

文章编号: 1000-8055(2000) 0347-06

轴流压气机小流量状态转子叶尖泄漏涡三维紊流特性

马宏伟, 蒋浩康

(北京航空航天大学 404 教研室, 北京 100083)

摘要: 用三维激光多普勒测速系统测量研究了低速大尺寸单级压气机在小流量状态下转子叶尖泄漏涡的三维紊流特性。结果表明, 小流量状态下叶尖泄漏涡是引起压气机转子内尖部紊流脉动的主要因素之一, 造成的高紊流区沿流向逐渐扩大, 并较迅速地 toward 通道中部和低叶高方向移动, 紊流强度值随旋涡的增强而增大。在泄漏涡影响区域中, 径向紊流强度水平最高, 轴向和切向紊流强度水平相近, 3 个剪切应力中, 轴向—径向最大, 切向—径向次之, 轴向—切向最小。在 80% 弦长附近, 泄漏涡发生破裂, 导致更强、更大范围的紊流脉动。受角区旋涡发展的影响, 后半通道内叶尖吸力面角区在较大范围内紊流脉动强, 剪切应力大。

关键词: 轴流压气机; 泄漏涡; 紊流; 特性

中图分类号: V 231. 3 文献标识码: A

1 引言

受实验设备和测试技术的限制, 目前获得的反映压气机转子叶尖泄漏涡流动的试验数据还很少, 尤其是反映泄漏涡三维紊流特性的数据更少, 使得对压气机转子内尖区的复杂流动缺乏足够清晰的认识^[1], 阻碍了更精确的物理模型的建立和非定常流动计算的发展。为增加对压气机转子叶尖泄漏涡的认识, 继文献[1, 2]用三维激光多普勒测速系统测量了低速大尺寸单级压气机设计状态转子内尖区流场, 分析了叶尖泄漏涡的时均流动结构和三维紊流特性, 文献[3]又分析了小流量状态下泄漏涡在叶尖通道中的发生和演化。本文是文献[3]的继续, 重点介绍叶尖泄漏涡在小流量状态下叶尖泄漏涡的三维紊流特性, 以深化对转子内尖区流动结构的认识。

2 实验设备、测量手段及安排

实验是在低速大尺寸压气机试验台上进行的, 文献[4]详细介绍了此实验装置。试验段气流

通道外径 1 m, 轮毂比 0.6, C4 低速叶型, 等环量设计, 叶尖径向间隙 0.5% 叶高。设计转速 1200 r/min。流场测量采用美国 TSI 公司 90-6 型三维光纤激光多普勒测速系统, 激光入射窗口开在压气机机匣对应转子叶片通道的部位, 施放的粒子是由发烟器产生的烟雾, 由橡皮管引入测量体积前压气机进口上游。

测量站在轴向自转子前缘至后缘共设 12 站, 站间距 0.095 轴向弦长, 转子出口设 2 站, 站间距 0.037 轴向弦长。径向共设 12 个测量站, 分别为 0.985, 0.980, 0.975, 0.950, 0.925, 0.900, 0.875, 0.850, 0.813, 0.775, 0.738, 0.700 叶高(从叶根算起)。每个叶片通道内周向约 58 个测点。测量在压气机 $V_x/U_t = 0.48$ (最高压升点, V_x 为进口轴向速度, U_t 为叶尖切线速度) 状态下进行。

3 测量结果及讨论

图 1 和图 2 分别是径向和轴向紊流强度分布, 紊流强度定义为当地速度脉动量的均方根与叶尖速度的比。测得的切向紊流强度数值与轴向

收稿日期: 2000-01-12; 修订日期: 2000-03-29

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59776009); 航空科学基金资助项目(97C51097);

国家重点基础研究发展规划资助项目(G1999022305)

作者简介: 马宏伟(1968-09), 男, 北京航空航天大学 404 教研室副教授, 博士

Copyright © 2000 by China Academic Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

紊流强度相近,分布规律基本一致,本文只显示轴向分量的数据。测量结果表明,进口(a)截面 3 个方向的紊流强度值都较小且分布均匀。在(b)截面叶尖吸力面角区已出现高紊流强度区,3 个方向的紊流强度均较高,对应着泄漏涡的出现。文献[3]指明泄漏涡在距离前缘 10% 轴向弦长之前已经产生。对照文献[3]测得的平均流场,在 70% 轴向弦长以前的各个测量截面中,径向、轴向紊流强

度的最大值出现在泄漏涡最强的(c)截面。和文献[2]在设计状态测得的结果相比,小流量状态下该最高紊流强度轴向位置向上游提前了约 10% 弦长,而且紊流强度大得多,这显然是由泄漏涡的特性决定的。泄漏涡较强的截面,紊流强度也较高,这和文献[1,2]在设计状态测得的规律相同。

3 个方向的高紊流强度区在下游随泄漏涡的发展逐渐扩大,核心区逐渐向通道中部和低叶高

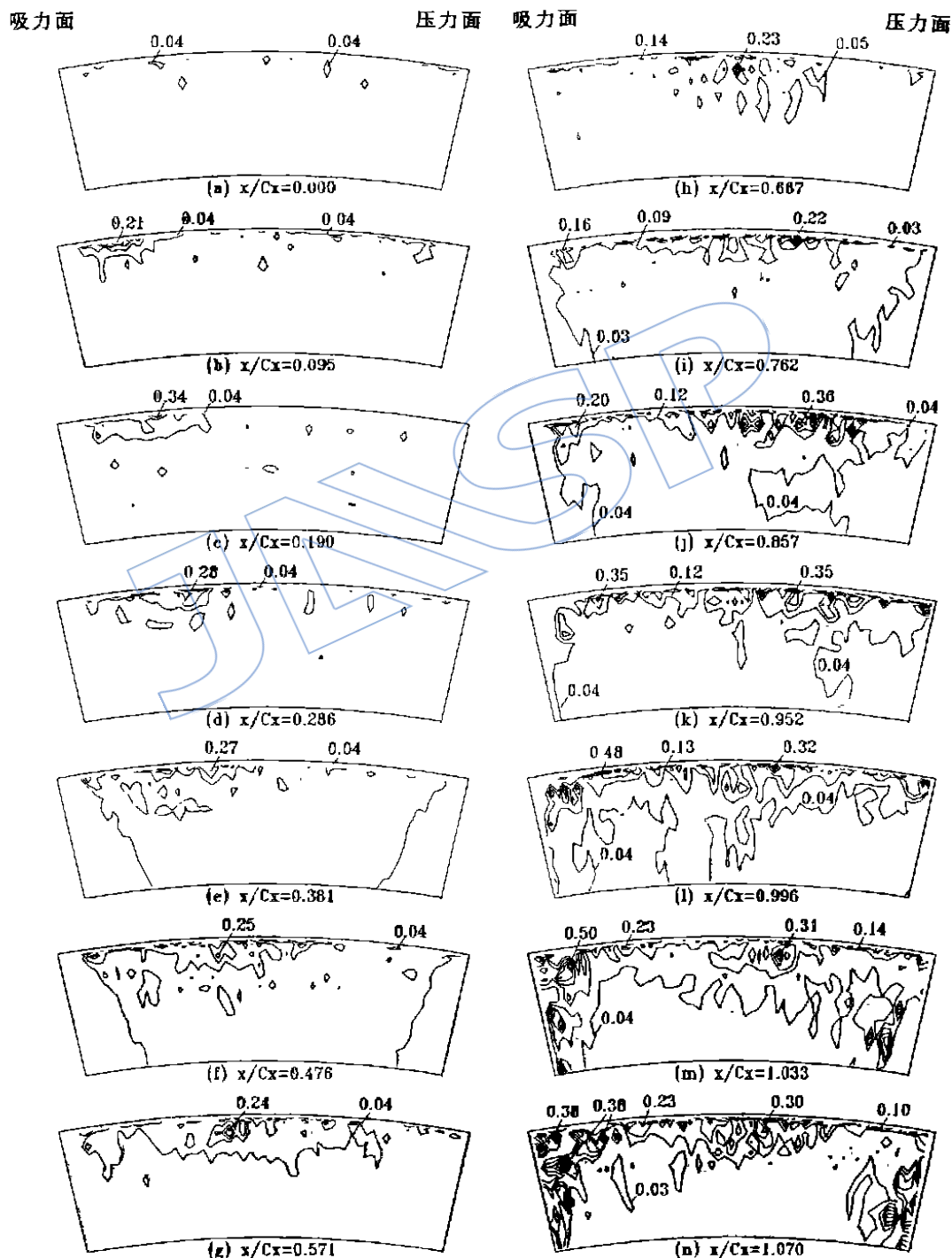


图 1 横向截面径向紊流强度分布

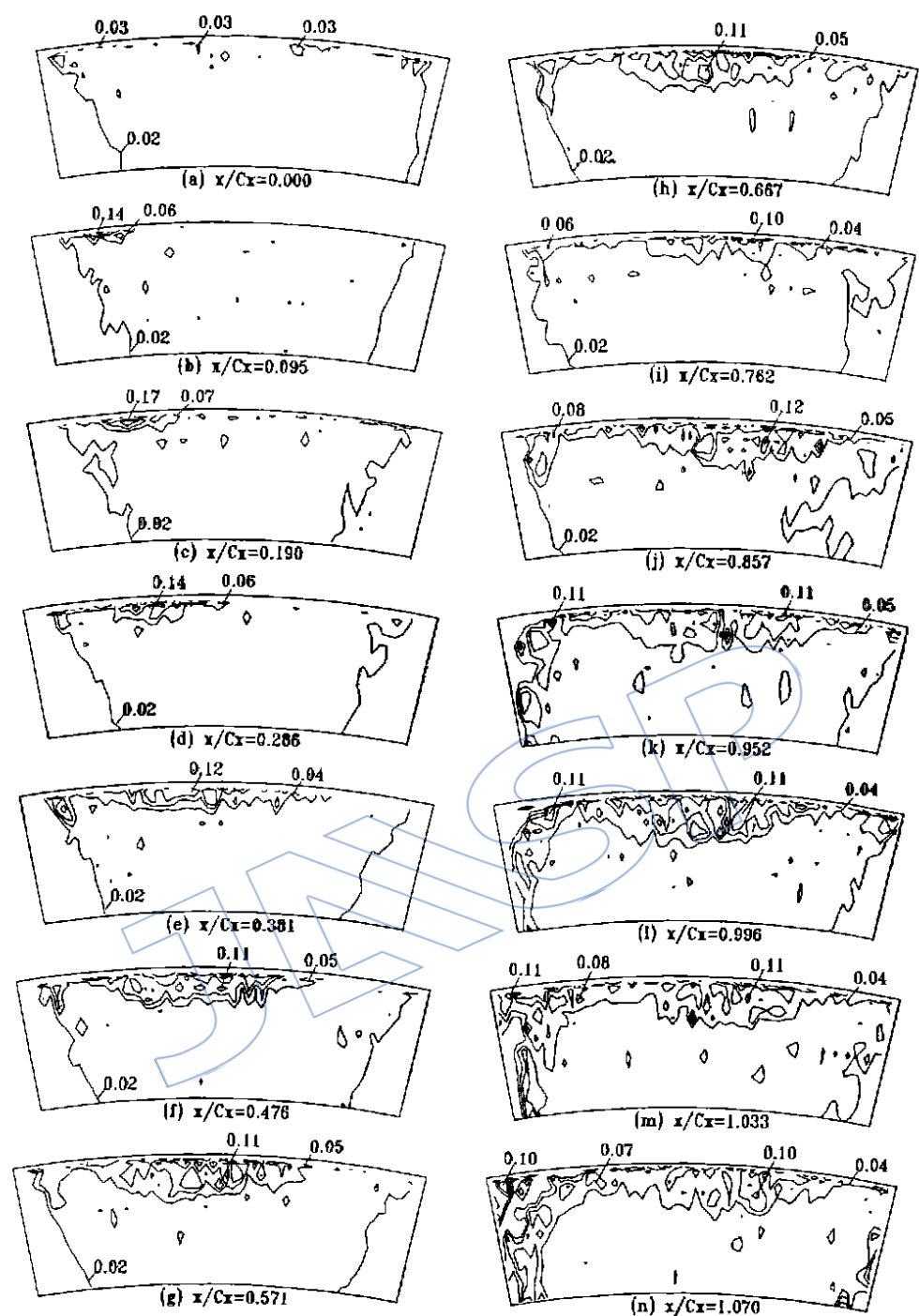


图 2 横向截面轴向紊流强度分布

方向移动。在 50% 轴向弦长, 高紊流区已移至通道中部, 约占 1/2 栅距, 远比设计状态发展得迅速。核心区紊流强度值自 (d) 截面至 (i) 截面逐渐减小, 反映了泄漏涡引起的非定常脉动减弱。在 (i) 截面, 3 个方向的高脉动区仍占据 1/2 栅距, 中心移至通道中部稍靠近叶盆一侧。

从 (i) 截面至 (j) 截面, 一方面高水平紊流区有较大的扩展, 另一方面径向紊流强度极值有较大的增高 (0.22→0.36), 轴向、切向紊流强度也有

较明显的增强。文献 [2] 在设计状态约 90% 轴向弦长附近也发现了类似的变化, 文献 [5] 通过非定常流场显示, 发现由较小的径向间隙产生的叶尖泄漏涡在叶栅后半通道内会发生破裂, 文献 [6] 利用高频压力传感器在该压气机机匣上测得了转子端壁动态压力和脉动压力场, 找到了设计状态叶尖泄漏涡发生破裂的又一有力证据。与文献 [2] 在设计状态测得的结果相比, 紊流强度分布从 (i) 截面至 (j) 截面发生的明显变化, 表明小流

量状态下叶尖泄漏涡在此区间内已发生破裂, 轴向位置与设计状态相比, 向上游提前了约 10% 轴向弦长。文献[2]和本文测得的结果表明, 不论是设计状态还是小流量状态, 泄漏涡破裂能引起较强的径向紊流脉动, 对轴向和切向紊流脉动影响相对较弱。

泄漏涡破裂后, 下游通道中部 3 个方向的紊流脉动缓慢减小, 但保持径向紊流强度最大、轴向和切向紊流强度相近的分布。

自(i)截面, 叶尖吸力面角区开始出现高紊流区, 在下游逐渐扩大, 其中心向低叶高、通道中部移动, 紊流水平逐渐提高, 至转子出口达到最高值, 在出口下游逐渐减弱。这是由叶尖叶背角区旋涡的发展造成的, 文献[3]分析了此角涡的时均流动及影响。角涡影响区域内, 3 个方向的紊流强度, 仍是径向值最大, 明显高于其它两个分量, 轴向和切向紊流强度较接近。

由于小流量状态下转子通道内尖区, 尤其在

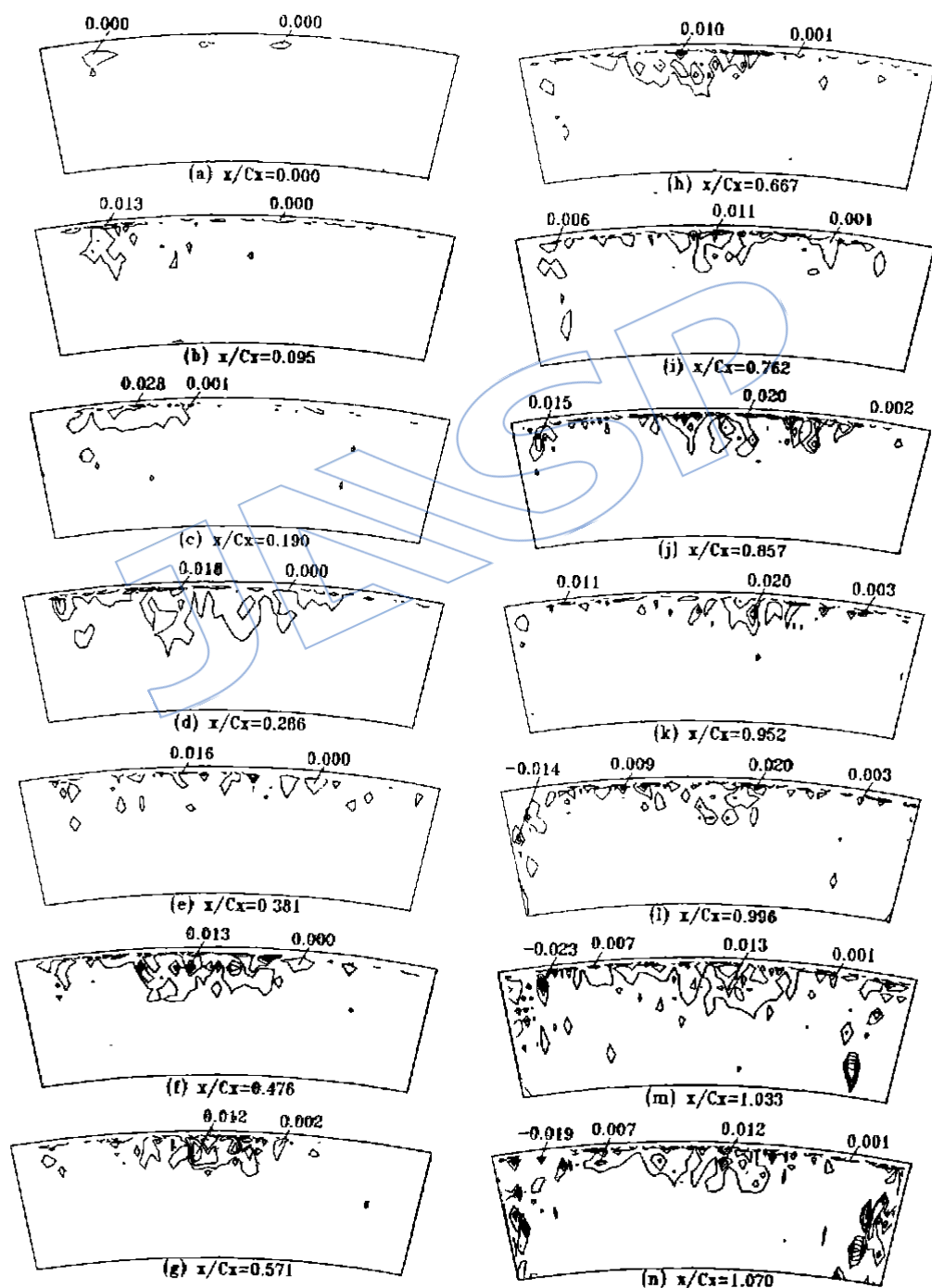


图 3 横向截面轴向-径向雷诺剪切应力分布

后半通道内, 径向紊流强度远大于轴向和切向紊流强度, 因而文献[3]中紊流动能的分布规律主要决定于径向脉动速度。

对照文献[2]在设计状态测得的紊流数据, 可以发现, 流量减小, 径向紊流强度上升较快, 轴向、切向紊流强度增长较小。这和文献[7]用热丝技术在该压气机转子出口测得的结果相呼应。

图3和图4分别是尖区轴向—径向和轴向—切向雷诺剪切应力分布, 应力由空气密度与叶尖

切线速度平方的乘积无因次量化。测得的切向—径向雷诺应力数值与轴向—径向分量相近, 分布规律也基本一致, 本文只显示轴向—径向分量的数据。在进口测量截面(a)处, 各向剪切应力值几乎为0.00。在(b)截面, 叶尖吸力面角区出现明显的高剪切应力区, 尤其是轴向—径向、切向—径向应力值, 较进口有较大提高, 对应着泄漏涡的出现。在泄漏涡最强的(c)截面, 各向雷诺剪切应力极值均达到了尖区通道内的最大值, 其中轴向—

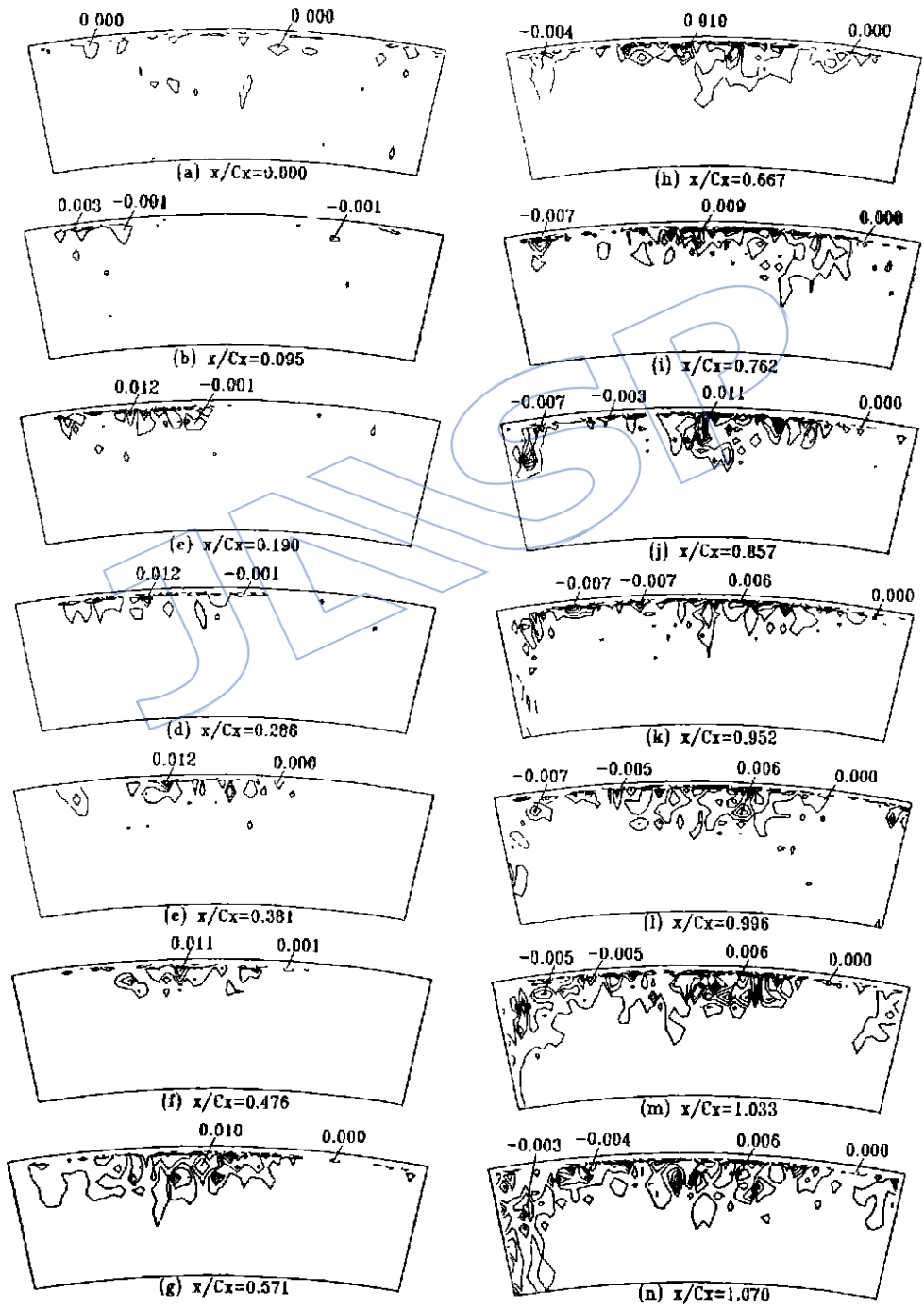


图4 横向截面轴向—切向雷诺剪切应力分布

径向剪切应力值最高, 切向—径向应力次之, 轴向—切向应力值最小。这与文献[2]在设计状态测得的规律相同。

自(c)截面至(i)截面, 高应力区逐渐扩大, 核心区逐渐向通道中部及低叶高方向移动, 同时各向雷诺应力逐渐减弱, 对应着泄漏涡的扩散。3个剪切应力中, 轴向—径向与切向—径向水平相当, 轴向—切向稍低, 这与文献[2]在设计状态下测得的规律基本相同。从(i)截面至(j)截面, 3个方向的雷诺应力均有较大的增强, 尤其是轴向—径向和切向—径向剪切应力, 同时高应力区扩大, 进一步反映了泄漏涡的破裂。自(j)截面至转子出口, 通道中部的高雷诺应力区继续向压力面及低叶高方向扩展, 核心区雷诺应力值缓慢减小, 表明此区域内的动量交换逐渐减弱。此区间内, 3个方向的雷诺应力极值, 轴向—径向最大, 切向—径向次之, 轴向—切向最小。

从图3和图4还同样可以看到, 通道后段叶尖吸力面角区出现了雷诺剪切应力绝对值相对较高的区域, 其范围缓慢扩大, 并向通道中部移动, 对应着角区旋涡的影响, 并在转子出口几乎和泄漏涡影响的区域连成一片, 还有可能发生相互干涉。与文献[2]在设计状态测得的结果相比, 小流量状态角区旋涡影响范围大, 紊流脉动强, 预示着当流量继续减小时, 在转子内或转子出口通道中部极有可能发生泄漏涡与角区旋涡的相互作用, 进一步严重恶化转子尖区流动。

在转子出口, 叶尖近吸力面出现的高剪切应力区对应的是转子尾迹, 本文不作讨论。

3-D Turbulent Characteristics of the Tip Leakage Vortex

inside an Axial Compressor Rotor Passage at a Low Mass-Flow Condition

MA Hong-wei, JIANG Hao-kang

(4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Three-dimensional turbulent characteristics of the tip leakage vortex inside an axial-flow compressor rotor passage were studied using a 3-Component Laser Doppler Velocimetry. The measurements were conducted in a low-speed large-scale compressor at a low mass-flow condition. The flow was surveyed across the entire passage at fifteen axial locations (leading edge to trailing edge) and twelve radial locations (0.985 to 0.700 spans). The measurement results indicated that strong interactions of the tip leakage vortex and the annulus-wall boundary layer produce high turbulence. The region of high turbulence develops with the leakage vortex. The radial turbulence intensity is the largest of the three components, and the axial-radial Reynolds stress is the largest of the three shear stresses. Breakdown of the leakage vortex happens at about 80% axial chord and makes the downstream flow more turbulent in the larger region. The corner vortex contributes to the high turbulence level at the corner of the tip suction surface.

Key words: axial flow compressor; tip leakage vortex; turbulence characteristics

4 结 论

小流量状态下叶尖泄漏涡是造成压气机转子尖部紊流脉动的主要因素之一, 其造成的高紊流区沿流向逐渐扩大, 并较迅速地 toward 通道中部和低叶高方向移动, 紊流强度随旋涡增强而增大。在泄漏涡影响区域中, 径向脉动水平最高, 轴向和切向脉动水平相近, 3个剪切应力中, 轴向—径向最大, 切向—径向次之, 轴向—切向最小。

在 80% 弦长附近, 泄漏涡发生破裂, 导致更强、更大范围的紊流脉动。

随角区旋涡的发展, 后半通道内叶尖吸力面角区在较大范围内紊流脉动强, 剪切应力大。

参考文献:

- [1] 马宏伟, 蒋浩康等. 轴流压气机叶尖泄漏涡的时均流动[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(6): 681-686
- [2] 马宏伟, 蒋浩康等. 轴流压气机转子尖区三维紊流特性[J]. 工程热物理学报, 1999, 20(2): 166-170
- [3] 马宏伟, 蒋浩康. 轴流压气机小流量状态转子叶尖泄漏涡的三维流动[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(1):
- [4] 蒋浩康等. 研究转子内流动的大尺寸轴流压气机实验装置和动态测量技术[J]. 航空动力学报, 1992, 7(1): 1-8
- [5] 马宏伟, 蒋浩康. 扩压叶栅端壁区旋涡流动显示研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(3): 268-262
- [6] 马宏伟, 蒋浩康. 从端壁动态压力场看压气机转子尖区流动[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(1): 42-45
- [7] 马宏伟, 蒋浩康. 压气机转子出口流场的发展及三维紊流特性[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2): 113-118

(责任编辑 杨再荣)