

文章编号: 1000-8055(2008)04-0712-06

速度梯度对圆柱探针测量的影响及修正

王洪伟, 方 剑, 王 治

(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重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 圆柱探针在测量有横向速度梯度的流场时, 会得出偏离真实值的结果. 通过数值与实验研究, 发现此影响主要为对来流方向的测量偏差, 与真实值的差异为向低速区的一个偏差角; 另外一个影响是使测得的速度值偏大一点. 通过详细的数值模拟得出了偏差角及速度大小与来流速度梯度之间的关系, 并在实验中得到了验证. 最后将此修正方法用于叶栅实验测量数据, 得到了较好的修正效果.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压力探针; 速度梯度; 测量误差; 误差修正

中图分类号: V211.71

文献标识码: A

Error correction for cylinder probes measuring the flow with velocity gradient

WANG Hong wei, FANG Jian, WANG Zhi

(National Key Laboratory of Aeroengines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Abstract: Cylinder pressure probes deliver biased data in measuring flow with transverse velocity gradient. Numerical and experimental simulations were contrived to investigate this error. The results show that the effect of velocity gradient is to introduce an angle bias and make the measured velocity magnitude greater. Correlations between the angle bias and velocity gradient were deduced from the numerical simulation and were verified in the experiment. The correlations were used for the measurement result in a cascade experiment and improvement was achieved.

Key words: aerospace propulsion system; pressure probe; velocity gradient; measurement error; error correction

压力探针以其方便可靠的特点在叶轮机流场测量领域得到了广泛的应用. 作为接触式测量方法, 压力探针测得数据的准确性受到很多因素的影响, 如粘性、压缩性、以及探针加工误差等等, 这些影响可以通过在与被测流场条件接近的标定风洞中仔细对探针进行标定予以消除. 然而标定探针所用的均匀流场无法模拟真实被测流场的堵塞影响、近壁影响和非均匀来流影响. 前人已经系统地研究过速度梯度对探针的影响, 但并无定量的

结果给出^[1]. 本文通过数值模拟和实验研究相结合的手段, 对圆柱探针测量有横向速度梯度流场时的误差进行了详细的研究并给出了修正方法. 在最后, 通过对早期的一个大小叶片叶栅试验结果应用此修正方法, 得到了很好的效果, 并更正了以前的错误.

1 速度梯度影响的分析

圆柱探针是二维探针, 利用流体绕圆柱流动

的表面压力分布可以得到与探针轴线垂直平面内被测流场的总压、静压和来流方向。常用的三孔探针和单孔探针都是基于此原理进行测量的。本文只对单孔探针的误差进行研究, 其结果经过适当变化也适用于三孔探针。图 1 为一圆柱单孔探针的头部示意图, 其中 θ 表示测压孔偏离气流方向的角度。测量中使探针绕自身轴线旋转, 得到一系列压力值后, 可以拟合出类似圆柱表面压力分布的曲线, 在此曲线上的顶点处得到来流总压, 在顶点两侧对称的某点处分别可以得到来流静压, 此角度被称作此探针的静压角, 对于无粘不可压流动, 由势流解可知此角度为 30° , 受粘性、压缩性、和测量孔的影响, 对于常用的圆柱单孔针, 此角度在 $35^\circ \sim 50^\circ$ 之间, 可以通过事先标定得到。上面三种因素中, 粘性的影响主要表现在对圆柱表面边界层厚度的改变, 经系统分析, 影响在 1° 以内, 而压缩性和测量孔尺寸影响较大。有关静压角与雷诺数及马赫数的关系的详细研究可以参考相关文献[2]。

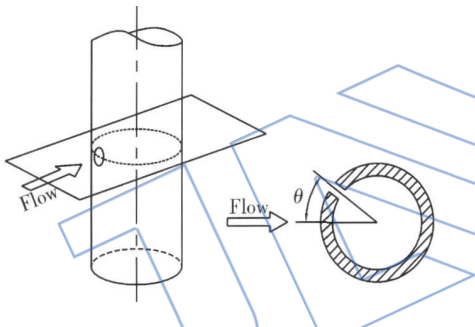


图 1 单孔圆柱探针头部示意图
Fig. 1 Configuration of a typical single hole probe

当被测流场带有强的横向速度梯度时, 最高压力点将不在正对来流方向获得, 静压角也会发生变化, 从而总压、静压和气流方向的测量都将产生误差。流场中最常见的速度梯度是尾迹区和边界层流动, 这类速度梯度的特点是流体静压与温度变化较小, 速度的变化直接反应了总压变化。下面将采用数值模拟和实验研究的手段对这种误差进行定量的研究。

2 速度梯度影响的数值研究

采用商业软件 FLUENT 对不同来流速度梯度的二维圆柱绕流进行了计算。网格划分如图 2 所示, 为了减少边界的影响, 计算域取得很大, 进口和两侧边界距圆柱中心距离为 20 倍圆柱直径, 出口距探针中心距离为 85 倍圆柱直径。采用结构型网格, 在圆柱表面附近及速度梯度大的地方进

行了加密。在远前方进口的一小段平直段上面给定线性变化的速度, 其上面的进口圆弧段和上边界直段给定高速的远场条件, 相应其下面的进口圆弧段和下边界直段给定低速的远场条件, 出口给定压力出口条件。这样得到的流场将是上半部和下半部速度不同的流动, 其中远离中心线的上下半部流动各为均匀流动, 中心线附近的区域为有强速度梯度的流动。经过计算验证, 这样边界条件的出口速度型与进口速度型很接近, 在距圆柱 10 倍直径的前方计算计算来流速度梯度, 基本可以代表圆柱所处位置的速度梯度。而圆柱感受的当地速度为上下半部交界面的中心流线上的速度。

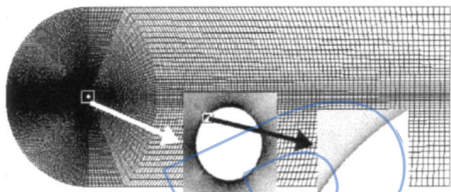


图 2 计算所采用的结构型网格
Fig. 2 Grid for the 2D computation

计算模拟的圆柱直径为 2 mm, 代表最典型的圆柱探针头部直径。在三种不同当地速度 10 m/s, 20 m/s 和 30 m/s 下, 计算了不同速度梯度的流动, 即上半部和下半部不同的速度差。表 1 为计算的不同流动情况。其中当地速度即对称轴上的最大速度为 30 m/s, 属于不可压范围, 故本文的结果只适用于不可压流动, 对于高马赫数流动, 速度梯度将与压缩性同时起作用, 压缩性对上下半部的作用是不同的, 从而上下半部的不同将不只与速度梯度相关, 这些将在以后进行研究。

表 1 计算的流动情况列表

Table 2 Computation cases

当地速度/(m/ s)	10	20	30
0	0	0	0
200	200	200	200
400	400	400	400
600	600	600	600
800	800	800	800
1 000	1 000	1 000	1 000
1 200	1 400	1 200	1 200
1 600	1 800	1 600	1 600
1 800	2 200	2 000	2 000
2 000	2 600	2 400	2 400
2 200	3 000	2 800	2 800
-	3 200	3 400	3 400
-	-	4 000	4 000
-	-	4 600	4 600
-	-	5 200	5 200
-	-	6 000	6 000

速度梯度/(1/ s)

对于表 1 的流动, 基于圆柱直径的雷诺数大约为 1 300~ 4 000 之间, 这样的流动圆柱表面边界层的转捩点一般不会发生在从前缘开始的 $0^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 范围内, 而我们关心的正是这部分区域, 故本文结果都是采用层流方法进行计算的. 从机理上分析, 圆柱前四分之一表面的边界层对表面压力分布的影响很小, 所以采用层流还是湍流模型对本文结果影响不会很大, 为了验证, 采用 S-A 湍流模型进行了部分计算, 得到的圆柱后部流动与层流模型相差较大, 但对非定常结果时均处理后, 得到的静压角结果与层流计算结果相差很小.

图 3 为计算得到的某个速度梯度下圆柱附近的速度分布, 可以看出在来流有速度梯度的情况下, 滞止点并不位于圆柱正前方, 而是向高速区偏移了一个角度, 圆柱上下表面的压力分布也不再是对称的, 上下的静压角都相应偏转了一个角度.

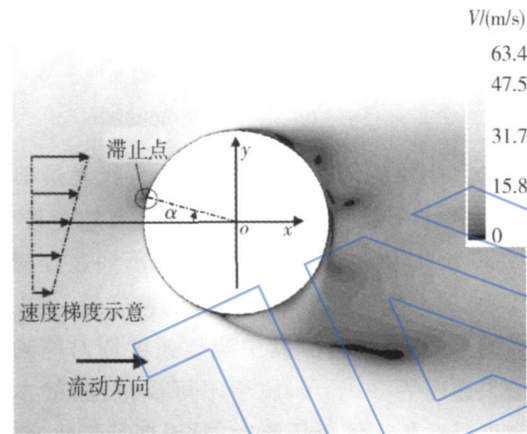


图 3 来流有速度梯度时圆柱附近的速度分布
Fig. 3 Velocity distribution around the cylinder in flow with velocity gradient

受圆柱后部卡门涡脱落的影响, 采用定常计算的结果误差达不到很低的水平, 而是显示出规则的周期性, 曾经采用非定常方法进行了部分计算, 并与定常计算进行了对比, 两者的平均结果很接近, 所以本文后面所述都是定常计算的结果, 但对结果进行了多点记录平均方式处理以消除流动非定常性引起的误差.

经过对计算结果分析, 发现静压角和最大压力角(滞止点所在角度)的偏移量随来流的当地流动速度和速度梯度大小皆有关, 采用无量纲速度梯度 $\partial v / \partial y \cdot D / V$, 其中 $\partial v / \partial y$ 为流场中某点处的速度梯度, D 为圆柱探针直径, V 为当地速度大小. 这样变换后, 偏移角的变化考虑了来流速度梯度和当地速度大小, 可以把不同来流速度下的偏转角与速度梯度关系统一起来.

滞止点、上静压点和下静压点分别随速度梯度的偏移量如图 4 所示. 可见当速度梯度较小的时候三个偏移角很接近, 这意味着圆柱在有速度梯度的流场中表面压力分布近似于向高速区整体偏转一个角度.

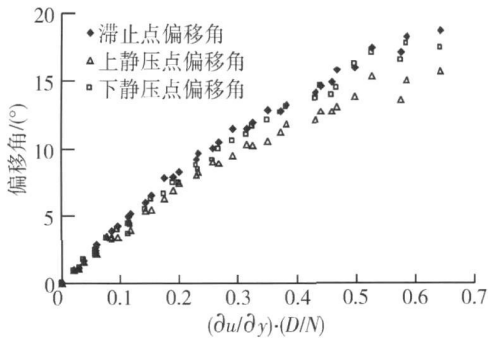


图 4 三个偏移角与速度梯度的关系
Fig. 4 Biased angles versus velocity gradient

可以分别用二次曲线拟合图 4 中三个偏移角与速度梯度的关系, 当速度梯度较小且对精度要求不高时, 也可以将三个偏移角拟合成一条曲线. 所用拟合关系式为

$$y = a_1 x + a_2 x^2 \tag{1}$$

其中的系数如表 2 所示.

表 2 公式(1)中的系数
Table 2 Parameters in equation (1)

位置	系数	
	a_1	a_2
滞止点	0.783	- 0.442
上静压点	0.695	- 0.435
下静压点	0.742	- 0.389
三条曲线归一	0.740	- 0.422

式(1)及表 2 可以用于对压力梯度的影响进行修正.

3 速度梯度影响的实验研究

利用射流边界作为有速度梯度的流场, 采用边界层总压探针和分裂热膜测量结果作为标准, 对圆柱探针的测量结果进行了评估. 射流风洞如图 5 所示, 喷口尺寸为 155 mm × 110 mm, 出口处边界层厚度 3 mm 左右, 测量在距出口 27.5 mm 的位置进行, 在 30, 45 m/s 和 60 m/s 三种主流速度条件下进行了测量.

热膜探针受温度变化及污染等影响, 测得的绝对值一般没有边界层总压探针准确, 但总压探针不能测得来流方向, 所以本实验采用两种手段

相互对比的方式来进行。

所用边界层总压探针头部的尺寸为 $1\text{ mm} \times 0.2\text{ mm}$, 沿速度梯度方向尺寸较小保证了较高的空间分辨率, 理论上此种探针也受速度梯度影响, 但影响很小, 基本可以忽略^[3]。所用分裂热膜为 TSI 公司生产, 热膜直径 $50\text{ }\mu\text{m}$, 由两半热膜附着在石英丝上构成, 这样的结构除可测得速度大小外, 还可以测得来流方向。

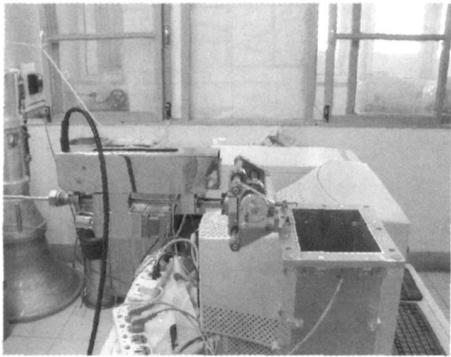


图 5 射流风洞喷口
Fig. 5 The open jet

实验中采用的位移机构为英国 ROTADATA 两坐标位移机构, 角度误差 0.1° , 位置误差 0.01 mm 。采用 Rosemount 公司高精度压力变送器测量风洞来流总压, 精度 0.025% 。采集设备为美国 NI 公司 PXI 测量系统及 16 位数据采集卡, 实际最终结果的误差将主要来源于风洞来流速度的脉动、圆柱探针的加工误差及后处理程序带来的误差。按以往的经验, 最大误差为速度值 $\pm 0.1\%$, 角度 $\pm 1^\circ$ 。

图 6 为这两种手段测得的三种主流速度下射流剪切层速度分布, 以 $y=0$ 为射流风洞壁面正下游, y 的正方向射流内部方向。可以看出两种手段的结果吻合得很好, 后面的分析将采用分裂热膜的结果进行。图 7 为用分裂热膜测得的此射流剪切层内的气流偏角, 气流在射流边界向外偏斜, 偏斜角与主流速度大小相关。

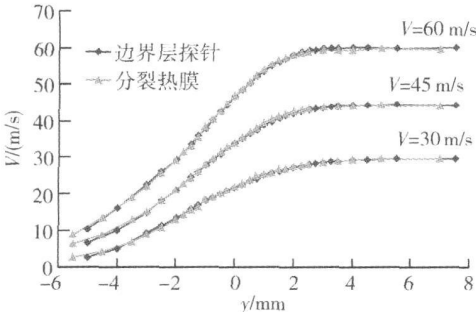


图 6 两种手段测得的射流剪切层速度分布

Fig. 6 Velocity distribution in the shear layer by two means

用圆柱探针在此剪切层内的几个位置上进行了测量, 图 8 与图 9 为其测量结果与分裂热膜测量结果的对比。包括了用常规数据处理方法得到的结果和采用了前面计算结果进行修正后的结果。可以看出实验得到了和计算一致的结论: 一是在有速度梯度的情况下圆柱探针测得的速度偏高。经过修正可以减少这个偏差, 但总体来说偏差并不大; 二是速度梯度使圆柱探针到来流角度的测量影响非常大, 必须对结果进行修正。

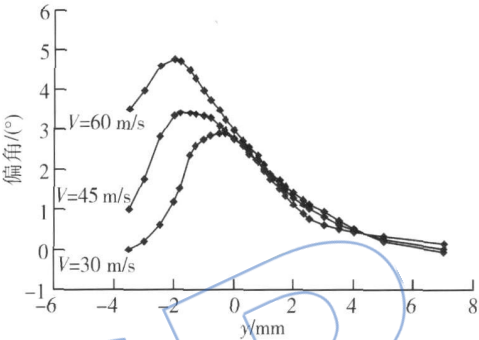


图 7 射流剪切层气流偏角分布

Fig. 7 Deflection angle in the shear layer

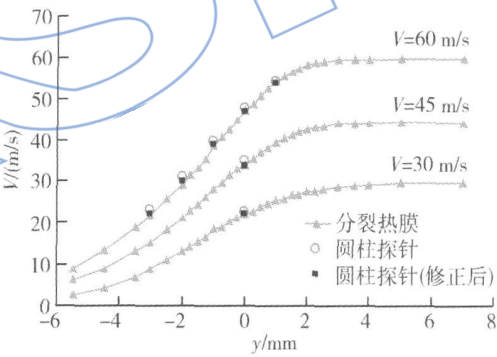


图 8 修正前后的圆柱探针测量速度值对比

Fig. 8 Measured velocity by the cylinder probe with/without compensation

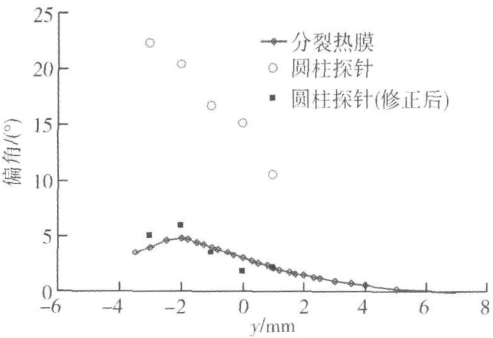


图 9 修正前后的圆柱探针测量速度方向对比

Fig. 9 Measured deflection angle by the cylinder probe with/without compensation

图 10 是根据实验结果整理的偏角与当地无量纲速度梯度的关系,图中的曲线是用公式(1)与表 2 中滞止点偏角的参数得到的.可以看出实验与公式吻合很好,验证了前面的数值模拟结果的正确性.

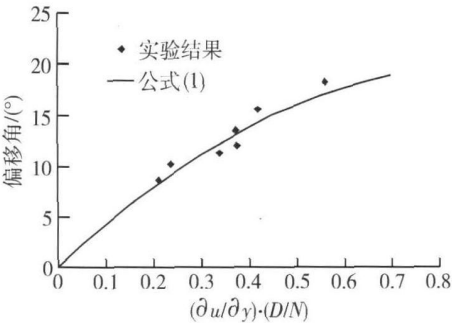


图 10 实验结果与按公式(1)拟合结果的对比
Fig. 10 Comparison between computation and experiment

4 修正方法的应用

在文献[4]中,本文作者曾用圆柱探针针对一大小叶片平面叶栅流场进行了测量,图 11 为在叶栅出口处测得的速度分布,横坐标为无量纲栅距, t 是大叶片栅距.在尾迹中的强速度梯度影响下,测量得到的落后角在叶片尾缘附近有剧烈的跳动,与计算结果相差较大.应用本文提出的修正方法,对该结果进行了修正,图 12 中给出了修正前后的结果.因此试验已经无法重复,未能采用分裂热膜一类的方法进行测量比对,故此处不能下定论修正后的结果就一定比原结果准确,只能做定性的分析如下:此测量是在叶片尾缘后 13 mm 处进行,叶型尾缘压力面与吸力面夹角为 10° 左右,且尾缘厚度只有 0.5 mm,据此分析角度跳动量不应有修正前的 20° 之多.从图 9 也可看出速度梯度对圆柱探针方向测量的影响巨大,修正后的结果应该比未修正结果准确.

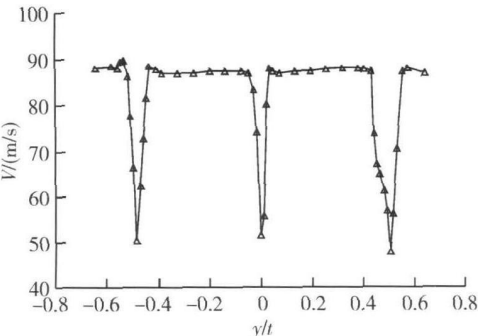


图 11 大小叶片叶栅出口速度分布(0° 攻角)
Fig. 11 Velocity distribution at the exit of a planar splitted compressor cascade (0° incidence)

图 11 和图 12 为 0° 攻角的修正结果,图 13 和图 14 给出了 10° 攻角的修正结果,另外对 5° 攻角结果的修正限于篇幅不再列出.

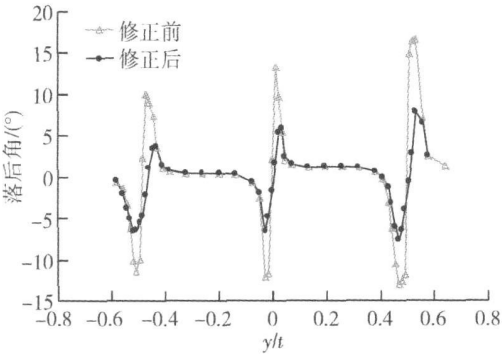


图 12 修正前后的落后角分布(0° 攻角)
Fig. 12 Measured deviation angle distribution with/without compensation (0° incidence)

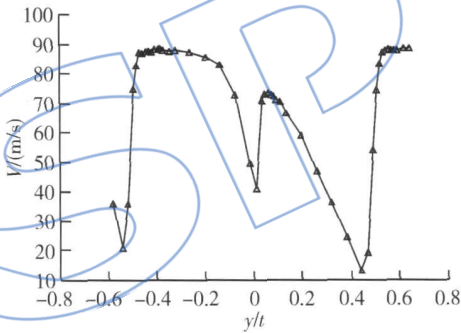


图 13 大小叶片叶栅出口速度分布(10° 攻角)
Fig. 13 Velocity distribution at the exit of a planar splitted compressor cascade (10° incidence)

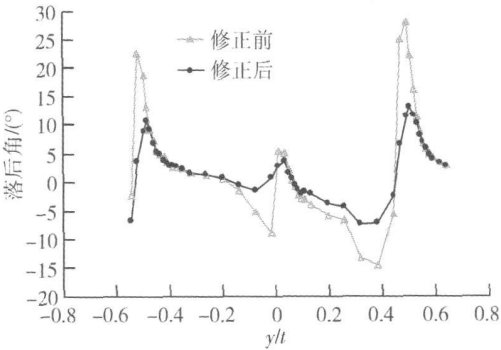


图 14 修正前后的落后角分布(10° 攻角)
Fig. 14 Measured deviation angle distribution with/without compensation (10° incidence)

文献[4]中的一个结论是大小叶片叶栅的落后角基本不随来流攻角而变化.应用本文的方法对几种攻角下的数据进行修正后,得到的结论是落后角是随攻角而增加的,如图 15 所示.从图 13 和图 14 可以看出这是由于对于分离区的大面积

有速度梯度流场的角度测量误差引起的. 可见原文中得出的结论是不正确的, 这个错误正是由于未能重视速度梯度对圆柱探针测量的影响而造成的.

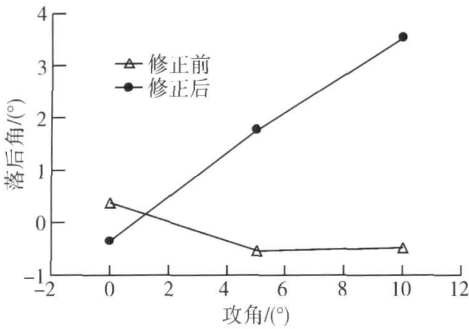


图 15 修正前后落后角随攻角的变化

Fig. 15 Averaged deviation angle versus incidence (with/ without compensation)

5 结 论

本文通过数值模拟和实验研究, 对圆柱探针在有速度梯度流场中测量产生的偏差进行了分析, 结论如下:

- (1) 可以通过 CFD 计算对实验手段的误差进行修正, 但最好有实验进行验证;
- (2) 速度梯度对圆柱探针测量结果的影响是不可忽略的, 在遇到大速度梯度流场时, 应对测量结果进行修正或采用其它测量手段;
- (3) 在有横向速度梯度的流场中, 可以近似认为圆柱表面压力分布形状不随速度梯度变化, 但滞止点偏向高速区. 这会导致测得的来流方向偏向下游低速区, 并使测得的总压偏大;

(4) 文献[4]中的关于大小叶片落后角随攻角的变化结论是错误的, 大小叶片叶栅的落后角也是随攻角增加而增加的.

参考文献:

[1] 马宏伟, 蒋浩康. 速度梯度和近壁效应对压力探针测量误差的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997, 10(4): 42-47.
MA Hongwei, JIANG Haokang. Velocity gradient and wall effect on the measurement error of pressure probes [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1997, 10 (4): 42-46.

[2] 位军. 压力探针在有限空间内标定的堵塞影响及修正[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
WEI Jun. Blockage effect on the flow around a cylinder probe in calibration[D]. Beijing: Beijing University of Aero. & Astro, 2007.

[3] Wysocki M, Drobnik S. A comparative analysis of correction method for total head probes in large velocity-gradient flows[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 2001, (89): 31-43.

[4] 王洪伟, 蒋浩康, 陈懋章. 大小叶片压气机平面叶栅试验研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(1): 113-117.
WANG Hongwei, JIANG Haokang, CHEN Maozhang. Experimental investigation of splitter compressors in a planar cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 27(1): 113-117.