1): 97-100.
- LI Guojun, REN Guanghui, MA Xiaoyong, et al. The preliminary study of non-axisymmetric end wall design in a cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(suppl. 1):97-100. (in Chinese)
- [15] 宋彦萍, 陈焕龙, 陈浮, 等. 扩压叶栅中带切向孔叶片的研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(增刊 1):105-108.
- SONG Yanping, CHEN Huanlong, CHEN Fu, et al. Numerical study on the performance of compressor cascade with air injection[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(suppl. 1):105-108. (in Chinese)
- [16] 冯冬民. 空隙射流对大折转角压气机叶栅分离流动的影响[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- FENG Dongmin. Investigation in effects of air-injection on flow separation in high turning compressor cascade[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [17] 刘华坪. DBD 等离子体控制附面层流动分离机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- LIU Huaping. The DBD plasma effect on the boundary layer separation[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [18] 陈焕龙, 李得英, 俞建阳, 等. 缝隙扩压叶栅近壁流场与流动损失实验[J]. 推进技术, 2013, 34(3):332-338.
- CHEN Huanlong, LI Deying, YU Jianyang, et al. Experimental investigation of near-wall flow and flow loss in compressor cascades with slots injection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3):332-338. (in Chinese)