

压气机转子内尖区近失速状态三维流场*

北京航空航天大学 马宏伟 蒋浩康** 李雨春

【摘要】 在低速大尺寸压气机实验台上,借助于旋转四坐标探针位移机构,用锥形五孔探针测量了压气机近失速状态下,转子叶片通道后段尖区内的三维流场。测量结果表明,吸力面附面层径向潜移强烈,并出现气流分离,在尖区的近吸力面区域形成一个旋涡;压力面角区存在刮削涡;在叶尖槽道中部,吸力面角区附面层与压力面角区附面层气流掺混,造成高损失和高阻滞。所有这些构成了尖区的复杂流动。

关键词: 压气机 转子 尖区 近失速 三维流场 附面层 旋涡

1 前 言

环壁附面层、旋转叶面附面层和间隙泄漏流的存在和相互作用,使得转子尖部通道内的流动非常复杂。利用低速大尺寸压气机模型进行实验研究,是认识这些流动机理的主要途径之一。目前,国外一些单位,如美国的宾夕法尼亚州立大学^[1]和UTRC^[2]等,已经在这种实验压气机上做了许多基础性的研究工作,但受制于缺乏完善的旋转探针位移机构,大部分测量只局限于转子进出口。

在准稳态的意义上,旋转坐标系中,压气机转子叶片通道内的流动可视作稳定的,因而用旋转探针位移机构带着气动探针进行测量,可以得到反映真实流动的数据。本文作者利用旋转探针位移机构,测量了单转子压气机转子叶片通道内尖区后段的三维平均流场,揭露了端区的一些流动特征。本文着重测量和分析近失速状态下的流动。

2 实验设备、测量系统及测点安排

实验装置、测量系统和单转子试验压气机特性在文献[3]中有详细的介绍。压气机转子后方的轮毂内,安装了能和转子同步旋转的探针位移机构,在微机的控制下,能使探针在旋转过程中实现径向、切向、轴向移动和自转调零。五孔探针的压力信号经微型压力传感器和前置放大器后,由滑环引电器输出,再经滤波、放大后,进入微机控制的平行多通道高速数据采集器。

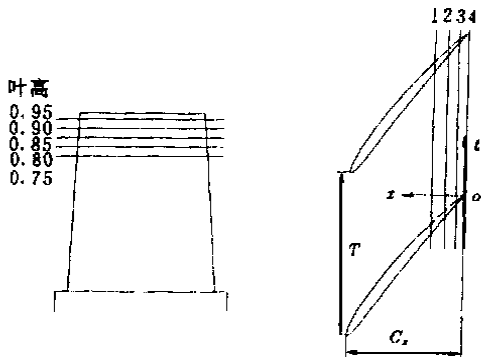


图 1 测量站

本文测量在近失速状态(流量系数 $v_z/w=0.38$) 下进行。测量站的安排见图 1, 沿轴向有 4 个测量面, 分别在 $x/C_x=0.32, 0.20, 0.09$ 和 -0.02 , 沿径向有 5 个测量面, 分别在叶高的 $0.95, 0.90, 0.85, 0.80$ 和 0.75 。通道内的每一轴向截面上流场的测量都从叶片的吸力面开始, 到相邻叶片的压力面结束, 通道出口流场的测量, 则跨越相邻两个叶片尾迹。

3 实验结果及讨论

图 2、图 3 分别为 $0.90, 0.80$ 叶高截面上近失速状态下转子叶尖槽道后段参数分布。从中可看到, 在靠近叶背一个不小的范围内, 径向速度 w_r 较大, 相对气流角 β 较小(即气流转角大), 轴向速度 w_z 低(即流通能力弱), 总压损失大(总压 p_{tot} 低); 槽道中部出现较大的总压和轴向速度亏损。图 2 还表明, 随着气流流向下游, 总压、轴向速度逐渐减小, 这反映环壁附面层在逐渐加厚。轴向速度的这种变化, 也可以从图 4 所示的矢量分布看出。

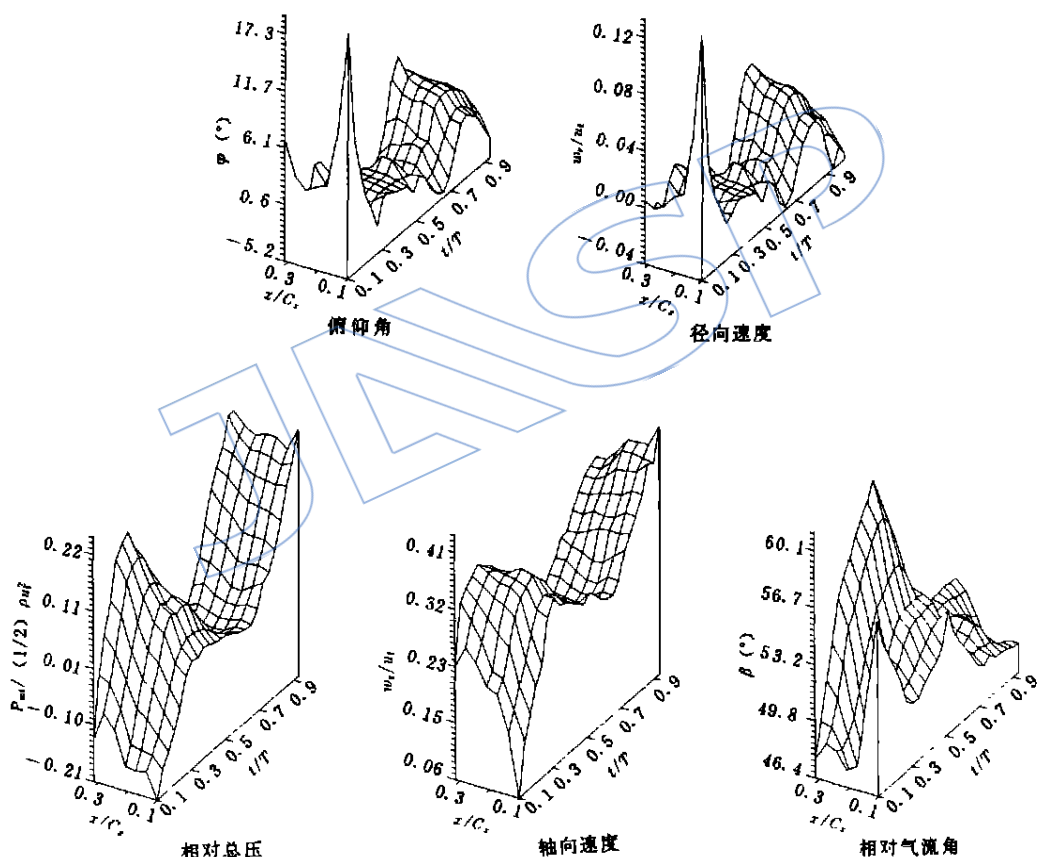


图 2 近失速状态转子叶尖槽道后段参数分布(0.90 叶高)

近失速状态下, $x/C_x=0.32$ 截面上近叶背的第一测量站, 探针的 5 个孔感受到的压力值均很低, 而且除下侧孔(侧向叶根的孔)外其余四孔压力值基本相同, 下侧孔压力比其余四孔压力稍高。表明这里是有径向迁移的分离流(图上无法表现)。随气流流向下游, 这种测量站逐渐增多, 说明分离区逐渐扩大。从这里可以看出, 压气机在进入旋转失速之前, 叶背局部已经产生

附面层分离, 吸力面附面层影响区域相当大。

由图 3 可见, 随着径向位置的降低, 总压提高, 气流流通能力有所改善。但槽道中部仍存在高损失和高阻滞, 这表明其范围较大。总压和轴向速度的这种分布以及相对气流角分布由文献 [4] 在转子出口处用高频压力探针测得的结果得到印证。

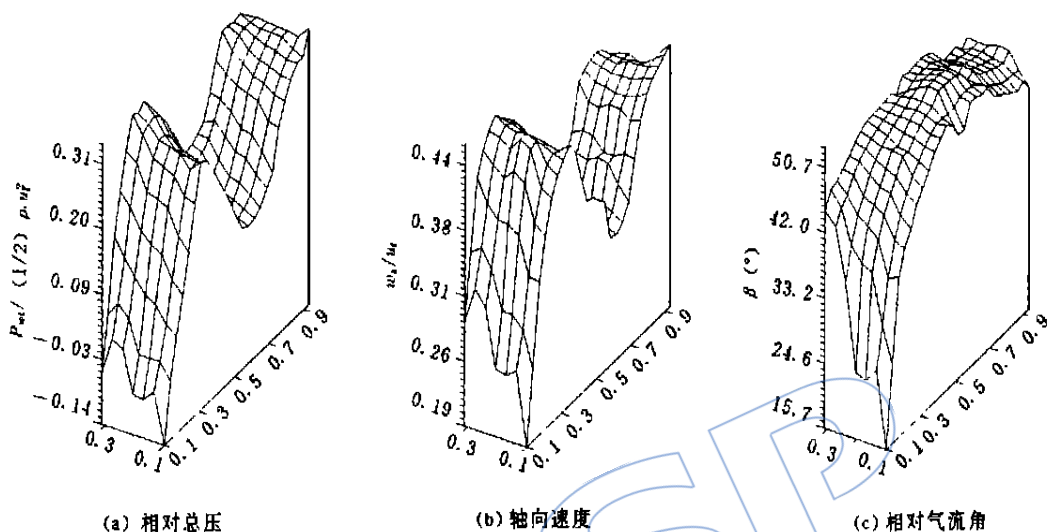


图 3 近失速状态转子叶尖槽道后段参数分布(0.80 叶高)

近失速状态下, 0.90 叶高截面上的轴向速度分布规律, 与文献[5]在 $z = 0.75 (x/C_x = 0.25)$ 截面上的测量结果相近, 见文献[5]的图 11, 近吸力面附近轴向速度很小, 槽道中间存在一个速度亏损区域。所不同的是, 本文的相对气流角在叶片吸力面区域比较小, 而文献[5]的相对气流角在叶片吸力面区域比较大。

图 4、图 5 为近失速状态下转子槽道后段尖区的相对速度矢量场。图 4 是圆柱面上的矢量分布。图 5 是在叶片排后方从轴线方向偏转一个角度向前看到的几个轴向测量面上的矢量分布。图 5(a)、(b)、(c) 和 (d) 分别对应着 $x/C_x = 0.32, 0.20, 0.09$ 和 -0.02 四个截面。矢量图表明, 近失速状态下转子内尖区的复杂流动范围宽, 强度大。

图 4 表明 0.95 叶高圆柱面上轴向速度和相对切向速度普遍较低, 特别是在吸力面附近, 气流几乎处于停滞状态。从吸力面到压力面, 速度值逐渐增大, 轴向速度值仍很低。随着径向位置降低, 流动状况渐趋正常。

从图 5 可以看出, 在 $x/C_x = 0.32$ 截面, 叶高低于 0.85 的近吸力面区, 存在一个小涡, 并随气流流向下游逐渐扩大, 在 $x/C_x = 0.09$ 截面上, 几乎扩大到 $1/4$ 通道。这可能是由吸力面附面层径向潜移诱导出来的。图 5 还表明近失速状态下, 靠近压力面处, 0.95 叶高截面上气流径向速度向上, 而在其它测量半径上, 气流径向速度向下。前者与文献[6]的测量结果相似(见文献[6]的图 11), 或许可以理解为泄漏流的起始, 后者明显地是由叶片对环壁附面层的刮削作用造成的。在 $x/C_x = 0.20, 0.09$ 和 -0.02 截面上, 刮削涡比较明显。

叶尖槽道中部的高损失和高阻滞区, 在图 5 中对应于流动交混区域。可以设想, 发展了的叶片吸力面附面层径向潜移到达机匣内壁后, 和环壁附面层相互汇合, 增加了该区的附面层厚

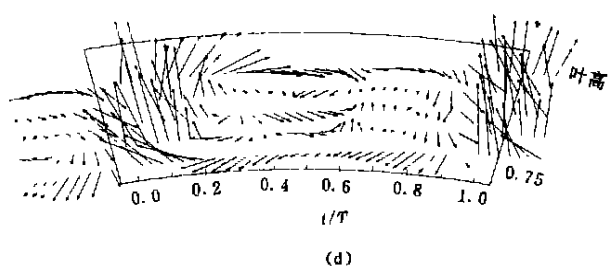
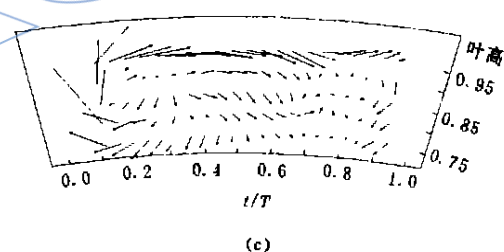
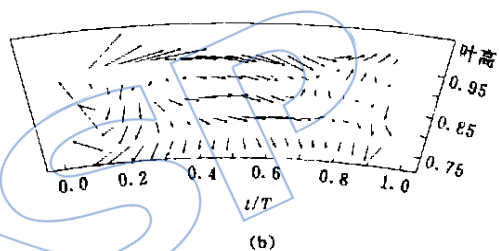
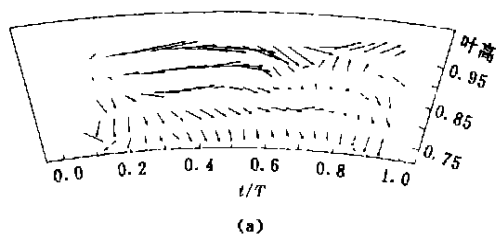
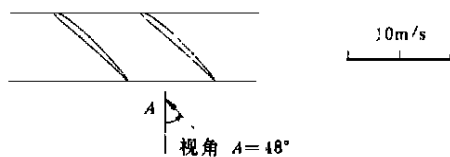
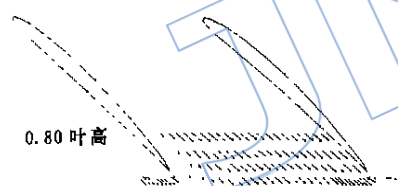
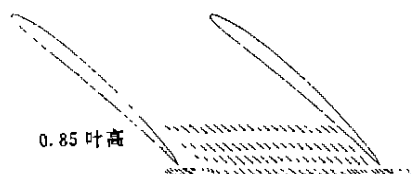
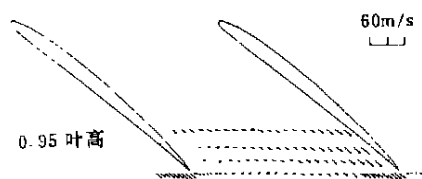


图 4 圆柱面上相对速矢分布

图 5 横截面上相对速矢分布

度,并有沿机匣向邻近叶片的压力面方向移动,而同时由于压力面比吸力面压力高,气流存在

从压力面向吸力面流动的趋势。这两种相反的趋势,加上刮削涡的存在,在叶尖槽道中部形成强烈的掺混,造成高损失和高阻滞。

图 5 所示的矢量场表明,叶片吸力面附面层向上的径向潜移运动,混合附面层的周向迁移和压力面附近气流受叶片刮削作用被迫向下的流动,在叶尖槽道内共同形成一个大范围的旋涡。这些流动特征在越近出口处表现得越明显。

在所测量的区域内,没有发现明显的泄漏涡,泄漏流的影响不显著,这显然与被测试验压气机径向间隙小(0.5%叶高)有关。 $x/C_x = -0.02$ 截面上的速度矢量场还表明,转子叶片尾迹较宽。

4 结 论

旋转叶片吸力面附面层径向潜移强烈,并在叶尖近吸力面区诱导出一个旋涡。叶背局部出现附面层分离。吸力面附面层影响区域相当大。转子叶片对环壁附面层的刮削作用显著,诱导产生刮削涡。吸力面角区附面层与压力面角区附面层在叶尖槽道中部交混,造成高损失和高阻滞。为提高压气机效率,也为了推迟旋转失速,控制叶片附面层的发展以及叶面附面层与端壁附面层的相互作用至关重要。

参 考 文 献

- 1 Lakshminarayana B. An Axial Flow Research Compressor Facility Designed for Flow Measurement in Rotor Passages. ASME Journal of Engineering for Power, Oct. 1980, 102(4): 402–411
- 2 Dring R P, Joslyn H D and Hardin L W. An Investigation of Axial Compressor Rotor Aerodynamics. ASME Journal of Engineering for Power, Jan. 1982, 104(1): 84–96
- 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. 航空动力学报, 1992, 7(1)
- 4 董玉玺, 蒋浩康. 圆锥四孔高频压力探针测量叶轮机转子流动. 待发表
- 5 Lakshminarayana B, Pandya A. Tip Clearance Flow in a Compressor Rotor Passage at Design and Off-Design Conditions. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, July 1984, 106(3): 570–577
- 6 Lakshminarayana B and Pandya A. Three-Dimensional Flow Field in the Tip Region of a Compressor Rotor Passage—Part I: Mean Velocity Profiles and Annulus Wall Boundary Layer. ASME Journal of Engineering for Power, Oct. 1982, 104(4): 760–771

(责任编辑 魏星禄)

AN FEM FOR NEARLY- INCOMPRESSIBLE VISCOELASTICITY AND ITS APPLICATION IN PROPELLANT GRAIN STRESS ANALYSIS

Wang Yuanyou, Wang Xinhua, Hu Yafei

(*Beijing Institute of Technology*)

ABSTRACT

Since solid propellant exhibit nearly-incompressible material behaviour, the displacement formulation of the finite element method is unable to give acceptable solution to mechanical problems of these materials. This paper introduces a new constitutive relation based on Herrmann variational theorem for incompressible and nearly-incompressible viscoelasticity. The corresponding finite element formulation is presented here and a computer program VFAPINP is developed for solution to plane problems. The results show that the approach and the computer program are valid for stress analysis of viscoelastic materials with all admissible values of Poisson's ratio and particularly for the propellant grain stress analysis.

THREE- DIMENSIONAL FLOW FIELD INSIDE COMPRESSOR ROTOR TIP REGION AT NEAR STALL CONDITION

Ma Hongwei, Jiang Haokang, Li Yuchun

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The three-dimensional flow field inside the tip region of a low speed large-scale axial-flow compressor rotor at near stall condition was measured with the help of a five-hole conical probe driven by a rotating four-coordinate probe traverse mechanism. Results indicate that, radial migration of boundary layer of blade suction surface is strong, which induces a vortex nearby, flow separation appears on the blade suction surface, a blade scraping vortex exists in the corner of the blade pressure surface, strong mixing occurs between boundary layers of the pressure surface and the suction surface at median part of the rotor passage, which leads to substantial deficits of total pressure and axial velocity. All of these forms a complicated flow field in the rotor tip region.

EXPERIMENTAL STUDY ON ENGINE PERFORMANCE AND INTERNAL FLOW FIELD UNDER INLET DISTORTION

Li Wenlan, Huang Zhitao, Hu Zhengfeng

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A turbojet engine has been tested under the conditions of a series of screen-induced inflow distortion. Its compressor interstage flow field (static pressure, total pressure and total temperature), inlet distortion transmission, temperature field at turbine outlet and bed-tested engine performance were measured. The measurements indicate that: the inlet total and static pressure distortions are attenuated through the stages, the inlet total pressure distortion induces total temperature distortion at the compressor outlet, the inlet pressure distortion reduces the engine thrust and increases its specific fuel consumption. The tested data reveal also that there exists probably a correlation between temperature distributions at turbine outlet and compressor outlet.