

文章编号:1000-8055(2011)08-1879-08

七孔探针及其在叶栅二次流动测量中的应用

吴吉昌^{1,2}, 李成勤^{1,2}, 朱俊强¹

(1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100190)

摘 要: 详细阐述了新研制的七孔探针(SHP)及其校准方法,利用亚声速风洞及自行设计的数据处理程序,获得了理想的各类无量纲参数的校准结果.依据校准结果,该七孔探针可以测量气流角与轴线偏离 65° 左右的复杂二次流动和旋涡流动.误差分析结果表明,校准实验能够保证气流速度和气流角的测量误差分别小于 2.04% 和 1.99° .针对高负荷压气机平面叶栅出口截面气流角变化较大的复杂二次流动,利用该七孔探针能够得到比较准确可信的流场信息,为二次流模型的建立提供基础性的数据支持.

关 键 词: 七孔探针; 校准; 二次流动; 风洞实验; 高负荷压气机叶栅

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Seven-hole probe and its application in the secondary flow for a high-load compressor cascade

WU Ji-chang^{1,2}, LI Cheng-qing^{1,2}, ZHU Jun-qiang¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The design and calibration methods for a new type of seven-hole probe were described, and better calibration results were obtained in this paper with the help of a sub-sonic wind tunnel and self-designed code on data reduction. Based on suitable distribution for all the non-dimension parameters, it indicates that the probe is capable of measuring complex secondary and vortex flow with the angle more than 65° . The error analysis based on calibration data shows that the probe can measure the flow velocity and angle at a relative error of 2.04% and 1.99° , respectively. For the complicated secondary flow at outlet of a highly-loading compressor cascade, the detailed flow field information can be captured by the probe, contributing to build up the secondary flow model in compressor passage.

Key words: seven-hole probe; calibration; secondary flow; wind tunnel test; high-load compressor cascade

在航空发动机内流场的测量中,经常遇到复杂的三维、大角度流动情况,如叶片吸力面的分离边界层^[1],压气机或涡轮叶片尾缘^[2]及端壁附近的二次流动^[3]等.针对这些复杂的流场现象,常用

的三维流场测量方法有五孔探针、热线风速仪(三轴热线探针)、激光多普勒测速仪(laser Doppler velocimetry,简称 LDV)和粒子成像测速仪(particle image velocimetry,简称 PIV)等.五孔探针

收稿日期:2010-07-15; 修订日期:2010-09-17

基金项目:国际合作专题项目(2010DFB70620); 国家高技术研究发展计划(2007AA050503)

作者简介:吴吉昌(1982-),男,湖南常德人,博士生,主要从事叶轮机械气动热力学研究.

可以测量内流场中局部点的总压、静压和流动方向,三轴热线探针可以测量内流场中局部点的流速大小和方向,但这两类探针均不能精确测量气流角大于 40° 的流场参数,比如二次流动和有强旋涡的流场等. 尽管 LDV 与 PIV 通过非接触测量,可以感知大气流角的流场信息,且具有空间分辨率高、动态响应快、方向灵敏性好等优点,但是这些测量系统价格昂贵,设备复杂,且实验操作难度较大.

为了测量和研究外流的尾迹涡场,美国空军研究院和美国航空航天局艾姆斯研究中心(NASA Ames Research Center)联合研制了锥形七孔探针(seven-hole probe,简称 SHP). 文献[4-5]详细论述了七孔探针的校准原理,并借助亚声速风洞完成了校准,七孔探针经过校准,建立起当地迎角、侧滑角、总压和静压之间的多项关系式. 在高亚声速条件下,它可以测量相对探针轴线达 65° 的气流角,在低亚声速条件下,可以测量高达 75° 的气流角. 与五孔探针和三轴热线探针相比,七孔探针可以测量更大偏角的复杂流动;相比于 LDV,PIV 等非接触测量系统,七孔探针造价便宜,设备简单,测量操作简便易行,对环境要求低.

国内使用七孔探针测量外流场参数分布的有南京航空航天大学的齐孟卜、李京伯^[6],在 80 年代初期研制了七孔探针并完成了校准工作,其后西北工业大学、清华大学、南京航空航天大学等单位的研究人员陆续发表了利用七孔探针测量外流场信息的学术论文^[7-12],测量结果表明七孔探针确实能够准确测量角度变化较大的三维外流场. 利用七孔探针进行内流场测量,尤其是测量高负荷压气机平面叶栅的端壁二次流动,在国内几乎还是空白. 为了解决气流方向变化较大、传统五孔探针难以处理的二次流动测量问题,作者研制了一支新型的锥形七孔探针,在完成详细校准工作的基础上,利用它测量了不同攻角下高负荷压气机平面叶栅出口截面的二次流动.

1 七孔探针设计

本文所设计的七孔探针由 7 根外径为 0.6 mm、内径为 0.3 mm 的不锈钢毛细管嵌在 1 根外径为 2.4 mm、内径为 1.8 mm 的不锈钢管内. 探针头部呈圆锥形,锥角为 30° ,相邻两外孔圆周角为 60° . 锥形七孔探针的几何外形及由探针尾部方向所视各孔编号如图 1、图 2 所示.

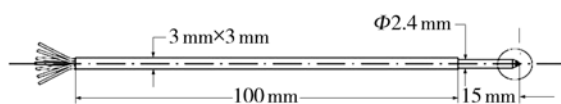


图 1 七孔探针的几何外形

Fig. 1 Seven-hole probe geometry

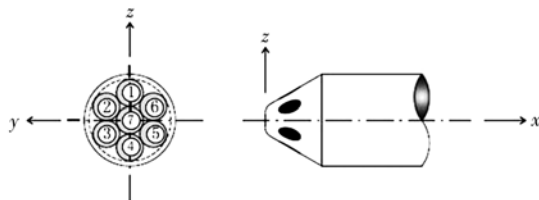


图 2 七孔探针各孔编号示意图

Fig. 2 Port numbers for seven-hole probe

2 七孔探针校准

探针校准时,当来流速度较低(通常为 $Ma < 0.3$)时,可视为不可压缩流,不需要考虑空气密度的影响.

2.1 流动分区

气流方向与探针中心线(x 轴)的夹角为俯仰角 θ . 当 $\theta < 25^\circ$ 时,为小气流角. 此时,中心孔压力 p_t 最高,6 个孔所处锥面均为附体流动,可以使用 7 个孔测得的压力数据来计算角度系数和压力系数.

随着气流角的增大($\theta > 25^\circ$),部分测压孔落在分离区内,不再对流动方向敏感,而且感受的压力也不稳定,如图 3 所示. 选取测量值最高及其两侧的测压孔和中心孔得到的数据计算角度系数和压力系数.

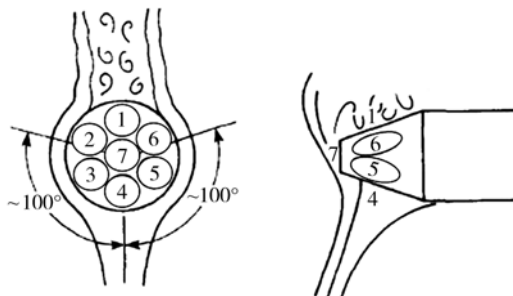


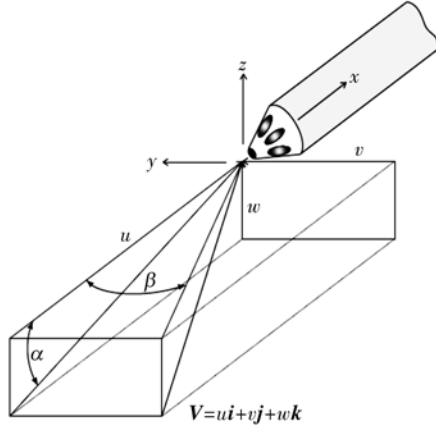
图 3 大气流角下探针绕流情况

Fig. 3 Flow around the probe at high flow angle

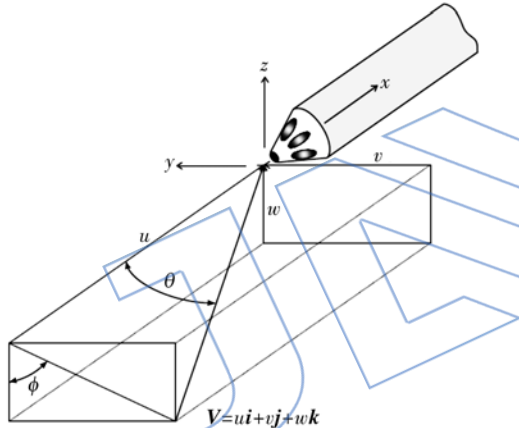
根据探针 7 个孔感受的压力,将空间划分成 7 个区,各区以压力最高孔的编号命名,7 区又称为内区,其周围 6 个区又称为外区.

2.2 气流角定义

如图 4,小气流角下,用迎角 α 和侧滑角 β 来确定气流方向,当速度向量在 z 轴和 y 轴上分别为正投影时, α 和 β 为正.大气流角下,用俯仰角 θ 和方位角 ϕ 来定义气流方向,速度向量在 xy 平面上的投影绕 x 轴逆时针转动时, ϕ 为正.



(a) 小气流角时的坐标系



(b) 大气流角时的坐标系

图 4 校准坐标系

Fig. 4 Calibration reference systems

2.3 压力系数定义

2.3.1 内区(小气流角, $\theta < 25^\circ$)

在内区,用 7 个孔所测得的压力进行数据处

理,定义如下无量纲系数为压力系数:

$$\begin{aligned} C_{a1} &= \frac{p_4 - p_1}{p_7 - \bar{p}_{1\sim6}} \\ C_{a2} &= \frac{p_3 - p_6}{p_7 - \bar{p}_{1\sim6}} \\ C_{a3} &= \frac{p_2 - p_5}{p_7 - \bar{p}_{1\sim6}} \end{aligned} \quad (1)$$

对上述三个压力系数加权平均,得

$$\begin{aligned} C_a &= \frac{2C_{a1} + C_{a2} - C_{a3}}{3} \\ C_\beta &= \frac{C_{a2} + C_{a3}}{\sqrt{3}} \end{aligned} \quad (2)$$

为了测量气流总压和静压,定义总压系数和动压系数如下:

$$\begin{aligned} C_o &= \frac{p_7 - p_0}{p_7 - \bar{p}_{1\sim6}} \\ C_q &= \frac{p_7 - \bar{p}_{1\sim6}}{p_0 - p_\infty} \end{aligned} \quad (3)$$

式中 p_0 为局部总压, p_∞ 为局部静压.

2.3.2 外区(大气流角, $\theta > 25^\circ$)

在外区,用测量值最高的孔及其相邻的两孔和中心孔测量压力进行数据处理,压力系数定义为

$$C_{\theta i} = \frac{p_i - p_7}{p_i - 0.5(p_{i-} + p_{i+})} \quad (4)$$

$$C_{\phi i} = \frac{p_{i-} - p_{i+}}{p_i - 0.5(p_{i-} + p_{i+})}$$

$$C_{oi} = \frac{p_i - p_0}{p_i - 0.5(p_{i-} + p_{i+})} \quad (5)$$

$$C_{qi} = \frac{p_i - 0.5(p_{i-} + p_{i+})}{p_0 - p_\infty}$$

式中 $i, i-, i+$ 代表外围压力孔编号、顺时针下一个孔编号和逆时针下一个孔编号.

2.4 拟合多项式

根据七孔探针各孔测得的压力,将气流的总压、静压和方向用上述压力系数的四次多项式表示.校准时共测量 n 点,则各点的流动参数 A 与压力系数 C_a, C_β 的关系可表示如下:

$$\begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \\ A_3 \\ \vdots \\ A_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & C_{a1} & C_{\beta1} & C_{a1}C_{\beta1} & C_{a1}^2 & C_{\beta1}^2 & C_{a1}^2C_{\beta1} & C_{a1}C_{\beta1}^2 & C_{a1}^3 & C_{\beta1}^3 & C_{a1}^2C_{\beta1}^2 & C_{a1}^3C_{\beta1} & C_{a1}C_{\beta1}^3 & C_{a1}^4 & C_{\beta1}^4 \\ 1 & C_{a2} & C_{\beta2} & C_{a2}C_{\beta2} & C_{a2}^2 & C_{\beta2}^2 & C_{a2}^2C_{\beta2} & C_{a2}C_{\beta2}^2 & C_{a2}^3 & C_{\beta2}^3 & C_{a2}^2C_{\beta2}^2 & C_{a2}^3C_{\beta2} & C_{a2}C_{\beta2}^3 & C_{a2}^4 & C_{\beta2}^4 \\ 1 & C_{a3} & C_{\beta3} & C_{a3}C_{\beta3} & C_{a3}^2 & C_{\beta3}^2 & C_{a3}^2C_{\beta3} & C_{a3}C_{\beta3}^2 & C_{a3}^3 & C_{\beta3}^3 & C_{a3}^2C_{\beta3}^2 & C_{a3}^3C_{\beta3} & C_{a3}C_{\beta3}^3 & C_{a3}^4 & C_{\beta3}^4 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & C_{an} & C_{\beta n} & C_{an}C_{\beta n} & C_{an}^2 & C_{\beta n}^2 & C_{an}^2C_{\beta n} & C_{an}C_{\beta n}^2 & C_{an}^3 & C_{\beta n}^3 & C_{an}^2C_{\beta n}^2 & C_{an}^3C_{\beta n} & C_{an}C_{\beta n}^3 & C_{an}^4 & C_{\beta n}^4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_1^A \\ K_2^A \\ K_3^A \\ \vdots \\ K_{15}^A \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中 K^A 是参数 A 的校准系数.为了提高校准公式的拟合精度,依据最小二乘法拟合离散数据原

理,校准点数 n 一般要比校准系数的数目多 20 个以上,即要求每区内所测点数 $n > 35$ 个.

2.5 校准结果分析

七孔探针的校准是在中国科学院工程热物理研究所的校准风洞上完成的,探针校准装置如图5所示。

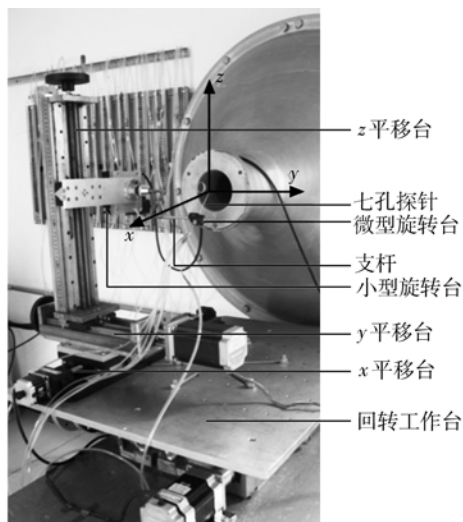


图5 七孔探针校准装置

Fig. 5 Seven-hole probe calibration device

校准时将探针头部置于距风洞出口截面 20 mm 的中心处,由图5所示的微型旋转台从 0° 到 360° 调整方位角 ϕ ,间隔 5° ;由小型旋转台从 0° 到 80° 调整俯仰角 θ ,间隔 2° .两个旋转台的角度测量精度分别可以精确到 0.033° 和 0.05° .

如前所述,将探针周围空间划分为7个区.文献[3]将内外区分界点定为 $\theta = 24^\circ$.由于探针加工及安装误差,分界点位置及各区范围会有变化.如果出现相邻两孔交替为最高压力的情况,则该点定义为分界点,各区范围及分界点测量结果如表1所示.数据处理时,在数据拟合过程中将不选用分界点及其附近的数据.对于内区,选用 $\theta \leq 18^\circ$ 内的数据;对于外区,选用 $\theta \geq 26^\circ$ 内的数据.

图6~图9分别表示七孔探针内区的校准结果,依次为: $C_\alpha, C_o, C_\beta, C_q$. 在每幅图中,等高线图展示了标定数据的平滑度.

图10~图13分别表示七孔探针外区的校准结果,这里仅给出1个外区的校准系数分布,顺序依次为: $C_\theta, C_o, C_\phi, C_q$.

由于七孔探针的加工及安装误差,以及传感器的零漂和温漂等因素,校准结果难免会有误差.从误差分析可确定每个待测参数 A 的曲线拟合精度,校准实验数据 A_{exp} 与多项式拟合值 A_{poly} 之间的标准偏差为

$$\sigma(A) = \sqrt{\frac{1}{n-15} \sum_{i=1}^n (A_{\text{exp}} - A_{\text{poly}})^2} \quad (7)$$

各系数的误差分析结果如表2所示,标准误差都在较小的范围内.

表1 七孔探针各区范围及分界点

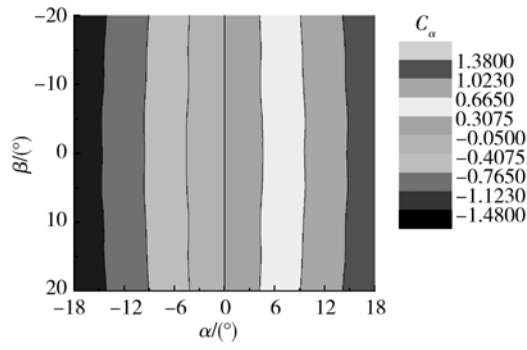
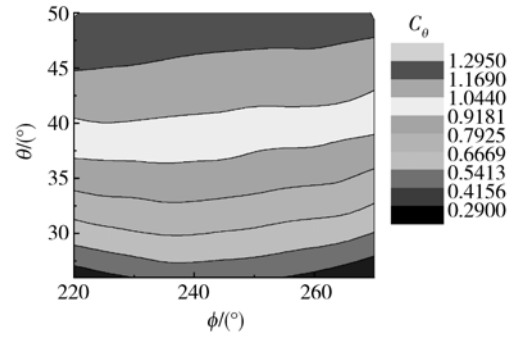
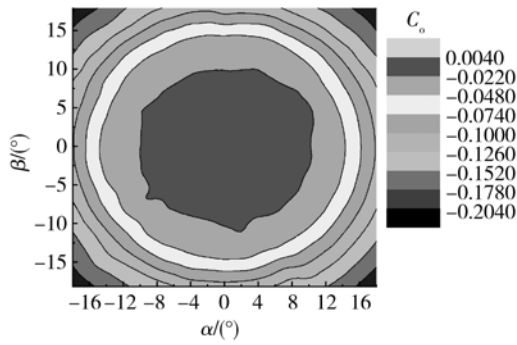
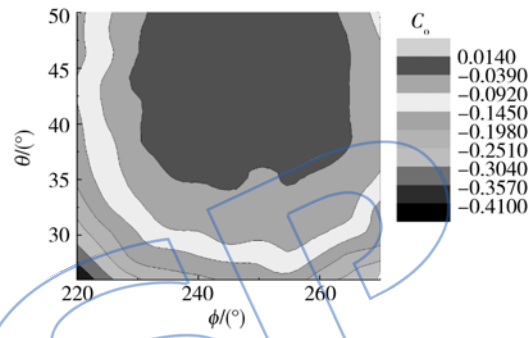
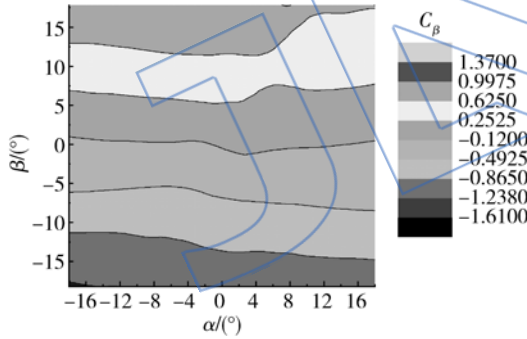
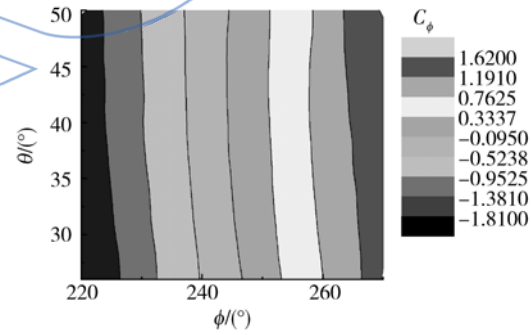
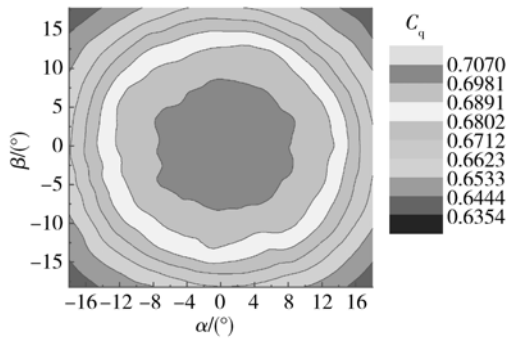
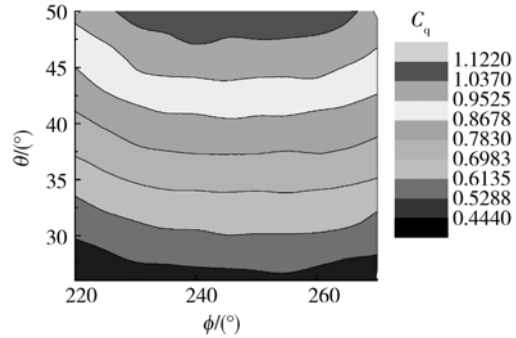
Table 1 SHP sectors and dividing points

	外区编号					
	No. 1	No. 2	No. 3	No. 4	No. 5	No. 6
内外区分界点 $\theta/(^\circ)$	22	24	24	24	22	20
外区实际范围 $\phi/(^\circ)$	215~275	275~335	335~10	10~90	90~155	155~215
外区拟合范围 $\phi/(^\circ)$	220~270	280~330	340~5	15~85	95~150	160~210

表2 七孔探针校准误差分析结果

Table 2 Standard deviations flow calibration for SHP

标准误差	No. 7	No. 1	No. 2	No. 3	No. 4	No. 5	No. 6	No. 1~6 平均
$\sigma(\omega)$ 或 $\sigma(\theta)/(^\circ)$	0.46	0.68	0.98	1.02	0.73	1.12	0.77	0.88
$\sigma(\beta)$ 或 $\sigma(\phi)/(^\circ)$	0.48	0.86	0.79	1.25	1.01	1.98	0.95	1.14
$\frac{\sigma(p_{0l} - p_{\infty l})}{p_{0l} - p_{\infty l}}/\%$	0.51	1.59	2.03	1.77	1.56	1.42	2.01	1.73
$\frac{\sigma(p_{0l})}{p_{0l} - p_{\infty l}}/\%$	0.56	0.93	1.78	1.54	1.63	1.56	1.02	1.41

图 6 七孔探针 7 区 C_α 校准数据云图Fig. 6 C_α calibration data for SHP, sector 7图 10 七孔探针 1 区 C_θ 校准数据云图Fig. 10 C_θ calibration data for SHP, sector 1图 7 七孔探针 7 区 C_o 校准数据云图Fig. 7 C_o calibration data for SHP, sector 7图 11 七孔探针 1 区 C_o 校准数据云图Fig. 11 C_o calibration data for SHP, sector 1图 8 七孔探针 7 区 C_β 校准数据云图Fig. 8 C_β calibration data for SHP, sector 7图 12 七孔探针 1 区 C_ϕ 校准数据云图Fig. 12 C_ϕ calibration data for SHP, sector 1图 9 七孔探针 7 区 C_q 校准数据云图Fig. 9 C_q calibration data for SHP, sector 7图 13 七孔探针 1 区 C_q 校准数据云图Fig. 13 C_q calibration data for SHP, sector 1

3 基于七孔探针的叶栅端壁二次流动测量结果

高负荷压气机叶栅端壁的二次流动,局部气流角较大,接近甚至超过 65° ,本文拟使用前述校准的七孔探针对其进行测量。

3.1 实验对象及测点布置

表 3 给出了某高负荷压气机叶栅的部分几何参数和气动参数。

表 3 叶栅几何参数及气动参数
Table 3 Geometry and aerodynamics parameters of cascade

参数	数值
轴向弦长/mm	43.52
栅距/mm	27.30
叶高/mm	100
展弦比	2.05
安装角/ $^\circ$	75
几何进口角/ $^\circ$	38
转折角/ $^\circ$	68
扩散因子(设计)	0.64

实验是在中国科学院工程热物理研究所的亚声速平面叶栅风洞上完成的。气源来自一台功率为 45 kW 的离心式风机,实验中叶栅进口速度为 68 m/s,攻角为 $\pm 3^\circ$ 。

压力测量采用 SMI(Silicon Microstructures Inc.)公司生产的全温度补偿及标定的 SMI 55 系列硅微压力传感器,精度达到 $\pm 0.05\%$ 。无需校准即能提供线性度优于 1% 的传感信号。

测量截面设定为 140% 轴向弦长处,七孔探针与叶栅出口额线方向成 74° 夹角,沿周向布置 35 个测点,沿展向布置 30 个测点,保证测量区间涵盖从端壁到 60% 的叶高,图 14 为测量截面测点分布图。全部实验包括三个攻角: 0° 和 $\pm 3^\circ$ 。

3.2 实验结果及分析

图 15~图 17 分别给出了在 0° 和 $\pm 3^\circ$ 攻角下高负荷压气机叶栅 140% 轴向弦长处的二次流损失系数测试结果。图中纵坐标表示测点的展向位置,端壁为零点;横坐标表示测点的周向位置,中弧线在尾缘的切线与测量截面的交点为零点。二次流损失系数定义如下:

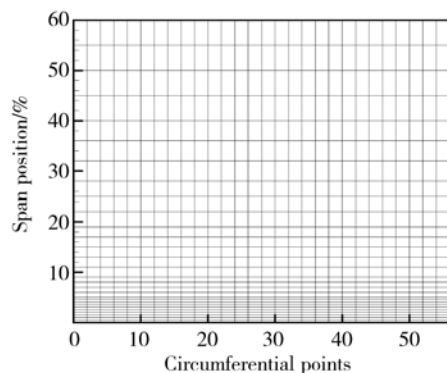


图 14 测量截面测点分布图

Fig. 14 Distribution of exit test points

$$C_{pl} = \frac{p_{01} - p_0}{p_{01} - p_1} \quad (8)$$

式中 p_{01} 和 p_0 分别为叶栅进口总压和局部总压, p_1 为叶栅进口静压。

从图 15 中可以看出,二次流损失较大的区域集中在距端壁 30% 叶高范围之内,这正是二次流

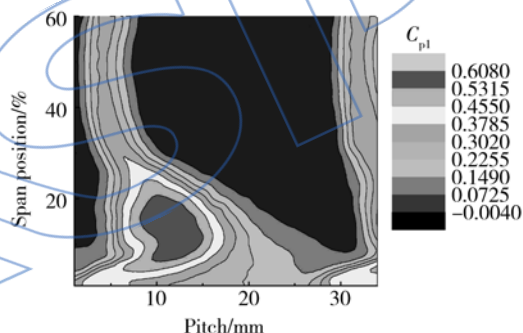


图 15 在 0° 攻角下 140% 轴向弦长处二次流损失系数分布云图

Fig. 15 Secondary flow loss coefficient distribution at 140% axial chord plane and design angle of incidence

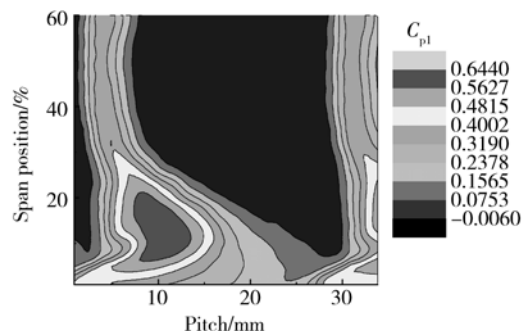


图 16 在 $+3^\circ$ 攻角下 140% 轴向弦长处二次流损失系数分布云图

Fig. 16 Secondary flow loss coefficient distribution at 140% axial chord plane and $+3^\circ$ angle of incidence

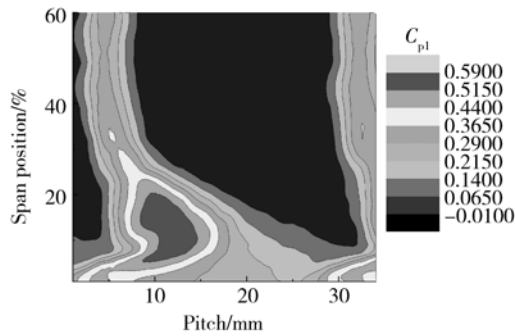


图 17 在 -3° 攻角下 140% 轴向弦长处
二次流损失系数分布云图

Fig. 17 Secondary flow loss coefficient distribution
at 140% axial chord plane and
 -3° angle of incidence

动诱发的高损失区域,在 30%~60% 叶高范围内
二次流损失较小,是较理想的二元流动。

图 18 给出了在 0° 和 $\pm 3^\circ$ 攻角下 140% 轴向弦
长处的周向质量平均总压损失系数沿展向分布测
试结果。纵坐标 C_{p0} 定义如下:

$$C_{p0} = \frac{\sum [\rho_i U_i \frac{(p_{01} - p_0)_i}{(p_{01} - p_1)_i}]}{\sum \rho_i U_i} \quad (9)$$

从图 18 中可以看出, 0° 攻角下周向质量平均
总压损失系数较小,总体上来看, $+3^\circ$ 攻角下损失
系数最大。

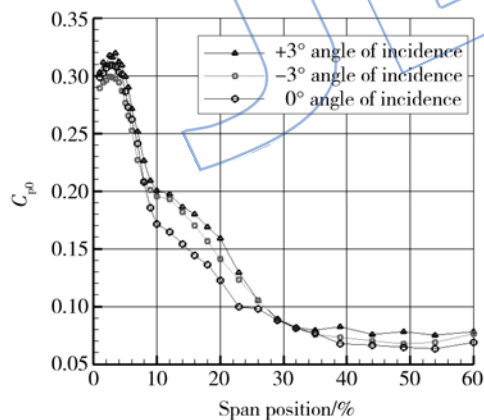


图 18 不同攻角下 140% 轴向弦长处的周向
质量平均总压损失系数沿展向分布

Fig. 18 Pitch-averaged total pressure loss coefficient
distribution at 140% axial chord plane and
different angles of incidence

图 19 给出了在 0° 攻角下 140% 轴向弦长处
当地气流角分布云图。当地气流角定义为主流速
度矢量与探针轴线的夹角(即俯仰角 θ)。依图可
知,在局部区域气流角较大,接近 65° ,这已经远

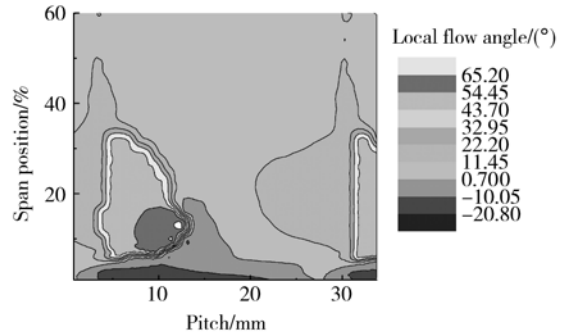


图 19 在 0° 攻角下 140% 轴向弦长处
当地气流角分布云图

Fig. 19 Local flow angle distribution
at 140% axial chord plane and
design angle of incidence

远超过了三孔探针和五孔探针的测量范围,因此
利用七孔探针测量高负荷压气机叶栅出口截面气
流角变化较大的复杂二次流动,能够获得满足工程
精度要求的测量结果。

4 结 论

综合上述分析,可以获得如下结论:

1) 本文研制的七孔探针及所拟定的校准方
法、数据处理程序及亚声速校准风洞上的校准结
果等,能够完全满足七孔探针在复杂二次流动测
量中的应用要求。从校准结果可知,该七孔探针加
工精度好,压力系数随气流角变化曲线的线性、对
称性和光滑性均较好。

2) 利用该七孔探针测试某高负荷压气机叶
栅出口二次流动时,能够适应大气流角的复杂流
动,能够获得比较准确可信的流场信息,为建立压
气机叶栅通道的二次流模型奠定基础。

参考文献:

- [1] Schlichting H. Boundary-layer theory [M]. 6th ed. New York: McGraw-Hill, 1968.
- [2] Benner M W. The Influence of leading-edge geometry on profile and secondary losses in turbine cascades [D]. Ottawa, Canada: Carleton University, 2003.
- [3] Ingram G L. Endwall profiling for the reduction of secondary flow in turbines [D]. Durham, England: University of Durham, 2003.
- [4] Gerner A A, Maurer C L. Calibration of seven-hole probes suitable for high angles in subsonic compressible flows [R]. AIAA Paper No. 82-0410, 1982.
- [5] Everett K N, Durston D A, Gerner A A. The theory and calibration of non-nulling seven-hole cone probes for use in complex flow measurement [R]. AIAA-1982-0232, 1982.

- [6] 齐孟卜,李京伯. 测量很大流动角的七孔锥形探针的研制和低速校正[R]. 南京:南京航空航天大学科技报告,1983.
- [7] 沈天荣,刘海涌,刘松龄,等. 风洞七孔压力探针的校准技术[J]. 风机技术,2006(4):15-19.
SHEN Tianrong, LIU Haiyong, LIU Songling, et al. Calibration technology of seven-hole pressure probe for wind tunnel[J]. Compressor Blower & Fan Technology, 2006(4):15-19. (in Chinese)
- [8] 李彦,李卫东. 七孔探针三维自动测速系统[J]. 实验技术与管理,2006,23(1):42-44.
LI Yan, LI Weidong. 3-D velocity automatic measuring system using 7-holes pitot tube[J]. Experimental Technology and Management, 2006, 23(1):42-44. (in Chinese)
- [9] 刘展,蔡国华. $75^\circ/45^\circ$ 双三角翼旋涡特性的试验研究[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(2):41-44.
LIU Zhan, CAI Guohua. Experimental investigation of the vortex characteristic over $75^\circ/45^\circ$ double delta wing[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17(2):41-44. (in Chinese)
- [10] 顾蕴松,明晓. 大迎角细长体非对称空间流场特性的试验研究[J]. 实验流体力学,2005,19(2):1-6.
GU Yunsong, MING Xiao. Investigation of flow field characteristics on a slender body at high angle of attack[J]. Experimental Fluid Mechanics, 2005, 19(2):1-6. (in Chinese)
- [11] 杨洋,尹贵鲁,明晓. 机身边条对双三角翼飞机升力特性的影响[J]. 空气动力学学报,2006,24(4):471-476.
YANG Yang, YIN Guilu, MING Xiao. The effects of body-strake on lift characteristics of the double delta wing aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(4):471-476. (in Chinese)
- [12] 孙明太,张尧卿,李鹏,等. 某型反潜直升机腹部流场飞行测量研究[J]. 航空学报,2008,29(6):1467-1471.
SUN Mingtai, ZHANG Yaoqing, LI Peng, et al. Meterage and study on flow field beneath bottom of a helicopter in flight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6):1467-1471. (in Chinese)