

文章编号: 1000-8055(2000)02-0113-06

压气机转子出口流场的发展及三维紊流特性

马宏伟 蒋浩康

(北京航空航天大学 404 教研室, 北京 100083)

摘要: 用单斜热丝和高压探针仔细测量了单级压气机转子出口及下游的三维紊流流场, 揭示转子出口流场的变化, 分析不同流量状态下单级压气机转子出口的三维紊流特性。

关键词: 压气机; 转子; 流场; 紊流; 测量

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

1 实验设备、测量手段及测量安排

受测量技术及压气机动静叶轴向间距限制, 测量压气机级间流动一般在一个轴向截面进行, 对转子出口流场的发展及紊流特性的变化缺乏认识。作为文献[1]的续篇, 本文就单级压气机在不同流量状态下转子出口及下游流场的测量结果, 分析转子后三维紊流流场的发展及紊流特性, 以丰富对压气机转子后流动的认识。

试验台及单斜丝、高频压力探针技术见文献[2]。测量分别在设计点、中间点和近失速点 3 个状态进行, 流量系数 v_z/U_t (进口轴向速度与叶尖切线速度比) 为 0.58, 0.46 和 0.38。

在距叶尖尾缘 15% 弦长的转子出口截面, 分别用单斜热丝和圆柱单孔高频压力探针进行测量, 在距叶尖尾缘 30% 弦长的下游截面, 用圆锥四孔高频压力探针测量。从叶根到叶尖共分 25 站测量, 根部 6 站和尖部 6 站, 站间径向间距为 2.5% 叶高, 叶中测量站间距为 5% 叶高, 每个径向测量站上 1 个叶片通道周向约有 60 个测量点, 重复测量 60 次。

2 测量结果及讨论

单级压气机转子出口二次速度矢量、二次涡量和轴向速度分布见文献[1]。图 1~ 图 4 分别是

用圆锥四孔高频压力探针在设计状态转子出口下游测得的二次速度矢量、二次涡量、轴向速度系数 (v_x/U_t) 和相对总压损失系数分布, 前二者的定义见文献[1]。损失定义为转子进口同一叶高相对总压平均值减去出口相同叶高下当地相对总压值, 由 $0.5\rho U_t^2$ 无因次量化。和文献[1]的图 3(a),

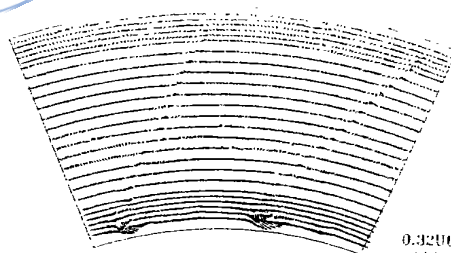


图 1 转子出口下游二次速度矢量分布

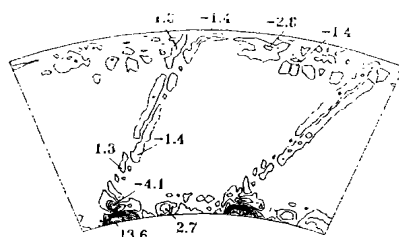


图 2 转子出口下游二次涡量分布

收稿日期: 1999- 06- 15; 修订日期: 1999- 10- 23

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (59776009); 国家重点基础研究发展规划项目

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

图 4(a) 和图 1(a) 比较, 图 1 显示, 转子出口下游与出口流动一个明显的不同是径向流动减弱, 叶尖泄漏涡在二次速度矢量分布中也不明显, 但在图 2 二次涡量分布中仍可看到, 但涡量绝对值降低, 涡核位置稍靠近压力面一侧, 叶尖通道内高涡量区沿径向和周向均扩大。与此相对应, 叶尖通道中部的高阻滞区扩大, 中心移向压力面, 见图 3。比较文献[1]的图 1(a) 和本文的图 3, 还可发现叶尖通道中部的最低轴向速度增高, 下游的值高于上游的值, 这表明泄漏涡在下游的扩散作用强于环壁附面层增长的影响。

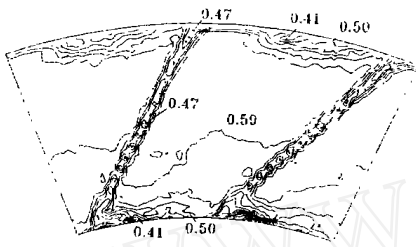


图 3 转子出口下游轴向速度系数分布

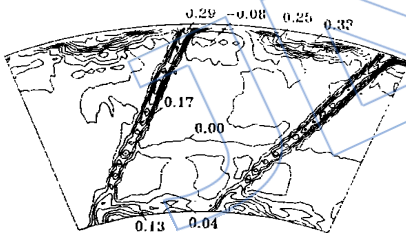


图 4 出口下游相对总压损失系数分布

图 5 是用圆柱单孔高频压力探针在转子出口测得的相对总压损失分布, 与图 4 相比, 出口下游叶尖通道中部的损失大大高于出口泄漏涡流域的损失, 而且高损失区向压力面扩大。这表明泄漏涡在转子出口往下游运动、发展过程中, 通过与环壁附面层、主流等的充分掺混, 进一步增大了流动损失。

与出口流动相对应, 出口下游叶根吸力面角区仍然存在一较强的顺转向旋涡, 文献[1]分析了其形成的原因, 它造成了根部较严重的流动阻塞和相对总压损失。

出口下游尾迹和出口尾迹相比, 径向速度明显减小, 尾迹变宽, 涡量值减小, 尾迹中心区的最低轴向速度明显增大, 但相对总压损失增大, 这反映了转子尾迹的衰减、扩散及掺混影响。

图 4 和图 5 均显示, 叶尖吸力面角区附近, 局部损失系数为一个较小的负值。文献[3]在单转子压气机不同流量状态下的测量结果也出现了类似情况。作者认为, 附加的能量来源于叶背附面层径向迁移过程中获得的离心力作的功。

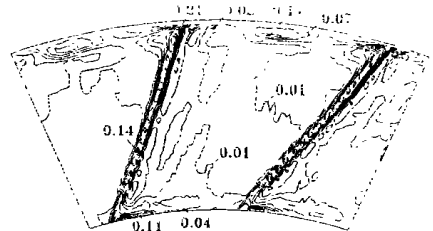
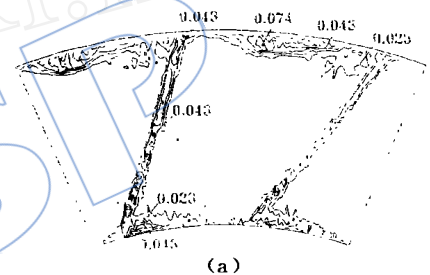
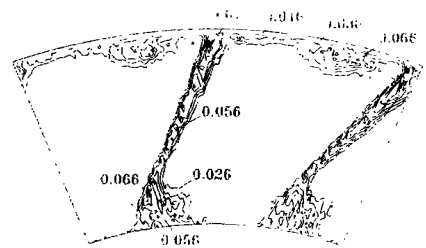


图 5 转子出口相对总压损失系数分布

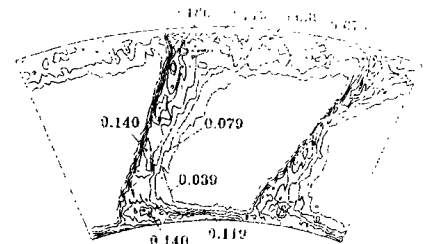
图 6~ 图 11 分别为由热丝测得的 3 个状态



(a)



(b)



(c)

图 6 不同状态转子出口轴向紊流强度分布

下转子出口测量截面上轴向、切向和径向紊流强度及 3 个雷诺剪切应力分布, 这是对文献[1]转子出口时均流动分析的扩展。紊流强度定义为当地速度的均方根值与叶尖切线速度之比, 雷诺剪切应力则由叶尖切线速度的平方无因次量化。在设计状态, 尖部通道中部、叶根吸力面角区及转子尾

迹区具有较大的紊流强度和雷诺剪切应力, 其中叶尖泄漏涡影响的尖部通道中部具有最高的紊流脉动水平。设计状态转子出口紊流强度的 3 个分量分布规律基本一致, 但不论在尖部、尾迹, 还是在根部, 3 个分量中径向分量水平最高。3 个雷诺剪切应力则是轴向—径向最大, 切向—径向次之, 轴向—切向最小。这与文献[4]利用激光技术测得的规律一致。紊流强度 3 个分量和 3 个雷诺剪切应力的这一分布特点同样出现在压气机小流量工作状态下。

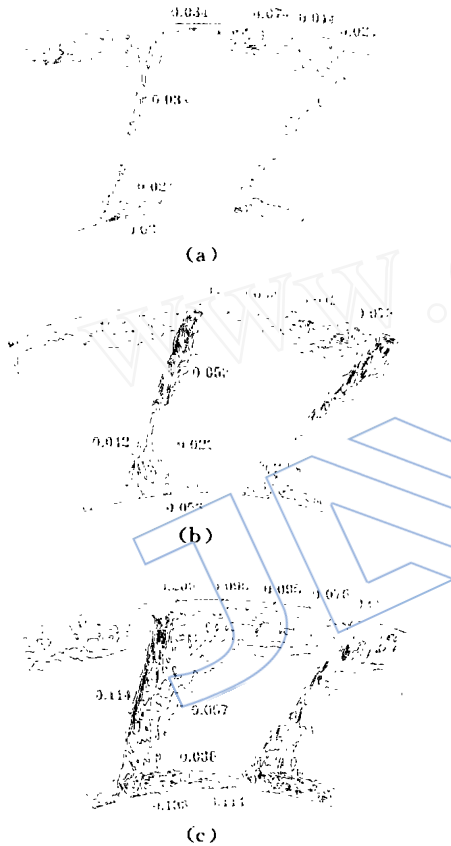


图 7 不同状态转子出口切向紊流强度分布

流量减小, 转子出口高紊流区扩大, 同时紊流强度和雷诺剪切应力均有大幅度的增加, 尤其是径向分量。和设计状态相比, $V_x/U_t = 0.46$ 状态下尖部通道内的高水平紊流中心离压力面很近, 约 $1/4$ 栅距, 对应文献[1]时均流场的分析, 显然是由叶尖泄漏涡与环壁附面层的掺混造成的。根部吸力面角区的高紊流区已扩展至 0.25 叶高, 主要决定于根部角区旋涡的发展。尾迹内紊流脉动在 0.30 叶高以上沿叶高逐渐增强, 整个测量截面上最高紊流水平点位于 0.90 叶高附近的尾迹区内。这个特点在近失速状态下表现得更加突出。文献[1]和文献[5]已指出小流量状态下转子叶背附面

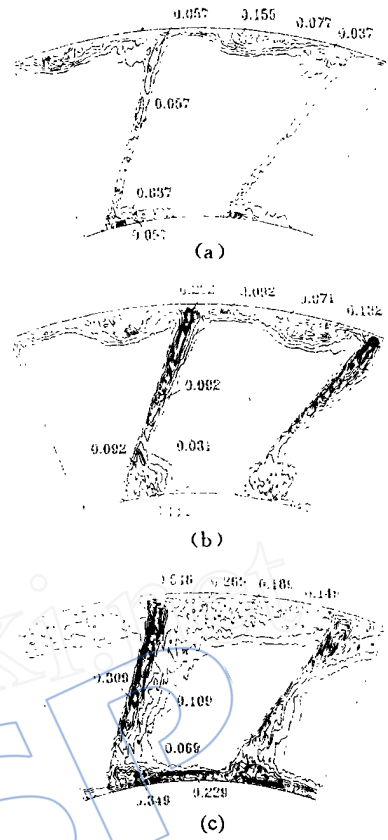


图 8 不同状态转子出口径向紊流强度分布

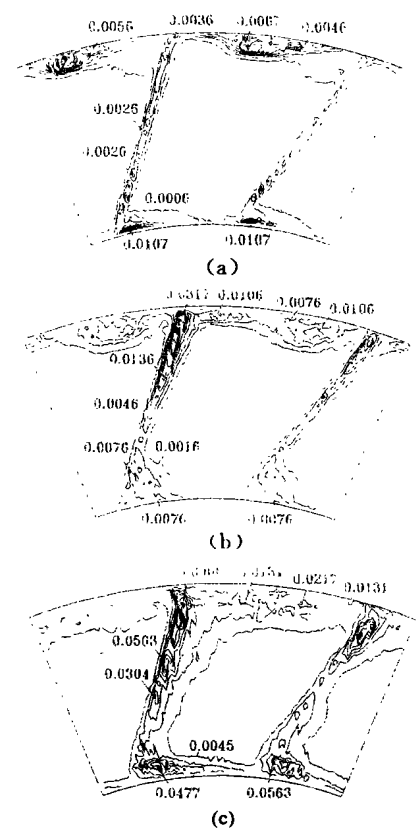


图 9 不同状态转子出口轴—切向雷诺应力分布

层在 0.30 叶高以上沿叶高逐渐增厚,在叶背附面层径向迁移诱导下,尾涡脱落造成的非定常会沿叶高进一步增强。

$V_z/U_t = 0.46$ 状态下,值得注意的是叶尖吸力面角区形成了较明显的高紊流中心,这对应着角区旋涡的影响。角区内各向紊流度和剪切应力中仍然是径向水平最高。

近失速状态下,尖部整个通道内约 0.3 叶高的区域都具有很高的紊流强度和剪切应力,其周向分布是从吸力面到压力面逐渐减弱,通道中部不再出现 $V_z/U_t = 0.58$ 或 $V_z/U_t = 0.46$ 状态下那样水平相对较高的紊流中心区,最高紊流水平出现在尖部吸力面角区。这表明在近失速状态下转子出口叶尖泄漏涡造成的紊流脉动相对不突出,尖部吸力面角区旋涡流动的影响更为主要。

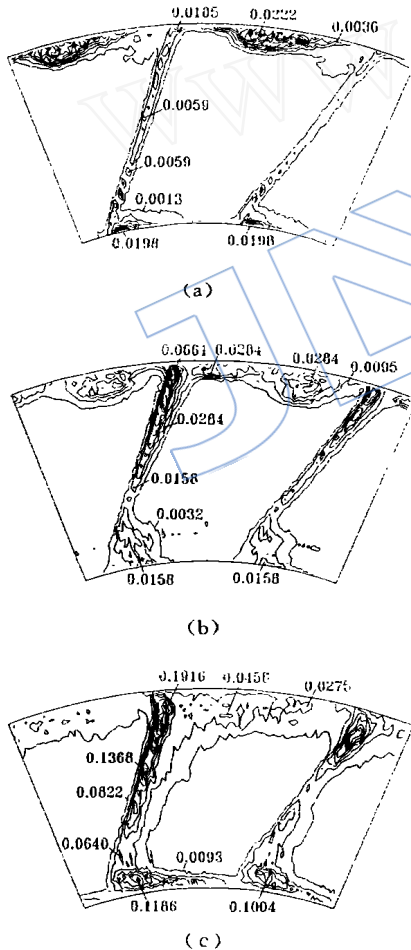


图 10 不同状态转子出口轴—径向雷诺应力分布

文献[1]分析了小流量状态下轮毂附面层内周向迁移及对平均流场的影响,图 6~图 11 显示,近失速状态根部整个通道内具有较高的紊流强度和雷诺剪切应力,从压力面到吸力面紊流区

域逐步扩大,水平提高。

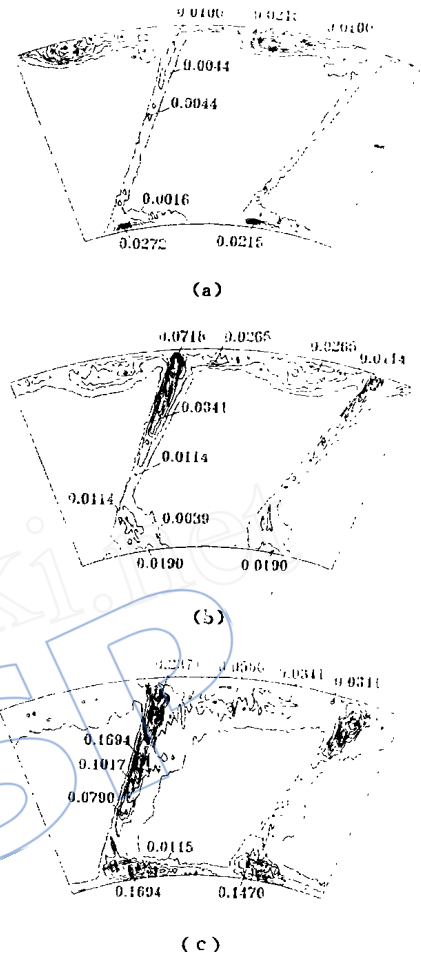


图 11 不同状态转子出口切—径向雷诺应力分布

设计状态下转子出口下游,尖部通道中部、尾迹区和根部吸力面角区仍是高紊流区,见图 12~图 17,紊流强度和剪切应力 3 个分量的分布规律

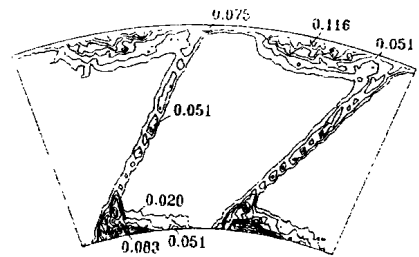


图 12 出口下游轴向紊流强度分布

仍各自相近。与转子出口测量结果相比,转子出口下游尖部通道中部和叶根吸力面附近的高紊流区域扩大;叶尖通道中部的高紊流中心离压力面更近,反映了泄漏涡的发展、变化;另一个重要特点是,径向紊流强度显著减小,紊流强度径向分量显著小于其它两个分量,轴向—径向剪切应力和切

状态下轴向、切向和径向紊流强度分布规律基本一致,但径向紊流水平最高,3个雷诺剪切应力中轴向—径向最大,切向—径向次之,轴向—切向最小。

在设计状态出口下游,泄漏涡更加远离吸力面,并向压力面、低叶高方向扩散,旋涡强度减弱,但高阻滞和高损失区扩大,损失增加;转子尾迹变宽,损失增大;径向流动明显减弱;径向紊流强度显著减小,3个雷诺剪切应力中轴向—切向最大。旋涡是造成压气机内流动噪声的重要因素。

参 考 文 献

1 马宏伟,蒋浩康 压气机不同状态下转子出口三维紊流场

[J]. 航空动力学报, 1997, 12(3): 268- 272

2 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

3 马宏伟,蒋浩康. 单转子轴流压气机不同状态下进出口三维时均流场[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2): 119- 123

4 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):

5 马宏伟,蒋浩康. 压气机转子尾迹三维紊流特性分析[J]. 工程热物理学报, 1997, 18(3):

6 Ravindranath A, et al. Structure and Decay Characteristics of Turbulence in the Near and Far-Wake of a Moderately Loaded Compressor Rotor-Blade [J]. ASME J. of Engineering for Power, 1981, 103: 131- 140

(责任编辑 杨再荣)

Development of Three-Dimensional Turbulent Flow Field at Exit of an Axial Compressor Rotor Passage

Ma Hongwei, Jiang Haokang

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

Abstract: Detailed measurements of three-dimensional turbulent flow field at exit of an axial-flow single-stage compressor and downstream were made in different mass-flow conditions. The flow structure was surveyed with both hot-wire probe and high frequency pressure probe. The results show that in design condition, substantial blockage, loss and turbulence mainly exist in the tip mid-passage, wake and the corner between the suction surface and the hub as the mass flow reduces, the high-turbulence areas enlarge with the flow structure changing, and the flow becomes more turbulent. Distributions of three turbulence intensity components are almost similar, and the radial component is found to be the highest, while the axial-radial component of Reynolds stresses is the largest. In the downstream flow the decayed tip leakage vortex moves toward the pressure surface and the low radial location and leads to more flow mixing, blockage and turbulence in the tip region. The rotor wake becomes wider while the flow loss increases. Both radial velocity and radial turbulence intensity decay obviously, and the axial-tangential component of Reynolds stresses is the largest. Vortex is one of the most important factors which cause the pressure fluctuation and airflow noise.

Key words: compressor; rotor; turbulent flow field; measurements