

压气机不同状态下转子出口三维紊流流场*

北京航空航天大学 马宏伟** 蒋浩康

【摘要】 用单斜热丝、圆柱单孔高频压力探针等手段,详细测量了单级压气机转子出口的三维紊流流场,揭示压气机在不同流量状态下转子出口的流动结构和紊流特性。

主题词: 压气机 转子 紊流流动 涡

分类号: V231.3

对压气机转子内流动的认识主要是通过单转子压气机实验获得的^[1-3],对压气机级的转子内流动测量迄今报道很少。为研究不同状态下压气机内紊流流动结构的特点,本文用单斜丝和高频压力探针对比压气机级的转子出口三维流场进行了详细测量。

1 实验设备、测量手段及测量安排

实验是在低速大尺寸压气机试验台上进行的。试验台以及单斜丝、高频压力探针技术在文献[4]中作了介绍。测量在设计点、最高效率点和近失速点3个流量状态下进行,流量系数 V_x/U_t 分别为0.58、0.46和0.39, V_x 为轴向速度, U_t 为叶尖切线速度。

采用锁相采样平均技术,测量截面在转子出口距叶尖尾缘约15%叶片弦长,从叶根到叶尖共设25个测量站,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,每个径向测量站上一个叶片通道周向约有60个测量点,每点重复采样60次。

压气机转子进口两端壁附面层的形状及大小基本一致。设计状态进口端壁附面层厚约0.08叶高,轴向位移厚度和动量厚度分别为0.6%叶高和0.5%叶高。

2 测量结果及讨论

图1和图2是用单斜热丝测得的转子出口轴向速度系数(V_x/U_t)和相对动能损失(ξ)分布,(a)、(b)和(c)分别为 $V_x/U_t=0.58$ 、0.46和0.39三个状态。相对动能损失及图3、图4的二次速度矢量和二次流量定义参见文献[2]。设计状态流动堵塞及相对动能损失主要发生在尾迹、尖部通道中部和根部吸力面角区。叶尖通道中部的低流通、高损失区约占0.15叶高高、1/3通道宽,在图3、图4中对应着一逆转向旋涡,涡核在0.93叶高通道中部稍靠近吸力面一边,涡量为-4.3。圆柱单孔高频压力探针测得的静压分布(图5)表明涡核区的压力相对较低,证实了旋涡的存在,它应是叶尖泄漏涡(叶尖间隙0.5%叶高)。设计状态转子通道内尖区的流动堵塞及动能损失主要是由叶尖泄漏涡造成的。图1和图2的(b)、(c)图表明,流量减小,尖部通道中部的高阻滞、高损失区扩大,这一特点远不是单纯地由叶尖泄漏涡的发展、变化决定的。图

3(b) 中隐约可见泄漏涡的存在, 图 4(b) 表明泄漏涡中心约在 0.90 叶高, 涡量为-2.2。和设计状态相比, 泄漏涡位置降低, 离吸力面更远, 其原因文献[5]已作了解释。

值得注意的是小流量状态吸力面角区的流动。流量减小, 吸力面附面层和机匣内壁附面层增厚, 角区低能物质增加, 同时吸力面附面层径向潜移更加强烈(见图 3 及后文分析), 大量的低能物质源源不断地输送到尖部, 使叶尖吸力面角区附近的低能物质进一步增多, 造成流通能力降低, 见图 1 的(b)和(c)图。图 4(b)、(c)表明, 叶尖吸力面附近有一高涡量区, 它随流量减小而迅速扩大。高频压力探针在近失速状态测得的静压分布(图 6)表明该区是一低压区, 证明这里存在旋涡, 该是吸力面附面层的径向潜移、端壁附面层和泄漏流共同作用造成的。角区旋涡增加了附近的流动阻塞和损失, 见图 1 和图 2 的(b)、(c)图。

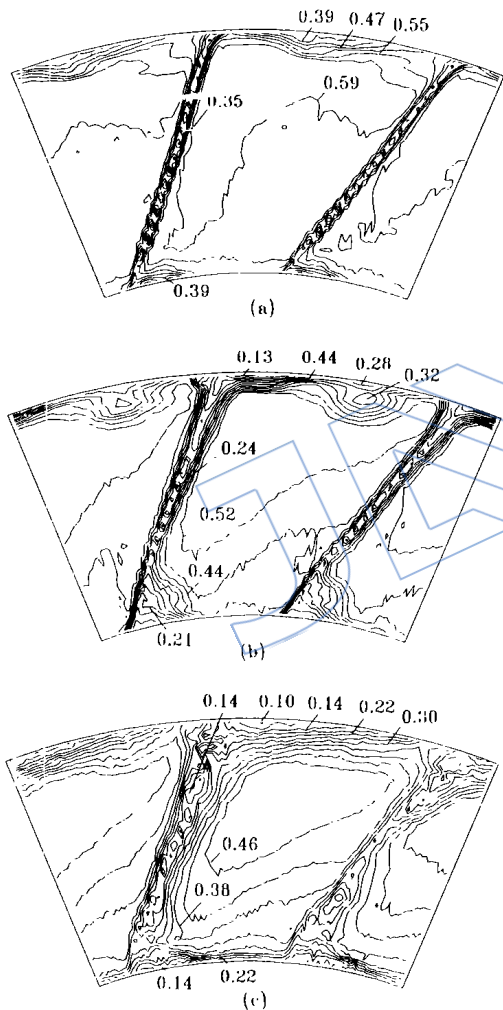


图 1 转子出口轴向速度(V_z/U_1)分布

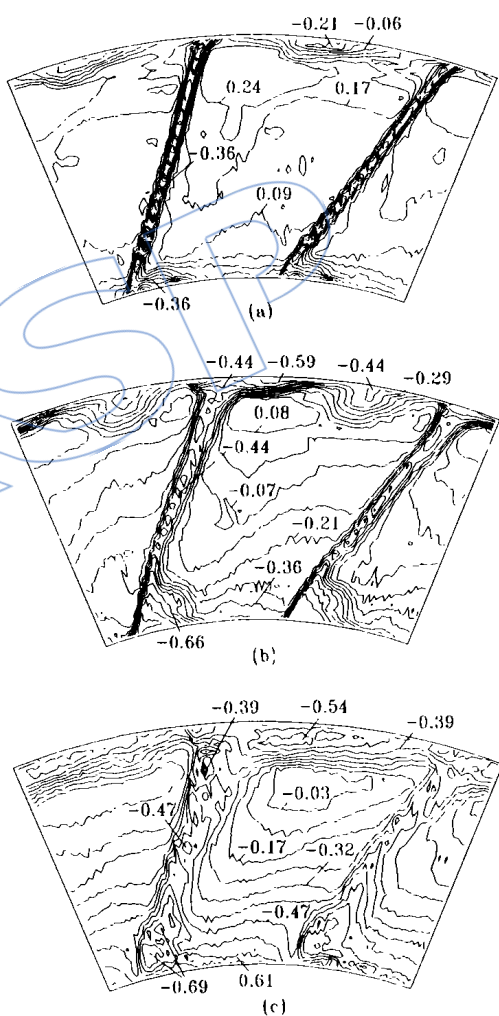


图 2 转子出口相对动能损失(ξ)分布

小流量状态下, 尖部吸力面角区的部分低能物质在离心力及泄漏涡等因素的作用下有趋势克服周向压力梯度向压力面方向移动。图 6 表明, 尖部 0.85 至 0.925 叶高之间周向压力梯度相对较小, 证实了尖部吸力面角区低能物质向压力面方向周向潜移的可能性。

低能团所到之处,引起流通能力下降,并在潜移过程中会逐渐掺混到尖部主流中去,从而增加损失。图 2(b)表明, $V_x/U_t = 0.46$ 状态尖区的最高损失中心在吸力面角区附近,并不在泄漏涡影响的通道中部。图 2(c)表明,随流量进一步减小,尖部高损失区大大扩大。

在 $V_x/U_t = 0.39$ 状态尖部轴向速度、相对动能损失分布中,看不到象 $V_x/U_t = 0.58, 0.46$ 状态那样泄漏涡的影响,见图 1 和图 2。图 4 也显示,尖部泄漏涡已相对不明显。事实上,叶尖泄漏流的影响是随流量的减小而加强的。这就说明,近失速状态吸力面附面层内低能物质的径向潜移、角涡及尖部低能物质的周向潜移在尖部流动中起着更重要的作用。设计状态吸力面角区附面层和旋涡的影响同样是存在的,只不过不很突出而已。

和文献[6]在单转子出口测得的结果相比,级的转子根部吸力面附近的低能区在设计状态只有 0.1 叶高高、1/3 通道宽,而单转子根部低能团面积达 0.2 叶高。单级压气机根部低能物质的周向潜移运动可能相对较弱,应归因于单级压气机转子后有静子的制约。

小流量状态叶根吸力面角区低能团面积明显扩大,是吸力面附面层、轮毂壁面附面层增厚,根部端壁附面层内低能物质周向潜移加剧,更多的低能物质在叶根吸力面角区聚集造成的。根部轴向速度分布从压力面到吸力面逐渐减小,动能损失从压力面到吸力面逐渐增大。图 5 和图 6 所示的根部压力分布证实了根部端壁附面层内低能物质周向潜移的存在。

压力面 吸力面

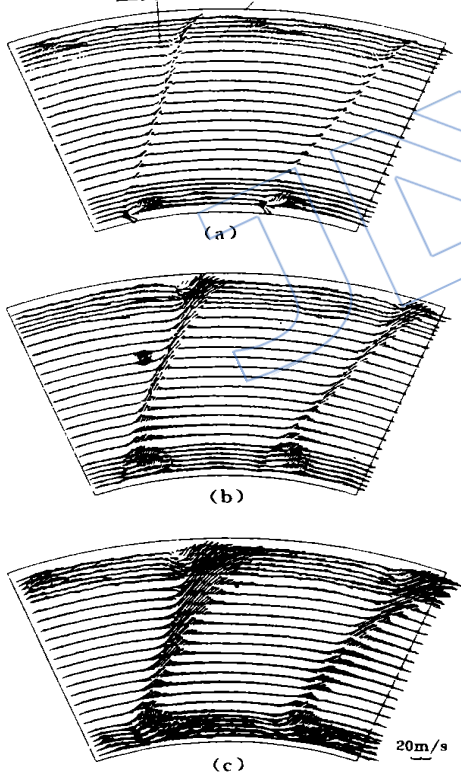


图 3 转子出口二次速度矢量分布

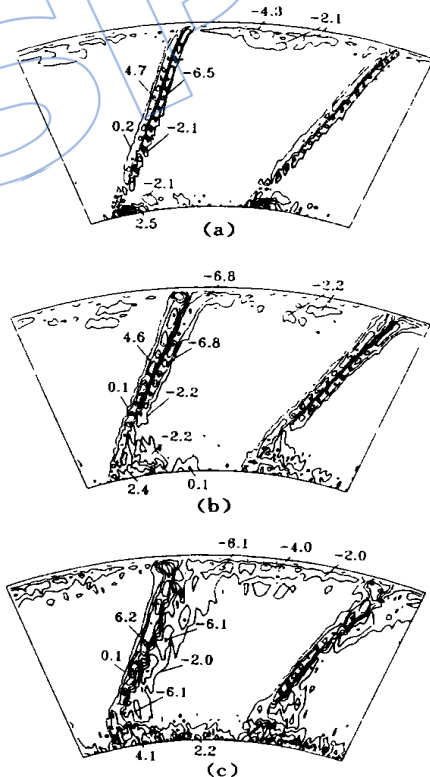


图 4 转子出口二次涡量分布

图 3 和图 4 可看到叶根角区存在一旋涡,和文献[6]情况类似,这个旋涡不具典型性。设计状态下,不同叶高转子尾迹的宽度几乎相同,见图 1 和图 2。流量减小,转子尾迹变

宽, 径向速度增大, 并沿叶高变化不均匀, 如图 1 和图 3 的(b)、(c) 所示。

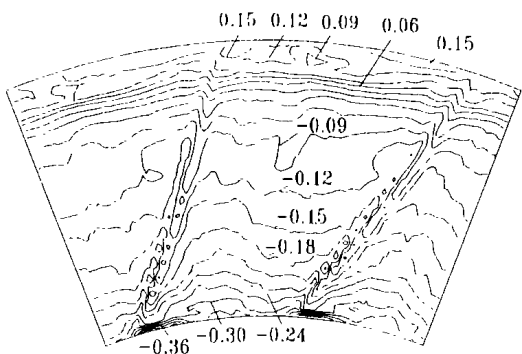


图5 设计状态转子出口静压分布

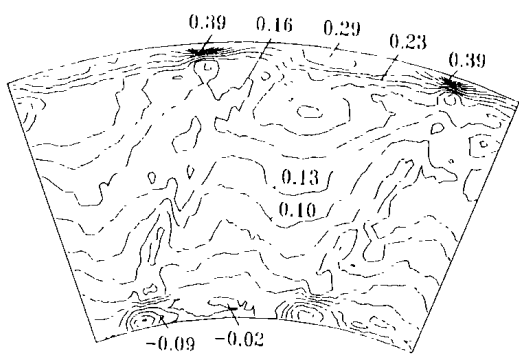


图6 近失速状态转子出口静压分布

图 3 可见小流量状态吸力面附面层低能物质的径向潜移。图 6 表明 0.5–0.9 叶高尾迹内压力明显偏低(可能是尾迹内高损失造成的), 而尾迹内绝对切向速度高, 离心力大, 这是吸力面附面层低能物质径向潜移的根本原因。图 4 表明尾迹内沿叶高涡量逐渐增大。

图 3 显示出整个转子通道内形成一个大范围的逆转向二次流。吸力面附近, 由叶根向叶尖; 叶尖, 由吸力面向压力面, 近压力面一侧, 由叶尖向叶根。根部二次流方向实际上是由压力面向吸力面, 由于根部相对气流角很大, 图 3 没能显示这个实际情况。

总的来看, 设计状态单级压气机转子通道内大部分区域流动情况良好, 动能损失较小。随着流量减小, 低流通、高损失区扩大, 三维性增强, 流动情况变得复杂并恶化。

文献[6]发现单转子压气机近失速状态根部吸力面附面层发生分离, 单级压气机没有出现这个情况, 但其吸力面附面层内的径向潜移及尖部低能物质的周向潜移较为明显。

图 7 是转子出口的紊流动能(3 个速度分

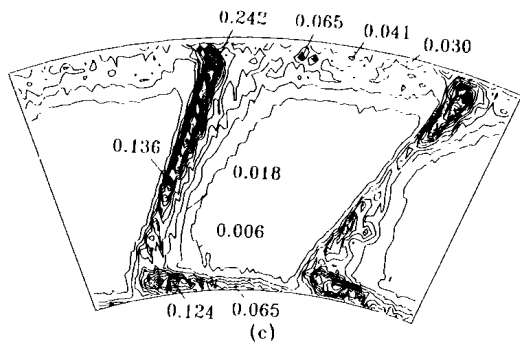
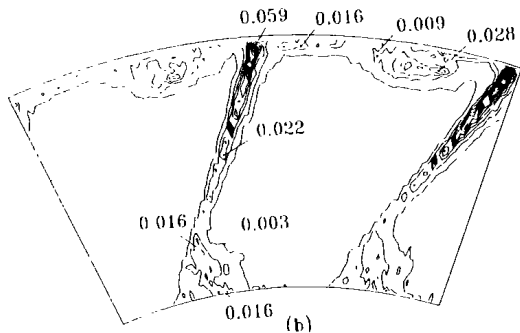
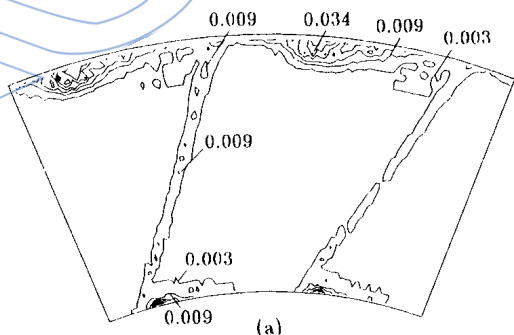


图 7 不同状态下转子出口紊流动能分布

量均方根的平方和与叶尖切线速度平方之比)分布。设计状态叶尖泄漏涡影响的尖部通道中部、叶根吸力面角区及转子尾迹区具有较大的脉动动能,其中尖部通道中部具有最高的紊流水平,和文献[6]单转子规律相同。流量减小,转子出口内高紊流水平区扩大,气流脉动增强。和设计状态相比, $V_x/U_t = 0.46$ 状态尖部通道中部的高水平紊流区域面积较大,紊流中心靠压力面较近,反映了叶尖泄漏涡的变化及影响;根部吸力面附近的高紊流区比设计状态也有较大的扩展。尾迹内紊流水平不像设计状态下那样沿叶高分布均匀,而是在 0.30 叶高以上沿叶高逐渐增加,整个测量截面上最高紊流水平点位于 0.90 叶高附近的尾迹内。这个特点在近失速状态表现得特别突出。可以进一步断定,近失速状态 0.90 叶高吸力面附面层在上游已发生分离。

近失速状态,尖部约 0.3 叶高、根部约 0.1 叶高、约占 1/3 通道宽的尾迹内都具有很强的紊流脉动。近失速状态尖部通道中部不再出现 $V_x/U_t = 0.58$ 或 $V_x/U_t = 0.46$ 状态下那样水平相对较高的紊流中心区。紊流水平最高的区域在尖部吸力面角区。这同样证明叶尖泄漏流对近失速状态转子出口的非定常贡献相对减少,尖部吸力面角区的旋涡流动则更主要。

3 结 论

设计状态,转子出口流动阻塞、损失、高水平紊流脉动主要发生在叶尖通道中部、转子尾迹和叶根吸力面角区,其中尾迹引起相对较多的气流堵塞和损失,对流动的影响较大。

流量减小,高阻滞、高损失区普遍扩大,紊流水平提高,吸力面附面层径向潜移更加强烈,大量的低能物质源源不断地输送到尖部,一方面加快尖部吸力面附面层的分离,近失速状态的测量结果表明 0.9 叶高吸力面附面层已发生分离,叶尖吸力面角区产生较强的旋涡,造成较大的损失。另一方面,角区低能物质会缓慢地向压力面方向移动,最终掺混到尖部主流中去。小流量状态,叶尖吸力面角区旋涡、机匣内壁附面层、泄漏流、泄漏涡、刮削涡和主流在尖部通道内发生交混,是造成尖部流通阻塞和流动损失的主要因素。

参 考 文 献

- 1 Dring R P, Joslyn H D, Hardin L W. An Investigation of Axial Compressor Rotor Aerodynamics. ASME Journal of Engineering for Power, 1982, 104(1): 84- 96
- 2 Inoue M, Kuroumaru M. Three- Dimensional Structure and Decay of Vortices Behind an Axial Flow Rotating Blade Row. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106: 561- 569
- 3 Lakshminarayana B, Sitaram N, Zhang J. End- Wall and Profile losses in a Low- Speed Axial Flow Compressor Rotor. ASME 85- GT- 174
- 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. 航空动力学报, 1992, 7(1)
- 5 马宏伟, 蒋浩康. 扩压叶栅端壁区旋涡流动显示研究. 航空动力学报, 1997, 12(3)
- 6 Ma Hongwei, Jiang Haokang, Li Yuchun. A Measurement of Three- Dimensional Flow Field at An Exit of a Compressor Rotor Passage. 1995 Yokohama International Gas Turbine Congress

(责任编辑 魏星禄)

3D TURBULENT FLOW AT COMPRESSOR ROTOR EXIT UNDER DIFFERENT FLOW CONDITIONS

Ma Hongwei and Jiang Haokang

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

ABSTRACT

Detailed measurements of three-dimensional turbulent flow field at the exit of an axial flow single-stage compressor rotor were made under different conditions. The flow structures were surveyed with both hot-wire probe and high frequency pressure probe. Under the design condition, substantial blockage, loss and turbulence mainly emerge in the tip mid-passage, in the wake and the corner between the suction surface and the hub, and the tip leakage vortex exists in the mid-passage at the exit. When the mass flow reduces, the flow becomes more turbulent. As a result, flow mixing is more, and the leakage vortex is far away from the suction surface, that leads to more substantial blockage, loss and turbulence in the tip region. Under the near stall condition, the radial migration of the blade suction surface boundary layer and the tangential migration of the endwall flow play a more important role in the flow field of the passage.

Key Words Compressors Rotors Vortex Turbulent flow

APPLICATION OF LIFTING SURFACE METHOD TO RAM AIR TURBINE PERFORMANCE CALCULATION

Zhang Jianfeng and Liu Siyong

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

ABSTRACT

The modern propeller lifting surface method has been applied to calculating the performance of Ram Air Turbine, and a single layer vortex model is adapted to the blade, the wake is modeled to rigid cylinder wake coincided with Goldstein hypothesis. A numerical calculation for a model of Ram Air Turbine shows a good agreement of the coefficient of wind power utilization with its experimental data at both small and large loading. The distributions of induced velocities and circulation are reasonable.

Key Words Ram air turbines Lifting Surface performance analysis

A LIMITED DOMAIN SEARCHING METHOD FOR SOLUTION OF NONLINEAR MATHEMATICAL MODEL FOR TURBOFAN ENGINE

Li Songling and Sun Jianguo

(2nd Dept. *Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing* 210016)

Li Jianming and Tang Shijian

(*Gas Turbine Institute, Xingdu* 610050)

ABSTRACT

An algorithm is developed based on the N - R (Newton - Raphson) iteration method to solve the nonlinear mathematical model of turbofan engine. It enhances the ability to search for the nonlinear equation solutions within a limited domain, which is designated around the initial guess of solution and covers the genuine solution. Three iteration factors defined in this algorithm can be automatically readjusted by programming. Accordingly, the least times of iteration and corresponding optimum iteration factors