

文章编号: 1000-8055(2010)07-1609-06

周向局部处理机匣对压气机影响的数值研究

刘建勇, 袁 巍, 陆亚钧

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了分析周向非均匀处理槽对压气机的影响, 对一台单级跨声速轴流压气机进行了周向局部处理机匣与全周处理机匣的非定常数值研究. 结果显示, 具有相同处理槽数的周向局部处理机匣比全周处理机匣能获得更好的压气机性能. 由于处理槽的周向非均匀性, 前者给叶尖流场产生大尺度的周向非均匀特征, 因而能提供后者所不具备的低频非定常作用. 此外, 提供了高、低频两种非定常作用的周向局部处理机匣能够同时改善叶尖泄漏涡与尾缘分离涡.

关 键 词: 压气机; 周向局部处理机匣; 非均匀; 非定常作用; 旋涡

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical investigation about the effect of a partial circumference casing treatment on a compressor

LIU Jian-yong, YUAN Wei, LU Ya-jun

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: In order to analyze the effect of nonsymmetrical slots on a compressor, unsteady numerical investigation on a partial circumference casing treatment and a whole circumference casing treatment with a single stage transonic axial compressor was carried out. The numerical results show that the partial one could obtain better compressor performance than the whole one, both of which contain the same number of slots. Due to the symmetry of slots, the partial casing treatment brought about large-size symmetry in the circumferential tip region, which could cause a special low-frequency unsteady effect. Moreover, it was found that the partial circumference casing treatment, which supplied both high-frequency and low-frequency unsteady effects, could improve both the tip leakage vortex and trailing edge separated vortex.

Key words: compressor; partial circumference casing treatment; nonsymmetrical; unsteady effect; vortex

高推质比是现代军用发动机的发展趋势, 为此, 风扇/压气机系统的级负荷必需相应不断地提高. 而提高压气机的级压比必然会使其内部复杂旋涡流动变得更容易分离与无序化^[1]. 为了控制

压气机叶尖间隙泄漏流和推迟旋转失速^[2-3], 处理机匣技术经过几十年的发展已成为比较成功的控制方法, 并且因其扩稳效果好、结构简单等优点而被广泛应用于许多现役发动机中. 然而现有的各

收稿日期: 2009-06-01; 修订日期: 2009-10-31

基金项目: 国家自然科学基金(50476003); 北京航空航天大学博士生创新基金

作者简介: 刘建勇(1981-), 男, 湖南临湘人, 博士生, 主要从事叶轮机气动热力学研究.

种处理机匣在给压气机扩稳的同时, 必须付出降低压气机效率的代价^[4-5].

压气机中的真实流动是具有很强三维空间特征的^[6]. 当发生旋转失速或者遇到进口畸变情况时^[7], 压气机中的流动会呈现出严重的非对称特征^[8]. 此外, 叶片的加工和装配过程中不可避免地会导致转子叶尖间隙的周向不均匀性^[9], 这也会产生非对称的流动. 然而, 人们在对处理机匣进行了各项研究的同时, 仍然没有摆脱压气机的轴对称假设的束缚(认为每个叶片通道中的流动是一样的), 并且经验性地将处理机匣设计为周向均匀的轴对称结构^[10-11]. 而这会限制处理机匣技术的进一步发展. 因此, 本文在一台单级跨声速轴流压气机上进行全周处理机匣与周向局部处理机匣的数值研究, 探讨处理槽的周向非均匀分布对压气机性能与流场有何影响.

1 数值方案

数值计算采用 NUMECA 公司的 FINE™/TURBO 程序, 对三维雷诺平均 Navier Stokes (N-S) 方程进行时间推进法非定常求解, 其物理时间步长为 0.8×10^{-5} s. 湍流模型选择具有较强容错性且能较好模拟复杂流动的 Spalart-Allmaras 一方程模型. 进口边界给定总压、总温和气流角, 出口给定中径处的背压, 其他叶高的背压由径向平衡方程计算得出. 固壁为绝热、无滑移边界条件.

数值模拟对象为某发动机的单级跨声速轴流压气机转子, 它的设计压比达到 1.6, 其他主要设计参数列在表 1 中. 为了方便计算, 将它的叶片数约化为 16 片.

表 1 跨声速转子主要设计参数

Table 1 Main design parameters of the transonic rotor

叶片数	弦长/mm	展弦比	叶尖间隙/mm	设计转速/(r/min)
17	80	0.956	0.9	22000

处理机匣的处理槽为图 1 所示的圆弧斜槽结构. 为了比较全周处理机匣与局部处理机匣对该压气机的不同影响, 本文设计了同为 40 个处理槽的两种处理机匣(见图 2). 其中, 全周处理机匣周向均匀分布有 40 个处理槽; 而局部处理机匣在周向上相间分布了 4 个处理区和 4 个实壁区, 每个处理区内各包含有 10 个处理槽. 图 3 为该周向局

部处理机匣算例的计算网格, 包含了 4 个叶片通道, 共 376 万个网格节点.

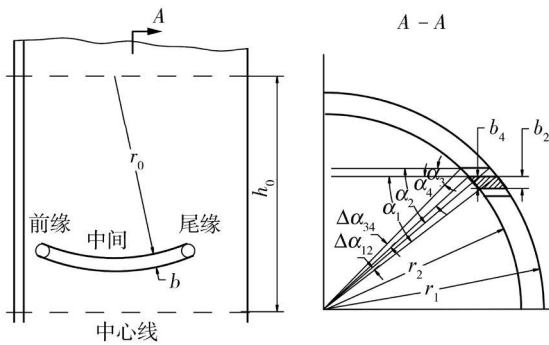


图 1 圆弧斜槽式处理槽的结构图
Fig. 1 Configuration of the arc slot treating slots

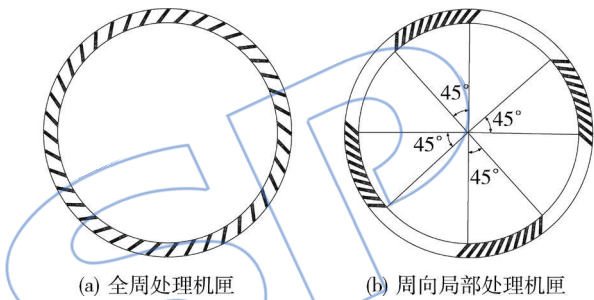


图 2 全周处理机匣和周向局部处理机匣
的处理槽周向分布情况
Fig. 2 Circumferential distribution of the slots on
two kinds of casing treatment

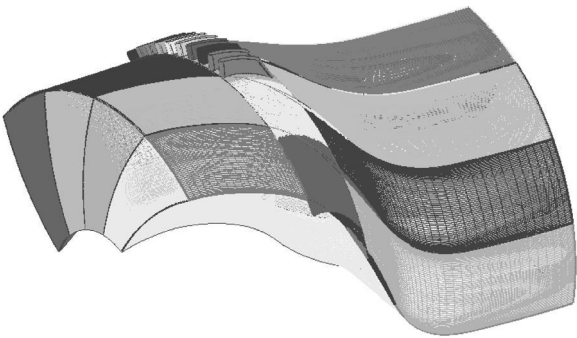


图 3 周向局部处理机匣算例的计算网格
Fig. 3 Grids of the partial circumference
casing treatment

2 计算结果与分析

2.1 压气机性能的比较

通过对全周处理机匣与周向局部处理机匣进行的非定常数值模拟, 可以得到图 4 和图 5 所示的压气机效率特性与压比特性. 它们的主要性能

参数列在表 2 中. 从压比特性图上可以看到, 两种处理机匣均能比较明显地提高该跨声速转子的稳定裕度(两者使得该压气机的稳定裕度相对增加量达 100% 左右). 但是, 两种处理机匣使得设计点附近的压比与效率特性均低于实壁机匣, 仍然没有摆脱处理机匣扩大压气机稳定裕度必须降低其效率的传统规律.

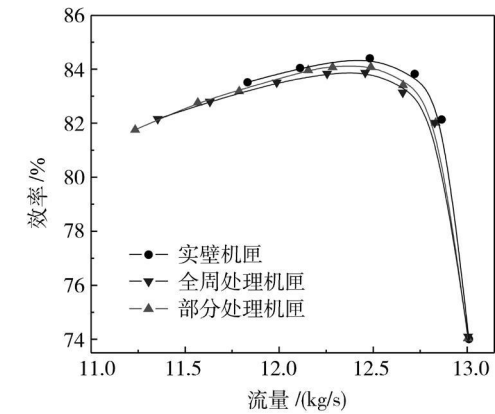


图 4 三种机匣作用下压气机的效率特性
Fig. 4 Efficiency characteristic of the compressor with three casings

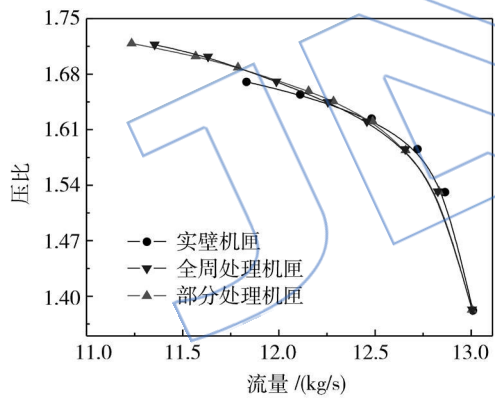


图 5 三种机匣作用下压气机的压比特性
Fig. 5 Total pressure ratio characteristic of the compressor with three casings

表 2 三种机匣作用下压气机的主要性能参数

机匣	峰值效率/ %	设计点压比	稳定裕度/ %
实壁	84.40	1.624	8.86
全周处理	83.85	1.615	16.84
局部处理	84.11	1.621	17.81

值得注意的是, 相对于全周处理机匣, 在具有相同处理槽数的前提下, 处理槽周向非均匀分布

的局部处理机匣使得压气机的峰值效率损失减少了一半. 此外, 周向局部处理机匣的扩稳能力明显好于全周处理机匣, 并且具有更高的设计点压比. 这说明, 改变处理槽的周向分布形式能够进一步提高压气机的性能.

2.2 周向局部处理机匣给压气机瞬时流场产生的特殊作用

如表 2 所示, 局部处理机匣比全周处理机匣具有更高的压气机峰值效率、设计点压比和稳定裕度. 这说明, 该局部处理机匣对压气机流场产生了特殊的作用. 下面分析它给压气机设计点附近的瞬时流场带来的变化.

图 6 反映的是周向局部处理机匣作用下峰值效率工况的叶尖截面相对马赫数的瞬时分布情况. 此时, 通道 1 和 2 的上方有处理槽, 而通道 3 和 4 的上方没有处理槽. 从相对马赫数云图观察到: 叶尖泄漏流在经过激波后造成的低速区域在四个通道中均有出现; 通道 2 和 3 内的低速区域比通道 1 和 4 内的低速区域明显减小. 值得注意的是, 通道 1 和 2 上方的处理槽对泄漏流的控制作用并没有立即体现在这两个通道中, 而是有一定的滞后效应. 通道 2 和 3 中的叶尖泄漏流明显受到处理槽的作用而有所减弱.

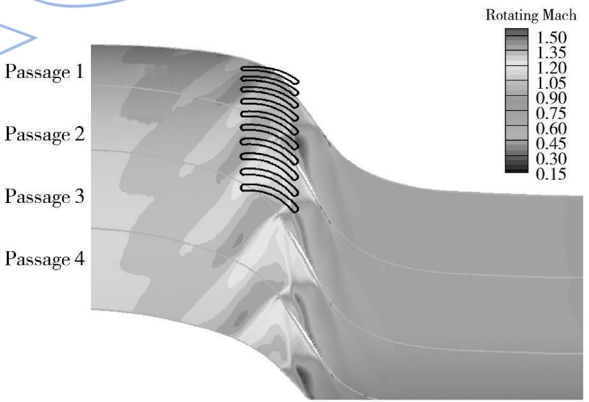


图 6 局部处理机匣作用下叶尖截面的瞬时相对马赫数
Fig. 6 Instantaneous relative Mach number on the tip section under the partial circumference casing treatment

由图 7 所示的叶尖截面瞬时熵云图可以看到, 在处理槽下游区域的熵云图也具有明显的周向非均匀性: 由于泄漏流得到改善, 通道 2 和 3 内的熵增明显弱于通道 1 和 4. 此外, 由于进入和流出处理槽的气流与叶尖主流之间的掺混作用, 导致通道 1 和 2 内处理槽正下方区域的熵增明显强于通道 3 和 4 的情况.

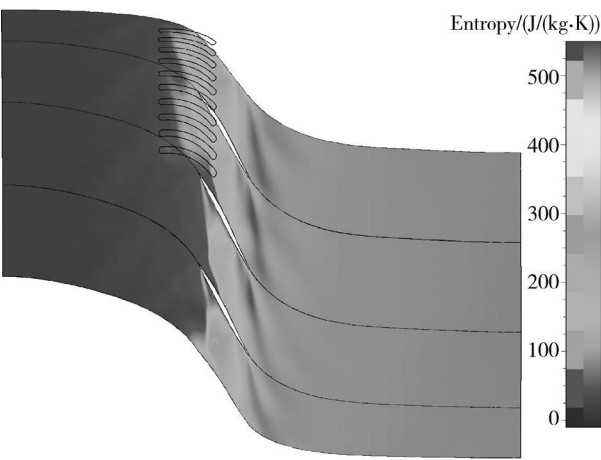


图 7 局部处理机匣作用下叶尖截面的瞬时熵云图
Fig. 7 Instantaneous entropy on the tip section under the partial circumference casing treatment

从以上相对马赫数与熵的瞬时云图可以看到, 由于周向非均匀分布的处理槽对局部叶尖泄漏流的改善作用及在局部通道内的掺混作用, 周向局部处理机匣给压气机的叶尖瞬时流场产生了大尺度的周向非均匀性. 显然, 叶尖流场的这种非均匀尺度是与处理槽连续分布的处理区的尺度相关的.

压气机瞬时流场的这种周向非均匀特征, 随着处理机匣与转子的相对运动, 会在转子相对坐标下表现出特殊的非定常性: 它的非定常频率是转子转动频率的 4 倍, 而在处理区内, 处理槽的周向扫掠频率为转子转动频率的 80 倍. 该周向局部

处理机匣因为处理区内的处理槽连续扫掠而给转子叶尖流场产生高频非定常作用的同时, 还会因为处理区和实壁区的交替扫掠而产生特殊的低频非定常作用. 而这显然是全周处理机匣所不能提供的.

2.3 全周处理机匣与周向局部处理机匣对叶尖时均流场的影响比较

如上所述, 周向局部处理机匣会给压气机叶尖瞬时流场带来明显的周向非均匀性与特殊的非定常作用, 然而, 这种非定常作用效果在时均流场会有何表现呢?

由于每个叶片通道都会周期性地经过处理区与实壁区, 因而不同叶片通道内的时均流场都是一样的. 图 8 反映的是在全周处理机匣与周向局部处理机匣作用下峰值效率工况 80% 弦长处 S_3 截面的熵云图比较. 从图 8 可以看出, 在全周处理机匣作用下, 在叶尖附近靠近吸力面一侧具有明显的熵增区域, 它是由叶尖泄漏流造成的低速区域引起的. 而在周向局部处理机匣作用下, 叶尖的熵增区域得到明显减弱. 这说明, 周向局部处理机匣能够改善该压气机的叶尖流动尤其是叶尖泄漏流的情况.

图 9 和图 10 分别描述的是峰值效率工况全周处理机匣与周向局部处理机匣作用下叶尖截面的相对马赫数云图. 图中的粗实线表示的是激波位置, 而虚线表示的是叶尖泄漏涡的发展轨迹.

从图 9 可以看到: 叶尖泄漏涡在叶尖前缘处产生后逐渐向下游发展, 并且不断卷入新的叶尖

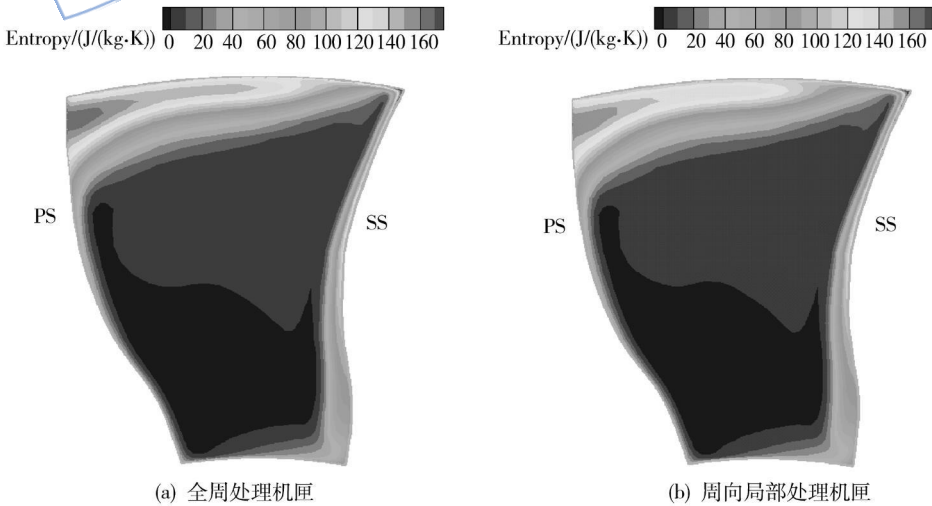


图 8 全周处理机匣与周向局部处理机匣作用下 80% 弦长 S_3 截面的熵云图
Fig. 8 Entropy on the 80% chord S_3 section under the whole circumference casing treatment and the partial circumference casing treatment

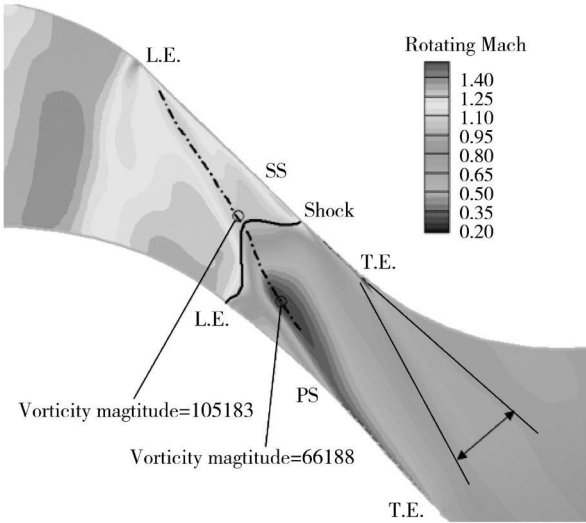


图 9 全周处理机匣作用下峰值效率工况叶尖截面的相对马赫数云图

Fig. 9 Relative Mach number on the tip section under the whole circumference casing treatment at peak efficiency point

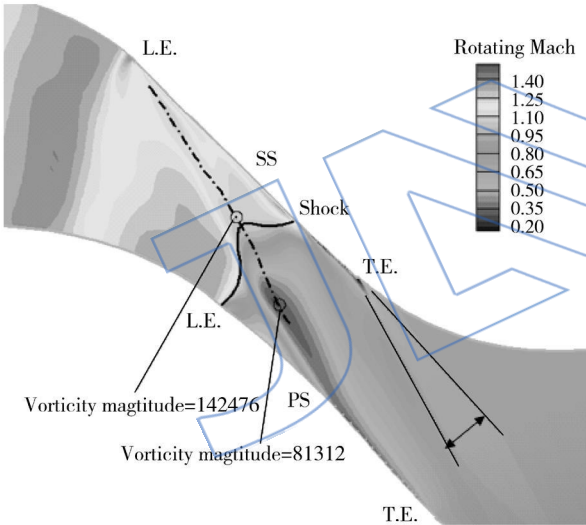


图 10 局部处理机匣作用下峰值效率工况叶尖截面的相对马赫数云图

Fig. 10 Relative Mach number on the tip section under the partial circumference casing treatment at peak efficiency point

泄漏流, 从而在激波前达到最大的旋涡强度; 该叶尖泄漏涡经过激波后会发生破裂与扩散行为^[12], 在激波下游产生图中所示的明显低速堵塞团; 可以看到该低速区域中心的旋涡强度因为旋涡破裂而有很大程度的降低. 如图 10 所示, 在周向局部处理机匣作用下, 叶尖泄漏涡也会发生从生成到发展壮大, 再到破裂扩散的发展轨迹. 然而, 需要注意的是, 在局部处理机匣作用下, 叶尖泄漏涡破

裂所产生低速堵塞团的范围明显减小了. 这是因为, 它改善了叶尖泄漏涡的运动, 使得它在激波前的旋涡强度明显增强(涡量增大了 35%), 从而增强了其在激波后的抗破裂能力: 减少了激波破裂产生的低速区域, 低速区域中心的旋涡也具有更高的强度(涡量增大了 23%).

除了减小由叶尖泄漏涡破裂引起的低速区域之外, 局部处理机匣作用下, 图 10 所示的尾缘分离涡形成的尾迹的宽度比图 9 所示的尾迹宽度有明显减小. 这说明, 与全周处理机匣相比, 周向局部处理机匣能够同时改善叶尖泄漏涡和尾缘分离涡的运动. 这可能与该周向局部处理机匣能够对该压气机同时产生高、低频的两种非定常作用有关. 而旋涡流场的这种变化也决定了周向局部处理机匣能够比全周处理机匣取得更高的峰值效率.

图 11 和图 12 分别描述的是近失速工况全周处理机匣与周向局部处理机匣作用下叶尖截面的相对马赫数云图. 由图可以看到类似的现象: 泄漏涡从叶尖前缘处产生后, 不断向下游发展壮大, 经过激波后会发生破裂与扩散, 从而产生很明显的低速区域. 但是与峰值效率工况相比, 近失速工况的激波位置明显前移, 叶尖泄漏涡所产生的低速区也更靠近叶尖前缘与压力面. 叶尖泄漏涡的这种变化是该跨声速压气机进入失速的一个重要原因.

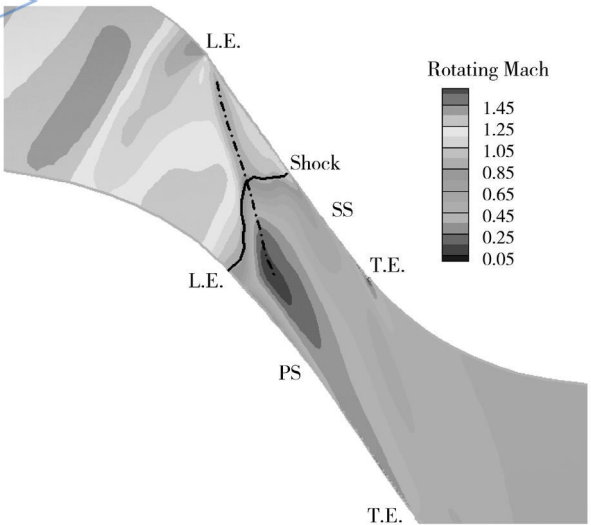


图 11 全周处理机匣作用下近失速工况叶尖截面的相对马赫数云图

Fig. 11 Relative Mach number on the tip section under the whole circumference casing treatment at near stall point

然而, 也可以明显观察到: 在周向局部处理机匣作用下, 激波后的低能团相对于全周处理机匣

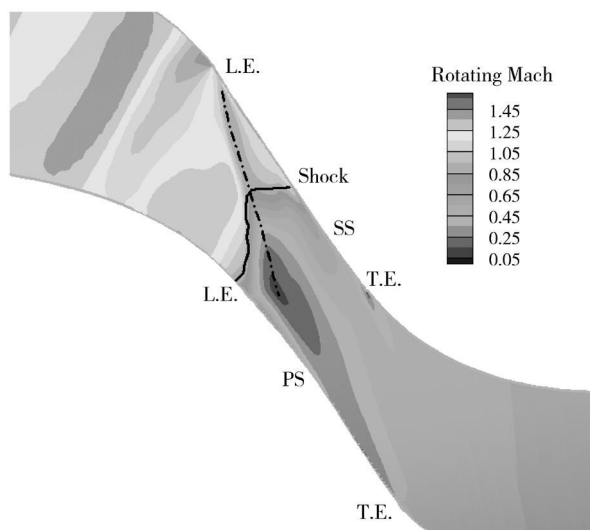


图12 局部处理机匣作用下近失速工况叶尖截面的相对马赫数云图

Fig. 12 Relative Mach number on the tip section under the partial circumference casing treatment at near stall point

作用时有所减弱. 证明了周向局部处理机匣作用下, 叶尖泄漏涡在激波后的分裂与扩散行为得到了进一步的抑制, 从而相对于全周处理机匣一定程度地推迟了压气机失速的发生.

3 结 论

通过在一台单级跨声速轴流压气机转子上对具有相同槽数的全周处理机匣与周向局部处理机匣进行非定常数值模拟, 本文得到如下结论:

1) 对于该单级跨声速转子来说, 具有4个处理区和4个实壁区相间分布的周向局部处理机匣比全周处理机匣具有更少的压气机效率损失, 同时还有更高的设计点压比和稳定裕度.

2) 瞬时流场显示, 周向局部处理机匣会造成不同叶片通道内的叶尖泄漏流与处理槽掺混损失具有大尺度的周向非均匀性, 从而能够对该压气机产生特殊的低频非定常作用.

3) 峰值效率工况的时均流场显示, 相比于全周处理机匣, 周向局部处理机匣能够同时改善叶尖泄漏涡和尾缘分离涡运动. 这可能与该局部处理机匣能够同时提供高、低频的两种非定常作用有关.

4) 近失速工况的时均流场显示, 在周向局部处理机匣作用下, 叶尖泄漏涡在激波后破裂形成的低能团相对于全周处理机匣作用时有所减弱, 因此它能够一定程度地进一步推迟失速.

参考文献:

- [1] 弓志强, 陆亚钧, 葛敬东. 环形扩压叶栅流动非定常控制方法的PIV研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 455-460.
GONG Zhiqiang, LU Yajun, GE Jingdong. Investigation of unsteady flow control in an annular compressor cascade using PIV[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 455-460. (in Chinese)
- [2] Johnson M C, Greitzer E M. Effects of slotted hub and casing treatments on compressor endwall flow fields[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1987, 109: 380-387.
- [3] Shabbir A, Adamczyk J J. Flow mechanism for stall margin improvement due to circumferential casing grooves on axial compressor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2005, 127: 708-717.
- [4] Fujita H, Takata H. A study of configuration of casing treatment for axial flow compressors[J]. Bulletin of JSM E, 1984, 27: 1675-1681.
- [5] Greitzer E M, Nikkanen J P, Haddad D E, et al. A fundamental criterion for the application of rotor casing treatment[J]. Journal of Fluids Engineering, 1979, 101(4): 237-243.
- [6] 马宏伟, 蒋浩康. 压气机转子通道内尖区三维平均流场[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 167-171.
MA Hongwei, JIANG Haokang. An investigation on flow behaviour in an S-shaped duct[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 167-171. (in Chinese)
- [7] 李传鹏, 胡骏. 旋转进气畸变对轴流压气机气动稳定性影响实验研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 433-437.
LI Chuanpeng, HU Jun. Effects of rotating inlet distortion on 5-stage HP-compressor stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 433-437. (in Chinese)
- [8] Taylor J, Hynes T. The control of non-axisymmetric flow in axial turbomachinery using circumferentially varying stator exit angles[J]. ASME Paper 2000-GT-495, 2000.
- [9] Graf M B, Wong T S, Greitzer E M, et al. Effects of non-axisymmetric tip clearance on axial compressor performance and stability[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 648-661.
- [10] 祝剑虹, 朴英, 周建兴, 等. 跨声压气机缝式处理机匣非定常模拟研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 882-888. (in Chinese)
ZHU Jianhong, PIAO Ying, ZHOU Jianxing, et al. Unsteady numerical simulation on transonic compressor with screwed slots casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 882-888.
- [11] 朱俊强, 赵毅, 刘志伟. 斜沟槽机匣处理的实验研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1): 23-26.
ZHU Junqiang, ZHAO Yi, LIU Zhiwei. An experimental investigation on treatment of compressor casing with skew grooves[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 23-26. (in Chinese)
- [12] 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 GT2002-30642, 2002.