

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

北京航空航天大学 李雨春* 蒋浩康

【摘要】 本文详细介绍了作者发展的圆柱单孔高频压力探针测量高亚音速二维周期性流场的方法。该方法简化了压缩性影响的修正, 测量时置探针于九个方位角。它已被成功地应用于单、多级高速压气机转子出口流场的测量。

一、前 言

高频压力探针的头部尺寸和结构型式主要取决于所用传感器的大小、数量和测量对象。作者为叶轮机级间测量发展了一个系列共四种高频压力探针, 即测量二维流场用的圆柱单孔探针^[1]和圆柱三孔针^[2], 测量三维流场用的双斜孔针^[3]和圆锥四孔针。相比之下, 仅用一个高频压力传感器的圆柱单孔探针与其它高频压力探针相比, 尺寸最小、结构最简单、气动性能较好、对流场的干扰小、适合于安装在压气机叶排间等狭窄空间测量流场。除此之外, 这种探针的加工、校准和实时标定都可比其它探针容易做得好。由于在试验中需绕探针轴偏转多个角向位置进行测量, 这就要求探针位移机构电动控制, 最好由计算机将探针位移机构和数据采集系统联动控制, 以求实现高效测量。用该型探针多次成功地直接测量了中法合作单级压气机和某高速多级风扇第三级转子出口二维周期性流场。本文着重介绍这种探针的工作原理和数据处理方法。

二、校准和数据处理方法

作者研制的圆柱单孔高频压力探针的结构见文献 [1] 中图 1。整个探针为带有尖针形头部的直杆。受感部的直径为 2.1 和 2.8mm 两种。校准时, 将探针垂直于校准风洞安放, 在几个不同的马赫数下, 绕探针轴在 $\alpha = \pm 70^\circ$ 范围内偏转, 记录各方位时的感受压力或压力传感器的输出电压值。计算出考虑压缩性的每点的压力系数 $C_p(\alpha)$:

$$C_p(\alpha) = \frac{p^* - p(\alpha)}{\frac{1}{2} \rho V^2 / (k+1) \lambda^2 p^*} \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (1)$$

根据 (1) 式整理的数据见图 1。图线表明, 尽管马赫数已高达 0.8, 加工良好的圆柱探针仍有平滑的绕流压力分布, 从而可以认为, 圆柱探针并非一般认为的只能用于低速, 在高亚音速下同样有满意的性能。

在不同的 Ma 数下, 曲线散得比较开。为抵消 Ma 数的影响, 对 (1) 式引入 $\pi(\lambda)$ 项:

$$C_p(\alpha) = \frac{p^* - p(\alpha)}{\frac{k}{k+1} \epsilon(\lambda) \lambda^2 p^* f(\lambda)} \tag{2}$$

$i = 1, 2, \dots, m \quad , \quad n = 0.5 \sim 1$

重新整理过的校准数据见图 2。可见经过整理后的曲线归拢在一起了，这就可以用一改制过的校准曲线代替不同 Ma 数下的曲线族，大大简化了数据处理。

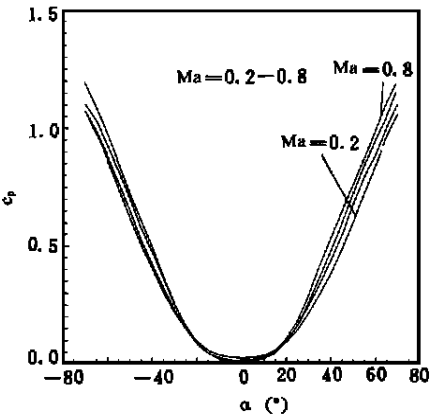


图 1 不同 Ma 数下的校准曲线

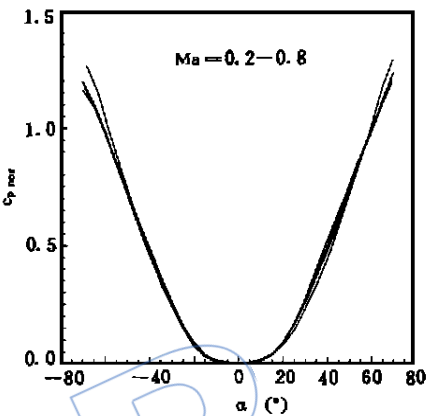


图 2 归一后的校准曲线

由于探针绕流的三维性影响，在 $\alpha=0$ 时， $p(\alpha) \neq p^*$ ，这时的 $C_p(\alpha=0) \neq 0$ ，而且不同 Ma 数下的值不同，见图 3 所示。于是我们用 $\alpha=0$ 时的 p_0 代替 p^* 代入 (2) 式

$$C_{p\text{ nor}}(\alpha) = \frac{p_0 - p(\alpha)}{\frac{k}{k+1} \epsilon(\lambda) \lambda^2 p_0 f(\lambda)} \tag{3}$$

$i = 1, 2, \dots, m$

$\alpha=0$ 时的速度系数 $C_{p_0}(\lambda)$:

$$C_{p_0}(\lambda) = \frac{p^* - p_0}{\frac{k}{k+1} \epsilon(\lambda) \lambda^2 p^* f(\lambda)} \tag{4}$$

(4) 式可化简为:

$$C_{p_0}(\lambda) = (p^* - p_0)/p^* \tag{5}$$

求解的路线是，先通过 (3) 式求出 α 、 p_0 和 λ 数，再根据图 3 曲线查得的 $C_{p_0}(\lambda)$ ，通过 (5) 式求解出 p^* ，静压 p 则可以由 p^* 和 λ 数求解出来。

在测量时，将探针垂直置于被测气流中，绕探针轴偏转九个角度位置。各采集数十周或更多一些，并作采样平均。采样平均后的数据的具体处理可以有两种办法:

1. 探针头部及测压孔是精密加工出来的，探针的绕流特性相对于 α 角的变化基本上是对称的。根据压力分布规律的特点，对在若干个角向位置的测量值用对称的抛物线进行最小二乘拟合比较合适。设被测气流在不同角向位置下测得的电压拟合出如下的抛物线方程:

$$E(\alpha) = a_1 + a_2\alpha + a_3\alpha^2 \tag{6}$$

测得的 α 角为对称轴所在角度:

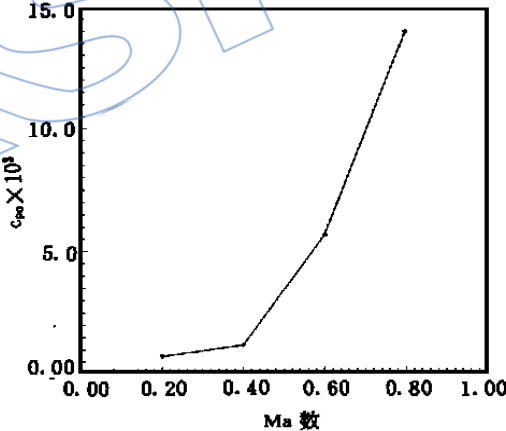


图 3 $\alpha=0$ 时 C_{p_0} 随 Ma 数变化

$$\alpha = -(\alpha_0/2a^3) \quad (7)$$

再将 (3) 式化为

$$p(\alpha) = p_0 - C_{pna}(\alpha) \{ k/(k+1) \} \epsilon(\lambda)^2 \pi(\lambda) \gamma_{p_0} \quad (8)$$

$$i = 1, 2, \dots, m$$

$$\text{令: } A = p_0, \quad B = - \{ k/(k+1) \} \epsilon(\lambda)^2 \pi(\lambda) \gamma_{p_0} \quad (8a)$$

$$x_i = C_p(\alpha) \quad , \quad y_i = p(\alpha) \quad (8b)$$

$$\text{由(8) 式得: } y_i = A + Bx_i \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (9)$$

明显可见, (9) 式组成一组线性方程组, 可以用线性回归的方法求出系数 A 和 B 的值。代入 (8a) 式就可求出 p_0 , 再代入 (8) 式, 迭代求解非线性一元方程式, 即可求解出 λ 数或马赫数。最后利用 (5) 式求出总压 p^* 。其它参数都可由 α 、 p^* 、 λ 这三个基本参数推算出来。

2. 用上面的方法求解时, 对校准曲线的依赖性弱, 可以不必知道校准曲线的局部细节。求解的速度也比较快。但它要求校准曲线基本对称, 而且测量时探针偏转的方位数 m 不能太少, 否则拟合出的抛物线变形会影响 α 角的求解精度。另一种方法是直接从 (3) 式出发:

$$C_{pna}(\alpha_0 + \Delta\alpha) = \frac{p_0 - p(\alpha_0 + \Delta\alpha)}{\{ k/(k+1) \} \epsilon(\lambda)^2 \gamma_{p_0} \pi(\lambda)} \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (10)$$

(10) 式为含有未知数 α_0 、 p_0 、 λ 数的 m 个方程的非线性方程组。用牛顿迭代的方法, 在最小二乘的意义下, 直接求解非线性方程组 (10), 再用 (5) 式求解出 p^* 。这种方法探针被设置的方位数可以适当减少, 但对校准曲线的依赖性强, 校准曲线本身的误差将更多地影响测量精度, 而且不允许探针在测量方位下的输出数据有较大偏差, 此外计算量也大一些。

总之, 上面两种方法各有其优缺点。在具体问题求解时, 可视具体情况选用。

三、结 论

1. 找到了压缩性对圆柱单孔压力探针校准曲线影响的归一方法和处理探针绕流三维性影响的方法, 简化了数据处理。

2. 设圆柱单孔压力探针于九个角度方位进行测量, 用本文方法处理计算采集的数据, 可以获得高精度的流场参数。

参 考 文 献

- [1] 蒋浩康等, “高速多级风扇转子后流场测量”, 航空动力学报, 第 7 卷, 第 2 期, 1992. 4。
- [2] D. K. Das and H. K. Jiang, “An Experimental Study of Rotating Stall in a Multistage Axial-Flow Compressor”, ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106, July 1984.
- [3] Jing, H. K., Li, Y. C. and Xu, L., “A Two-inclined-hole High Frequency Pressure Probe for Measurements of Three-Dimensional Periodic Flow Field in Turbomachines”, Proceedings of the International Conference on Fluid Dynamic Measurement and Its Applications, Oct. 1989, Beijing.

ROTOR EXIT FLOW MEASUREMENTS IN A HIGH-SPEED MULTISTAGE FAN

Jiang Haokang, Li Yuchun

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Zhao Quanchun, Xu Qixing

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015)

ABSTRACT

A single-hole cylindrical high frequency response pressure probe characterized by high frequency, small size, high accuracy and reliability has been developed for rotor flow measurements in a high speed multistage fan. With the help of a two axes traverse mechanism and a high speed data acquisition and processing system, the periodic two-dimensional flow field at the exit of the third rotor of the fan has been successfully measured by using an on-line calibration technique to determine the pressure sensitivity and null-pressure reading (zero-offset) during the compressor measurements. The results with the high accuracy and fine resolution provide an important basis for redesign of the third stage. Furthermore, the probe, measuring method and data reduction procedure are proved simple, precise, practical and reliable.

A METHOD FOR MEASURING HIGH-SUBSONIC TWO-DIMENSIONAL PERIODIC FLOW FIELD USING A SINGLE-HOLE HIGH-RESPONSE CYLINDRICAL PRESSURE PROBE

Li Yuchun and Jiang Haokang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

This paper presents in detail a method for measuring high-subsonic two-dimensional periodic flow field with a single-hole cylindrical pressure probe with high-frequency response. The method normalizes the probe calibration curves at different Mach number and simplifies the compressibility correction. The probe is set in nine azimuthal angles while measuring the flow. Sampled and averaged data are used to determine flow angles by least square fitting, Mach number and stagnation pressure are then obtained from solving a set of non-linear equations. The method has been successfully applied to measuring the rotor exit flow field in a multistage compressor with high accuracy.

APPLICATION LDA TO INVESTIGATION OF 3-D VELOCITY PATTERN IN INLET DISTORTION SIMULATOR

Lin Qixun, Zhang Li, Zhang Dong, Shi Chunying

(Northwestern Polytechnical University, Xian 710072)

ABSTRACT

A two-measurement-at-one-point method with a two-colour LDA (Laser Doppler Anemometer) has been used for measuring three-dimensional velocity field. Various velocity distortions of the simulator have been investigated. The velocity and turbulence patterns of 90 degree torus quadrant and of torus with 20 degree slanted cut are shown. It can be seen clearly how the low velocity and large turbulence region will be caused by the flow separation from the duct lips. In order to estimate maximum instantaneous