

文章编号:1000-8055(2011)03-0656-06

# 不同长度吸力面小翼对压气机 叶栅间隙影响的数值研究

韩少冰<sup>1</sup>, 钟兢军<sup>1</sup>, 严红明<sup>2</sup>

(1. 大连海事大学 轮机工程学院, 大连 116026;

2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 对常规直叶栅和三种具有不同长度和起始位置的吸力面小翼叶栅内的三维黏性流动进行了数值模拟. 结果表明, 不同长度吸力面小翼都不同程度上改善了叶栅顶部的气流流动状况; 在叶顶吸力面侧加装与其型线等长度的小翼可以较好地削弱泄漏涡的强度, 随着叶顶间隙的增大, 泄漏流动增强, 其作用效果逐渐降低.

**关 键 词:** 压气机叶栅; 吸力面小翼; 叶顶间隙; 数值模拟; 泄漏流

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

## Influence of suction-side winglet length on tip leakage flow in compressor cascade

HAN Shao-bing<sup>1</sup>, ZHONG Jing-jun<sup>1</sup>, YAN Hong-ming<sup>2</sup>

(1. Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China;

2. School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** The numerical simulation was performed to investigate the influence of the suction-side winglet with different lengths on the tip leakage flow in compressor cascade. The simulation results show that the suction-side winglets can improve the tip clearance flow condition. It is found that the winglet is most effective to weaken the intensity of the leakage vortices if their length is the same with that of the blade tip. With increasing clearance and stronger intensity leakage flow, the winglet's effect is gradually decreased.

**Key words:** compressor cascade; suction-side winglet; tip clearance;  
numerical simulation; leakage flow

在带有间隙的三维压气机叶栅中, 在叶顶处压力面和吸力面两侧的压差作用下, 部分流体翻过叶顶间隙形成叶顶泄漏流. 在主流速度的合成作用下, 这种泄漏流动通常以叶顶泄漏涡的形式存在于叶顶区域<sup>[1]</sup>. 叶顶泄漏流动将导致叶顶附近工作流体的做功减少、通道堵塞及损失增加. 因此, 有效减少叶顶泄漏损失对进一步提高叶轮机效率有重要的意义. 为此, 各国学者进行了大

量的控制叶栅内间隙流动, 减少间隙能量损失方法的理论分析及实验研究, 提出了端壁机匣处理技术<sup>[2]</sup>、叶顶特殊处理<sup>[3]</sup>、叶顶微喷气<sup>[4]</sup>、叶片弯掠<sup>[5-6]</sup>及等离子激励<sup>[7]</sup>等方法. 叶尖小翼(又称端导叶)技术作为叶顶特殊处理的一种, 近年来在叶轮机领域受到关注<sup>[8-11]</sup>. 所谓叶尖小翼技术, 就是在旋转叶片顶部增设一定形状的, 厚度很薄的控制叶片. 郑国胜等<sup>[8]</sup>对轴流风扇加装端导叶的

收稿日期: 2010-03-09; 修订日期: 2010-06-30

作者简介: 韩少冰(1983-), 男, 河南驻马店人, 博士生, 主要从事叶轮机气动热力学研究.

作用进行了研究,认为在叶片压力面加装端导叶可以有效减少泄漏流与主流的掺混,但其在计算中采用无厚度端导叶,对端导叶引起的附加损失考虑不足. Camci 等<sup>[9]</sup>利用 SPIV (stereoscopic particle-image velocimetry)对加装不同形状的压力面小翼的轴流风扇进行了实验研究,发现合适形状的压力面小翼可以减少叶尖流体的周向速度,进而降低泄漏损失. 文献[10-11]对带有叶尖小翼的压气机平面叶栅进行数值模拟后得出了叶尖小翼在叶片吸力面侧安装时叶栅性能最佳的结论. 但值得注意的是,由于叶尖小翼的加装无疑会引起附加损失,而在整个流道中,泄漏流动自前缘至尾缘有强有弱,如何选取最佳长度的叶尖小翼使其在有效控制叶顶二次流的同时,尽可能地降低其带来的附加损失,又成为一个新的研究课题.

本文对具有不同长度及安装起始位置吸力面小翼的压气机扩压叶栅中叶顶二次流情况进行了数值研究,并与常规叶栅相比较,着重探讨不同长度叶尖小翼对叶栅间隙流场的作用机理,并考察了最佳长度小翼在不同间隙下的作用效果.

## 1 计算模型及数值方法

本文计算采用的叶型几何参数如表1所示. 计算过程中,小翼安装在叶顶吸力面侧,小翼上端面与叶顶平齐,宽度为3 mm,小翼缘线沿流向与叶片吸力面型线平行,小翼厚度为0.5 mm. 本文研究的不同长度吸力面小翼的尾缘位于叶片尾缘处不变,小翼前缘起始位置沿叶片吸力面侧变化(如图1所示). 若吸力面型线、小翼长度、叶片轴向弦长、小翼安装起始位置距前缘额线轴向弦长、叶顶间隙,叶片高度分别用 $L, l, B, b, \tau$ 和 $h$ 表示,取 $l_w = l/L, b_w = b/B, \bar{\tau} = \tau/h$ ,则不同吸力面小翼

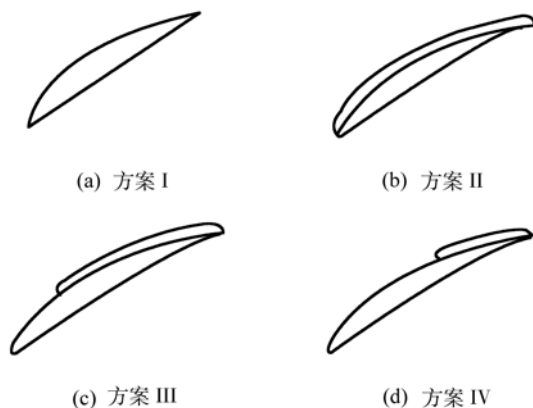


图1 不同长度的吸力面小翼

Fig. 1 Suction-side winglets with different length

方案可由 $(l_w, b_w, \bar{\tau})$ 表示,本文计算采用的6种方案可表示如下:方案I(0,0,0.1);方案II(1,0,0.1);方案III(0.7,0.3,0.1);方案IV(0.4,0.6,0.1);方案V(0,0,0.3);方案VI(1,0,0.3).

计算借助商用计算流体动力学(CFD)软件 FLUENT,采用 COUPLE 方法求解三维定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程. 时间项和空间项的求解均具有二阶精度. 湍流模型选取 Realizable  $k-\epsilon$  两方程模型,壁面边界采用绝热无滑移条件,近壁区域采用标准壁面函数处理. 进口边界给定总温 292 K、总压 101 900 Pa,来流冲角为 $0^\circ$ ,出口给定背压 100 300 Pa. 计算网格由 GAMBIT 软件生成,采用分块网格划分方式,网格类型为结构/非结构化混合网格,叶片主流区流向、周向和展向网格数分别为 160, 30 和 40. 叶顶间隙区流向、周向和展向网格数分别为 80, 20 和 13.

## 2 计算结果及分析

### 2.1 机匣静压系数分布

由涡动力学理论可知,间隙泄漏涡的运行轨迹与机匣端壁表面的局部静压极小值连线相重合,机匣端壁的静压斜槽近似代表了叶顶泄漏涡的发展轨迹<sup>[12]</sup>. 定义静压系数为

$$C_p = (p - p_{in}) / \left( \frac{1}{2} \rho_{in} V_{in}^2 \right)$$

其中 $p_{in}$ 为进口静压, $\rho_{in}$ 为进口密度, $V_{in}$ 为进口速度. 从图2给出的机匣静压系数分布中(图中的叶片及小翼形状为叶顶型线在机匣上的投影)可以看出叶顶间隙泄漏涡的运行轨迹及泄漏流动强弱的变化趋势. 如图2(a)所示,靠近叶片吸力面侧,叶片前1/3轴向弦长位置存在一个明显的低

表1 叶型几何参数

Table 1 Cascade parameters

| 参数                    | 数值     |
|-----------------------|--------|
| 叶片弦长 $b/\text{mm}$    | 80     |
| 叶片高度 $h/\text{mm}$    | 100    |
| 节距 $t/\text{mm}$      | 50     |
| 展弦比 $h/b$             | 1.25   |
| 叶片几何进气角/ $^\circ$     | 47.82  |
| 叶片几何出气角/ $^\circ$     | -11.51 |
| 叶片安装角 $\gamma/^\circ$ | 30     |

压区(图中标示为 A), 机匣表面的低压区域 A 及呈峰值特性沿 AB 线分布的静压分布为叶顶间隙泄漏涡的影响区域, A 区即为泄漏涡产生的区域. AB 线的尖峰状压力分布线的朝向, 即为叶顶泄漏涡的发展方向.

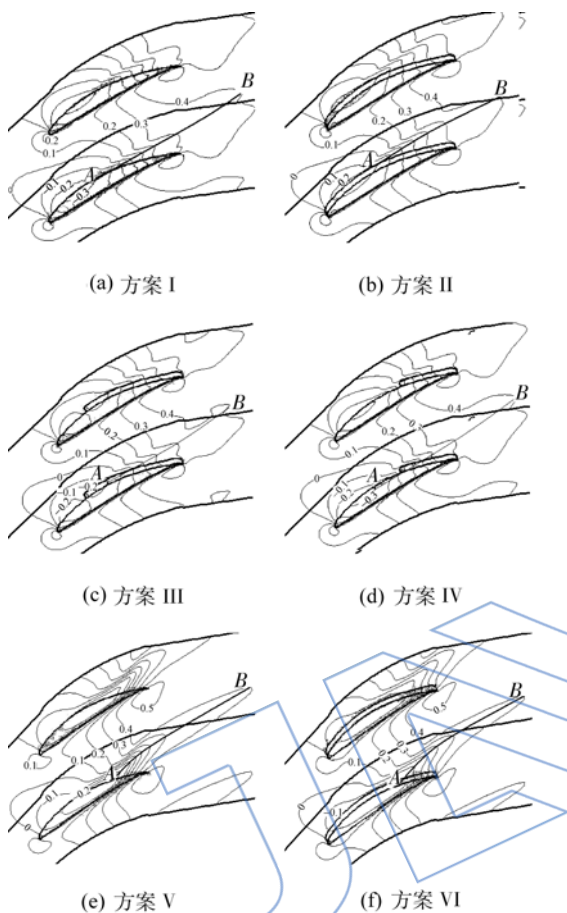


图2 不同方案机匣静压系数等值线分布图

Fig. 2 Contours of static pressure coefficient on the casing

对于小间隙方案, 在叶顶加装吸力面小翼后, 小翼改变了泄漏涡随着间隙沿叶片吸力面向下游移动的轨迹且降低了尖峰状的压力梯度. 在图 2(b)中, 表征泄漏涡运行轨迹的 AB 线向相邻叶片压力面侧靠近, 随着吸力面小翼长度的减小, 这种影响逐渐减弱(图 2(c), (d)). 在方案 IV 中, 由于小翼长度过短且靠近叶片尾缘处, 泄漏涡已在吸力面侧形成并斜向流道中部发展, 小翼仅对叶片后部强度较弱的泄漏流产生影响, 机匣端壁处对应于泄漏涡起始位置处的最低静压系数  $-0.3$  又重新出现.

对于无小翼的常规叶栅(图 2(a)、图 2(e)), 随着间隙的增大, 机匣压力等值线沿叶片槽道方

向的弯曲程度增加, 即压力梯度增大. 这表明随着间隙的增大, 泄漏涡的强度逐渐增强, 泄漏流的影响区域也更远(见图中线 AB). 同时, 对应于泄漏涡形成位置的最低压力点 A 也沿吸力面向下游移动, 这与 Storer 和 Cumpsty<sup>[13]</sup> 的实验结果相一致. 在大间隙情况下, 吸力面小翼同样降低了沿 AB 线的静压梯度(图 2(f)).

## 2.2 出口截面二次流分布

通道涡、叶顶间隙泄漏涡、刮削涡、马蹄涡和壁角涡是目前叶顶区域比较明确的二次流动, 这些涡系的产生位置、发展尺度、强度以及它们之间的相互作用直接影响着叶栅损失和效率. 为提高效率, 应合理控制叶顶二次流的产生和发展, 叶尖小翼技术就是通过改变这些集中涡系的气动性质从而对叶顶区域的气动性能.

图 3 给出了不同方案下的叶栅出口截面二次流分布. 这里的二次流速度矢量是通过将叶栅几何出气角作为参照基准<sup>[14]</sup>, 把实际气流速度向与这个方向垂直的面上投影得到的. 为了清晰起见, 图 3 中只给出 80% 叶高至机匣端壁间的分布情况. 从图中可以看出, 在 1% 相对间隙时, 由于叶顶间隙的颈缩效应使得泄漏流动具有较大的相对动能, 叶顶二次流中同时存在间隙泄漏涡和叶顶通道涡(左为间隙泄漏涡, 右为叶顶通道涡), 叶顶通道涡由于泄漏涡的作用已经被削弱到紧贴机匣端壁的很小区域. 与不加小翼的常规叶栅相比, 在加装小翼方案中, 由于吸力面小翼的存在, 泄漏涡的涡核及通道涡的涡核均向相邻叶片压力面侧迁移. 相比图 3(a), 图 3(b)中泄漏涡的涡核由距吸力面 20% 节距位置处移动到距吸力面 35% 节距处, 通道涡涡核由距吸力面 60% 节距处移动到距吸力面 70% 节距处. 同时, 泄漏涡的周向及径向尺度均变小. 纵观小间隙时不同小翼方案下的出口二次流矢量分布可以发现, 各方案吸力面小翼不同程度地削弱了叶顶区域二次流的强度和尺度, 减少了其对主流的阻塞作用, 其中方案 II 效果最好. 这是因为, 泄漏涡涡核主要由间隙内叶片前缘靠近叶顶的流体形成, 叶片中后部泄漏流体会环绕泄漏涡涡核旋转并不断被卷吸成泄漏涡. 方案 II 中吸力面小翼与叶片吸力面型线等长, 不仅削弱了泄漏涡的形成规模, 而且也降低了泄漏涡形成后向下游发展过程中间隙中后部泄漏流卷吸至泄漏涡的强度, 而方案 III、方案 IV 仅弱化了间隙中后部泄漏流的强度, 减少了其对泄漏涡的补充作用.

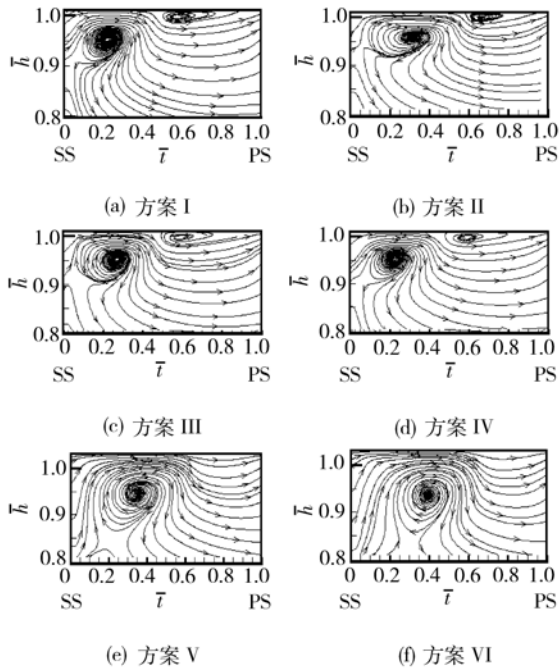


图3 不同方案下叶栅出口截面二次流速度  
矢量分布图

Fig. 3 Contours of secondary velocities at  
cascade exit sections

在3%相对间隙时,随着叶顶间隙的增大,通过间隙进入主流的泄漏量增多,通道涡在增强的泄漏涡的作用下受到抑制,此时出口截面叶顶二次流受叶顶泄漏涡主导.与小间隙时相比,泄漏涡位置更靠近节距中部,作用范围进一步扩大,其对主流的阻塞作用进一步增强.对比方案VI与方案V可以发现,大间隙下吸力面小翼的加装同样使得泄漏涡的作用范围变小,但其影响远小于1%相对间隙时同等长度吸力面小翼的作用效果.这表明对于大间隙下较强的泄漏流动,应该采用较大宽度的吸力面小翼.

### 2.3 出口截面(150%轴向弦长处)总压损失 系数分布

定义总压损失系数

$$C_{p0} = (p_{in}^* - p^*) / \left( \frac{1}{2} \rho_{in} V_{in} \right)$$

其中  $p_{in}^*$  为进口总压.在图4(a)中,在出口近吸力面和端壁所夹角区内,存在一明显高损失区,这是由泄漏流与在通道涡和横向压力梯度共同作用下向吸力面端壁附近运动和堆积的端壁附面层内低能流体之间的相互掺混,并向叶展方向扩展导致的叶栅出口吸力面/端壁角区损失的增高.常规叶栅中,整个出口截面端壁附近最高损失系数为0.6,且其范围在整个节距方向所占宽度为0.4t,

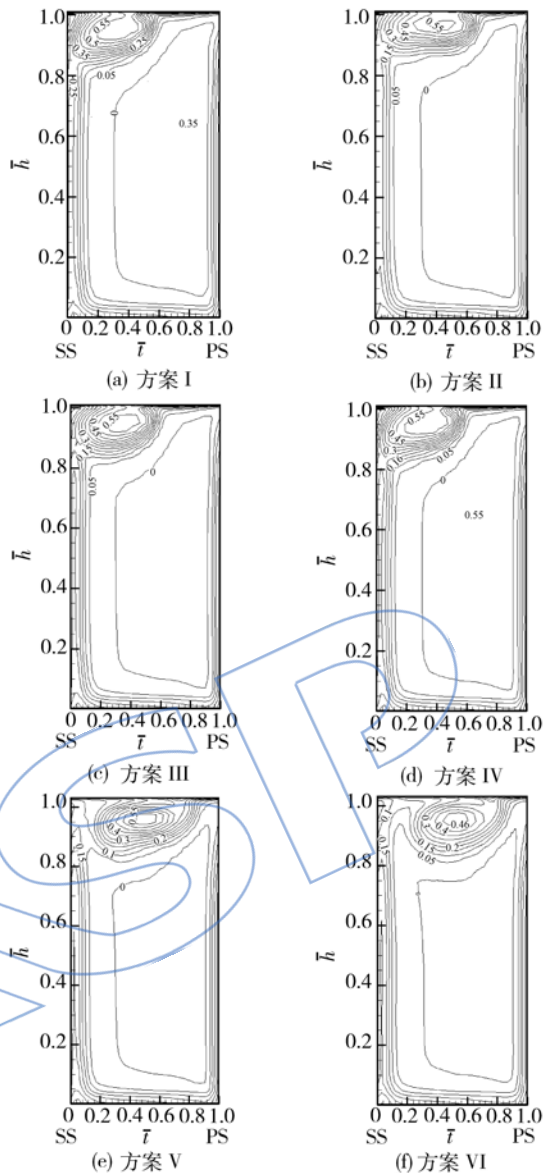


图4 150%轴向弦长处  $S_0$  面总压损失系数  
等值线分布图

Fig. 4 Contours of total pressure loss coefficient  
at 150% axial chord sections

在整个叶展方向所占高度为0.1h.从图4(a)~(c)中可以看出,吸力面小翼的加装使得叶栅出口截面的高损失区的所在位置由吸力面/端壁角区向相邻叶片压力面迁移,这对应于泄漏涡的迁移轨迹,并且高损失区的最高损失系数为0.6的范围也缩小.其原因在于在叶顶附加小翼后,由来流惯性和叶顶压差的驱动的泄漏流需越过小翼后方才能在端壁横流的作用下卷吸成泄漏涡.吸力面小翼的存在,使泄漏流经过叶顶的流程增加,降低了泄漏流动在间隙出口与主流掺混时的强度.方案II(图4(b))与其他两方案(图4(c)~(d))相比,更为有效地削弱了泄漏涡的强度、改变了泄漏

涡的运行轨迹,减少了泄漏涡卷吸起更多的吸力面/端壁角区的低能流体,从而降低了叶顶区域二次流损失.在图4(d)中,由于其吸力面小翼仅位于流道后部且长度较短,其对泄漏流的影响较小,最高损失区域较常规叶栅变化不大.方案Ⅵ与方案Ⅴ相比在一定程度上降低了位于栅距中部的泄漏流与主流的掺混损失.

值得注意的是,吸力面小翼的加装也会带来如下的附加损失:①泄漏流到达小翼后,沿小翼下行,并卷吸叶片吸力面及小翼壁面附面层形成大的旋涡而造成损失;②气流摩擦小翼壁面所产生的损失.③吸力面小翼的加装等同于增大了叶顶厚度,根据 Denton<sup>[15]</sup> 的理论,叶片厚度较大时,泄漏流会在叶顶产生分离,并在顶部完全掺混.很明显,小翼越长,附加损失就越大.最佳小翼的选择需根据其降低泄漏损失的益处及带来的附加损失综合考虑.从图5给出的不同方案150%轴向弦长截面总的质量平均总压损失系数也可以看出,在1%相对间隙时各吸力面小翼都不同程度上降低了叶栅总压损失,其中方案Ⅱ效果最好,为此间隙下控制效果最佳的吸力面小翼方案.随着间隙值的增大,叶栅总损失急剧增大,最佳控制效果的吸力面小翼对叶顶泄漏损失的作用效果逐渐降低.

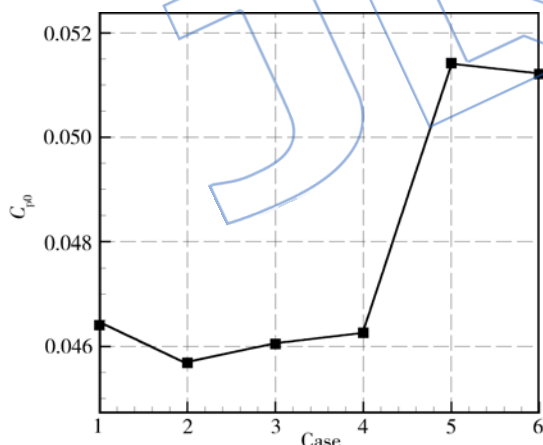


图5 不同方案总的质量平均总压损失系数

Fig. 5 Mass-averaged total pressure loss coefficients

### 3 结论及展望

1) 与常规叶栅相比,不同吸力面小翼方案都不同程度上改善了叶顶二次流动状况.在小间隙时,与叶片吸力面型线等长度的小翼不仅削弱了泄漏涡的形成规模,而且也降低了泄漏涡形成后向下游发展过程中间隙中后部泄漏流卷吸至泄漏

涡的强度,随着间隙值的增加,其作用效果逐渐降低.

2) 吸力面小翼的附加损失一方面是由于泄漏流到达小翼后,沿小翼下行,并卷吸叶片吸力面及小翼壁面附面层形成大的旋涡而造成的损失;另一方面是气流摩擦小翼壁面所产生的损失.同时,小翼也可能带来额外的叶顶分离损失.小翼越长,附加损失就越大.

3) 吸力面小翼的加装使泄漏流经过叶顶的流程增加,降低了泄漏流动在间隙出口与主流掺混时的强度,同时泄漏涡运行轨迹的改变减少了泄漏涡卷吸起更多吸力面/端壁角区的低能流体,降低了泄漏涡对主流的阻塞作用,叶栅的总损失降低.

本文仅讨论了吸力面小翼尾缘位置固定、小翼前缘起始位置变化的情况,下一步还应对小翼前缘位置固定、尾缘位置沿吸力面型线变化的方案进行研究.

### 参考文献:

- [1] 邓向阳. 压气机叶顶间隙流的数值模拟研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2006.  
DENG Xiangyang. Numerical investigation on tip clearance flow in compressor [D]. Beijing: Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, 2006. (in Chinese)
- [2] Moss J E. Effects of slotted casing treatment on performance of a multistage compressor[R]. NASA TX-X-3360, 1976.
- [3] Papa M, Goldstein R J, Gori F. Effects of tip geometry and tip clearance on the mass/heat transfer from a large-scale gas turbine blade [R]. ASME Turbo. Expo., GT-2002-30192, 2002.
- [4] 耿少娟, 张宏武, 朱俊强, 等. 喷气对低速轴流压气机转子叶顶区域流动的影响[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(3): 395-398.  
GENG Shaojuan, ZHANG Hongwu, ZHU Junqiang, et al. Effects of micro air injection on rotor tip flow in a low-speed isolated axial compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(3): 395-398. (in Chinese)
- [5] 韩万金, 钟兢军, 黄洪雁, 等. 具有叶顶间隙的涡轮正弯叶栅流场的拓扑分析与旋涡结构[J]. 空气动力学报, 1999, 17(2): 141-149.  
HAN Wanjin, ZHONG Jingjun, HUANG Hongyan, et al. Topological and vortex structure of the flow field of positively curved cascade with the tip clearance[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1999, 17(2): 141-149. (in Chinese)
- [6] McNulty G S, Decker J, Beacher B F. The impact of forward swept rotors on tip clearance flows in subsonic axial

- compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 445-454.
- [7] Morris S, Corke T, Van Ness D, et al. Tip clearance control using plasma actuators[R]. AIAA-2005-782, 2005.
- [8] 郑国胜, 戴韧. 轴流风扇叶片端导叶作用的研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(增1): 165-168.  
ZHENG Guosheng, DAI Ren. An investigation on the effect of tip winglet of axial flow fan [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27 (Suppl. 1): 165-168. (in Chinese)
- [9] Camci C, Akturk A. Tip-leakage vortex minimization in ducted axial fans using novel pressure side tip platform extensions [R]. Ankara: Ankara International Aerospace Conference, 2007-METU, 2007.
- [10] 黄中华, 陈泽, 戴韧. 带端导叶平面叶栅流动结构与性能的数值研究[J]. 流体机械, 2008, 36(6): 30-33.  
HUANG Zhonghua, CHEN Ze, DAI Ren. CFD analysis of tip winglet effects on planar cascade flow[J]. Fluid Machinery, 2008, 36(6): 30-33. (in Chinese)
- [11] 钟兢军, 韩少冰, 陆华伟. 叶尖小翼对扩压叶栅气动特性影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(2): 243-246.  
ZHONG Jingjun, HAN Shaobing, LU Huawei. Numerical simulation of blade tip winglet on the aerodynamic performance of compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(2): 243-246. (in Chinese)
- [12] Inoue M, Kuroumaru M. Structure of tip clearance flow in an isolated axial compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(2): 250-256.
- [13] Store J A, Cumpsty N A. Tip leakage flow in axial compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113(2): 252-259.
- [14] Moore J, Ransmayr A. Flow in a turbine cascade Part I: losses and leading-edge effects[R]. ASME Paper 83-GT-68, 1983.
- [15] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines [R]. ASME 93-GT-435, 1993.