

文章编号:1000-8055(2012)10-2262-07

楔顶双孔探针测量跨声多级压气机转子出口 三维动态流场的方法

李井洋^{1,2}, 马宏伟¹, 贺 象¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 发展了 1 种楔顶圆柱双孔高频压力探针测量三维动态流场的方法,并应用于某跨声速多级轴流压气机转子出口流场测量.该探针测量方法基于 4 孔针测量原理,通过旋转探针在 3 个角度测量的方法实现,并采用最小二乘拟合方法对探针气动校准数据进行处理,对拟合误差进行优化,得到最佳拟合阶次,进而获得精度较高的求解流场参数的近似函数.相比国内外同类探针,该楔顶圆柱双孔高频压力探针尺寸小、频响快、测量范围宽、测量精度高.借助高速锁相数据采集技术,利用该探针测量了某跨声速多级压气机转子出口三维动态流场,测量结果反映了该转子流动特征,提供了转子出口气流偏转角、俯仰角、总压、马赫数分布,并为优化压气机级间匹配指明了方向,为压气机流场诊断提供了一套行之有效的测量手段,验证了该高频压力探针测量技术的工程应用价值.

关 键 词: 跨声速多级轴流压气机; 级间测量; 高频压力探针; 误差分析; 三维流场

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Method of measuring 3-D unsteady flow at exits of transonic compressor rotor passages using a two-hole tip-wedge pressure probe

LI Jing-yang^{1,2}, MA Hong-wei¹, HE Xiang¹(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines Thermo-dynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China;2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: A method of measuring 3-D (three-dimensional) dynamic flow field with a two-hole fast-response tip-wedged cylindrical pressure probe has been developed and applied in a transonic multistage axial compressor. The measuring method was based on the four-hole pneumatic probe and realized by rotating the probe at three angular positions. The least square fitting method was used to process the calibration data and the optimal fitting order was determined through optimizing the fitting error. In this way, the approximate functions of the flow parameters with higher accuracy were obtained. The probe is characterized by

收稿日期: 2012-02-29

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2262_009.html

基金项目: 国家自然科学基金(51161130525); 高等学校学科创新引智计划(B07009)

作者简介: 李井洋(1979—),男,辽宁本溪人,工程师,硕士,研究方向:叶片机实验及测试技术.

通讯作者: 马宏伟(1968—),男,山东苍山人,教授、博士生导师,博士,主要研究方向:叶轮机械气动热力学、测试技术.

small size, high frequency, wide measurement range and high measurement precision compared with other similar probes. The unsteady flow field at the exit of the rotor was measured utilizing phase locked technique. The measurement results reflect the flow features of the compressor rotor, providing distributions of flow yaw angle, pitch angle, total pressure and Mach number at the rotor exit, which is the key to optimize the stage performance. Therefore, it verifies the engineering application of this fast-response pressure probe measuring technique which can provide a feasible measurement method for the flow diagnoses in transonic multistage compressors.

Key words: transonic multistage axial compressor; inter-stage measurement; fast-response pressure probe; error analysis; 3-D (three-dimensional) flow field

提高压气机的负荷和效率、扩大稳定裕度一直是压气机设计的发展方向,这要求对其内部流动有更深入的认识.由于跨声速多级压气机转子出口流场具有强三维性、强非定常性,而且级间空间狭窄,测试现场往往存在振动、油雾等恶劣条件,很难采用 LDV(laser Doppler velocimeter), PIV(particle image velocimetry)等光学测量技术或热线技术,先进的高频压力探针技术,内置多个动态压力传感器,能测出转子出口总压、气流角、马赫数等动态参数,易于工程应用,是目前国外研究压气机动态流动的一种重要手段.

文献[1-3]对国外高频探针测试技术的早期研制、发展过程以及应用做了较全面的综述.近年来,国外许多学者致力于优化探针结构^[4]、提高高频压力探针的频响^[5]、减小探针头部尺寸以及提出新的测量方法^[6],并将高频探针应用于压气机以及涡轮级间参数的测量研究^[5,7].在国内,文献[8]研制了双斜孔和圆柱单孔高频压力探针,并测量了某单级压气机和某多级风扇设计状态下的转子出口流场^[9-11].文献[12-15]将圆柱单孔、楔顶双孔、圆锥 4 孔高频压力探针用于低速大尺寸压气机转子出口动态流场的测量,并研究了雷诺数、马赫数、速度梯度对这一系列探针测量误差的影响^[16].

尽管国内外一些研究机构将所研制的高频压力探针成功地应用于单级或多级压气机转子进/出口的动态流场测量,但是绝大部分仅限于实验室低速压气机情况,真正将高频压力探针应用于高速轴流航空压气机,特别是跨声多级轴流压气机级间三维动态流场测量的研究仍鲜有发表.测量三维动态流场,一般要求探针至少有 4 个压力感受孔,需要内置至少 4 个微型动态压力传感器,因而探头尺寸较大,容易对被测流场产生影响.针

对某跨声速多级轴流压气机转速高、级数多、叶片高度相对较小、测量环境恶劣等特点,本文研制了 1 种楔顶圆柱双孔高频压力探针,内置 2 个微型动态压力传感器,发展了相应的最小二乘拟合数据处理方法和测量技术,测得了该压气机第 1 级和第 2 级转子出口三维流场数据,验证了该高频压力探针测量技术的工程应用价值.

1 高频压力探针

1.1 探针结构

图 1 为本文研制的楔顶圆柱双孔高频压力探针,由支杆和探头两部分组成,直径分别为 8 mm 和 4.2 mm.在探针头部开有 2 个测压孔,直径为 0.5 mm,正孔开在圆柱面,斜孔开在楔顶斜面,空间分辨率为 3 mm.2 个 Kulite 传感器安装在头部,通过内部管线与测压孔相通.传感器测量精度为 0.2%,固有频率为 380 kHz,测量结果表明该探针频响超过 25 kHz.

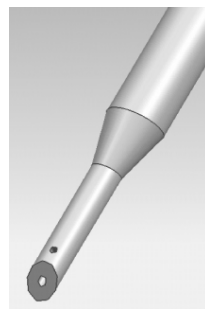


图 1 楔顶圆柱双孔高频压力探针外形
Fig. 1 Profile of the two-hole fast-response tip-wedged cylindrical pressure probe

1.2 测量原理

楔顶圆柱双孔高频压力探针测量三维流场的原理,是将探针绕自身轴线分别旋转 3 个角向位置进行测量,测得的组合数据等同于 1 个 4 孔压力探针的测量结果,如图 2 所示.测量时,先采集正孔压力 p_1 和斜孔压力 p_4 ,然后将探针向逆时针和顺时针方向各旋转 40° ,获得压力 p_3 和 p_2 .根据 4 孔气动探针测量原理,定义偏转角系数、俯仰角系数、总压系数、马赫数系数和静压系数,分别为 $K_\alpha, K_\beta, K_t, K_{Ma}$ 和 K_s ,如公式(1)

$$\begin{aligned} K_\alpha &= \frac{p_2 - p_3}{p_1 - p_m}; K_\beta = \frac{p_1 - p_4}{p_1 - p_m}; \\ K_t &= \frac{p_t - p_1}{p_1 - p_m}; K_{Ma} = \frac{p_1 - p_m}{p_1}; \\ K_s &= \frac{p_s - p_1}{p_1 - p_m}; p_m = \frac{p_2 + p_3}{2} \end{aligned} \quad (1)$$

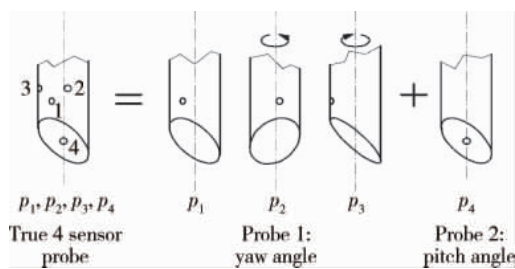


图 2 楔顶圆柱双孔高频压力探针测量原理^[4]

Fig. 2 Measurement principle of two-hole fast-response tip-wedged cylindrical pressure probe

1.3 探针气动校准

在北京航空航天大学高亚声校准风洞上进行了探针气动特性校准,获得不同校准偏转角、俯仰角和马赫数下由公式(1)定义的无量纲系数.偏转角校准范围为 $\pm 30^\circ$ (间隔 5°);俯仰角校准范围为 $\pm 20^\circ$ (间隔 5°);马赫数校准范围为 $0.3 \sim 0.8$ (间隔 0.1).图 3 为校准马赫数为 0.4 时的俯仰系数、马赫数系数和静压系数分布,偏转系数和总压系数在校准范围内比较平缓,在校准范围的边界处梯度略大.其他校准马赫数下的无量纲系数分布与图 3 相似,表明探针气动特性较好.

2 实验装置以及流场测量方法

实验在某跨声速多级轴流压气机上进行,测量了首级转子进、出口以及第 2 级转子出口动态三维流场,测量截面布置如图 4(a) 所示,图中

IGV 为进口导向叶片.该压气机最高转速为 16000 r/min ,本文仅给出了 90% 折合转速上共同工作点的第 2 级转子出口流场测量结果.

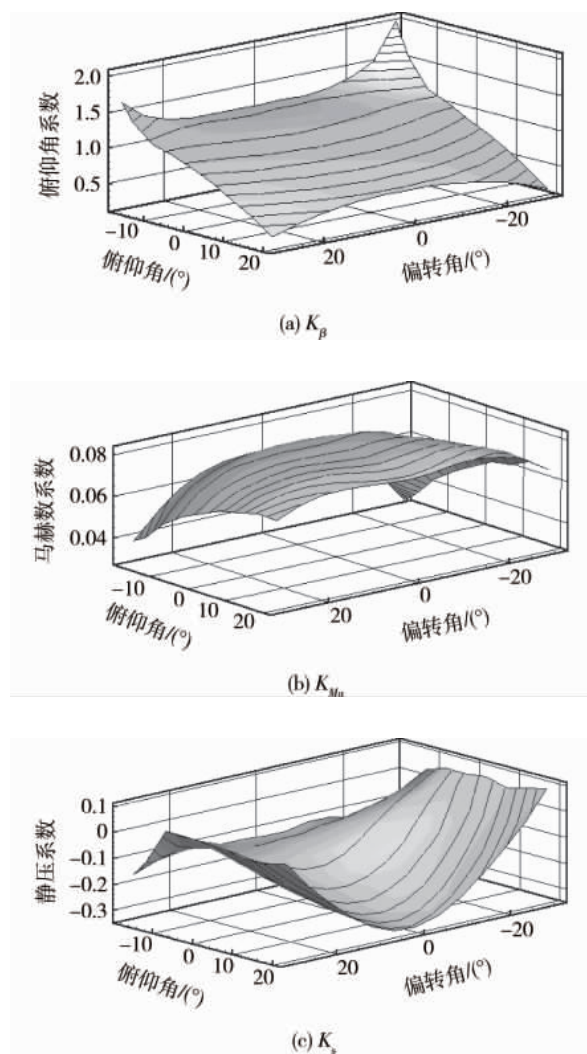


图 3 探针气动特性 ($Ma=0.4$)

Fig. 3 Aerodynamic performance of the fast-response pressure probe ($Ma=0.4$)

从叶根至叶尖径向至少测量 8 站,端壁至少加密测量 3 站,间距约 5% 叶高.实验前预先旋转探针,使正孔基本对准转子出口主流方向,如图 4(b) 所示,此时正孔轴线方向与压气机轴线夹角为 α_1 .在每个径向测量站,首先采集在该角度位置时 2 个感受孔的压力信号,然后以该角度位置为基准分别旋转 -40° 和 $+40^\circ$,采集相应的压力信号.

采用 NI-PXI 动态数据采集系统锁相采集 50 圈探针测量的压力信号,采样率为 500k .锁相采集触发信号由安装在压气机轴端的转速器提供,每转 1 圈产生 1 个触发.

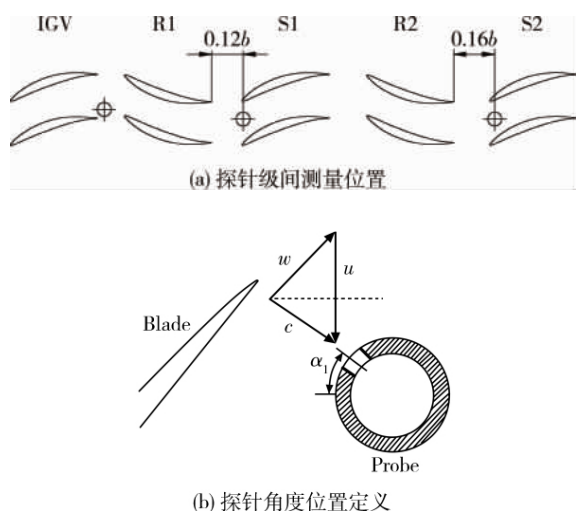


图 4 多级压气机高频压力探针测量方案

Fig. 4 Measurement layout of the fast-response pressure probe in a multistage compressor

3 数据处理

3.1 最小二乘拟合数据处理方法

由图 3 可知 α, β, Ma 分别是 K_α, K_β 和 K_{Ma} 的三元函数, 即 $\alpha = f_1(K_\alpha, K_\beta, K_{Ma})$ 等. 本文采用最小二乘拟合对探针校准数据进行处理, 以气流偏转角为例建立最小二乘拟合近似函数如下:

$$\alpha = \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^N C_{ijk} K_{Ma}^{k-1} K_\beta^{j-1} K_\alpha^{i-1} \quad (2)$$

其中 C_{ijk} 是待求解的多项式的系数, 按最小二乘原则确定, L, M, N 为拟合阶次. 同理, 可以得到其他参数的拟合函数. 近似函数确定后, 根据探针实测的流场压力, 用公式(1)可计算出 K_α, K_β 和 K_{Ma} , 然后代入近似函数, 即可求得偏转角、俯仰角、马赫数以及总压和静压.

3.2 拟合阶次的优化

在给定的拟合阶次下, 测量参数近似函数的拟合精度可以通过计算校准网格节点上的校准值与拟合值之间的误差的平方和获得. 分别计算 5 个参数近似函数的拟合精度, 然后求均方根, 即为此拟合阶次组合下的数据处理的综合误差. 通过计算多个阶次组合下的综合误差, 可知低阶次的拟合误差相对较大, 拟合阶次并不是越高越好, 综合误差最小值所对应的阶次组合即为最佳拟合阶次组合. 综合考虑马赫数对拟合阶次优化的影响之后, 最终选取 $L/M/N$ 为 6/5/4 的拟合阶次组合.

3.3 误差分析

3.3.1 数据处理误差

3.2 节已经给出了数据处理误差分析方法, 这里不再赘述. 考虑到被测流动马赫数约为 0.6 以及探针预偏转 α_1 , 实际探针感受到的来流偏转角在 $\pm 20^\circ$ 之内. 在该范围内, 探针的偏转角误差为 $\Delta\alpha = \pm 0.2^\circ$, 俯仰角误差为 $\Delta\beta = \pm 2^\circ$, 速度、总压系数和静压系数误差分别为 $\Delta V_x = \pm 0.58\%$, $\Delta V_r = \pm 1.79\%$, $\Delta V_\theta = \pm 1.35\%$, $\Delta K_t = \pm 0.043$, $\Delta K_s = \pm 0.062$. 此处速度误差以相对误差给出(相对于叶尖切向速度 $U_{tip} \approx 310 \text{ m/s}$), 总压系数和静压系数误差均为绝对误差.

3.3.2 校准误差

偏转角和俯仰角的校准误差取决于位移机构的控制精度, 该误差控制在 $\pm 0.05^\circ$ 范围之内. 校准风洞出口湍流度为 0.5%, 估算校准风洞的速度误差为 $\pm 0.87\%$.

3.3.3 信号采集误差

气动稳态校准时, 出于保护传感器的目的, 探头先不封装传感器, 通过管线引出, 连接至高精度稳态压力传感器. 因而, 实际探针测量时, 输出的压力信号包含了前端压力传感器的测量误差和后端信号采集、信号调理的误差. 动态压力传感器的非线性迟滞精度为 0.1% FS, 信号放大器增益误差为 0.01%, 板卡的测量精度为 0.05% FS, 综合起来误差为 0.11% FS.

由于要使用 4 个压力值计算无量纲系数, 每个压力值均可能包含上述误差. 将所有的压力误差组合, 带入 2 孔针数据处理程序, 即可得由信号采集误差传递给流场测量参数的误差, 分别为 $\Delta\alpha = \pm 0.4^\circ$, $\Delta\beta = \pm 1.2^\circ$, $\Delta V_x = \pm 0.63\%$, $\Delta V_r = \pm 1.43\%$, $\Delta V_\theta = \pm 1.79\%$, $\Delta K_t = \pm 0.023$, $\Delta K_s = \pm 0.03$.

3.3.4 探针安装误差

探针安装在位移机构上以及位移机构安装在机匣上时均存在安装误差, 其中角度误差略大, 为 $\pm 1^\circ$. 位移机构旋转探针时, 也存在角度控制误差, 一般处于 $\pm 0.05^\circ$ 范围之内. 因而探针角度综合误差为 $\pm 1^\circ$, 进而给 3 个方向速度带来的误差分别为: $\Delta V_x = \pm 0.97\%$, $\Delta V_r = \pm 1.31\%$, $\Delta V_\theta = \pm 0.58\%$, 角度误差对于总压系数和静压系数影响很小, 可以忽略.

3.3.5 楔顶圆柱双孔高频压力探针测量误差

前面讨论了 4 种相互独立的会给探针测量精

度带来较大影响的随机误差,测量参数的综合极限误差由表 1 中 δ 给出.假设误差服从正态分布,那么可以定义极限误差 $\delta=3\sigma$,从而定义了在某

一置信区间内探针的测量误差大小,即误差分布.表 1 给出了 68% 和 95% 置信区间各测量参数的误差大小.

表 1 楔顶圆柱双孔高频压力探针测量误差

Table 1 Measurement errors of the two-hole fast-response tip-wedged cylindrical pressure probe

$\delta/\%$	$\Delta\alpha/(^{\circ})$	$\Delta\beta/(^{\circ})$	$\Delta V_x/\%$	$\Delta V_r/\%$	$\Delta V_{\theta}/\%$	ΔK_t	ΔK_s
	1.10	2.33	1.36	2.64	2.32	0.05	0.07
68	0.37	0.78	0.45	0.88	0.77	0.02	0.02
95	0.71	1.52	0.88	1.72	1.51	0.03	0.04

4 实验结果

图 5 为第 2 级转子出口整圈偏转角分布,图中明显可以分辨出 53 个转子叶片的尾迹,叶根尾迹的气流偏转较大,且影响范围也比较大,叶中和叶尖区域气流偏转较小.

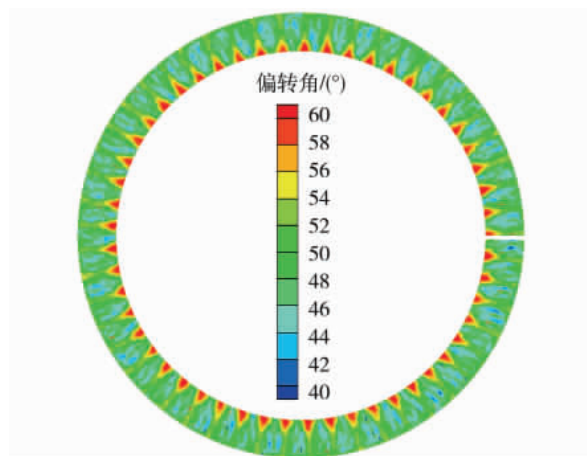


图 5 第 2 级转子后整圈偏转角分布

Fig. 5 Contour of yaw angle in a whole annulus at the exit of the second compressor rotor

图 6 为局部 4 个叶片通道的气流偏转角分布,实线标出了叶片尾迹位置.由于该压气机工况下转子叶片通过频率为 12.7 kHz,该测量结果清晰表明转子叶片尾迹和主流,证明探针频响超过 25 kHz,气流偏转角超过 55° 的叶根尾迹区影响范围达到 50% 栅距和 30% 叶高.压力面气流偏转略低,约为 44°;吸力面(SS)气流偏转 50° 左右.压力面(PS)偏转角变化梯度比吸力面明显,这与压气机转子出口流动的一般规律相符.

图 7 为第 2 级转子出口俯仰角分布,通道绝大部分区域气流俯仰角均小于 0°,这是因为该压气机流道是近似的等内径收缩.由于吸力面附面

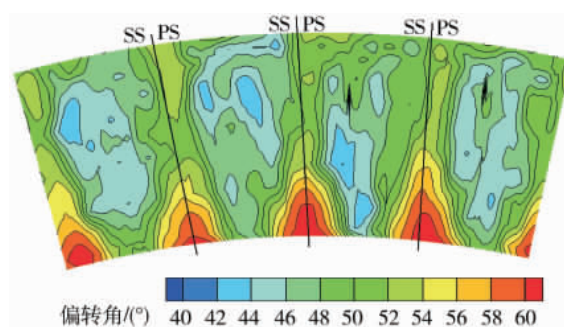


图 6 第 2 级转子后偏转角分布

Fig. 6 Contour of yaw angle at the exit of the second compressor rotor

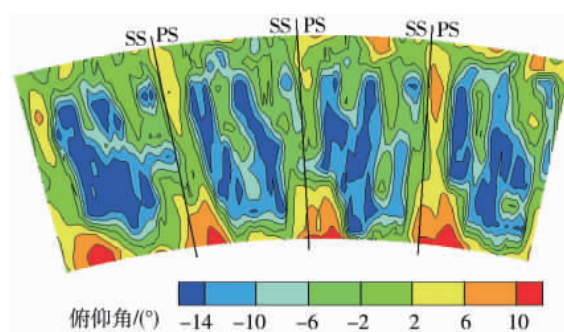


图 7 第 2 级转子后俯仰角分布

Fig. 7 Contour of pitch angle at the exit of the second compressor rotor

层受到径向离心力的影响,附面层存在径向潜移,尾迹区域气流俯仰角比叶片通道主流区的大,气流俯仰角均大于 0°,叶根处甚至超过 10°.叶尖局部区域气流俯仰角较大,这应该与叶尖非常常泄漏流有一定关系.

图 8 为转子出口马赫数分布,在 85% 叶高至机匣的叶尖区域,马赫数相对较小,为 0.55 左右;在 20% 至 85% 叶高,绝大部分区域马赫数大于 0.64,压力面附近马赫数超过 0.7;叶根压力面马赫数同样超过 0.7,吸力面则相对较低.

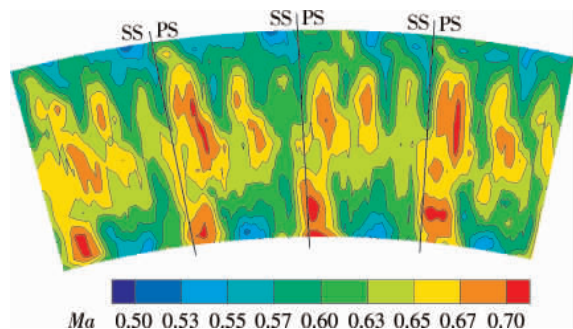


图 8 第 2 级转子后马赫数分布

Fig. 8 Contour of Mach number at the exit of the second compressor rotor

图 9 为轴向马赫数分布,叶中轴向马赫数较高,特别是压力面一侧超过 0.46,吸力面附近略低,这表明叶中流通能力好;叶尖轴向马赫数略低;叶根轴向马赫数过低,周向影响范围超过 50% 栅距,这表明叶根堵塞比较严重。

图 10 为第 2 级转子出口总压比分布,总体来看,上半叶高压比较高,尖区次之,根部压比较低。

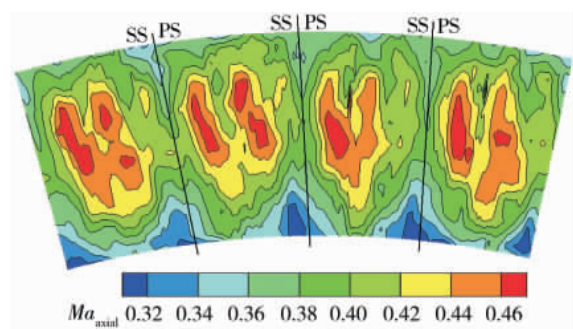


图 9 第 2 级转子后轴向马赫数分布

Fig. 9 Contour of the axial Mach number at the exit of the second compressor rotor

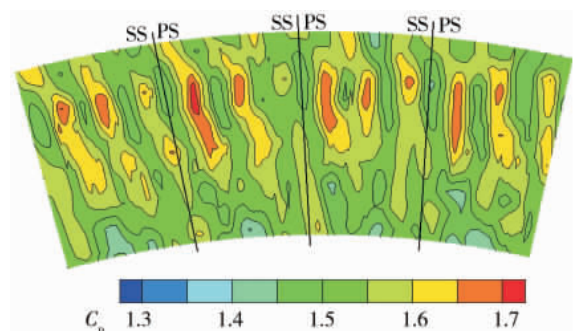


图 10 第 2 级转子后总压系数分布

Fig. 10 Contour of the total pressure coefficient at the exit of the second compressor rotor

要注意的是,图 6 和图 7 显示叶根尾迹区的气流角很大,图 9 显示叶根尾迹堵塞很大,这表明叶根吸力面角区可能存在分离,其周向和径向影

响范围分别达到 50% 栅距、30% 叶高。

5 结 论

本文发展了 1 种楔顶圆柱双孔高频压力探针测量三维动态流场的方法,并应用于某跨声速多级轴流压气机转子出口流场测量,主要结论有:

1) 研制的楔顶圆柱双孔高频压力探针尺寸小、空间分辨率高、频响快、测量范围宽、气动特性好,探针动态频响超过 25 kHz;

2) 采用最小二乘拟合处理双孔探针校准数据,通过拟合误差优化找到了最佳拟合阶次组合,得到了精度较高的计算流场参数的近似函数,建立了该探针的数据处理方法;

3) 误差分析结果表明,该探针具有较高的测量精度,气流偏转角测量误差小于 1.1° ,俯仰角测量误差小于 2.4° ;轴向、径向和切向 3 个方向的速度测量误差分别为 1.4%、2.7% 和 2.4%;

4) 测量结果反映了该压气机转子流动特征,验证了楔顶圆柱双孔高频压力探针测量技术,为跨声速多级轴流压气机流场诊断提供了一套有效的测量手段。

参考文献:

- [1] Kupferschmied P, Köppel P, Gizzi W, et al. Time-resolved flow measurements with fast-response aerodynamic probes in turbomachines[J]. Measurement Science Technology, 2000, 11(7): 1036-1054.
- [2] Ainsworth R W, Miller R J, Moss R W, et al. Unsteady pressure measurement[J]. Measurement Science Technology, 2000, 11(7): 1055-1076.
- [3] Sieverding C, Arts T, Denos R, et al. Measurement techniques for unsteady flows in turbomachines[J]. Experiments in Fluids, 2000, 28(4): 285-321.
- [4] 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.
- [5] Georgakis C, Bennett I, Ivey P C. Fast response probes measuring unsteady flows in high-speed research compressors[R]. ASME GT2003-38160, 2003.
- [6] 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.
- [7] Brouckaert J F. Fast response aerodynamic probes for measurements in turbomachines[J]. Journal of Power and Energy, 2007, 221(6): 801-813.
- [8] 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)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 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[C] // SHEN Xiong, SUN Xijiu. Proceedings of International Conference on Fluid Dynamic Measurement and its Applications, D-9. Beijing: Interational Academic Publishers, 1989: 428-434.
- [12] 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)
- nese)
- [13] 蒋浩康, 马宏伟. 压气机转子三维紊流流场[J]. 航空动力学报, 1998, 19(3): 287-292.
- JIANG Haokang, MA Hongwei. Three-dimensional turbulent flow field of axial compressor rotor passage[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 19(3): 287-292. (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, 2000, 15(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, 2000, 15(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)