

文章编号: 1000-8055(2009)07-1610-06

低雷诺数下跨声速转子流动失稳及 附面层抽吸扩稳研究

夏钦斌, 王如根, 周 敏
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 采用数值方法模拟了低雷诺数条件下 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子内部流场. 结果表明, 附面层径向涡是该压气机转子流动失稳的一个很重要的原因. 通过在该压气机转子叶片吸力面上不同的叶高和轴向弦长处进行抽吸, 发现都可以很好的抑制附面层径向涡的发展, 压气机转子的稳定工作范围明显扩大. 此外还比较了不同的抽吸量对压气机的性能的影响.

关 键 词: 流动失稳; 低雷诺数; 附面层径向涡; 抽吸

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

Research on flow instability of transonic compressor rotor and boundary suction effect at low Reynolds number

XIA Qin bin, WANG Ru gen, ZHOU Min

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The flow instability of NASA Rotor 37 transonic compressor rotor at low Reynolds number was investigated by numerical simulation. The result shows that the boundary layer radial vortex becomes an important factor for causing compressor flow instability. It's found that the compressor stability range is obviously enlarged by suction on the blade suction surface at different blade heights and axial chords. The influence of suction mass on the characteristic of the compressor was also compared.

Key words: flow instability; low Reynolds number; boundary layer radial vortex; suction

压气机内部流动不稳定流动现象的研究一直是学术界关注的焦点, 研究目标在技术上是实现对不稳定流动现象的控制, 在学术上是澄清叶片通道内部流动失稳的流体力学机制, 从而二者结合起来建立叶轮机稳定性设计的思路和方法. 然而只有深刻理解了轴流压气机内部流动失稳的机制, 人们才能有的放矢的发展各种控制策略. 在近些年, 研究人员对轴流压气机内部流动失稳触发机制进行了广泛深入的研究, 现在一般认为激波

与间隙泄漏涡的相互作用使得间隙泄漏涡破裂, 这可能成为导致跨声速压气机转子内部流动失稳的重要原因^[1-5]. 而在低雷诺数条件下, 部分文献认为由于受到雷诺数和逆压梯度等因素的作用, 叶片吸力面附面层气流分离现象必将更加严重, 附面层径向涡迅速发展起来, 并在叶顶形成大面积附面层分离区, 阻塞叶顶流场, 对压气机稳定性产生重要影响, 甚至会使压气机的流动失稳机制发生变化. 许多研究人员还对于扩大压气机转子

收稿日期: 2008-10-27; 修订日期: 2009-03-23

基金项目: APTD 研究项目 (APTD-1504 04 07)

作者简介: 夏钦斌 (1982-), 男, 湖南蓝山人, 博士生, 主要从事航空发动机气动热力理论与工程研究. E-mail: xqb_sky@tom.com

的稳定工作范围进行了大量的研究, 如机匣处理、叶顶喷气、抽吸等, 并取得了一定的效果^[69]. 因此本文对低雷诺数下跨声速转子的流动失稳机制进行了初步探讨, 并针对该转子的流动失稳原理采用在叶片表面抽吸的方法对其进行了相应的扩稳研究.

1 数值分析方法

由于 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子具有较为丰富的实验测量数据, 其内部的流动特性在跨声速压气机中具有一定代表性. 因此以 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子为研究对象, 使用商业 CFD 软件(NU MECA) 模拟低雷诺数条件下失速工况时转子内部流场的流动失稳机制. 其中, 控制方程为雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 湍流模型采用加入 AGS (A b r Ghannam and Shaw) 转捩模型的 Spalart-Allmaras 湍流模型, 计算中还采用了隐式残差光顺法和完全多重网格加速收敛技术.

在之前的研究中已经对该数值模拟方法的模拟精度和可靠性进行了详细的分析^[10], 结果表明: 采用加入 AGS 转捩模型的 Spalart-Allmaras 湍流模型具有较好的计算精度.

2 跨声速转子内部流动失稳

采用数值方法模拟了低雷诺数条件下 100% 设计转速下 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子的内部流场. 为了分析附面层径向涡对跨声速压气机稳定性的影响机理, 对低雷诺数条件下失速工况时附面层径向涡的流动发展特性进行了分析. 图 1 给出了近失速工况压气机转子吸力面侧的流场结构图, 浅灰色为叶片吸力面极限流线, 白色为附面层径向涡粒子示踪. 其中附面层径向涡由叶根处叶片吸力面附面层转捩区内的分离气流发展起来, 在离心力的作用下, 从叶根向叶顶迅速发展, 在向叶顶发展过程中还不断卷吸不同叶高处附面层转捩区发展而来的附面层径向涡, 涡流上升到叶顶区域时, 受到叶顶端壁几何空间限制而聚集, 形成附面层分离气流和低能流团的聚集区.

图 2 给出了近失速工况下压气机转子的叶顶流场结构, 图中所有的切片均沿着转子周向方向截取, 图中同时给出了叶顶间隙泄漏流粒子示踪(灰色)和附面层径向涡粒子示踪(白色). 从图中可以看出, 在所有的工况下, 叶顶间隙流并没有卷

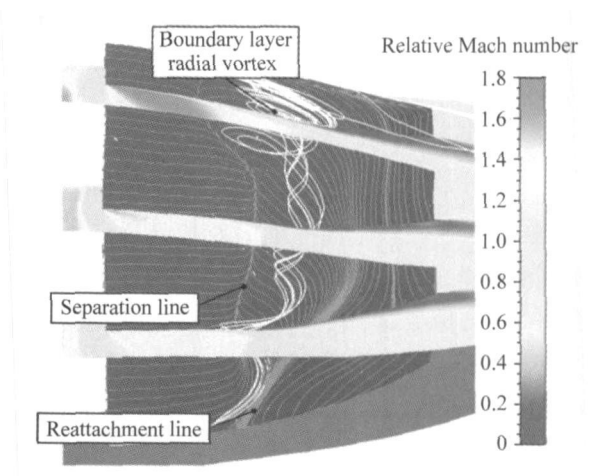


图 1 叶片吸力面附面层径向涡
Fig.1 Boundary layer radial vortex on the suction surface

起典型的间隙泄漏涡, 其轨迹基本与通道主流平行, 通过激波后间隙泄漏涡的方向和强度变化不大, 对通道主流的影响很小. 从图中还可以看出, 叶片通道内存在两个低能阻塞区, 经分析知, 较小的阻塞区是由激波与来流相互作用形成的, 而较大的阻塞区是由于附面层径向涡引发的叶顶吸力面附面层分离阻塞区, 这也成为了该压气机转子的流动失稳的一个重要原因.

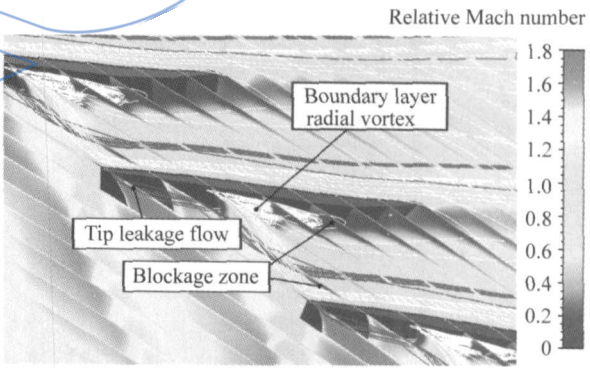


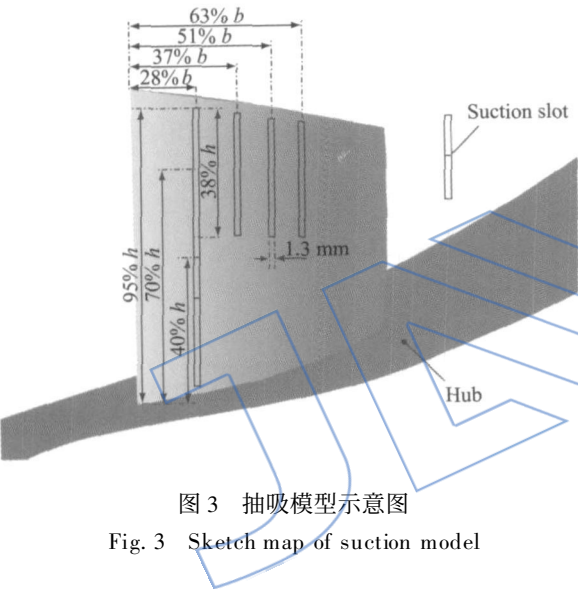
图 2 近失速工况转子叶顶流场
Fig.2 Flow field of rotor blade tip

3 抽吸结果分析

3.1 模型简介

由于附面层径向涡在叶根处叶片吸力面附面层转捩区内的分离气流发展起来后, 在离心力的作用下, 从叶根向叶顶迅速发展, 在向叶顶发展过程中还不断卷吸不同叶高处附面层转捩区发展而来的附面层径向涡, 聚集到叶顶形成大面积的分离阻塞区, 因此理论上讲, 在不同的叶高处开缝进行抽吸可能会影响附面层的流动和发展, 从而有

可能得到比较理想的扩稳效果. 如图 3 所示, 在大约 28% 轴向弦长处分别在顶部叶高(抽吸缝 1)、中部叶高(抽吸缝 2)和根部叶高(抽吸缝 3)附近开缝进行抽吸, 其上缘分别距离叶根约为 95%、70% 和 40%. 其长度约为 38% 叶高, 宽约为 1.3 mm. 为比较在不同的轴向弦长处进行抽吸对压气机性能的影响, 又分别在叶片吸力面顶部附近约 37%(抽吸缝 4)、51%(抽吸缝 5)和 63%(抽吸缝 6)轴向弦长处进行抽吸, 其尺寸与上面相同, 处于与抽吸缝 1 相同的叶高位置. 定义抽吸因子 $B_s = m_{\text{suction}}/m_{\text{shock}}$, 其中 m_{suction} 为抽吸流量, m_{shock} 为堵塞流量. 设定以上 6 个抽吸缝的抽吸因子 S_m 都为 0.63%. 为比较不同的抽吸流量对压气机性能的影响, 又对抽吸缝 1 分别设定抽吸因子为 0.32% 和 0.95% 进行了计算.



3.2 不同叶高抽吸

图 4 为抽吸后的 NASA Rotor 37 的特性图. 从图中可以看出, 在三个不同叶高处进行抽吸都不同程度地增大了稳定工作范围. 在顶部附近和根部附近进行抽吸, 其失速点流量分别减少了约 5.3% 和 4.68%, 压比都有所增加, 效率相差不大, 而在叶高中部附近进行抽吸后, 虽然其失速点流量约减少了 5.71%, 但同时也造成了压比和效率的下降, 分别减少了大约 1.67% 和 1.17%.

图 5 为在光滑叶片近失速时的背压条件下, 利用抽吸缝 1 抽吸前后 99% 叶高叶片通道内相对马赫数分布, 可以看出, 经过抽吸后, 虽然由激波等引起的阻塞区有所增大, 但附面层引起的分离区大为减小, 气流通道环境得到了一定改善.

图 6 为在光滑叶片近失速时的背压条件下,

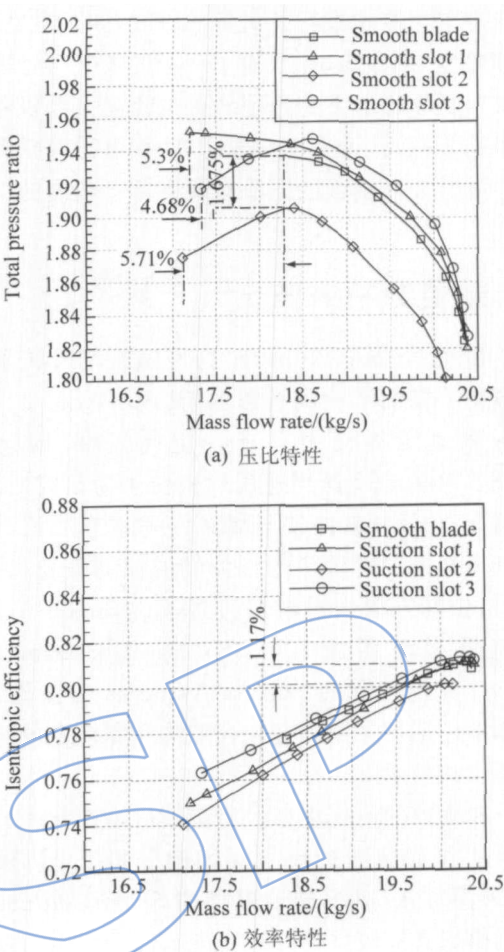


图 4 抽吸前后 NASA Rotor 37 特性图比较

Fig. 4 Characteristic of NASA Rotor 37

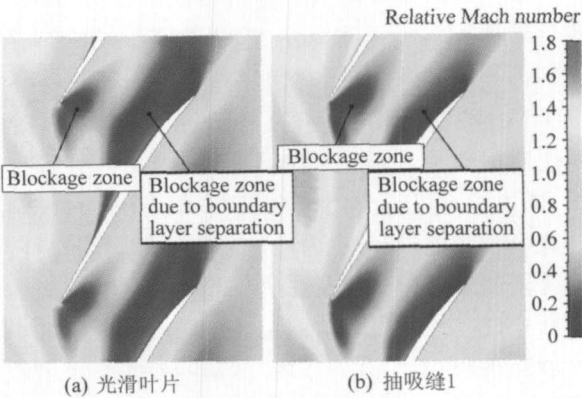


图 5 99% 叶高相对马赫数分布

Fig. 5 Distribution of Mach number on 99% blade height

叶片吸力面上极限流线和 50% 轴向弦长叶片通道内马赫数分布. 从图中可以清楚地看到, 在顶部叶高附近进行抽吸后, 由叶根发展而来的附面层径向向涡其作用范围主要集中在抽吸缝以下附近, 而后在来流的作用下流向叶片后缘, 而其分离阻塞区也仍然主要集中在这个区域. 在中部叶高附近进行抽吸后, 由叶根发展而来的附面层径向向

其作用范围主要集中在约 40% 叶高以下的区域, 在抽吸缝的上下两侧附近均出现了两个较大的阻塞区, 其通道流场变得更加复杂, 各种来流的掺混造成了额外的损失, 使压比和效率都有所下降. 而在根部叶高附近进行抽吸后, 主要在叶顶附近出现了一个较大的阻塞区, 由叶根发展而来的附面层径向涡开始强度还比较小, 但到达叶顶附近后在叶片回流的作用下突然扩散, 进一步加剧了该回流区的增长.

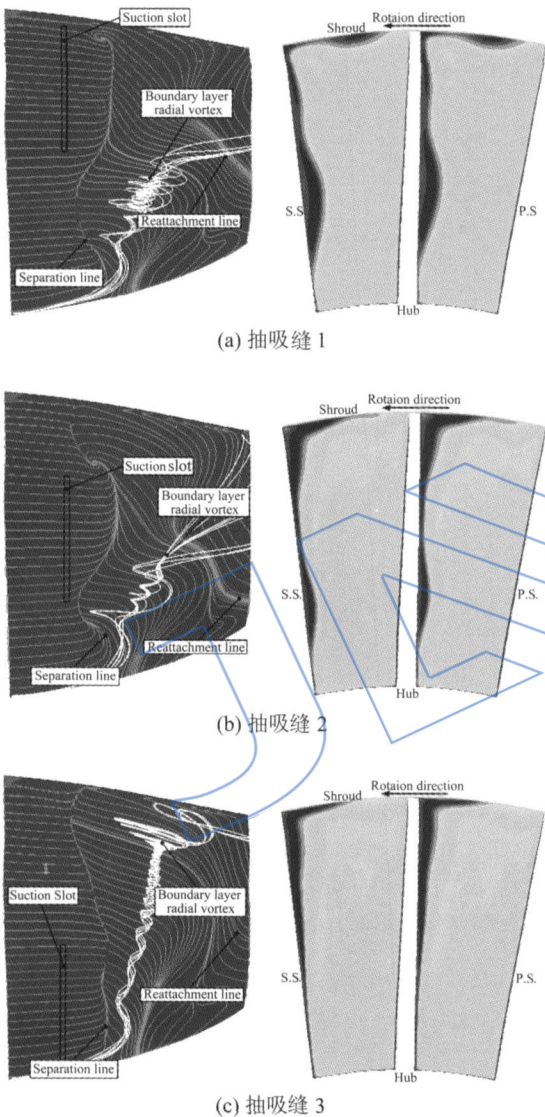


图 6 叶片吸力面上极限流线和 50% 轴向弦长叶片通道内马赫数分布

Fig. 6 Limiting streamline on the suction surface of blade and distribution of Mach number on 50% axial chord

3.3 不同轴向弦长抽吸

从图 7 可以看出, 在叶片吸力面顶部附近约 28% (抽吸缝 1), 37% (抽吸缝 4), 51% (抽吸缝 5) 和 63% (抽吸缝 6) 轴向弦长处进行抽吸后, 其

失速点流量分别减少了约 5.3%, 7.62%, 10.33% 和 4.28%. 压比都有所增加, 尤其是抽吸缝 5 和 6, 其最高压比更是分别增加了约 1.43% 和 2.07%. 抽吸缝 1, 4, 5 的峰值效率与光滑叶片表面的峰值效率相差不大, 峰值效率左侧, 效率有轻微降低, 抽吸缝 6 的效率最高, 其峰值效率与光滑叶片表面相比大约增加了 0.6%.

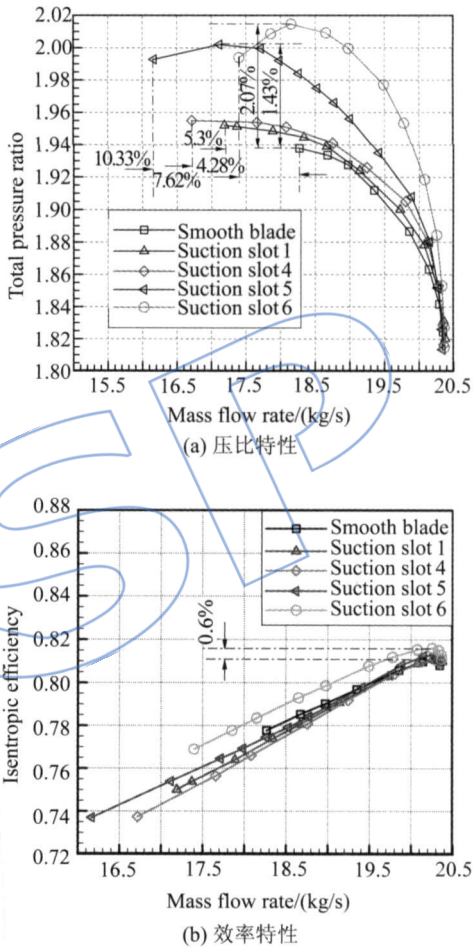


图 7 抽吸前后 NASA Rotor 37 特性图比较

Fig. 7 Characteristic of NASA Rotor 37

从图 8 可以看出, 随着抽吸缝逐渐向后缘移动, 其叶高中部以上的分离线也逐渐向后缘移动, 由叶根发展而来的附面层径向涡其作用范围仍然主要集中在抽吸缝以下叶高中部以下附近, 而其分离阻塞区也仍然主要集中在这个区域. 而当抽吸缝移到 63% 轴向弦长 (抽吸缝 6) 处以后, 其叶高中部以上的分离线处在了抽吸缝的上游位置, 由叶根发展而来的附面层径向涡开始被抽吸缝所抽吸, 这可能主要是由于在中部叶高以上发展而来的附面层径向涡在抽吸缝之前已经开始发展, 促使了附面层的分离.

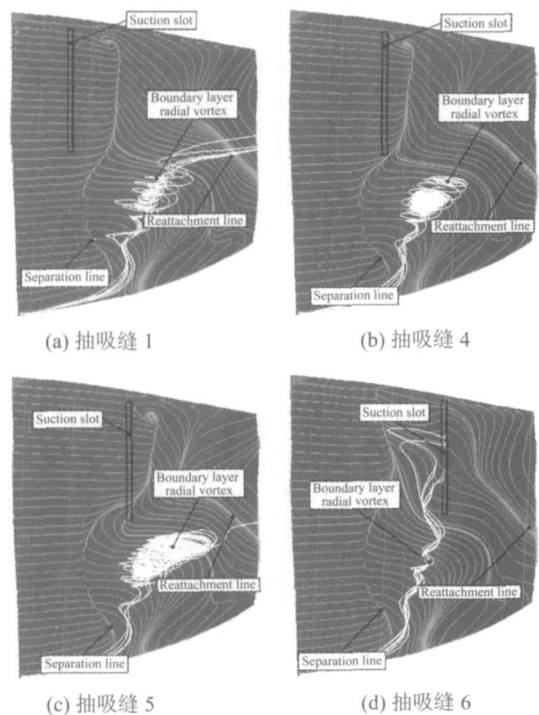


图 8 叶片吸力面上极限流线比较

Fig. 8 Limiting streamline on the suction surface of blade

3.4 不同流量抽吸

为比较不同的抽吸流量对压气机性能的影响,对抽吸缝 1 分别设定抽吸因子为 0.32%, 0.63% 和 0.95% 进行了计算. 计算结果表明, 分别抽吸 0.32%, 0.63% 和 0.95% 的流量后, 其失速点流量分别减少了约 3.67%, 5.3% 和 5.47%, 而效率相差不大, 如图 9 所示. 这说明增大抽吸流量可以增大压气机的稳定工作范围, 但增大到一定程度, 并不能明显的进一步增大压气机的稳定工作范围.

4 结 论

1) 采用数值方法模拟了低雷诺数条件下 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子内部流动失稳机制. 结果表明, 附面层径向涡引发的叶顶吸力面附面层分离阻塞区是该压气机转子流动失稳的一个很重要的原因.

2) 通过在三个不同叶高处进行抽吸的计算结果表明, 经过抽吸后, 附面层径向涡的强度和作用范围大为减小, 改善了叶片通道的流场. 抽吸后都不同程度地增大了压气机的稳定工作范围. 在顶部附近和根部附近进行抽吸, 其失速点流量分别减少了约 5.3% 和 4.68%, 压比都有所增加, 效率相差不大, 而在叶高中部附近进行抽吸后, 虽然

其失速点流量约减少了 5.71%, 但同时也造成了压比和效率的下降, 分别减少了大约 1.67% 和 1.17%.

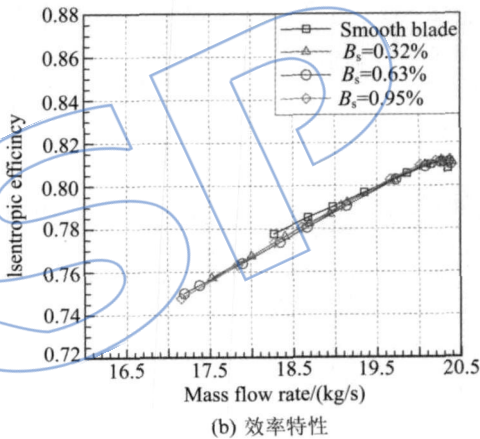
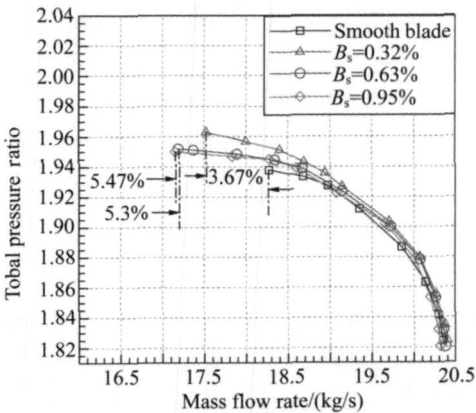


图 9 抽吸前后 NASA Rotor 37 特性图比较
Fig. 9 Characteristic of NASA Rotor 37

3) 通过在不同的轴向弦长处进行抽吸的计算结果表明, 也都不同程度地增大了压气机的稳定工作范围. 尤其是在约 51% 轴向弦长处抽吸后, 其失速点流量更是减少了 10.33%. 而与光滑叶片相比, 在约 63% 轴向弦长处抽吸后的压比和效率最高, 其最大压比和峰值效率分别增加了 2.07% 和 0.6%.

4) 通过抽吸不同的流量的计算结果表明, 增大抽吸流量可以增大压气机的稳定工作范围, 但增大到一定程度, 并不能明显的进一步增大压气机的稳定工作范围.

以上所有的结果都是通过数值模拟得到的, 目前还缺乏实验的验证, 对附面层径向涡的研究还不够深入, 有待于进一步的研究.

参考文献:

[1] Chima R V. Calculation of tip clearance effect in a transonic compressor.

- sonic compressor rotor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 131-140.
- [2] Hoeger M, Fritsch G, Bauer D. Numerical simulation of the shock tip leakage vortex interaction in a HPC front stage[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 456-468.
- [3] Furukawa M, Saiki K, Yamada K, et al. Unsteady flow behavior due to breakdown of tip leakage vortex in an axial compressor rotor at near-stall condition[R]. ASME Paper 2000-GT-666, 2000.
- [4] Yamada K, Furukawa M, Nakano T, et al. Unsteady three-dimensional flow phenomena due to breakdown of tip leakage vortex in a transonic axial compressor rotor[R]. ASME Paper GT-2004-53745, 2004.
- [5] 卢新根. 轴流压气机内部流动失稳及其被动控制策略研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- LU Xingen. Flow instability and its passive control strategies in axial flow compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [6] Kerrebrock J L, Reijnen Z W S. Aspirated compressor[R]. ASME Paper 97-GT-525, 1997.
- [7] Reijnen D P. Experimental study of boundary layer suction in a transonic compressor[D]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 1997.
- [8] Mechant A A, Dreha M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME Paper GT-2000-619, 2000.
- [9] Schuler B J, Kerrebrock J L, Mechant A A. A experimental investigation of an aspirated fan stage[R]. ASME Paper GT-2002-30370, 2002.
- [10] 赵英武. 雷诺数对压气机性能影响的数值模拟[D]. 西安: 空军工程大学, 2008.
- ZHAO Yingwu. Numerical simulation of effect of Reynolds number on compressor performance[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2008. (in Chinese)