

文章编号: 1000-8055(2008)07-1212-06

轴向位置变化对槽式机匣扩稳效果的影响

吴艳辉¹, 张皓光¹, 楚武利¹, 党春宁²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072; 2. 第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘 要: 采用试验与数值手段研究周向槽处理机匣轴向位置对压气机性能的影响, 在一亚声速转子上进行三种不同轴向位置的周向槽处理机匣试验. 试验结果表明三个轴向位置的机匣处理均拓宽压气机的稳定工作范围, 轴向位置不变时扩稳效果最好, 轴向位置前移次之. 数值计算所获得的裕度改进量变化趋势与实验的符合良好. 通过详细地分析处理机匣轴向位置变化对压气机顶部区域流场结构的影响, 揭示了周向槽处理机匣轴向位置对压气机性能影响的流动机理.

关 键 词: 压气机; 机匣处理; 轴向位置; 试验; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Influences of axial positions of grooved casing treatment on stall margin improvement

WU Yanyue¹, ZHANG Haoguang¹, CHU Wuli¹, DANG Chunning²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: Experimental and numerical investigations were conducted to study the effects of axial positions of circumferential grooved casing treatment on compressor performance. Experiments of three different axial positions of circumferential grooved casing treatment were performed in a subsonic rotor. The experimental results show that three axial positions of groove casing treatment extend the steady operating range of the compressor at two rotating speeds. Groove with unchanged axial position has the best effect in extending the steady operating range, followed by the backward axial position moving. The calculated overall tendency for stall margin improvement fitted well with the experiment. The fundamental flow mechanism was obtained by in-depth analysis of the flow-field at the blade tip, based on the effect of circumferential grooved casing position on the compressor performance.

Key words: compressor; casing treatment; axial position; experiment; numerical simulation

轴流压气机叶顶区域存在着环壁附面层积累, 间隙泄漏流等复杂流动状况, 这都将影响到压气机的性能, 限制压气机的稳定工作范围. 周向槽机匣处理在基本不降低压气机原有效率的基础上获得中等程度的裕度增加, 文献[1-3]提到了这方

面的研究. 针对周向槽机匣处理, 国内外对其进行结构性优化试验的研究报道很少, 其轴向位置变化对压气机性能的影响将直接关系到它的应用问题, 关于把轴向位置做为单项几何结构因素进行研究的公开文献很少, 文献[4]提到了这方面

收稿日期: 2007-06-22; 修订日期: 2007-09-17

基金项目: 自然科学基金(50506026); 西北工业大学基础研究基金(W018101)

作者简介: 吴艳辉(1972-), 女, 新疆伊犁人, 副教授, 研究方向为叶轮机械气动热力学.

的试验研究, 但仅分析了轴向位置变化对压气机性能的影响, 对其如何影响压气机内部流动结构没有涉及. 以往的周向槽机匣处理试验仅仅局限于获得总性能或者基元级性能参数, 随着计算机技术以及计算流体力学的发展, 国内外的一些学者开始尝试对周向槽机匣处理进行数值模拟, 文献[5-6]中揭示了周向槽机匣处理内部的一些流动机理. 文献[7]中数值研究了轴向槽处理机匣轴向位置前移对一台高压压气机性能影响的流动机理, 由上述文献中的研究可知关于周向槽处理机匣轴向位置变化对压气机内部流场影响的流动机理还没有得到完全的理解.

本文针对一个亚声速孤立转子设计三种不同轴向处理位置的周向槽机匣进行试验研究, 轴向位置变化幅度接近正负 1/3 叶顶轴向弦长, 区别于文献[4]中轴向位置变化幅度约为正负 1/7 叶顶轴向弦长. 基于试验结果, 本文数值研究周向槽处理机匣轴向位置变化对轴流压气机性能及流场的影响, 主要分析处理槽内气体流动与叶片通道内主流流动的相互影响, 以揭示处理机匣轴向位置变化对压气机内部流场影响的流动机理.

1 压气机试验台与处理机匣结构

实验是在西北工业大学单级轴流压气机实验台上进行的, 实验台由以下主要部分组成: 调速直流电机, 增速器, 压气机实验段, 排气段和自动控制的移动式锥体节气阀门. 单级轴流压气机的轮毂比为 0.61, 展弦比 1.94, 叶片数 30, 尖部半径为 0.149 m, 设计转速为 15 200 r/min, 设计压比为 1.25, 绝热效率 0.92. 实验前将静子叶片后移, 仅起整流作用, 对孤立转子进行实验. 实验表明该转子首先在叶尖部位发生旋转失速, 并同时波及整个环面, 因此数值分析时, 主要分析叶顶区的流场.

三种周向槽机匣处理试验件的几何尺寸列于表 1 中, B 处理机匣结构简图如图 1 所示. 通过两个厚度均为 6 mm 的环形垫块(其内外径均与实壁机匣的一样)来改变处理槽的轴向位置(中心偏移度, 即试验转子叶排中心与处理中心的位置差与叶尖弦长的轴向投影之比, 机匣前伸取正值)的位置. 三种处理机匣的中心偏移度分别为: -6, 0, 6 mm. 叶顶基元的轴向投影宽度约为 18.2 mm. 与实壁机匣的一样, 处理机匣试件的叶尖径向间隙均为 0.32 mm.

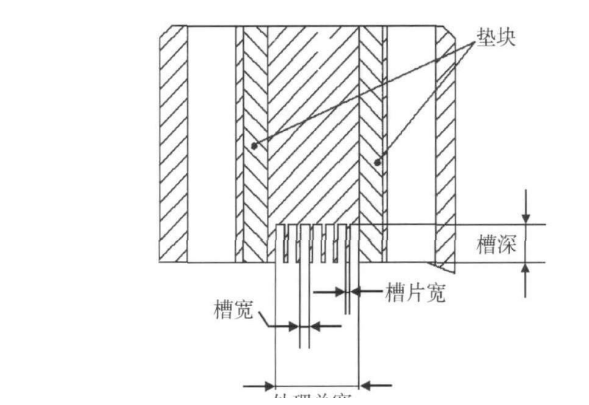


图 1 周向槽机匣试件结构简图
Fig. 1 Schematic figure of circumferential groove casing treatment

表 1 周向槽处理机匣试件主要几何参数表

Table 1 Basic geometry parameter of circumferential groove			
结构类型	A	B	C
槽数	7	7	7
中心偏移度/mm	6	0	-6
(槽深/叶尖栅距)/%	38.4	38.4	38.4
槽深/槽宽	5.45	5.45	5.45
槽宽/槽片宽	2.44	2.44	2.44
处理总宽/mm	18.2	18.2	18.2

2 数值模拟方法、网格和边界条件

数值计算采用了 NUMECA FINE 软件包的 Euranus 求解器. 采用 Jameson 的有限体积差格式并结合 Baldwin-Lomax 湍流模型对相对坐标系下的三维雷诺时均 Navier-Stokes 方程进行求解, 采用显式四阶 Runge-Kutta 法时间推进以获得定常解, 为提高计算效率, 采用了多重网格法、局部时间步长和残差光顺等加速收敛措施.

转子通道内使用 O 型贴体网格, 进出口延伸段使用 H 型网格, 叶片前后缘处网格加密. 未带机匣处理前计算网格数为 64.3×10^4 . 为了降低计算量, 采取单通道计算. 周向槽采用 H 型网格. 处理机匣中每一个周向槽内网格点分布为: $65 \times 49 \times 9$ (周向 $\times$ 径向 $\times$ 轴向), 在槽壁面进行网格加密. 周向槽网格块与转子通道网格块的交接面采用直接耦合方式处理. 图 2 给出了叶片通道及处理机匣的计算网格图.

计算中, 轮毂、机匣以及叶片等固壁上给定绝热无滑移边界条件, 转子上游延伸段进口边界条件取总压为 101 325 Pa、进口总温为 288. 2 K, 根据试验数据给定进口气流角分布, 转子下游延伸段出口边界条件设为平均静压, 通过不断调整出口延伸段背压获得特性线. 当压气机出口背压调整到一定程度时, 经过一定迭代步数后各物理量不收敛时, 认为进入失速工况.

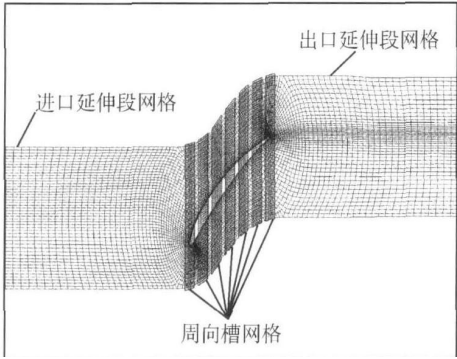


图 2 叶片通道及处理机匣的计算网格
Fig. 2 Grids for blade passage and casing treatment

3 结果分析

实验与数值计算均在 8 130 r/min 换算转速下进行, 其相对转速为 0. 534. 在比较各种处理机匣与实壁机匣下压气机总性能时, 引入稳定裕度改进量 $\bar{m}$ 指标, 参数定义见文献[1].

3.1 总性能比较

图 3 为 8 130 r/min 换算转速下实验与计算得到的 3 种周向槽机匣处理、实壁的总性能图, Solid exp, Solid cal 分别代表实壁试验与计算值. 通过图 3 可看到, 不论哪一种处理机匣, 都增大了压气机稳定工作范围. 试验中通过调整两个环形垫块的位置改变处理机匣的轴向位置, 表 2 为三种周向槽理机匣试验与数值计算得到的裕度改进量结果. 通过表 2 可以看到, 计算得到的三种处理机匣稳定裕度改进量变化趋势与实验的符合良好. 对比 A, B, C 三种处理机匣情况, 无论处理机匣轴向位置前移或后移, 压气机转子的稳定裕度改进量都比未移动时的小, 其中处理机匣轴向位置前移的稳定裕度改进量比后移的大, 处理机匣轴向位置后移较大地削弱周向槽机匣处理的扩稳作用.

从图 3 中的效率曲线可看到, 无论实验还是数值计算, 三种不同轴向位置的机匣处理, 压气机边界点效率和峰值效率与实壁机匣比较, 都有不

同程度的降低. 文献[1] 根据基元性能认为, 由于周向环槽的存在, 叶片压力面的气流沿着环槽流向叶片的吸力面, 环流的存在必定使叶尖附近的转子进出口基元压力均衡, 造成加功量的耗损, 使得基元损失加大, 效率降低.

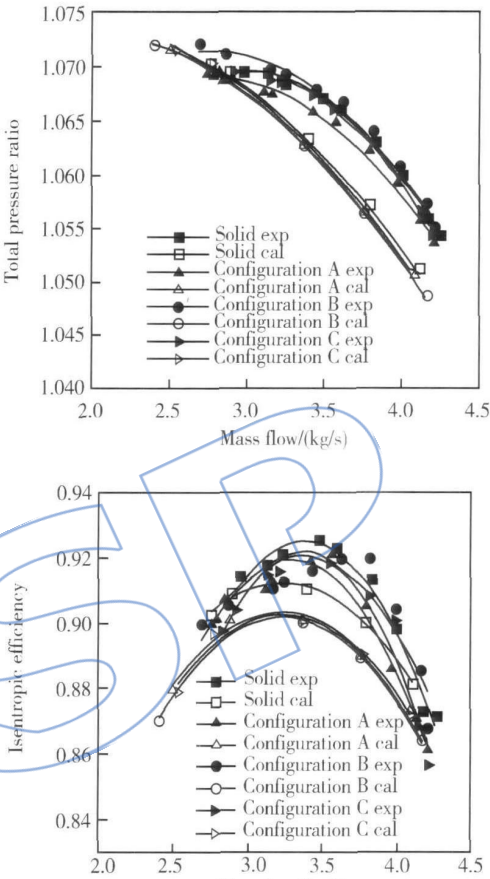


图 3 压气机试验与数值总性能特性图 $\bar{n}=0.534$
Fig. 3 Performance of rotor $\bar{n}=0.534$

表 2 3 种周向槽处理机匣试验与数值结果

Table 2 Experimental and calculated stall margin improvement				
机匣代号	槽数	处理机匣轴向位置	实验 $\bar{m}/\%$	计算 $\bar{m}/\%$
A	7	前移	7.57	10.3
B	7	未改	10.05	14.9
C	7	后移	4.82	8.7

3.2 处理机匣与压气机叶尖耦合流动分析

压气机失速的产生与叶尖处的泄漏流动有着极其重要的关系. 叶顶间隙泄漏运动主要是由叶片顶部压力面与吸力面之间的静压差驱动产生, 两者静压差越大, 叶尖泄漏速度越大. 文献[8] 涉

及了这方面的研究, 叶尖泄漏运动与叶片通道主流相互作用, 使叶顶泄漏流动卷起而产生间隙泄漏涡, 旋涡本身由气流的机械能转换而成, 因而导致流阻损失, 间隙泄漏涡涡核的损失与泄漏速度成正比. 从图 4 中可看到, 在近 99% 叶高、25% 间隙高度中, 随着 Z 轴向坐标增大, 沿着叶顶弦长方向静压差大致趋势是减少的. A、B 两种处理机匣的静压分布大致相似, C 处理机匣时在叶顶及间隙前部近 30% 轴向弦长区域的静压差比 A、B 两种处理机匣在相同位置的大, 这是由于叶顶区的边界层没有被周向凹槽抽吸或吹除造成的.

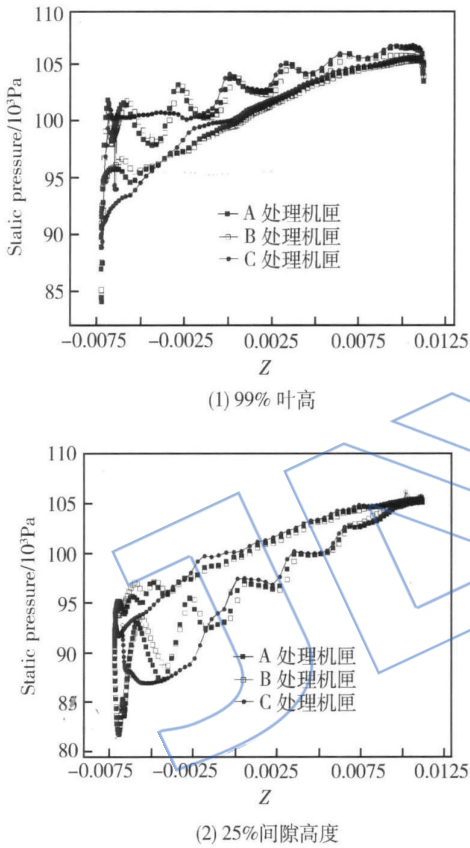


图 4 静压分布图
Fig. 4 Profile of static pressure

图 5 为 A、B、C 三种机匣处理时转子叶顶部间隙区的流动分布情况, 压气机流量都近似相同, 此时 C 处理机匣近失速状态. 从图中可看到, A、B 两种处理机匣间隙前缘处的泄漏流动类似, 泄漏运动在通道内没有明显的卷起现象. 当轴向位置后置时(C 机匣处理型式), 叶尖前部将近 33% 的轴向弦长宽度没有受到机匣处理的作用, 所以没能削弱产生叶尖泄漏运动的驱动力, 不能抑制叶尖泄漏涡的产生及发展. 从图中明显的看到, C 机匣处理时, 通道进口靠近吸力面处, 存在明显的间隙泄漏涡. 在近通道中部泄漏流动分成两路, 一

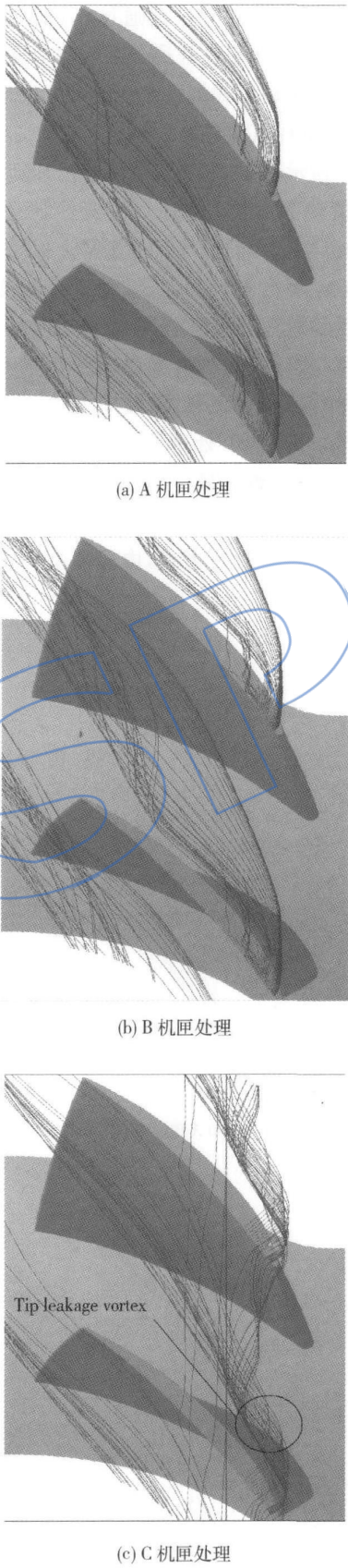


图 5 叶顶泄漏流涡、流线图(C 处理机匣近失工况)
Fig. 5 Tip leakage streamlines
(Configuration C, near stall)

路流出叶片通道, 另外一路通过相临叶片间隙前缘处, 最终汇入相临叶片通道的间隙泄漏涡中. 这种间隙泄漏运动形式将极大地阻碍气流进入转子通道, 将引起压气机失速.

图 6 所示转子 99.2% 叶高处 的流面相对马赫数等值线分布图, 此时 C 处理机匣近失速状态, 三种机匣处理的压气机流量都近似相等. 从图 6 可观察到: B 处理机匣时, 叶片通道内没有存在明显的低相对马赫数区域; A 处理机匣时, 在叶片通道后部, 接近 1/3 的叶顶轴向弦长宽度范围内存在低相对马赫数区域, 沿圆周方向几乎占据整个叶片出口通道; C 处理机匣时, 靠近叶片压力面, 低相对马赫数区域沿圆周方向占据了 2/3 进口通道面积(其他叶尖高度处的分布情况与之类似). 采取 A 机匣处理型式, 由于叶顶弦长后 1/3

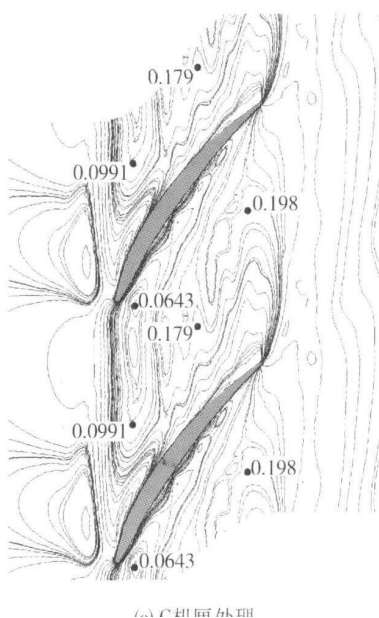
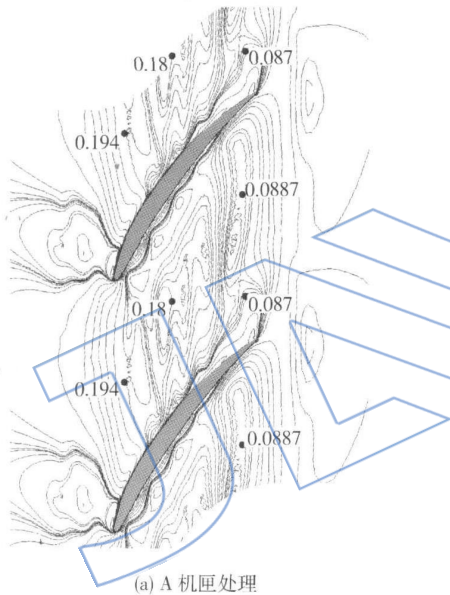
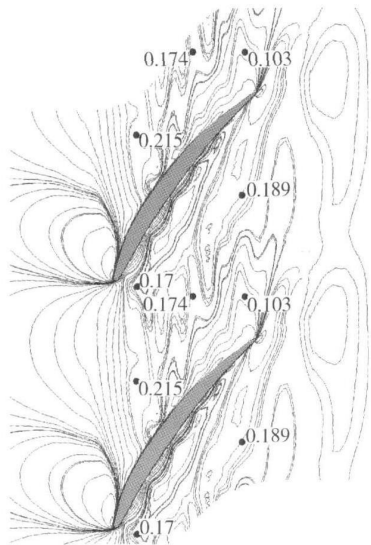


图 6 99.2% 叶高度处 S_1 流面上相对马赫数等值线分布图
Fig. 6 Relative Mach number of S_1 flow face at the 99.2% span



(a) A 机匣处理



(b) B 机匣处理

部位没受到机匣处理的作用, 大量低能气团存在于叶片顶部通道出口, 如果转子出口背压继续增大, 将加剧堵塞程度, 最终触发压气机的失速. 采取 C 机匣处理型式, 大量低能气团存在于叶片顶部通道进口区, 形成大的堵塞区域, 使气流不能顺畅地流入叶片通道, 这与在图 5 中关于 C 处理机匣的叶顶间隙泄漏流动分析得到的结论一致. 采取 B 机匣处理型式, 无论在叶片通道前部还是后面, 都没有出现大面积低相对马赫数占据通道的情况, 由于在整个叶尖轴向弦长范围内, 叶顶区域都受到周向槽径向抽吸或吹除叶顶区低能气团的作用, 从而推迟该区域的低能量气团分离而稳定叶尖区的气流, 使 B 型式机匣处理时压气机能在更高的出口背压下运转, 与其它两种处理机匣比较, 较大地提高了压气机的稳定裕度.

4 结 论

采用试验与数值手段研究周向槽处理机匣轴向位置对压气机性能的影响, 数值预测结果很好地与试验结果相吻合, 得到的主要结论如下:

- 1) 试验结果表明, 轴向位置不变时扩稳效果最好, 前移次之, 后移轴向位置的效果最差.
- 2) 通过叶顶区域的流场分析表明, 处理机匣轴向位置后移使叶尖轴向弦长近 33% 的宽度没有经受机匣处理的作用, 没能有效地减少产生叶顶泄漏运动的驱动力, 对泄漏涡的产生及发展起

不到抑制作用, 在叶片顶部通道进口形成大的堵塞区域, 使压气机进入近失速工况. 相反地, 轴向位置前移, 虽然抑制了间隙泄漏涡的发展, 但由于在叶顶后边近 1/3 轴向弦长宽度的范围内, 缺乏周向槽的作用, 端壁区低能流体没能被抽吸或吹除, 这也在叶片顶部通道出口形成高的堵塞区, 随着出口背压的增大, 最终触发压气机失速. 轴向位置未改变时, 处理机匣覆盖整个叶顶区域, 这时扩稳效果最好.

参考文献:

[1] 刘志伟, 张长生, 时静洵, 等. 关于周向槽机匣处理的若干观测[J]. 西北工业大学学报, 1985, 3(2): 207-215.
LIU Zhiwei, ZHANG Changsheng, SHI Jingxuan, et al. Some observations on circumferentially grooved casing treatment[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1985, 3(2): 207-215. (in Chinese)

[2] Shabbir A, Adamczyk J J. Flow mechanism for stall margin improvement due to circumferential casing grooves on axial compressors[R]. ASME Paper, GT-2004-53903.

[3] Crook A J, Greitzer E M, Tan C S, et al. Numerical simu-

ulation of compressor end wall and casing treatment flow phenomena [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115: 501- 512.

[4] NEZYM V Yu. Development of new casing treatment configuration [J]. JSME International Journal, Series B, 2004, 47(4): 804-812.

[5] Rabe D C, Hah C. Application of casing circumferential grooves for improved stall margin in a transonic axial compressor[R]. ASME Paper, GT-2002-30641.

[6] 楚武利, 卢新根, 吴艳辉. 带周向槽机匣处理的压气机内部流动数值模拟与试验[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 1-6.
CHU Wuli, LU Xingen, WU Yanhui. Numerical and experimental investigations of the flow in a compressor with circumferential grooves[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 1-6. (in Chinese)

[7] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage[R]. ASME Paper, GT-2002-30642.

[8] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a HPC front stage with axial slots [R]. ASME Paper, GT-2003-38481.