

压气机转子通道内尖区三维平均流场*

北京航空航天大学 马宏伟** 蒋浩康

【摘要】 在低速大尺寸压气机试验台上,借助旋转四坐标全电动探针位移机构,用锥形五孔压力探针分别测量压气机设计状态和近失速状态转子通道内尖区的三维平均流场,揭示压气机转子通道内尖部的流动结构及其变化。

主题词: 压气机 转子 端部效应 三维边界层

分类号: V 231.3

测量是在低速大尺寸压气机试验台上进行的,文献[1]详细介绍了此实验装置。测量手段和测点安排在文献[2]已作过介绍。测量在设计状态(流量系数 $V_z/U_t = 0.58$,其中 V_z 为轴向速度, U_t 为叶尖切线速度)和近失速状态($V_z/U_t = 0.38$)下进行。设计状态转子进口端壁附面层厚约0.10叶高,轴向位移厚度和动量厚度分别为1.4%叶高和0.9%叶高,近失速状态进口端壁附面层厚0.20叶高,轴向位移厚度和动量厚度分别为2.0%叶高和1.3%叶高。

1 设计状态测量结果及分析

图1是设计状态各横向截面上的二次涡量分布。二次涡量定义参见文献[3]。(a)-(d)分别代表 $x/C_x = 0.35, 0.20, 0.09, -0.02$ (出口)轴向截面,其中 x 表示测量面离出口轴向距离,

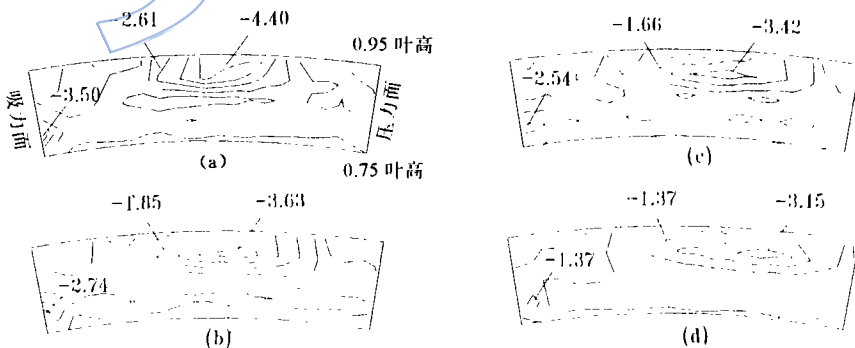


图1 横向截面上二次涡量分布

C_x 为叶片轴向弦长。在 $x/C_x = 0.35$ 截面(图1a),通道中部有一个约1/3通道宽、10%叶高的高涡量区,涡核约在0.95叶高处的通道中心。随气流逐渐流向下游,高涡量区逐渐向压力面方

向和低叶高方向移动,并逐渐扩大。在出口截面,高涡量区约占 $1/2$ 通道宽,涡核位置移到 0.93 叶高距压力面约 $1/4$ 通道远的地点,涡量绝对值减小到 3.15 。

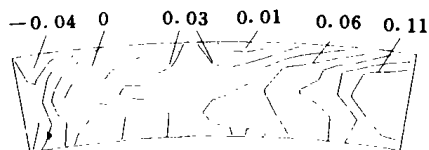


图2 $x/C_x = 0.35$ 截面上静压分布

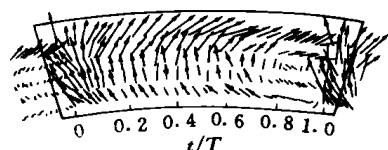


图3 出口截面二次速度矢量分布

图2设计状态 $x/C_x = 0.35$ 截面的静压分布指明 0.95 叶高通道中部是一低压区,证实了通道中部的高涡量区存在旋涡。从图3的二次速度矢量分布观测到,转子出口通道中部稍靠近压力面附近有一个较明显的逆转向旋涡。该旋涡应是叶尖泄漏流诱导形成的泄漏涡。

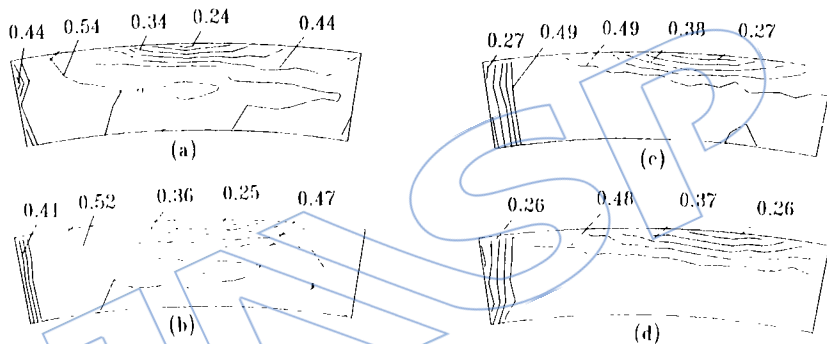


图4 横向截面上轴向速度分布

从图4的轴向速度(由叶尖速度无因次量化)分布可看出,高阻滞区对应着泄漏涡的影响区域,泄漏涡是造成设计状态尖部流通阻塞的重要因素。图4还显示近叶背区轴向速度沿栅距方向的梯度较大,速度梯度方向几乎垂直于叶片表面,表明该区位于叶背附面层内。叶背附近的轴向速度沿流向逐渐减小,同时低流通区扩大,反映出叶背附面层沿流向不断加厚。图4与文献[4]的图6规律相近,不同在于文献[4]尖部高阻滞区及其中心的周向位置从中间弦长至出口前沿流向基本上没有变化,稳定在离压力面约 $1/3$ 通道远的地方。两文测量结果的差异可能主要与叶尖径向间隙不同有关。文献[4]的转子叶片叶尖间隙约 1.3% 叶高。图1表明,泄漏涡在下游的运动、发展过程中,旋涡强度逐渐减弱,它影响区域的流通能力将逐渐增强。同时,环壁附面层的发展会使流通能力降低。尖区内两种影响相反的因素同时存在,图4反映的实际情况是,从(a)截面到(c)截面,流通能力是逐渐改善的。因而可以认为,设计状态泄漏涡的作用是主要的。出口截面上轴向速度最小值,低于(c)截面上的值,反映了环壁附面层的影响增强,泄漏涡的影响减弱。整个尖区通道内流通能力随下游是逐渐减弱的,见图5的轴向速度分布。

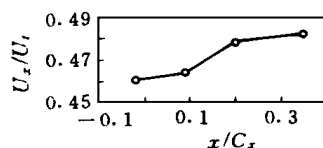


图5 尖部流通能力随下游变化

从图4的轴向速度(由叶尖速度无因次量化)分布可看出,高阻滞区对应着泄漏涡的影响区域,泄漏涡是造成设计状态尖部流通阻塞的重要因素。图4还显示近叶背区轴向速度沿栅距方向的梯度较大,速度梯度方向几乎垂直于叶片表面,表明该区位于叶背附面层内。叶背附近的轴向速度沿流向逐渐减小,同时低流通区扩大,反映出叶背附面层沿流向不断加厚。图4与文献[4]的图6规律相近,不同在于文献[4]尖部高阻滞区及其中心的周向位置从中间弦长至出口前沿流向基本上没有变化,稳定在离压力面约 $1/3$ 通道远的地方。两文测量结果的差异可能主要与叶尖径向间隙不同有关。文献[4]的转子叶片叶尖间隙约 1.3% 叶高。图1表明,泄漏涡在下游的运动、发展过程中,旋涡强度逐渐减弱,它影响区域的流通能力将逐渐增强。同时,环壁附面层的发展会使流通能力降低。尖区内两种影响相反的因素同时存在,图4反映的实际情况是,从(a)截面到(c)截面,流通能力是逐渐改善的。因而可以认为,设计状态泄漏涡的作用是主要的。出口截面上轴向速度最小值,低于(c)截面上的值,反映了环壁附面层的影响增强,泄漏涡的影响减弱。整个尖区通道内流通能力随下游是逐渐减弱的,见图5的轴向速度分布。

图6为各横向截面内的损失系数分布,其定义见文献[5]。图6的高损失区在图1上对应

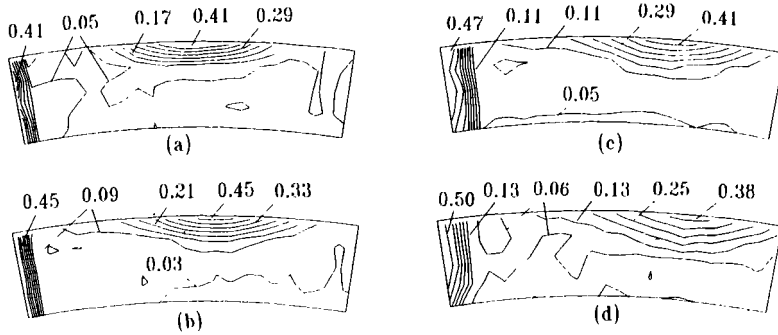


图 6 横截面上损失系数分布

着泄漏涡影响的区域, 泄漏涡是设计状态尖区的重要损失源, 它不仅引起叶背气流和叶盆气流的掺混, 还造成环壁附面层和主流的掺混。从(a)到(b)截面, 损失系数普遍加大, 通道中部的高损失区也扩大。从(b)到(d)截面, 叶背区损失系数继续增大, 而通道中部的最大损失系数减小, 但高损失区扩大, 尖区内总的流动损失沿下游是增加的, 见图 7 损失分布。

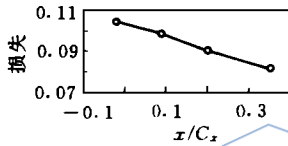


图 7 尖部损失随下游的变化

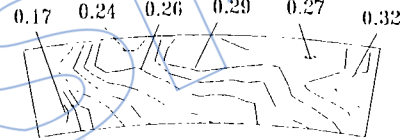


图 8 横截面上静压分布

设计状态测得的尖区损失分布与文献[5]用旋转五孔针在转子通道内测得的损失分布规律一致, 参见文献[5]的图 3 和图 8, 文献[5]的转子叶尖径向间隙约为 0.9% 叶高。比较本文和文献[4, 5]的测量结果, 可以推断, 设计状态下叶尖泄漏涡在尖区流动中起着主导作用, 其发展、变化及造成的影响与叶尖径向间隙的大小有关。

2 近失速状态测量结果及分析

图 8 是近失速状态(a)截面的静压分布, 0.90 叶高以上通道中部稍靠近压力面约 1/2 通道宽的范围是相对低压区, 这种分布证实了尖部吸力面角区低能物质周向迁移的发生。图 9 是

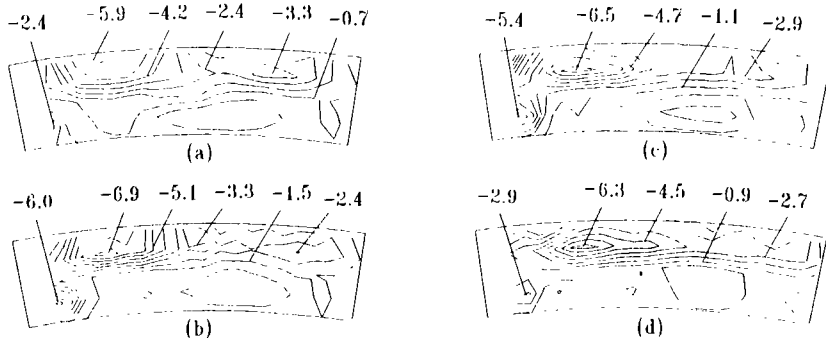


图 9 近失速状态横向截面二次涡量分布

各截面的二次涡量分布, (a) 截面 0.95 叶高, 距叶背约 $1/4$ 通道远的地方是高涡量区, 在图 8 上对应为低压区, 表明这里存在旋涡。这个旋涡可能是叶背角区附面层在泄漏流的诱导下形成的。在转子出口此旋涡的中心已移到 0.87 叶高, 距叶背 $1/3$ 通道远的位置。旋涡在运动过程中, 不仅造成流动阻塞, 还不断和主流发生掺混, 造成较大的损失, 见图 10 和图 11, (a) 截面叶背角区的高阻滞和高损失区, 在下游逐渐向叶盆方向扩大, 反映了叶背角区旋涡的发展和影响。图 9(b) 截面 0.80 叶高叶背附近涡量极值相当高, 只有可能来自叶背附面层分离形成的旋涡。附面层分离使低能物质的径向迁移进一步增强, 造成叶背角区低能物质急剧增多, 流通能

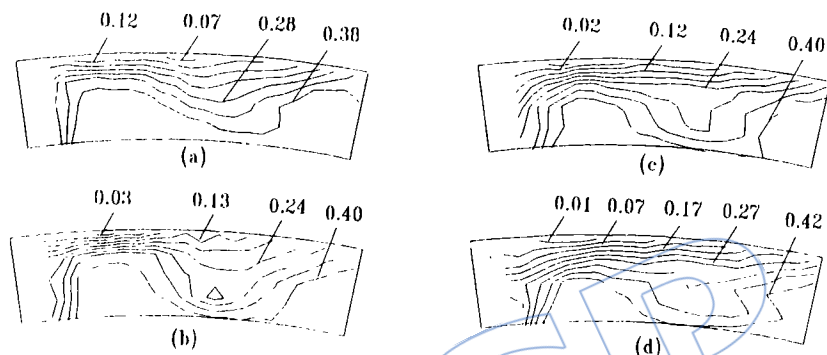


图 10 横向截面上轴向速度分布

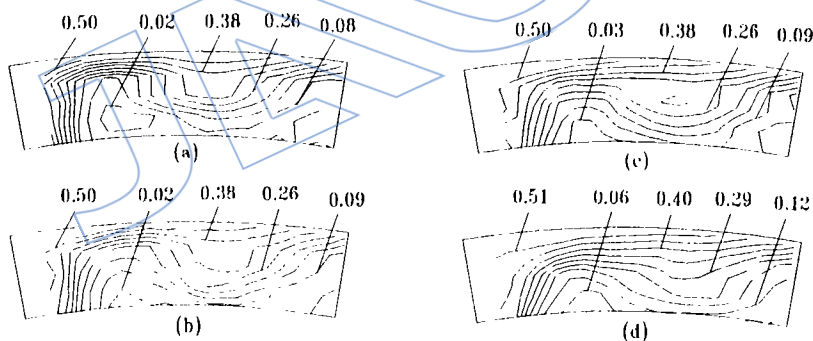


图 11 横向截面上损失系数分布

力大大降低, 见图 10(b)。分离旋涡涡量在出口截面已耗散到 -2.9, 而周向迁移过来的叶背角区旋涡在出口涡量为 -6.3, 在出口叶背附近观测到的旋涡应主要是角区诱导旋涡。角区旋涡、泄漏涡、叶片刮削涡和环壁附面层与主流在尖区通道中部发生剧烈掺混, 造成高阻滞和高损失, 见图 10 和图 11。在矢量和涡量分布图中看不到明显的泄漏涡, 或许是近失速状态泄漏涡非定常性增强, 用基于统计分析的动态测量手段更难以捕捉到完整的涡画面的缘故。但泄漏涡的影响在图 10 和图 11 中仍可看到。近失速状态泄漏涡的影响已扩

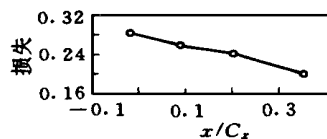


图 12 尖部损失随下游变化

大到 0.75 叶高截面, 远比设计状态的影响深远。0.75 叶高通道中部的高阻滞和高损失区在 (a) 截面约占 $1/3$ 通道宽, 至出口截面已扩大到 $1/2$ 通道宽。这在一定程度上反映了泄漏涡在

下游的发展、运动规律和影响范围。图 12 是尖部流动损失随下游的变化。和图 7 比较,可发现近失速状态尖部流动损失沿流向的增加幅度约是设计状态的二倍。

3 结 论

设计状态下,叶尖泄漏涡在转子通道内尖区流动中起着主导作用,它的运动、发展和变化决定了尖区的流动特征,是造成尖部流动损失和气流阻塞的主要因素。叶尖泄漏涡的特征及影响与转子叶尖径向间隙的大小有关。近失速状态,叶背附面层局部发生分离,叶背附面层内低能物质径向潜移强烈,使尖部叶背角区低能团扩大。在泄漏流、泄漏涡等因素的诱导下,叶背角区的低能物质发生分离,形成旋涡,并沿叶盆方向作周向潜移,在尖区通道中部和泄漏涡、环壁附面层等发生强烈掺混,造成高阻滞和高损失。近失速状态,泄漏涡对尖区流动的影响远比设计状态下的影响深远。

参 考 文 献

- 1 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)
- 2 马宏伟, 蒋浩康, 李雨春. 压气机转子内尖区近失速状态三维流场. 航空动力学报, 1993, 8(4)
- 3 Inoue M, Kuroumaru M, Fukuhara M. Behavior of Tip Leakage Flow Behind an Axial Compressor Rotor. A S M E 85- GT - 62
- 4 Lakshminarayana B, Pouagare M, Davino R. Three- Dimensional Flow Field in the Tip Region of a Compressor Rotor Passage —Part I: Mean Velocity Profiles and Annulus Wall Boundary Layer. Transaction of the A S M E, Journal of Engineering for Power, 1982, 104
- 5 Lakshminarayana B, Sitaram N, Zhang J. End- Wall and Profile losses in a Low- Speed Axial Flow Compressor Rotor. A S M E 85- GT- 174

(责任编辑 魏星禄)

straight blade cascades

Key Words Compressors Cascade flow Solidity

THREE- D IMENSIONAL FLOW FIELD INSIDE A COMPRESSOR ROTOR TIP REGION

Ma Hongwei and Jiang Haokang

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

ABSTRACT An experimental study of the three- dimensional flow field inside the tip region of a low- speed, large- scale axial- flow compressor rotor has been completed. With the help of a rotating four- coordinate probe traverse mechanism, the measurements were conducted with a five- hole conical probe in both design condition and near stall condition. The results indicate that the tip leakage vortex plays a decisive role in the tip region flow in the design condition, leading to substantial flow loss and blockage in the passage. In near stall condition, flow separation occurs on the blade suction surface while radial migration of the boundary layer on the suction surface is strong, which makes more low- energy fluid accumulate at the corner between the casing annular wall and the suction surface. A corner vortex is induced by the tip leakage flow, and the low- energy fluid migrates to the pressure side due to the effect of the leakage vortex. Strong flow mixing among the corner vortex, the leakage vortex, the boundary layer on the casing wall and the main flow occurs at median part of the passage, which leads to substantial deficiencies of relative total pressure and relative velocity.

Key Words Compressors Rotors Three- dimensional boundary layer

SWEEP FINITE ELEMENT SOLVER FOR 3- D VISCOUS COMPRESSIBLE FLOW IN RECTANGULAR NOZZLE

Zhao Guiping and Shen Huili

(7th Dept Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A numerical analysis method of three- dimensional compressible viscous flow has been developed for a rectangular exhaust nozzle in which the shape of the circular- to- rectangular duct changes abruptly and its flow field is very complex. Therefore, the sweep finite element method proposed by the second author in 1983 is employed since the governing equations are directly used to establish the element equation. In this paper, a hexahedral element of 27 nodes is adopted for spacial discretization, and applied to a C- D nozzle flow field and several transition duct and nozzle flow fields. The results are in good agreement with the experimental data, and indicate the effectiveness and accuracy of the method.

Key Words Finite element methods Jet nozzles Three- dimensional flows

EXPERIMENTAL STUDY ON PIN FIN ARRAY FLOW FIELD

Su Hongzhen, Liu Songling, Chen Fuqun, Xu Duchun

(7th Dept Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT An experimental study was performed to investigate the staggered pin fin array flow field in the specially constructed small wind tunnel. The experimental result gives the detailed distributions of the flow field parameters. The analysis reveals that the