

文章编号: 1000-6893(2004)01-0001-08

设计状态下压气机转子叶尖泄漏涡流动研究

于宏军, 刘宝杰, 刘火星, 蒋浩康

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

Investigation of Tip Leakage Vortex in Compressor at Design Condition

YU Hong-jun, LIU Bao-jie, LIU Huo-xing, JIANG Hao-kang

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘要: 在低速大尺寸单级压气机实验台上, 利用 SPIV 技术测量了设计状态下压气机转子尖区多个截面的三维瞬态速度场。基于瞬态场测量结果, 详细阐述了设计状态下压气机转子叶尖泄漏涡产生、发展、失稳、破碎的演化过程, 导致叶尖泄漏涡失稳的 4 种主要因素: 主流的逆压梯度、哥氏力、端壁的剪切流动和来流湍流度的影响, 分析了压气机内泄漏涡的失稳破碎机制, 以及泄漏涡与主流的相互作用等。

关键词: 叶尖泄漏涡; 旋涡破碎; 非定常相互作用; SPIV; 压气机

中图分类号: V211.6 文献标识码: A

Abstract: SPIV is applied to a large scale low-speed compressor facility. The instantaneous velocity and vorticity distributions in several cross sections are successfully measured in the tip region of the compressor rotor at design condition. Based on the measurement results, the generation, evolution, unsteadiness and breakdown of the tip leakage vortex are analyzed in detail in the paper, and four main factors on the instability of the tip leakage vortex (adverse pressure gradient, Coriolis force, casing shear flow and turbulence intensity) are also discussed.

Key words: tip leakage vortex; vortex breakdown; SPIV; compressor

轴流风扇/压气机中, 转子叶尖角区内的流动最为复杂, 关于转子叶尖角区内复杂旋涡流动的研究, 始终是叶轮机械内部流动研究中的重点和难点之一, 其中叶尖泄漏涡的产生和发展对压气机转子叶尖角区的流动起着主导作用。

由于转子叶尖角区流动的复杂性, 以及高速下测量的困难等原因, 当前对于压气机转子叶尖泄漏流的流动结构和流动机理, 以及存在稳定的泄漏涡等认识, 主要来源于在静止的平面叶栅上进行的大量细致研究^[1]和大尺寸低速压气机台上的测量结果(Jiang & Ma^[2]), 而且主要是转子的出口流场。

以上这些研究均为时均流动研究, 它抹平了设计状态下压气机转子叶尖非定常复杂旋涡流动的瞬态结构, 也掩盖了非定常流动过程。为澄清泄漏流非定常流动机制, 探讨它们损失形成过程, 本文借助 SPIV 测量技术对低速大尺寸压气机实验台转子内尖区三维流场进行详细测量。基于三维瞬态场测量结果, 阐述设计状态下压气机转子叶尖泄漏涡产生、发展、失稳、破碎的演化过程。

1 实验设备、测量手段及测量安排

1.1 实验设备

实验是在北京航空航天大学的低速大尺寸压气机实验台上进行的^[3], 实验段气流通道外径 1m, 轮毂比 0.6, 设计转速为 1200r/min。实验压气机由进口导叶、动叶及静叶组成, C4 叶型, 等环量设计, 转子叶尖相对间隙为 0.5%, 基于转子叶尖弦长的雷诺数为 7.5×10^5 。

1.2 SPIV

SPIV 是一种基于高性能 CCD 的数字式粒子图像测量技术, 它最大的优点是能够获得复杂流动在测量截面上的三维瞬态速度场, 非常适合非定常旋涡流动的研究。本试验采用 Scheimpflug 成像方式, 利用 SPIV 系统的外触发功能, 采用轴编码器实现 SPIV 对同一个叶片的锁相测量, 一个三维瞬态场的测量只需 6 μ s。本次 SPIV 测量的典型空间分辨率为 1mm, 对于主流和大尺度的旋涡的速度测量结果的精度估计在 2%~3% 左右^[4]。

1.3 测量安排

测量截面设置如图 1 所示, 从 30% 弦长处到 110% 弦长处总共布置了 9 个截面, 测量截面间距约为 13mm, 测量截面的宽度占 1/2 叶片槽道, 测量截面的高度约占 1/2 叶高, 各测量截面都靠近转子吸力面一侧布置。由于轮毂强烈反光的干扰, 以及示踪粒子散播的不稳定性, 各个测量截面的实际有效高度并不一样, 大多数在 1/3 叶高左右。由于测量截面基本垂直于转子叶尖弦线, 所以测量结果中 3 个方向的分速度并不是通常的轴向、周向和径向, 而是基于测量截面分解的, 见图 1 标出的坐标系, 速度矢量在 X, Y, Z 轴上的分量分别称为 u, v, w 速度。



图 1 SPIV 测量截面

Fig. 1 SPIV measurement cross sections

2 实验结果及分析

在本文的分析中, 旋涡是指涡核具有涡量的、绕涡核中心旋转着的、具有一定尺度的集中涡。

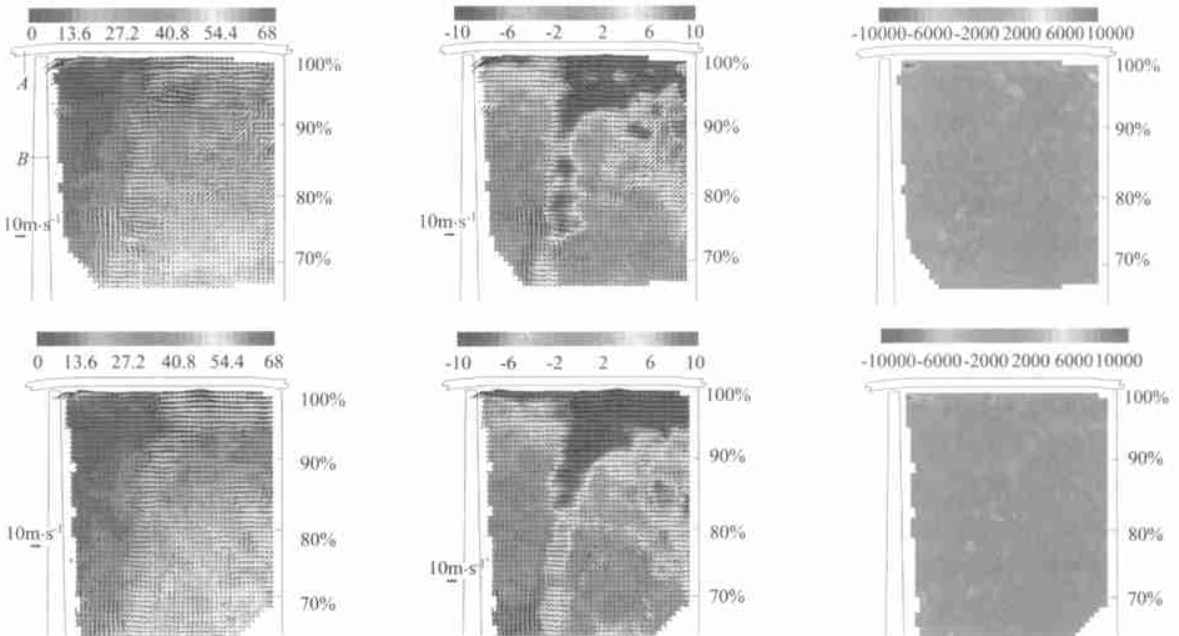
本文测量结果中的速度场都是减去了压气机的旋转速度后的相对速度场, 涡量场是基于相对速度场计算的, 所以后面的分析是在相对坐标系内进行的。由于篇幅有限, 下面只给出每个截面的两幅典型结果, 并未包括全部的流动特点。

由于测量的 CCD 像素有限, 本文将测量区域限制为一半槽道宽度, 约 60mm, 以提高测量的空间分辨率, 但对于分辨吸力面附面层来讲是远远不够的, 而且由于壁面反光、机匣视窗产生的反光都会影响测量, 各截面测量结果到叶尖吸力面约有 4mm 距离, 而且测量结果均在叶片吸力面附面层和端壁附面层之外。因此本文没有涉及到叶尖泄漏流与叶片吸力面附面层、端壁附面层的相互作用。

2.1 设计状态转子叶尖泄漏流

图 2~ 图 9 是设计状态下的典型截面测量结果, 分别显示的是相对于转子的瞬态速度场和涡量场分布, 箭头矢量表示的是测量截面内的速度大小和方向, 图 2 见图中的标注, 其中 A 为机匣, B 为叶片吸力面; 图 3 至图 9 每幅左图为垂直于测量截面的 w 速度分量 (m/s), 右图为 XY 平面内的瞬态涡量分布。逆时针方向旋涡涡量为正。

分析 30% 弦长处的瞬态相对速度场和涡量场分布 (图 2), 可以看到此截面上虽然存在泄漏流, 但其尺度比较小, 还未形成明显的泄漏涡。除



(左为瞬态 w 速度分布, 中为瞬态 v 速度分布, 右为瞬态涡量分布)

图 2 设计状态 2 个不同时刻 30% 弦长截面瞬态场测量结果

(Left: Velocity w distribution; Middle: Velocity v distribution; Right: Corresponding vorticity distribution)

泄漏流外, 在此测量截面还可以看到导叶尾迹, 特别是从相对切向速度分布可以明显地看出导叶尾迹的位置及其强度, 及其与端壁附面层的相互作用区域。存在明显的导叶尾迹表明在此截面处导叶尾迹尚未与主流充分掺混, 由于导叶尾迹存在周向迁移, 它将转子通道内的主流分割成两部分, 使得尾迹两侧主流的速度出现差别, 从图 2 中垂直于测量截面的 w 速度分量的分布, 可以清楚地看到靠近吸力面一侧主流的速度更高一些, 而另外一侧主流的速度相对低一些; 从 w 速度分量的

分布还可以看出尾迹对主流存在阻塞作用。

从 40% 弦长处瞬态速度场和涡量场(图 3)可以看出, 此截面已经存在明显的泄漏涡, 刚刚生成的泄漏涡核的 w 速度还是比较高的, 不同时刻的泄漏涡形态、位置和尺度基本一致, 表明此时的泄漏涡是比较稳定的。在此截面已经看不到清晰的导叶尾迹了, 表明此时尾迹在主流中已经基本掺混扩散了, 尾迹对主流的分割和阻塞效应也不明显了, 图 3 中主流速度呈现出连续变化。

到 50% 弦长处, 参见图 4, 泄漏涡的形态更加

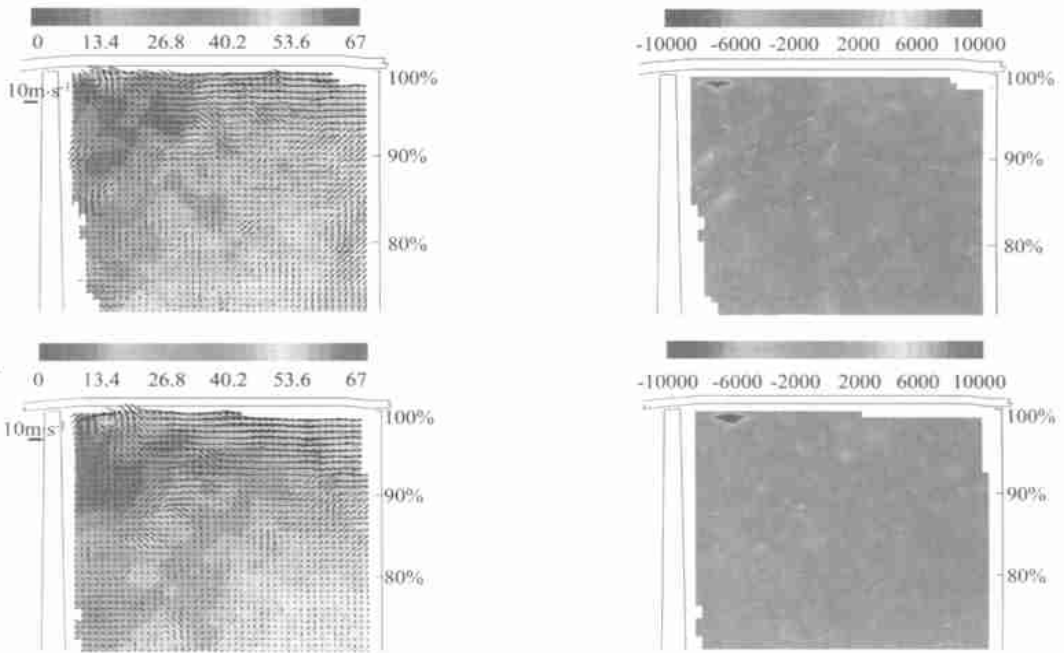


图 3 设计状态 2 个不同时刻 40% 弦长截面瞬态场测量结果

Fig. 3 Two instantaneous measurement results at 40% chord at design condition

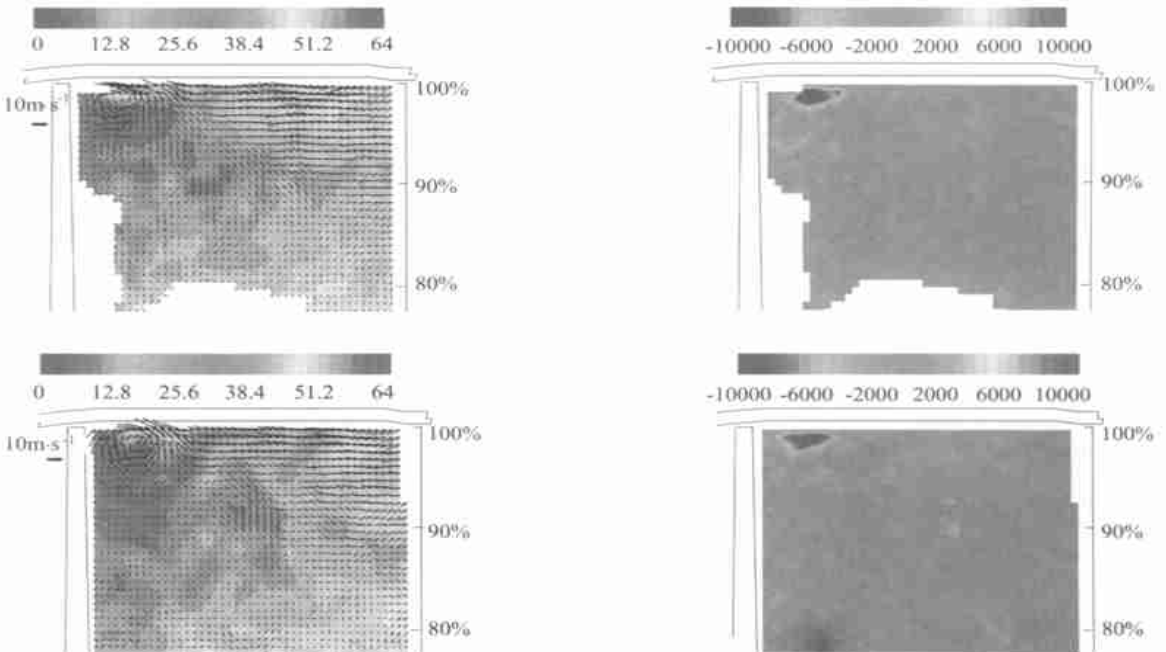


图 4 设计状态 2 个不同时刻 50% 弦长截面瞬态场测量结果

Fig. 4 Two instantaneous measurement results at 50% chord at design condition

清晰,旋涡的强度也更大,旋涡的诱导作用也更明显。对比 40% 和 50% 弦长处不同时刻的瞬态测量结果,可以看出不同时刻的泄漏涡位置几乎没有变化,泄漏涡的形态也稳定一致。这说明泄漏涡从 30% 弦长处产生,从 30% 弦长到 50% 弦长是泄漏涡发展壮大的阶段,表现在泄漏涡的尺度和强度都在增大,泄漏涡是稳定的。

在 60% 弦长处,参见图 5,泄漏涡的形态与前面测量截面的有了明显不同:泄漏涡的尺度突然

增加了很多,其集中涡的形态变弱了,泄漏涡的周向位置增加了很多(远离了吸力面),不同时刻的泄漏涡形态已经有了一定的差别,但总体上依然保持了泄漏涡的集中涡形态,这些均表明泄漏涡已经开始变得不稳定了,特别是从图 5 瞬态速度分布可以清楚地看出,泄漏涡的速度矢量呈螺旋型发散的,这是典型的集中涡螺旋型失稳的表现形式。

从图 6 的 70% 弦长处测量结果可以看出,在

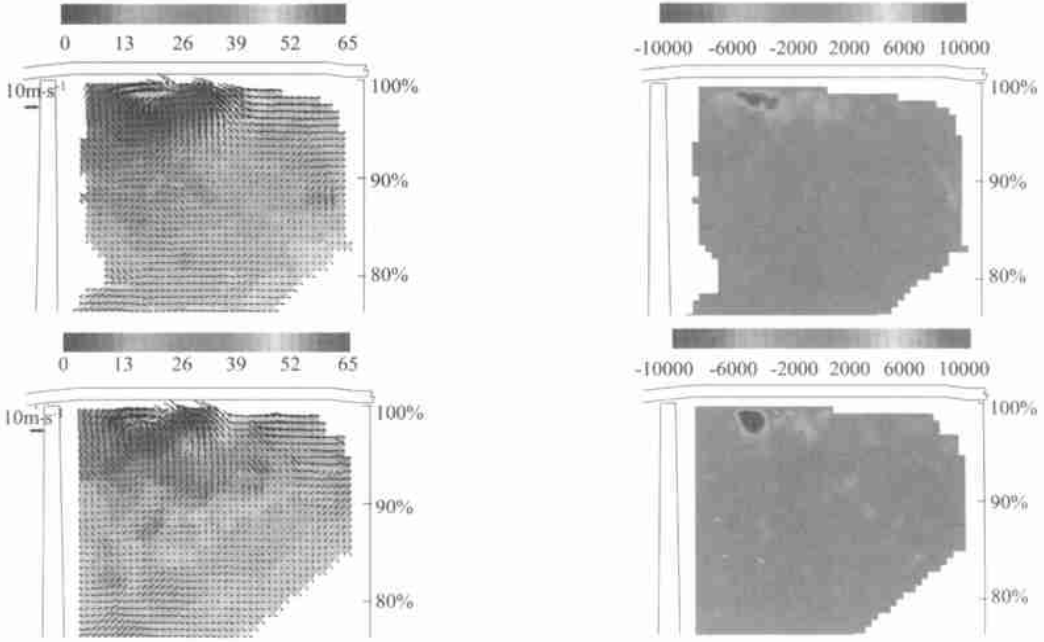


图 5 设计状态 2 个不同时刻 60% 弦长截面瞬态场测量结果

Fig. 5 Two instantaneous measurement results at 60% chord at design condition

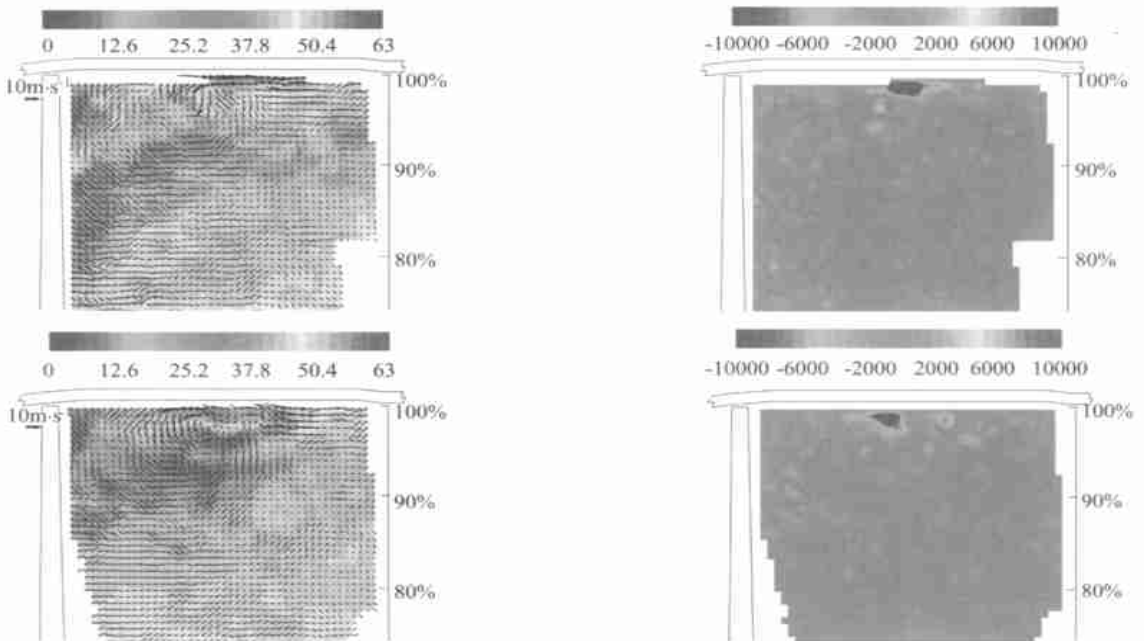


图 6 设计状态 2 个不同时刻 70% 弦长截面瞬态场测量结果

Fig. 6 Two instantaneous measurement results at 70% chord at design condition

此截面处泄漏涡已经破碎了。泄漏涡的破碎将其涡核中的低能流体, 也是高涡量的流体, 以及泄漏涡外层的流体都抛射出去, 在剪切的作用下这些流体沿周向展开, 所以其周向尺度要远大于泄漏涡稳定时所占据的周向尺度, 这一点可以从图中泄漏涡涡核低能流体的分布及其尺寸得到验证。破碎的泄漏涡沿周向展开时, 会向两侧同时展开, 存在内外边界。

旋涡破碎是一种非常强烈的非定常流动现象, 会与周围主流发生强烈的相互作用, 这可以从

不同时刻此截面瞬态测量结果看出, 表现在不同时刻泄漏流的结构有很大差异, 其周围主流的速度分布也有明显不同, 二次流较强。这种相互作用的结果会导致流动堵塞, 产生大量低能流体。值得注意的是涡核中的涡量破碎并不充分, 而且破碎后一般会有一两个涡团具有较高涡量和较大尺度, 在其以后的发展中依然会形成局部的旋涡, 并且相对比较稳定, 也就是说在下游流场中会与静子发生较强的相互作用。从图 6 瞬态速度场和涡量分布可以看出, 泄漏涡破碎是典型螺旋型破

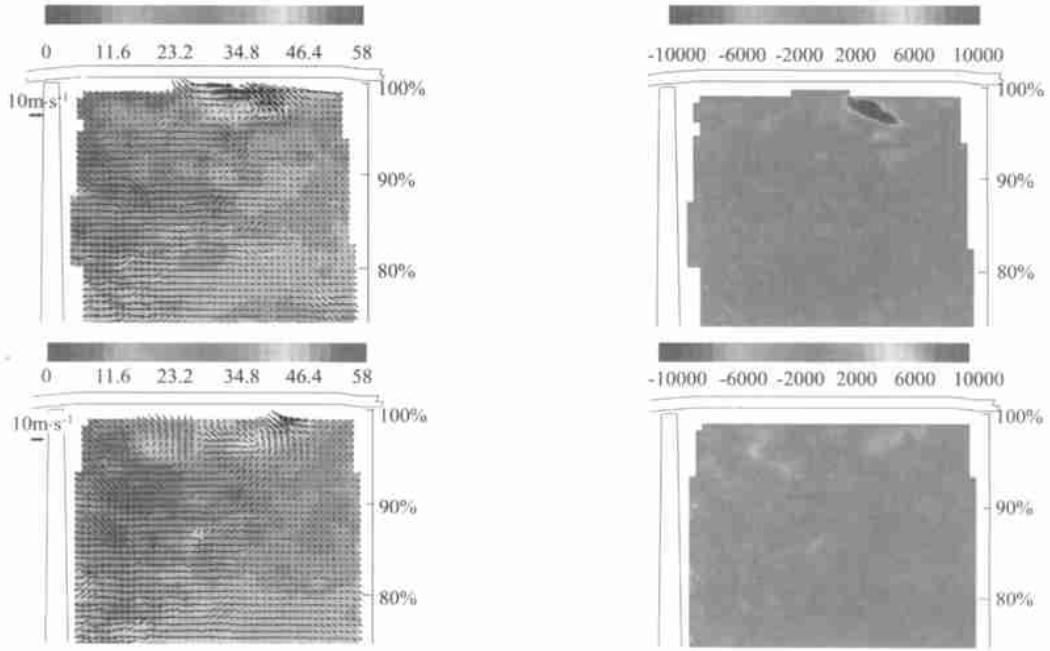


图 7 设计状态 2 个不同时刻 80% 弦长截面瞬态场测量结果

Fig. 7 Two instantaneous measurement results at 80% chord at design condition

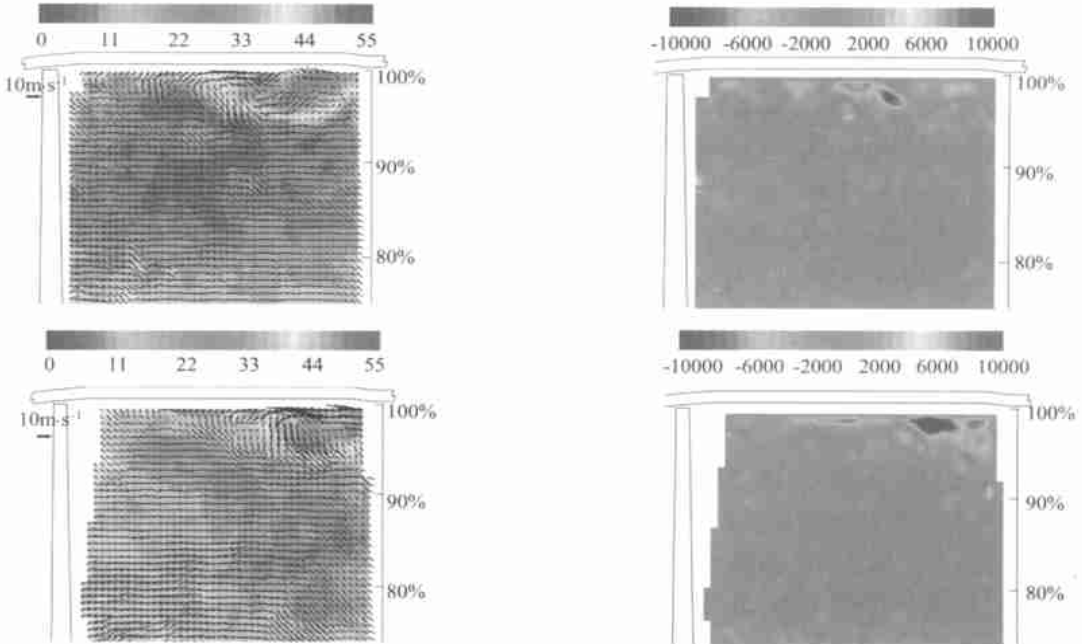


图 8 设计状态 2 个不同时刻 100% 弦长截面瞬态场测量结果

Fig. 8 Two instantaneous measurement results at 100% chord at design condition

碎,与主流压力梯度不大的外流中的流向涡破碎不同的是压气机内泄漏涡的破碎发生更早。关于压气机条件下的泄漏涡失稳机理的讨论将在后面给出。对比 30%~50% 弦长泄漏涡发展壮大阶段,60%~70% 弦长处显然是泄漏涡失稳破碎的阶段。

泄漏涡破碎之后,从 80% 弦长,90% 弦长,100% 弦长和 110% 弦长的测量结果可以看出,压气机转子叶尖泄漏流进入到与主流强烈掺混,并有新的局部旋涡生成,演化的新阶段,泄漏流从单一大尺度集中涡主导的流动演变为多个小尺度旋涡主导的流动状态。对比这些截面和泄漏涡破碎

时的瞬态流场测量结果,可以看到泄漏涡破碎时与主流的相互作用最为强烈,而后的主流流场则恢复了相对的平静,二次流明显减弱。对比这些截面的瞬态流场,可以发现富含涡量的涡核与旋涡外层的流体破碎后,产生的流动堵塞和流动损失是明显不同的,只有涡核与主流的相互作用才会产生大量的低能流体,形成高损失区域。

110% 弦长截面的瞬态速度场左上角的低能流体应当是转子叶尖尾迹区的低能流体。

2.2 转子叶尖泄漏流演化及其机制

从30%~110% 弦长各截面的瞬态场测量结

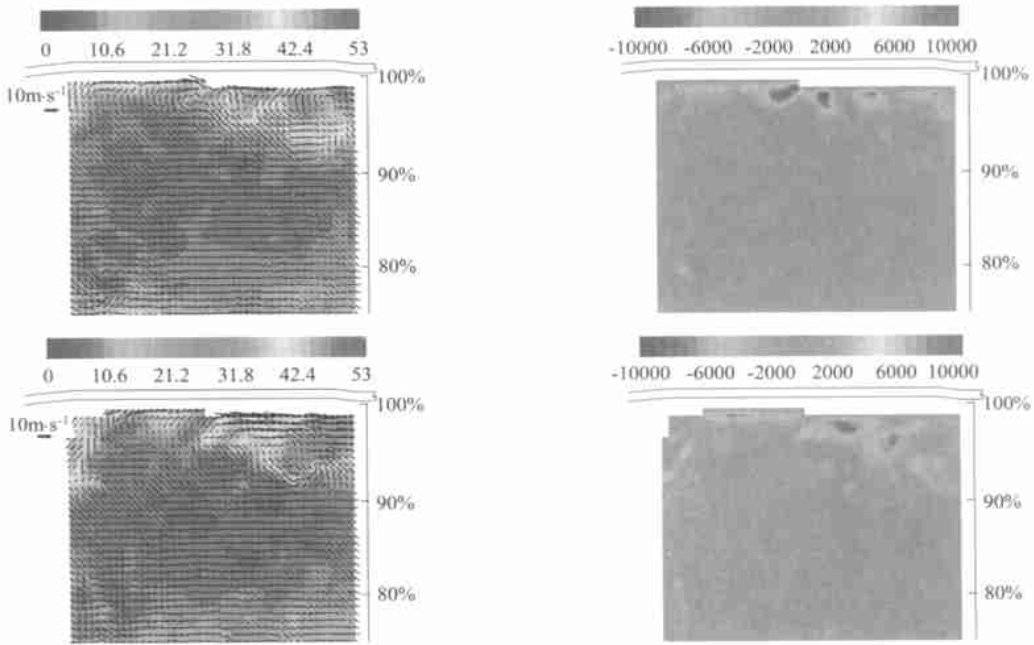


图9 设计状态2个不同时刻110%弦长截面瞬态场测量结果

Fig. 9 Two instantaneous measurement results at 110% chord at design condition

果中选出一个,将它们与转子叶片画在同一幅图上,形成图10~图11的瞬态组合图。由于各个截面的瞬态结果是在不同时刻采集的,所以它们之间没有直接的因果关系,但可以用于展示压气机转子叶尖泄漏流的总体演化。

2.3 总体特性

图10的瞬态速度场组合图和图11的瞬态涡量场组合图清楚显示了在设计状态下转子叶尖泄漏涡从产生、发展壮大、失稳、破碎到掺混扩散的整个演化过程,其内部流动细节前面已有描述。

从图10和图11可以看出,在泄漏涡破碎之前存在真正意义上的泄漏涡涡核,其位置也是稳定的,当泄漏涡破碎之后,就不存在真正意义上的泄漏涡涡核,此时的泄漏流是有多涡控制的流动,

但其作用区域存在内外边界。当泄漏涡尺度开始迅速增加,变得不稳定时,泄漏涡的周向位置也同时开始发生较大的迁移,当泄漏涡破碎时,其周向位置则向槽道压力面一侧迅速迁移,表现为泄漏流轨迹的突然转折。

泄漏流轨迹突然转折有两方面的原因:当泄漏涡稳定时,泄漏涡的卷吸效应使得叶片吸力面叶尖压力较低,因此泄漏涡能够抵消泄漏流的动量,维持在叶片吸力面处基本不动。一旦泄漏涡破碎,这种卷吸效应自然消失,使得泄漏流会突然向压力面一侧移动。另一方面由于泄漏涡破碎时,将其卷吸的流体抛向周围,在转子尖区剪切流的作用下,这些流体沿周向展开,导致泄漏流的内外边界也突然扩张,所以感觉泄漏流更加迅速地发生了转折。

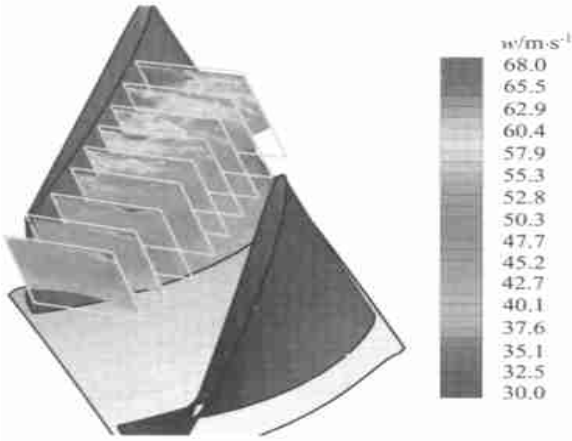


图 10 设计状态各测量截面 w 瞬态分布组合图

Fig. 10 Composite figure of velocity w distribution at design condition

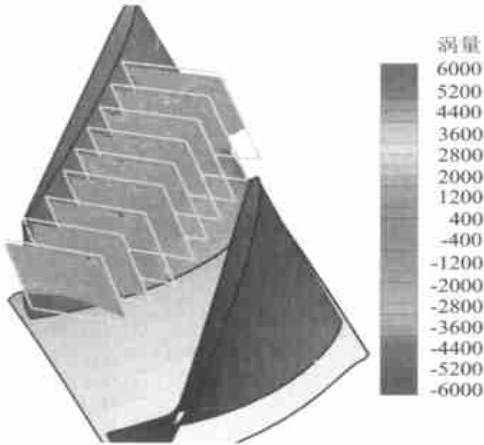


图 11 设计状态各测量截面瞬态涡量分布组合图

Fig. 11 Composite figure of velocity distribution at design condition

2.4 压气机转子泄漏涡失稳机理分析

流向涡破碎具有比较复杂的内部机理, 下面首先来分析外流中流向涡破碎的机理, 然后再分析压气机内的其他影响因素。旋涡破碎最简单的解释是作用在旋涡上的径向压力梯度已经无法平衡旋涡旋转运动产生的离心力, 从而导致旋涡失稳, 发生破裂, 但考虑到实际扰动的三维性, 它可以导致旋涡涡核涡量分布的三维性, 从而导致旋涡更早地发生破碎。为把握泄漏涡失稳的主要特性, 先不考虑流动三维性的影响。

首先考察不可压、均匀主流条件下, 具有准柱状涡核的流向涡中心的压力与外部主流压力之间的关系如下, 详细推导参见 M. G. Hall^[5]。

$$\frac{dp}{dz} \Big|_{r=0} = \frac{dp}{dz} \Big|_{r=\infty} + 2\rho \int_0^{\infty} \frac{\Gamma}{r^3} \frac{\partial \Gamma}{\partial r} \frac{v_t}{w} dr \quad (1)$$

式中: z 为流向涡核方向; v_t 为旋涡的径向速

度; w 为旋涡轴向速度; r 为旋涡半径; Γ 为旋涡的环量。

上式表明旋涡中心的压力沿涡核方向的梯度由两部分组成, 一是外部主流的压力梯度, 对应于等号右端的第 1 项; 另一部分则来源于旋涡切向和轴向运动的非线性耦合作用, 即等号右端的第 2 项。由于旋涡与主流之间的粘性作用, 所以旋涡尺寸沿涡核方向是不断增加的, 即存在正的 v_t 速度分量, 破碎前的流向涡都具有正的轴向速度 w , 而且实际流场中旋涡的涡量沿径向也都是增加的, 所以泄漏涡的这种非线性耦合作用一般会导致涡核中心的压力梯度大于旋涡外主流的压力梯度。因此在外流中, 虽然主流的压力梯度较小, 但随着流向涡的尺度在向下流发展中不断增加, 流向涡中心的轴向速度却在不断降低, 到一定程度后就会发生失稳破碎。从式 (1) 还可以看出, 若流向涡产生时, 其涡核具有较低的轴向速度, 显然泄漏涡在向下流发展中, 就会提前发生破碎, 因此泄漏涡的初始形成状态, 对于泄漏涡自身稳定性也有较大的影响。

区别于外流受力状况, 在压气机转子内, 流向涡还受到哥氏力作用, 其受力分析如图 12 所示。下面将根据式 (1) 和图 12 受力分析, 讨论压气机泄漏涡失稳的主要影响因素及其作用机制。除泄漏涡起始状态和泄漏流的影响外, 对压气机泄漏涡失稳的主要影响因素有以下 4 种: 主流的逆压梯度、哥氏力影响、端壁剪切流动和来流湍流度。

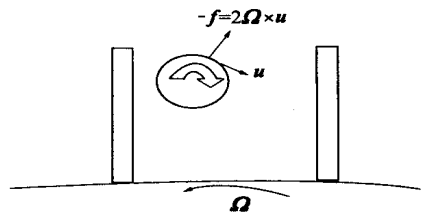


图 12 压气机内流向涡受到的哥氏力

Fig. 12 Coriolis force on streamwise vortex in compressor

从式 (1) 可以看出, 压气机内主流的逆压梯度将直接传递给泄漏涡涡核, 所以主流逆压梯度的存在显然会促使泄漏涡提前失稳破碎。不同的设计和工作状态下, 压气机内主流的逆压梯度也会发生变化, 也必然导致泄漏涡破碎位置发生变化。

如图 12 所示, 由于压气机泄漏涡的旋转方向与压气机自身旋转方向相反, 所以泄漏涡还会受到向内的哥氏力作用, 与泄漏涡旋转产生的离心力的方向相反, 泄漏涡维持自身平衡所需的径向压力梯度有所减弱, 因此, 泄漏涡所受到的哥氏力

有利于其自身的稳定,但不利于与压气机旋转方向相同的大尺度旋涡的稳定性。

压气机转子尖区的三维剪切流动会促使泄漏涡偏离中心对称,在剪切主流的作用下,泄漏涡周向尺度会增加,使泄漏涡呈椭圆形,考虑到任何引起泄漏涡涡量分布三维性的因素都不利于泄漏涡的稳定,所以剪切流动将通过改变泄漏涡的形状及其涡量分布,而使泄漏涡提前发生破碎。

较高的压气机尖区湍流度对泄漏涡稳定性的影响体现在两方面:一是它会加快泄漏涡与主流的掺混,导致泄漏涡沿涡核方向的尺度增加得更快,从式(1)可以看出这会加大泄漏涡的轴向逆压梯度,从而加速泄漏涡的失稳破碎;二是压气机端壁的高湍流度具有强三维性,对于泄漏涡是一种强的三维扰动,而三维扰动更容易导致泄漏涡的破碎。总之,压气机尖区主流的高湍流度同样会加速泄漏涡的破碎。

3 结 论

(1) 基于三维瞬态场测量结果,详细阐述了在设计状态下压气机转子叶尖泄漏涡产生、发展、失稳、破碎、破碎后的旋涡进一步与主流发生作用并与主流掺混的主要流动现象,及其演化过程。叶尖泄漏流在 30% 弦长之前就已经产生,30%~50% 弦长是泄漏涡发展壮大的阶段,60%~70% 弦长是泄漏涡失稳破碎的阶段,泄漏涡破碎之后,破碎后旋涡进一步与主流发生相互作用并与主流掺混。

(2) 分析了导致叶尖泄漏涡失稳的压气机内流动的 4 种主要影响因素:主流的逆压梯度、哥氏力的影响、端壁的剪切流动和来流湍流度的作用机制,论述了压气机内泄漏涡的失稳破碎机制。

(3) 泄漏涡破碎是导致泄漏涡周向位置突然

转折,流动产生强非定常性和强相互作用的根本原因。泄漏流产生的损失也以泄漏涡的破碎为标志分为两个阶段,在泄漏涡破碎之前主要来源于泄漏流的积累和稳定的泄漏涡与主流的黏性和湍流掺混;在泄漏涡破碎之后主要来源于旋涡破碎及破碎后的涡团与主流的强烈相互作用,这部分损失要远大于前一阶段产生的损失,是泄漏流产生损失的主要部分。

参 考 文 献

- [1] Kang S, Hirsch C. Experiment study on the three dimension flow within a compressor cascade with tip clearance: one velocity and pressure fields[J]. J Turbomachinery, 1994, 115: 444 - 452.
- [2] Ma H W, Jiang H K. Three dimensional turbulent flow of the tip leakage vortex in an axial compressor rotor passage[R]. ASME Paper, 2000-GT-503, 2000.
- [3] 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. (Jiang H K, et al. A large scale axial flow compressor facility and dynamic measurement techniques for rotor flow study [J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(1): 1- 8.)
- [4] 于宏军,等. 用 SPIV 技术测量压气机转子尖区复杂流动[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(4): 575- 578. (Yu H J, et al. Measurement of compressor rotor tip complex flow with SPIV [J]. J of Engineering Thermophysics, 2003, 24(4): 575- 578.)
- [5] Hall M G. A new approach to vortex breakdown[A]. Proc 1967 Heat Transfer Fluid Mech, 2nd [C]. Stanford University Press, 1967. 319- 340.

作者简介:



于宏军(1970-) 男,辽宁阜新,北京航空航天大学能源与动力工程学院博士研究生,主要从事叶轮机械研究工作。Email: wjvivid@263.net

(责任编辑:李铁柏)