

组合探针测量压气机级间三维动态流场的方法

马宏伟^{1,2}, 贺 象³, 单晓明³, 姚峥嵘³

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

3. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 提出了一种组合高频压力探针测量跨声速多级压气机级间三维动态流场的方法, 组合探针由经过风洞三维气动校准的圆柱单孔、楔顶单孔两支高频压力探针组成, 采用位移机构将两支探针安装到被测压气机级间相同轴向位置和径向位置、不同周向位置的测点, 采用锁相采样技术和旋转探针技术, 在探针不同角度位置下各自获得级间动态压力信息, 利用气动校准数据进行处理测量数据, 可获取级间三维气动参数沿周向和径向的分布。和现有三维动态探针相比, 具有尺寸小、空间分辨率高、频响快、测量范围宽、对被测流场干扰小、能测量小型压气机级间流场参数动态变化的特点。与二维动态压力探针相比, 能测量气流俯仰角, 测得的总压、静压和马赫数更准确, 能更全面反映压气机级间三维流动特征, 为小型跨声速多级轴流压气机流场诊断提供了一套有效的三维动态测量手段。

关 键 词: 组合探针; 高频压力探针; 多级压气机; 三维动态流场; 锁相采样技术

中图分类号: V211

文献标志码: A

A method for measuring 3-D unsteady flow at exits of a compressor rotor using combined probes

MA Hongwei^{1,2}, HE Xiang³, SHAN Xiaoming³, YAO Zhengrong³

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;

3. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: A method for measuring 3-D unsteady flow at an exit of a transonic multistage compressor rotor was presented by using combined high-response pressure probes consisting of a cylinder 1-hole probe and a tip-wedged 1-hole probe, which were calibrated in a wind tunnel. The probes were put in the inter-stage at the same axial and radial but different tangential positions with the help of two traverse mechanisms, and unsteady pressure data were obtained utilizing a phase-locked technique at different angular positions. Distributions of 3-D flow parameters were obtained through data processing. Result showed that the combined probes were characterized by small size, high frequency, wide measurement range and weak interrupt compared with other current 3-D high-response probes, while the method can obtain flow pitch angle and more accurate total pressure, static pressure and Mach number compared with 2-D high-response probe techniques. The combined-probe technique provides a feasible 3-D flow measure-

收稿日期: 2022-04-29

基金项目: 国家自然科学基金(51776011); 国家科技重大专项(2017-V-0016-0068); 国防科技重点实验室基金(6142702020218)

作者简介: 马宏伟(1968—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为内流试验与测试技术。E-mail: mahw@buaa.edu.cn

引用格式: 马宏伟, 贺象, 单晓明, 等. 组合探针测量压气机级间三维动态流场的方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2253-2260. MA Hongwei, HE Xiang, SHAN Xiaoming, et al. A method for measuring 3-D unsteady flow at exits of a compressor rotor using combined probes[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2253-2260.

ment method for flow diagnosis in small multistage compressors.

Keywords: combined probes; high-response pressure probe; multistage compressor;
3-D unsteady flow; phase-locked acquisition technique

获取小型多级压气机级间动态流场参数,对小型压气机设计及提高小型发动机性能具有重要意义。由于小型多级压气机转速高、尺寸小、几何复杂、空间狭窄,很难采用激光多普勒测速(laser Doppler velocimetry, LDV)技术^[1]、粒子图像测速(particle image velocimetry, PIV)技术^[2]和热线^[3]测量其级间流场。气动压力探针,如五孔压力探针,属于稳态测量技术,无法测出级间参数动态变化^[4]。

目前最有效的测量方法是将动态压力传感器埋入探针内部,这样可以得到流场马赫数、气流角以及总压等参数的动态分布,是工程试验中研究压气机级间动态流场的重要手段。

近期国外学者陆续针对探针结构、频响、头部尺寸进行优化,并不断改进测量方法,从而将高频探针应用于压气机级间参数的测量研究^[5-8]。国内学者研制了几种先进的高频压力探针^[9],使用圆柱单孔和双斜孔探针对设计状态下压气机、风扇转子出口动态流场进行测量^[9-12]。文献[13-15]使用高频的圆锥四孔、圆柱单孔压力探针对低速大尺寸压气机转子出口动态流场进行测量,并分析了马赫数、雷诺数以及速度梯度对动态探针测量结果的影响^[16]。

尽管上述文献中成功地将高频压力探针应用于压气机转子流场的动态测量,但大多数是以低转速或大尺寸压气机作为研究对象,而少有将高频压力探针应用于高速轴流压气机,特别是多级跨声轴流压气机级间三维动态流场的测量。

文献[17]研制了一种内部放置两个微型高频压力传感器的圆柱楔顶动态双孔压力探针,并相应地发展了最小二乘拟合数据处理方法利用该测量技术对转速高、级数多、叶片高度小、测量环境恶劣的某多级跨声速轴流压气机第 1、2 级转子出口三维流场进行了测量,为优化压气机级间匹配指明了方向。

采用多孔动态压力探针测量跨声多级轴流压气机级间三维动态流场,探针至少开有两个压力感受孔,探针头部至少封装两个动态压力传感器,受传感器尺寸的限制,耐高温的多孔动态压力探针头部尺寸不容易做得小,探针头部尺寸较大,

导致探针无法插入小型压气机狭小复杂的级间进行测试,头部尺寸较大降低探针的空间分辨率,降低测量精度,还会严重干扰被测流场。

文献[18]发展了一种基于圆柱单孔高频压力探针测量跨声速多级轴流压气机转子出口二维流场的测量方法,借助高速锁相采集技术,利用旋转探针多角度法实现级间动态流场测量,成功获得了某小型跨声速三级轴流压气机级间二维流场,验证了该高频压力探针测试技术的应用价值。

但小型跨声速多级轴流压气机级间流场包含动叶尾迹、叶尖泄漏涡、角区旋涡等二次流动,这些区域流场具有很强的三维性、非定常性、有旋性。文献[18]的测量方法是假设来流方向与圆柱单孔压力探针轴线垂直,即在气流俯仰角恒为 0°的前提下进行数据处理的。当被测流动为三维,即气流俯仰角不为 0°时,用这种方法测得的总压、静压和马赫数就可能有较大误差。

为了测量小型跨声速多级轴流压气机级间三维流场的气流俯仰角、气流偏转角、总压、静压和马赫数的动态变化,亟需发展先进的动态压力探针测试技术。

1 组合高频压力探针测量、校准和数据处理方法

鉴于单孔动态压力探针头部只封装一个压力传感器,头部尺寸最具小型化的潜力,本文提出一种采用组合探针测量小型压气机级间流场的方法。即组合探针由两种单孔动态压力探针组成,分别经过校准风洞的气动校准;利用探针位移机构将两种单孔动态压力探针分别安装到被测压气机相同轴向位置和径向位置、不同周向位置(比如两探针轴线夹角为 60°)的级间测点,保证两种探针压力感受孔理论上感受到同一叶高空间点流场信息;测量时,采用锁相采样技术,先预测来流方向,以此角度位置为中心,同时分别旋转两支探针在不同角度位置各自获得级间 360°整圈的的压力信息,根据已知的两种探针的安装位置,提取两种压力探针具有相同转子出口相对位置的的压力数据,进行配对和数据处理,获得小型压气机级间气流俯仰角、气流偏转角、总压、静压和马

赫数的动态变化。

图 1 为本文研制的组合探针, 由一支圆柱单孔高频压力探针和一支楔顶单孔高频压力探针组成, 头部直径为 2.4 mm, 圆柱单孔探针在圆柱面开有测压孔, 楔顶单孔探针在探针头斜面开孔, 圆柱单孔高频压力探针与文献 [18] 使用的圆柱探针相同。每支探针头部安装一支可用于 275 °C 温度环境的动态压力传感器, 传感器固有频率为 380 kHz, 通过测压孔与被测来流相通, 传感器头部与测压孔外缘齐平。在激波管上对这两支单孔压力探针动态特性进行了试验校准, 校准结果表明这两支探针频响分别为 32 kHz 和 28 kHz。

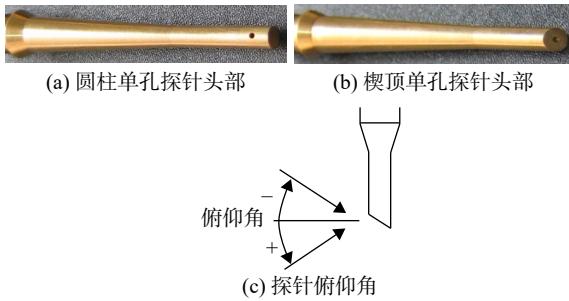


图 1 组合探针头部

Fig. 1 Heads of combined probes

组合探针的气动校准分别在某高亚声速风洞上进行, 马赫数校准范围为 0.4~0.7, 间隔为 0.1; 偏转角校准范围为 $\pm 60^\circ$, 间隔为 10° ; 俯仰角校准范围为 $\pm 30^\circ$, 间隔为 5° 。

定义压力系数 $C_p = (P_s - P) / (P_t - P_s)$, P 为探针校准时测得的压力, P_s 为来流静压, P_t 为来流总压。图 2 和图 3 分别为来流马赫数 $Ma=0.5$ 下圆柱单孔探针和楔顶单孔探针压力系数随来流偏转角、俯仰角的变化。可见, 圆柱单孔探针和圆柱单孔探针压力系数有很大不同, 不同俯仰角下同一探针的压力系数随偏转角的变化不同, 但沿气动中心基本对称。

对圆柱单孔探针同一俯仰角、不同偏转角下的压力系数采用二次多项式拟合, 可得到此俯仰角下压力系数的极值, 对应的偏转角位置为气动中心, 其压力极值为 P_{amax} ; 压力系数 $C_p = 1$ 时所处的偏转角位置, 定义为静压角, 因为在该角度位置探针测得的压力等于静压。

对楔顶单孔探针同一俯仰角、不同偏转角下的压力系数采用二次多项式拟合, 可得到此俯仰角下压力系数的极值, 对应的偏转角位置为其气动中心, 压力极值为 P_{bmax} 。定义总压系数和俯仰

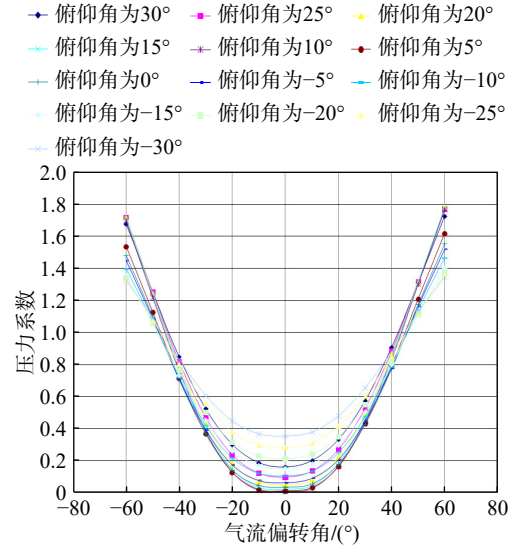


图 2 马赫数为 0.5 的圆柱单孔探针压力系数

Fig. 2 Pressure coefficients of cylinder probe at Mach number of 0.5

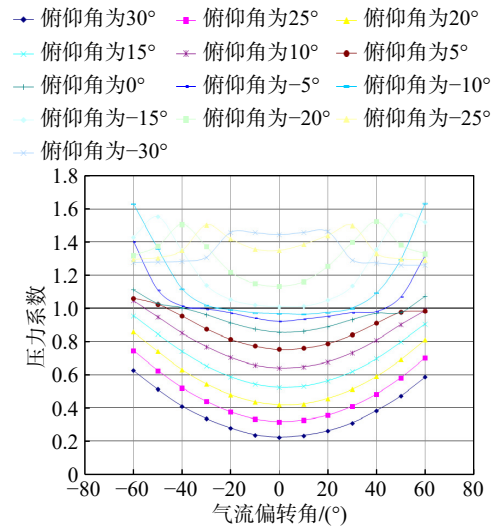


图 3 马赫数为 0.5 的楔顶单孔探针压力系数

Fig. 3 Pressure coefficients of tip-wedged probe at Mach number of 0.5

系数如下:

$$\kappa_{Pt} = (P_{amax} - P_t) / (P_t - P_s) \quad (1)$$

$$\kappa_\gamma = (P_{bmax} - P_s) / (P_t - P_s) \quad (2)$$

对不同马赫数、不同俯仰角下的校准数据采用上述处理方法, 可得到图 4~图 6 所示的校准曲线, 即静压角 γ 和来流马赫数 Ma 与俯仰角 α_{Ps} 的关系 $\alpha_{Ps} = \alpha_{Ps}(Ma, \gamma)$ 、总压特性 $\kappa_{Pt}(Ma, \gamma)$ 和俯仰特性 $\kappa_\gamma(Ma, \gamma)$ 。图 5 表明, 因圆柱单孔探针测压孔靠近圆柱顶部, 在 10° 俯仰角时, 才能测准总压。

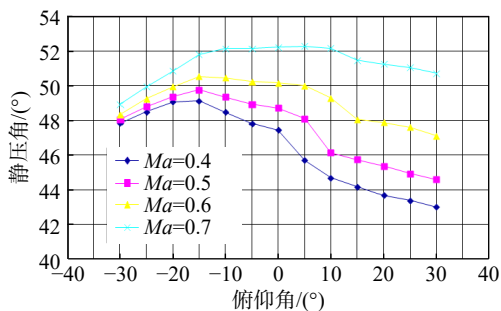


图4 静压角与马赫数和俯仰角的关系

Fig. 4 Relationship between static pressure angle and Mach number and pitch angle

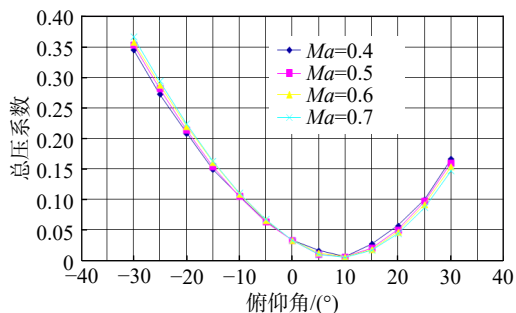


图5 总压系数和马赫数和俯仰角的关系

Fig. 5 Relationship between total pressure coefficient and Mach number and pitch angle

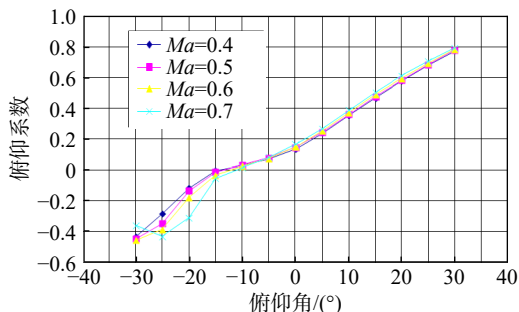


图6 俯仰系数与马赫数和俯仰角的关系

Fig. 6 Relationship between pitch coefficient and Mach number and pitch angle

2 组合探针测量数据处理方法

压气机级间测量结束后, 分别将圆柱单孔探针和楔顶单孔探针在不同角度位置各自获得的级间压力数据, 进行锁相平均, 数据处理方法如下:

1) 由圆柱单孔探针在不同角度位置测得压力值, 如图7所示, 采用二次多项式拟合可求得 P_{amax} 和气动中心即偏转角 α , 用同样的方法可求得圆柱单孔探针的 P_{bmax} 。

2) 给定迭代初始值 $Ma=0.5$ 和俯仰角 $\gamma=0$ 。

3) 据图4校准曲线 $\alpha_{Ps}(Ma, \gamma)$ 得到静压角 α_{Ps} 。

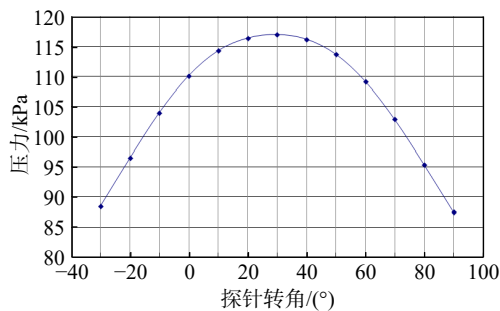


图7 同相点锁相平均压力随探针角度变化

Fig. 7 Variation of phase-locked averaged pressure at the same phase point with probe angle

4) 在图7中, 根据 α 和 α_{Ps} 求得 P_s 。

5) 由图5校准曲线 $\kappa_{Pt}(Ma, \gamma)$ 插值得到 κ_{Pt} 。

6) 由 P_{amax} 、 P_s 和 κ_{Pt} 据式(1)求出总压 P_t 。

7) 由 P_{amax} 、 P_s 和 P_t 利用式(2)计算 κ_γ 。

8) 据图6校准曲线 $\kappa_\gamma(Ma, \gamma)$ 算得俯仰角 γ 。

9) 重新计算马赫数, 计算残差 ΔMa 和 $\Delta \gamma$ 。

10) 如果 $\Delta Ma > 0.01$ 或者 $\Delta \gamma > 0.1$, 重复3)至10)步; 否则, 结束循环迭代计算。

3 测试技术验证试验装置及测试系统

为了验证本文发展的组合探针三维流场测量技术, 并获得级间匹配设计急需的三维流场数据, 详细测量了某小型3.5级跨声轴流压气机低转速下最高效率点的第3级转子出口流场。图8为压气机级间测量布置示意图, 图中IGV为进口导叶, S1、S2、S3为第1、2、3级静子, R1、R2、R3为第1、2、3级转子。单支探针完全插入压气机级间, 堵塞比约为0.3%。

如图8所示, 圆柱单孔探针和楔顶单孔探针在第3级压气机级间安放, 轴向和径向位置相同,

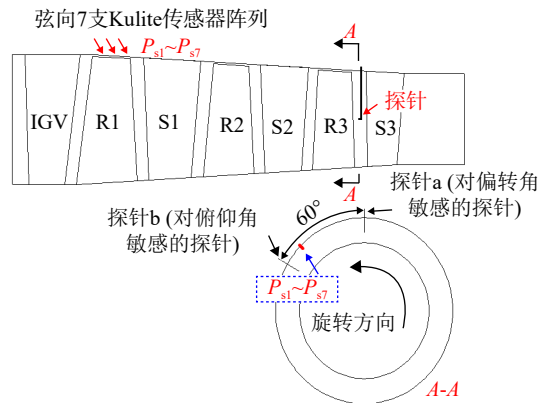


图8 压气机级间测量布置示意图

Fig. 8 Schematic diagram of compressor stage measurement layout

周向位置相位差 60° 。探针安装在高精度位移机构内, 可控制探针沿探针轴线方向移动和转动, 其线误差小于 0.01 mm , 角度误差小于 0.1° 。从叶根到叶尖共布置 8 个测量站, 叶尖和叶根区域加密, 各布置 3 个测量站, 间距约为 7% 叶高。图 9 定义了相对于压气机轴线方向的探针旋转角度位置, 在每个径向测量站, 两支探针同时各自旋转 11 个角度, 即从 -10° 至 90° , 间隔为 10° , 分别测量同一位置流场。图 9 中 w 表示相对速度, c 表示绝对速度, u 表示牵连速度 (即转子转速)。

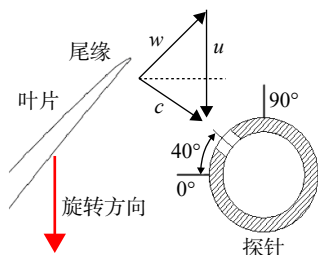


图 9 探针相对转子轴向的角度位置

Fig. 9 Angular position of probe relatively to rotor axis

采用高速数据采集系统同时对两支探针的动态压力传感器信号进行采集, 采样频率为 1 MHz , 同步记录转速和锁相信号。采集板卡测量精度为 0.01% FS (full scale, 满量程), 经过校准的传感器测量精度为 0.1% FS, 信号放大器增益误差为 0.01% FS, 数据采集综合极限误差为 0.1% FS。采集方式包括连续采集和同步锁相触发采集两种, 锁相信号由测量压气机转速的传感器提供, 每转产生一个脉冲。

本文搭建的组合高频压力探针测量系统与文献 [18] 采用的基本相同, 文献 [18] 给出了高频压力探针测量误差的分析方法, 参照该方法, 组合高频压力探针测量总压、静压、马赫数和气流方向的极限误差分别为 0.94% 、 3% 、 3.4% 和 1.8° 。

4 第3级转子出口三维流场测量结果

图 10 为组合探针测得的整个转子出口气流俯仰角分布, 可明显分辨出 65 个叶片尾迹。图 11 为图 10 中 6.5 个叶片通道出口的结果, 由于吸力面附面层受到径向离心力的影响, 存在径向潜移, 尾迹区域气流俯仰角比叶片通道中部大。叶尖局部区域气流俯仰角为负值, 这应该与叶尖泄漏流有一定关系。

图 12 为 6.5 个叶片通道出口气流偏转角分布, 绝大部分区域气流偏转角处于 $24^\circ \sim 28^\circ$ 之间。叶

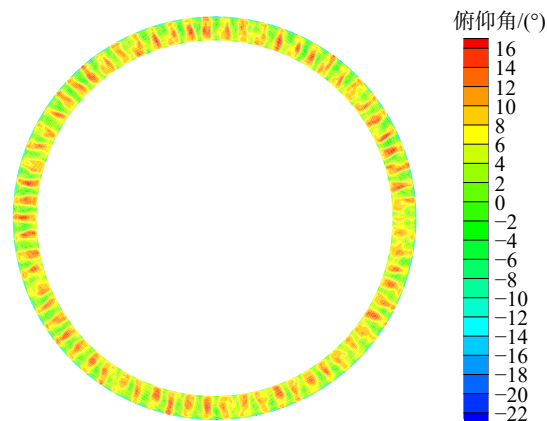


图 10 组合探针测得第3级级间俯仰角云图

Fig. 10 Contours of pitch angle at exit of 3rd rotor measured by combined probe

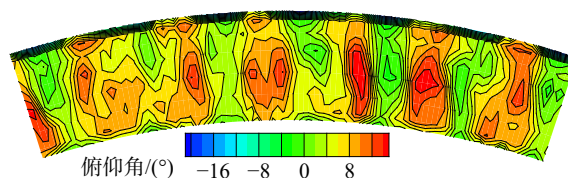


图 11 组合探针测得第3级级间俯仰角云图(局部)

Fig. 11 Contours of pitch angle at exit of 3rd rotor measured by combined probe (part)

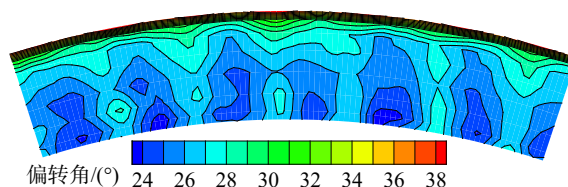


图 12 组合探针测得第3级级间偏转角云图

Fig. 12 Contours of yaw angle at exit of 3rd rotor measured by combined probe

片尾迹区气流偏转大于通道主流。在 $85\% \sim 100\%$ 叶高范围, 气流偏转超过 30° , 靠近机匣内壁区气流偏转角超过 36° , 表明尖区流动过转严重。

图 13~图 15 是组合探针和圆柱单孔探针分别测得的转子出口总压、静压和马赫数分布, 圆柱单孔探针的数据处理方法参见文献 [18]。与圆柱单孔探针测得的结果相比, 组合探针测得的叶片通道下半叶高流场的总压明显较高、静压略低、马赫数明显较高, 上半叶高流场总压、马赫数分布相近小, 但在近机匣吸力面角区组合探针测得的静压较高, 这与文献 [3] 在转子出口测得的分布规律一致。

圆柱单孔探针测量二维流场的数据处理方法是基于 0° 来流俯仰角下的校准数据, 没有考虑实际被测流场气流俯仰角不为 0° 的情况。本文提

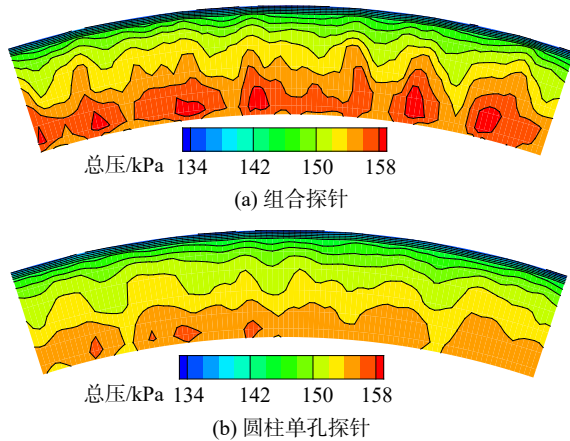


图13 第3级转子出口总压云图

Fig. 13 Contours of total pressure at exit of 3rd rotor

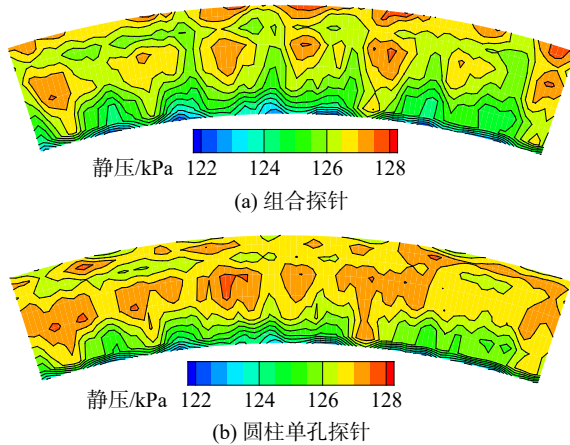


图14 第3级转子出口静压云图

Fig. 14 Contours of static pressure at exit of 3rd rotor

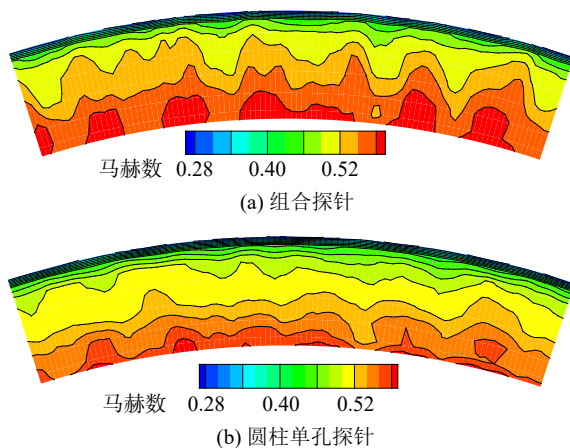


图15 第3级转子出口马赫数云图

Fig. 15 Contours of Mach number at exit of 3rd rotor

出的组合探针测量三维流场的方法考虑了俯仰角对总压、静压、马赫数测量的影响,其测得的总压、静压、马赫数分布原理上比圆柱单孔探针测得的分布更为合理、准确。

组合探针测得的转子叶片尾迹比较明显,与相同叶高位置的主流区相比,尾迹区总压、静压和马赫数都较低。在85%叶高至机匣内壁的范围内流场总压、马赫数均明显低于下半叶高流场总压、马赫数;在距机匣5%叶高范围内的流场,总压和马赫数更低,表明尖区流动损失和堵塞很大。

叶根吸力面角区总压、静压和马赫数较低,是受到叶根吸力面角区二次流的影响,和同叶高的通道主流区相比,流动损失和堵塞较大。

对组合探针和圆柱单孔探针测得的动态数据沿各个叶高周向做质量加权平均,可得图16~图20所示的气流偏转角、俯仰角、静压、总压、马赫数

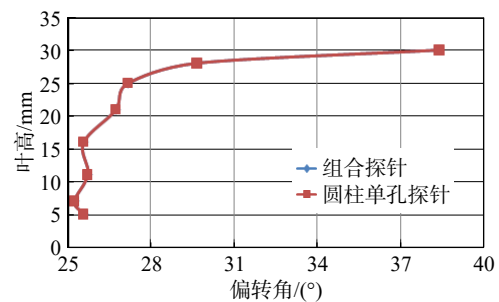


图16 圆柱单孔探针与组合探针测得偏转角沿叶高分布

Fig. 16 Spanwise variation of yaw angles measured by cylinder probe and combined probe

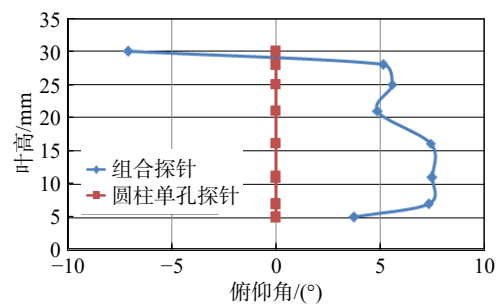


图17 圆柱单孔探针与组合探针测得俯仰角沿叶高分布

Fig. 17 Spanwise variation of pitch angles measured by cylinder probe and combined probe

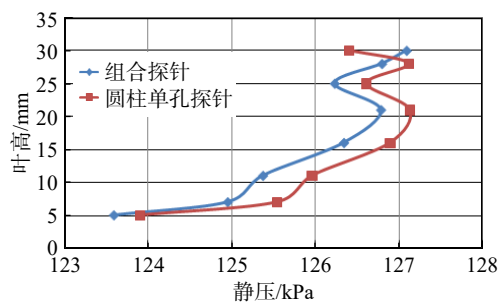


图18 圆柱单孔探针与组合探针测得静压沿叶高分布

Fig. 18 Spanwise variation of static pressure measured by cylinder probe and combined probe

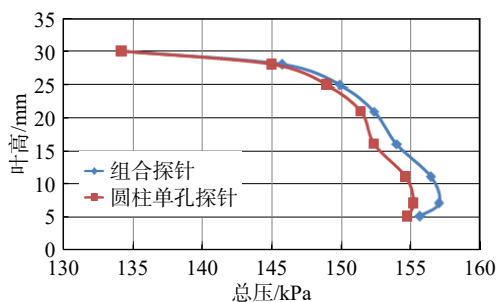


图 19 圆柱单孔探针与组合探针测得总压沿叶高分布
Fig. 19 Spanwise variation of total pressure measured by cylinder probe and combined probe

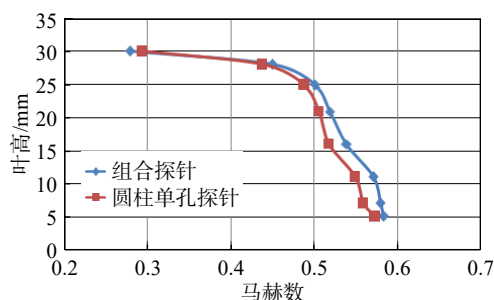


图 20 圆柱单孔探针与组合探针测得马赫数沿叶高分布
Fig. 20 Spanwise variation of Mach number measured by cylinder probe and combined probe

沿叶高的分布。图 16 表明组合探针和圆柱单孔探针测得的偏转角是相同的, 和其他叶高区相比, 叶尖区偏转角明显偏大。

图 17 表明叶尖区具有绝对值较大的负俯仰角, 前文表明这与叶尖泄漏流下洗有关, 也应受到压气机机匣内壁形状的影响, 如图 8 所示, 该机匣内流道向内收缩, 会造成负的气流俯仰角。图 17 表明叶根区有正的气流俯仰角, 也与该压气机轮毂壁面向外扩张、造成附近气流抬升有关。

圆柱单孔探针测量二维流场方法不能测得气流俯仰角, 该方法处理测量数据时认定气流俯仰角是 0° 。图 4 表明不同马赫数、不同俯仰角下圆柱单孔探针的静压角是不同的, 圆柱单孔探针在测量气流俯仰角不是 0° 的流场时, 测得的静压就会有误差。组合探针可测得气流俯仰角, 这直接造成圆柱单孔探针测得的静压与组合探针测得的静压有较大差异, 尤其在尖部存在三维复杂流动、气流俯仰角绝对值较大的位置, 如图 17 所示。在大部分叶高区域里, 圆柱单孔探针测得总压、静压、马赫数与组合探针测得分布相近, 但总压普遍较低、静压较高、马赫数普遍较低, 见图 18~图 20。

为清楚描述组合探针和圆柱单孔探针测量结

果的差异, 定义测量相对偏差为圆柱单孔探针测量结果与组合探针测量结果的差和组合探针测量结果的比。如图 21 和图 22 所示, 在主流区, 圆柱单孔探针测得总压偏低 $0.5\% \sim 1.2\%$, 静压偏高 $0.2\% \sim 0.5\%$, 造成马赫数偏低 $2\% \sim 4\%$, 测量偏差值主要与当地的气流马赫数和俯仰角有关。

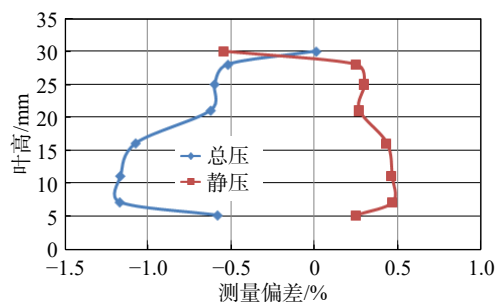


图 21 圆柱单孔探针测量总压和静压偏差沿叶高分布
Fig. 21 Spanwise variation of total and static pressure deviations measured by cylinder probe

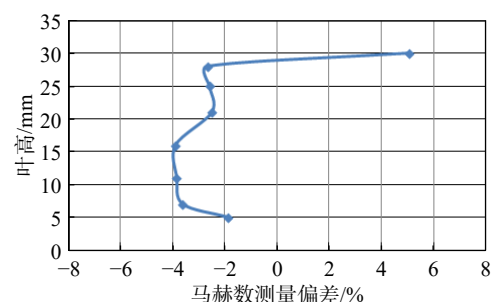


图 22 圆柱单孔探针测得马赫数偏差沿叶高分布
Fig. 22 Spanwise variation of Mach number deviation measured by cylinder probe

组合探针在该工况下测得的结果表明, 压气机级间匹配不够理想, 85% 叶高至机匣内壁区域, 与下半叶高相比, 总压和马赫数明显较低, 特别是 85% 叶高至机匣之间的范围, 气流堵塞严重, 气流过转较为明显。这些测量结果为优化该压气机级间匹配指明了方向, 验证了该组合高频压力探针测量技术的工程应用价值。

5 结 论

本文提出一种组合高频压力探针测量压气机级间三维动态流场的方法, 应用于某小型跨声速多级轴流压气机转子出口流场测量, 并与圆柱单孔动态压力探针测量结果进行比较, 主要结论如下:

1) 相对于其他测量三维流场动态压力的探针, 本文的组合高频压力探针具有尺寸小、空间分辨率高、频响快、测量范围宽、对被测流场干扰小、能

测量小型压气机级间流场参数动态变化的特点。

2) 提出了组合高频压力探针的校准及数据处理方法、小型压气机级间三维周期性流场动态测量方法、组合高频压力探针测量数据处理方法,建立了探针位移、数据采集、锁相、测量控制等软硬件系统,在某小型跨声速多级压气机第 3 级级间完成了三维动态流场测量技术的验证。

3) 圆柱单孔探针测量俯仰角不为 0° 的三维流场时,测得总压偏低,测得静压、马赫数有一定误差,测得的气流偏转角与组合探针测得的数据相同。

4) 与二维动态压力探针测量技术相比,本文发展的组合高频压力探针测量技术能测量气流俯仰角,测得的总压、静压和马赫数更准确,能更全面反映压气机级间三维流动特征,为小型跨声速多级轴流压气机流场诊断提供了一套有效的三维动态测量手段。

参考文献:

- [1] MA Hongwei, JIANG Haokang. Three-dimensional turbulent flow of the tip leakage vortex in an axial compressor rotor passage[R]. ASME 2000-GT-503, 2000.
- [2] MA Hongwei, WEI Wei, OTTAVY X. Experimental investigation of flow field in a laboratory-scale compressor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(1): 31-46.
- [3] MA Hongwei, JIANG Haokang. Three-dimensional turbulent flow field downstream of a single-stage axial compressor rotor[R]. ASME 2000-GT-499, 2000.
- [4] MA Hongwei, ZHANG Jun, ZHANG Jinghui, et al. Experimental study of effects of grooved tip clearances on the flow field in a compressor cascade passage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(5): 051012.1-051012.12.
- [5] PERSICO G, GAETANI P, GUARDONE A. Design and analysis of new concept fast-response pressure probes[J]. *Measurement Science and Technology*, 2005, 16(9): 1741-1750.
- [6] GEORGAKIS C, BENNETT I, IVEY P C. Fast response probes measuring unsteady flows in high-speed research compressors[R]. ASME GT2003-38160, 2003.
- [7] PFAU A, SCHLIENGER J, KALFAS A I, et al. Unsteady, 3-dimensional flow measurement using a miniature virtual 4 sensor fast response aerodynamic probe (FRAP)[R]. ASME GT2003-38128, 2003.
- [8] BROUCKAERT J F. Fast response aerodynamic probes for measurements in turbomachines[J]. *Journal of Power and Energy*, 2007, 221(6): 801-813.
- [9] 蒋浩康, 李雨春, 张洪, 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 Haokang, LI Yuchun, ZHANG Hong, 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. (in Chinese)
- [10] 李雨春, 蒋浩康. 圆柱单孔高频压力探针测量高亚音速二维周期流场的方法[J]. *航空动力学报*, 1992, 7(2): 164-166.
LI Yuchun, JIANG Haokang. A method for measuring high-subsonic two-dimensional periodic flow field using a single-hole high-response cylindrical pressure probe[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1992, 7(2): 164-166. (in Chinese)
- [11] 蒋浩康, 李雨春, 赵全春, 等. 高速多级风扇转子后流场测量[J]. *航空动力学报*, 1992, 7(2): 159-163.
JIANG Haokang, LI Yuchun, ZHAO Quanchun, et al. Rotor exit flow measurements in a high-speed multistage fan[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1992, 7(2): 159-163. (in Chinese)
- [12] JIANG H K, LI Y C, XU L. A two-inclined-hole high frequency pressure probe for measurements of three-dimensional periodic flow field in turbomachines[R]. Beijing: International Conference on Fluid Dynamic Measurement and Its Applications, 1989.
- [13] 马宏伟, 蒋浩康. 压气机不同状态下转子出口三维紊流流场[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(3): 268-272.
MA Hongwei, JIANG Haokang. 3D turbulent flow at compressor rotor exit under different flow conditions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(3): 268-272. (in Chinese)
- [14] 马宏伟, 蒋浩康. 压气机转子出口流场的发展及三维紊流特性[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(2): 113-118.
MA Hongwei, JIANG Haokang. Development of three-dimensional turbulent flow field at exit of an axial compressor rotor passage[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(2): 113-118. (in Chinese)
- [15] 马宏伟, 蒋浩康, 董玉玺. 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.
MA Hongwei, JIANG Haokang, DONG Yuxi. Three-dimensional mean flow at both inlet and exit of an isolated axial compressor rotor passage in different conditions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(2): 119-123. (in Chinese)
- [16] 马宏伟, 蒋浩康. 速度梯度、近壁效应和 Re 数对压力探针测量误差的影响[J]. *航空动力学报*, 1995, 10(4): 337-342.
MA Hongwei, JIANG Haokang. Effects of velocity gradient, wall-proximity and Reynolds number on measuring errors of pressure probes[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1995, 10(4): 337-342. (in Chinese)
- [17] 李井洋, 马宏伟, 贺象. 楔顶双孔探针测量跨声速多级压气机转子出口三维动态流场的方法[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(10): 2262-2268.
LI Jingyang, MA Hongwei, HE Xiang. Method of measuring 3-D unsteady flow at exits of transonic compressor rotor passage using a two-hole tip-wedge pressure probe[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(10): 2262-2268. (in Chinese)
- [18] 马宏伟, 贺象, 单晓明, 等. 一种测量跨音速多级压气机转子出口二维流场的方法[J]. *推进技术*, 2013, 34(6): 754-759.
MA Hongwei, HE Xiang, SHAN Xiaoming, et al. A method of measuring 2D flow-field at rotor exits of transonic multistage compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(6): 754-759. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)