

文章编号: 0258-1825(2004)01-0101-08

对圆柱和二维扩压叶栅在平面叶栅风洞中 旋涡脱落的试验研究

侯安平, 周 盛

(北京航空航天大学动力系, 北京 100083)

摘要 随着叶轮机设计技术的发展, 对流动非定常的了解显得越来越急迫。而在叶轮机的流动中, 尾流是导致流动非定常的一个重要因素, 因此对尾流流动特性的研究就显得很有必要。

本文在不同的平面叶栅风洞中对圆柱及二维扩压叶栅进行了吹风实验, 利用传声器、热线热膜以及动态压力传感器等动态测试仪器, 对圆柱和二维扩压叶栅后旋涡脱落情况进行了试验研究。实验结果显示, 在平面叶栅风洞内的圆柱体尾流中有类似在外流中的卡门涡街脱落现象, 但所对应的斯特劳哈数比外流稍小。更重要的是, 还首次得到了二维扩压叶栅后明显的旋涡脱落特征频率, 证实了在二维扩压叶栅非定常流动中也伴随着有规律的旋涡脱落。这些结果将为利用外流的成果和更全面地考虑叶轮机的气动设计提供很重要的参考作用。

关键词: 平面叶栅风洞; 非定常流动; 旋涡脱落频率

中图分类号: O351.2 **文献标识码:** A

0 引言

由于转子/静子叶排的交错排列和粘性的存在, 叶轮机流场具有明显的非定常流动特征, 即使在设计工况也不例外。与之对照, 现有气动设计体系却是以定常流动基本假设为前提。因此, 国内外同行们普遍认为, 叶轮机气动设计体系从定常转向非定常将是主要发展趋势, 并且蕴含着很大的潜力^[1]。

转子/静子叶排之间容腔子域中非定常尾流的动态行为体现了叶轮机非定常流动机理的复杂性。上游叶片尾流将会冲向下游叶片, 上下游叶排之间的高速相对旋转运动将使尾流撞击动态行为高度复杂, 上游尾流撞击到下游叶片表面将会反射, 并进一步流向再下一排叶片。在容腔子域中, 流动参数的非定常分量可高达总量的 20% 以上。这表明非定常分量已不是高阶小量, 并蕴含着巨大的潜能。然而, 冲向下游的尾流自身还有其独特的流动结构, 在尾流结构中类 Karman 涡街的作用将居主导地位, 并影响上述尾流撞击动态行为, 还受到很多几何与气动参数的影响。若能对于叶片尾流类 Karman 涡街动态行为认识有所深化, 则可把转子/静子交互作用这一叶轮机非定常

气动热力学核心问题的机理研究向前推进, 这也是本文的初衷。

在外流领域, 对钝物体绕流中尾流问题的研究已有了相当长的历史。斯特劳哈(Strouhal)在 1878 年就发现风吹过弦线时, 弦所发出的声调频率和风速与弦线直径之比值成正比。冯卡门(Von Karman)在 1912 年研究了尾流涡街的形成和稳定性等问题, 使钝物体绕流的研究向前发展了一大步。随着流动显示技术的发展, 人们发现在一定的雷诺数下钝物体后旋涡的脱落是周期性的, 反映这种周期性流动特征的相似参数是斯特劳哈数(St 数)。对于给定形状的钝物体, 其斯特劳哈数只与雷诺数(Re)有关。当然, 对于不同形状的钝物体, St 数随 Re 数变化的规律是不相同的。

人们在外流研究中一般把钝物体绕流和绕翼型流动联系起来, 这是因为我们比较关心翼型在大分离情况下的流动情况, 而绕翼型流动一般在大迎角的情况下发生大的分离, 从流动机理上看, 翼型在大迎角下的流动可以看成为钝体绕流。

在外流环境下, 对于各种不同形状的钝物体和翼型的绕流规律研究得比较多, 所得到的数据也比较全

* 收稿日期: 2002-12-04; 修订日期: 2003-03-31。

基金项目: 国家自然科学基金(10072008)和高等学校博士学科点专项科研基金(2000000615)资助。

作者简介: 侯安平(1975-)男, 汉族, 湖南常德人, 北京航空航天大学博士生, 研究方向: 叶轮机气动力学。

面。

而在内流环境中,人们对叶片尾流中的旋涡脱落的问题研究得不多,尚处于起步阶段。Meng Wu 等人(2000)、Wei Ning 和 Li He(1999)、T. C. Currie 和 W. E. Carscallen(1998)研究过涡轮尾缘的涡脱落现象,指出对它的了解有助于提高涡轮的气动性能。在压气机中,由于流动的复杂性,流动分离是很经常的,旋涡脱落现象也总是存在并影响着压气机的气动性能。但很少有实验去探讨这个问题,需要时也只是拿外流的结果作参考来推算。其实,由于所处的流动环境不同,压气机中如旋涡脱落等流动现象与外流中机翼的流动现象也会有不同。

为了搞清尾流旋涡脱落的频谱特性,在试验技术路线上,面临三种选择:在转子/静子叶排交错排列的真实环境中进行试验;在单排孤立转子环境下进行旋转试验;在平面叶栅风洞中进行吹风。为了把最主要的对频谱特性影响的因素及相应机理首先抓住,选择了最为简化的技术路线,就是在平面叶栅风洞中先进行试验探索。在平面叶栅风洞中的试验又分为两个阶段,第一阶段在北京航空航天大学 and 西北工业大学的平面叶栅风洞中完成,主要完成对叶栅风洞中圆柱的涡脱落的频谱特性的研究和对二维扩压叶栅涡脱落频谱特性的初步研究,为第二阶段作好准备;第二阶段在中国燃气涡轮研究院的平面叶栅风洞中最终完成对二维扩压叶栅的涡脱落频谱特性的试验研究。

1 实验设备简介

1.1 叶栅风洞

分别在三座平面叶栅风洞上做了实验。北京航空航天大学 and 西北工业大学两个风洞的结构基本一样,均是吸气式风洞,只是风源动力的功率不同,导致试验段的进气速度不一样。

北京航空航天大学的低速平面叶栅风洞使用一台 40KW 的罗茨鼓风机提供风源,西北工业大学的高速平面叶栅风洞使用两台 250KW 的罗茨鼓风机提供风源。气流经过进气导管、阀门、扩压段、整流段、稳压箱、收敛段,最后吹向试验段的叶片或圆柱,排向大气。北航风洞的栅前来流速度范围为 $0 \sim 35\text{m/s}$,叶栅试验段尺寸为 $400\text{mm} \times 120\text{mm}$,试验段宽度可手动调节。西工大风洞的栅前来流速度最高可达 0.85Ma ,叶栅的出口截面高 100mm ,宽度可电动调节。由于这两座风洞都采用罗茨鼓风机作风源,紊流度较具有暂冲气源的平面叶栅风洞的要大。两座风洞的试验段示意图如图 1 所示。

中国燃气涡轮研究院的平面叶栅风洞是一座暂冲吹入大气式的超、跨音速平面叶栅吹风试验器,能进行亚、跨、超音速压气机和涡轮平面叶栅吹风试验。试验段截面为 $300(\text{高})\text{mm} \times 160(\text{宽})\text{mm}$ 。风洞由闸阀、快速阀、调压阀、稳压段、喷管段、试验段、收集器、坐标架、引射器、抽气装置和尾板等组成(见图 2)。

试验器由气源站供给高压空气,空气经净化、干燥后贮存于总容积为 1000m^3 的九个贮气罐中。风洞与高压贮气罐相接,最大质量流量为 22kg/s ,稳定工作时间大于 4 分钟。快速阀为电动控制阀,从关闭至全开只需 3s 。试验段工作圆盘可以在 $20^\circ \sim 90^\circ$ 范围内转动,以满足试验不同进口进气角 β_1 的变化。为

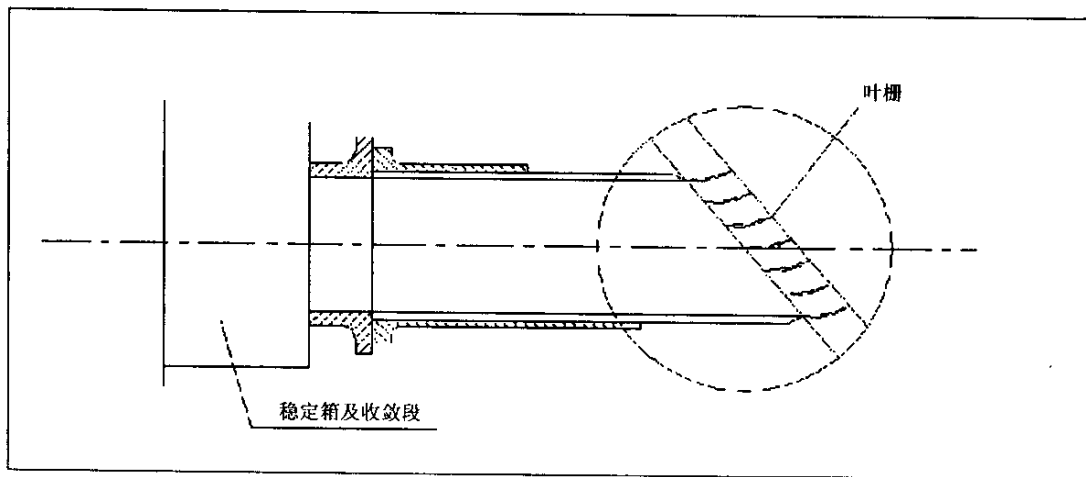


图 1 北京航空航天大学 and 西北工业大学平面叶栅风洞的试验段示意图

Fig. 1 Sketch map of plane cascade tunnel in BUAA and NWPU

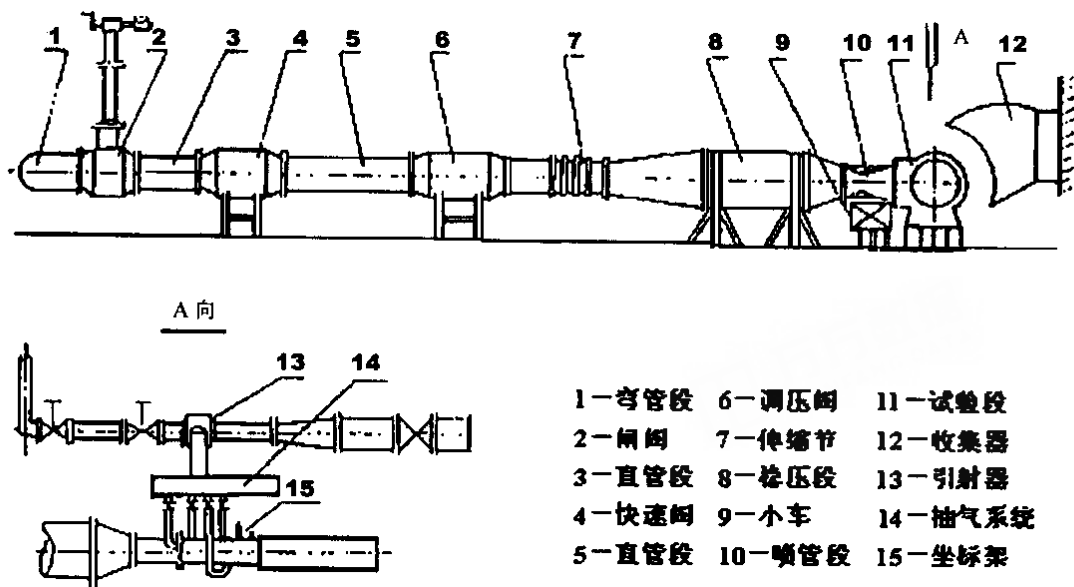


图2 中国燃气涡轮研究院的超跨音速平面叶栅风洞简图

Fig.2 Sketch map of transonic plane cascade tunnel in GTE

扩大风洞的出口马赫数 M_{2T} 的调节范围,在叶栅的首末两叶片的后缘安装了上下尾板,调整上下尾板的扩张程度,通过改变叶栅背压即可获得不同的出口马赫数。

1.2 测试仪器

采用了三种手段来测量旋涡的脱落特性:用传声器测量声波压力的脉动,用热线或热膜测量速度的波动以及用动态压力传感器测量动态压力。

在北京航空航天大学 and 西北工业大学作的实验所使用的测试仪器包括:797厂生产的CH16型电容式传声器;丹麦BK公司生产的型号为BK2144的双通道实时频谱分析仪;TSI公司生产的1050型单斜丝热线风速仪;TSI-IFA200型数据采集器对热膜数据进行采集;在西工大还利用了其叶栅风洞的稳态数据采集系统和高速采集板。

在中国燃气涡轮研究院的平面叶栅风洞中稳态气流参数的测量是由DSY-128电子扫描阀进行数据采集的,该电子扫描阀采用了先进的传感器技术以及实时校准技术,可满足多点压力测量的高速率和高精度等叶栅风洞试验要求。在稳压箱内测取来流总压 P_{1T} 、总温 T_{1T} 、栅前静压 P_{1i} 由开在栅板中间几个通道上的21点栅前静压孔测取,栅后静压 P_{2i} 由开在壁面的14个静压测压孔测取的。在叶栅中间两个测

压叶片上(一个在叶背,一个在叶盆),各测取12点叶片表面压力。在叶栅出口截面,用Kulite动态压力探针代替了稳态测试时使用的PS682A2楔形稳态压力探针,在栅后沿额线方向一个栅距内测取多点动态总压。

1.3 采用的实验件

实验中选取的圆柱体直径分别为10mm、20mm、30mm和40mm,高度为120mm和100mm两种,圆柱表面使用磨床磨光,表面粗糙度为3.2。

二维扩压叶栅采用中国燃气涡轮研究院设计的某种压气机转子平面叶栅叶片。

2 实验结果及分析

2.1 圆柱吹风的实验结果和分析

这部分试验结果都是在北京航空航天大学 and 西北工业大学的叶栅风洞中得到的。对于外流中的圆柱绕流,当 $Re < 5$ 时,流动无分离; Re 在 $5 \sim 40$ 之间时,尾流中形成一对稳定的旋涡;当 Re 在 $40 \sim 150$ 之间时,出现不对称层流涡街;当 Re 在 $150 \sim 300$ 之间时,层流涡街转变成湍流涡街; Re 在 $300 \sim 3.5 \times 10^5$ 转变为湍流涡街; Re 在 $3.5 \times 10^5 \sim 3 \times 10^6$ 时,尾迹变混沌; Re 大于 3×10^6 时,湍流涡街重新建立。 Re 在 $300 \sim 3.5 \times 10^5$ 时,湍流涡街中旋涡脱落频率对应的

St 数保持在 0.21 附近。

在雷诺数处于 $1.5 \times 10^4 \sim 2.35 \times 10^5$ 的范围内对叶栅风洞中圆柱流动进行了多次测试。结果发现,不论是传声器还是热线的测试结果,都显示在此雷诺数范围内,圆柱后尾流的卡门涡街脱落频率所对应的 St 数在 0.17~0.19 左右,基本保持定值(见图 3)。

还进行了多圆柱并列排列时的吹风实验。结果发现与外流中实验结果不完全相同。当 T/D 大于 2.0 时,与在外流中的情况一样,此时的涡脱落频率与单个圆柱的涡脱落频率相同,只有一个特征频率。但是当 T/D 小于 2.0 时,和外流观察到的情况就不同了,此时出现的两个特征频率,不象外流那样分布在单圆柱时对应涡脱落频率的两侧,而是都大于单圆柱时的涡脱落频率,见表 1。这里 T 代表两个圆柱中心线之间的距离, D 代表圆柱的直径。

图 4 是用热线在空风洞时测得的情况,可以看到 67Hz 及其倍频很突出,因为作为气源的罗茨鼓风机

表 1 多圆柱排列时间距对频率的影响

Table 1 Effect of two cylinder's distance on frequency of vortex shedding

圆柱直径 (mm)	T/D	雷诺数	频率 f (Hz), St	频率 α (Hz), St
30	1.83	5.56×10^4	227.12 0.246	381.29 0.413
20	2.75	3.71×10^4	254 0.194	

机供气有一个 67Hz 左右的频率。图 5 是在单圆柱后用热线测得的结果,67Hz 及其倍频还是很突出,另外比较明显的频率在 200Hz 至 250Hz 之间,这就是圆柱后旋涡脱落频率,由于风速不是很稳定,因此旋涡脱落频率在一个窄频带内变动。

图 6~图 9 是用传声器测得的结果。在图 6 和图 7 中可以看到,单圆柱后旋涡脱落频率比较清楚,频谱图中也含有 67Hz 及其倍频。图 8 和图 9 是放置双圆柱时测得的结果。

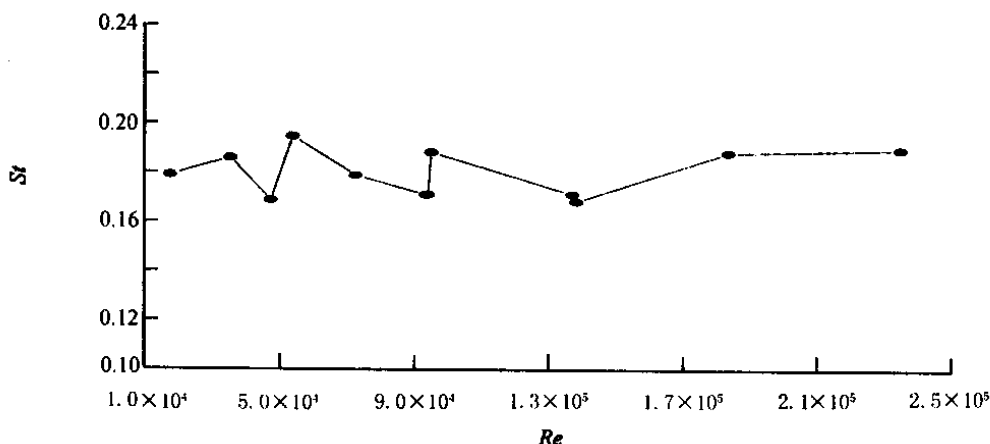


图 3 不同雷诺数(Re)下旋涡脱落的斯特劳哈数(St)

Fig.3 St of vortex shedding vs different Re

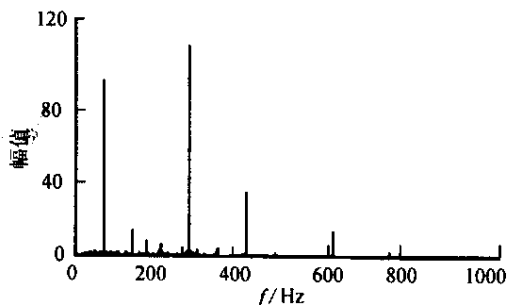


图 4 空风洞时热线测得的频谱图

Fig.4 Spectra of total pressure in empty tunnel measured by hotwire

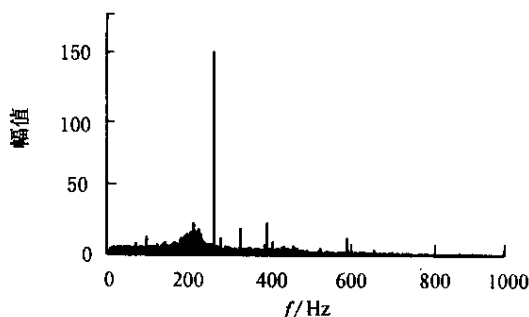


图 5 单圆柱时热线测得的频谱图

Fig.5 Spectra measured by hotwire with only one cylinder in tunnel

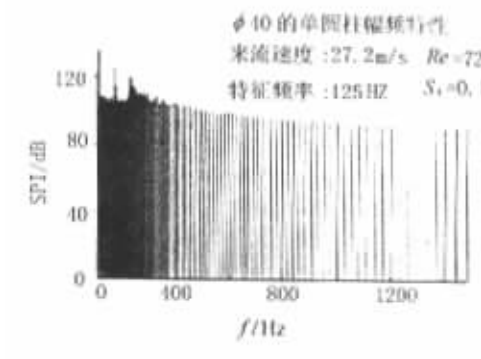


图 6 直径为 40mm 的单圆柱的频谱特性
Fig.6 Spectra of total pressure with one $\phi 40$ mm in tunnel

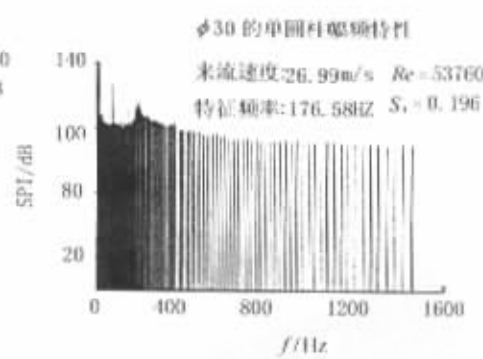


图 7 直径为 30mm 的单圆柱的频谱特性
Fig.7 Spectra of total pressure with one $\phi 30$ mm in tunnel

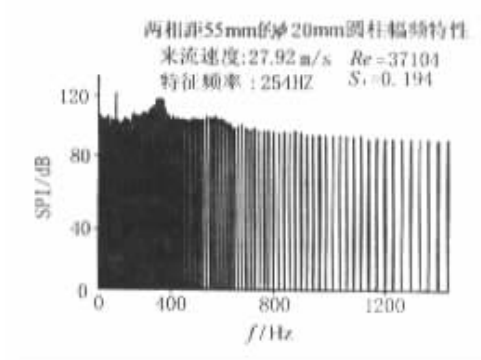


图 8 相距 55mm 的两直径为 20mm 的圆柱频谱特性
Fig.8 Spectra of total pressure with two $\phi 20$ mm cylinder which distance is 55mm

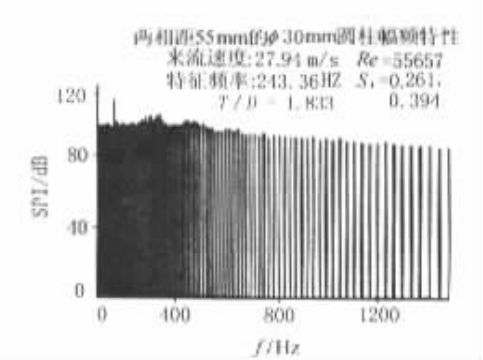


图 9 相距 55mm 的两直径为 30mm 的圆柱频谱特性
Fig.9 Spectra of total pressure with two $\phi 30$ mm cylinder which distance is 55mm

2.2 压气机叶片在平面叶栅风洞中的实验结果及分析

这部分的试验结果都是在中国燃气涡轮研究院的平面叶栅风洞中得到的。通过大量的试验测试,得到了 10° 攻角以下(包括 10°)的多个工况的叶片栅后旋涡脱落频率(见表 2)以及 10° 攻角以上多个工况的叶片栅后旋涡脱落频率(见表 3)。

从表 2 我们可以看到,在 10° 攻角以下,在同马赫数时旋涡脱落频率基本不随攻角的变化而变化;在相同的攻角时,旋涡脱落频率随着马赫数的增大而增大。对应的典型频谱图见图 10 ~ 图 12,限于篇幅,没有将各个工况下的频谱图列出。从各个工况不同位置的总压频谱图可以看到,小攻角、小马赫数下频谱图比较清晰,而在大攻角或者高马赫数工况下,频谱图相对不太清晰。还可以发现,跟叶中测量的频谱比较,叶高 10% 位置的频谱图不如叶中清晰。不过在频谱图清晰的工况下,特征频率对应的幅值与频谱图不是很清晰的情况下比较却较小。这里的原因可能是:

当流动分离较大时,流动内部的旋涡脱落比较杂乱,特征频率显得不突出,体现在频谱图上就比较杂乱,而且脱落旋涡的强度都要比分离较小区域的大得多。

从表 3 和对应的频谱图(图 13 ~ 图 15)可以发现,在大攻角下出现了一些不同的规律。在马赫数不变时,随着攻角加大,脱落频率也增大;在攻角不变时,随着马赫数增加,脱落频率也增大。在 10° 时,出现了两个特征频率。在 10° 攻角到 14° 攻角之间重点进行了旋涡脱落频率的测量,对结果分析发现, 10° 至 11° 间是一个转折点,在这个角度范围内,旋涡脱落频率特性发生了变化:由 500Hz ~ 700Hz 的频率跃升到 800Hz-1100Hz 左右。

所有这些得到的特征频率,都是通过了大量的前期测试,排除了多方面影响因素后得到的。所作的排除工作包括:在叶栅风洞中取掉叶片进行空风洞吹风,用动态总压探针测量,排除来流中的固有脉动频率的影响;测量叶片的静频,排除叶片振动产生的频率的影响;测量动态压力探针的静频,排除测量时动态压力探针在测量时产生振动频率的影响。因此可

以说 ,最后分析得到的特征频率确实对应着一种扩压 叶栅流动中的旋涡脱落。

表 2 第一阶段得到的各个工况下旋涡脱落频率的测量值

Table 2 Frequency of vortex shedding in different operating condition got in phase I

$M \backslash i$		10°	6°	3°		0°		-3°	-6°
				50% 叶高	10% 叶高	50% 叶高	10% 叶高		
0.5		522Hz	519Hz	520Hz	520Hz	547Hz	547Hz	546Hz	544Hz
0.6		590 Hz	588 Hz	590 Hz	590 Hz	598 Hz	598Hz	594 Hz	
0.7		624 Hz	620 Hz	623 Hz	623 Hz	626 Hz	626 Hz	629 Hz	637 Hz
0.8		657 Hz	657 Hz	656 Hz	656 Hz	657 Hz	657 Hz	666 Hz	

表 3 第二阶段得到的各个工况下旋涡脱落频率的测量值

Table 3 Frequency of vortex shedding in different operating condition got in phase II

$M \backslash i$	10°	11°	12°	14°	15°	18°	20°
0.5	551 Hz ,894 Hz	894 Hz	927 Hz	933 Hz	931 Hz	983 Hz	981Hz
0.6					1047 Hz	1055 Hz	1070 Hz

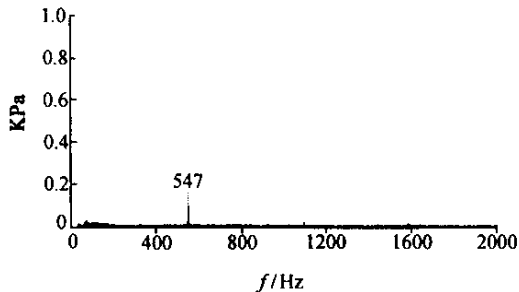


图 10 攻角 0° , $Ma = 0.5$ 的总压频谱图
Fig.10 Spectra of total pressure ($i = 0^\circ$, $Ma = 0.5$)

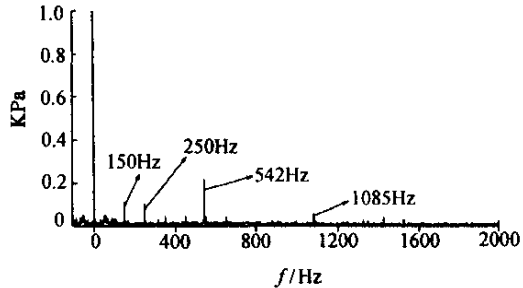


图 11 攻角 3° , $Ma = 0.5$ 的总压频谱图
Fig.11 Spectra of total pressure ($i = 3^\circ$, $Ma = 0.5$)

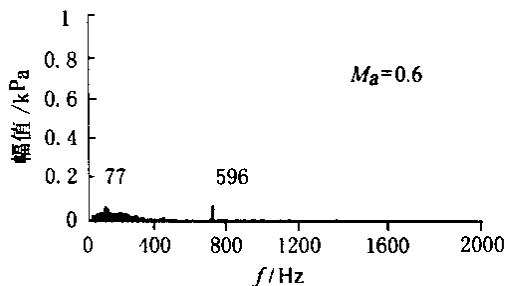


图 12 攻角 10° , $Ma = 0.6$ 的总压频谱图
Fig.12 Spectra of total pressure ($i = 10^\circ$, $Ma = 0.6$)

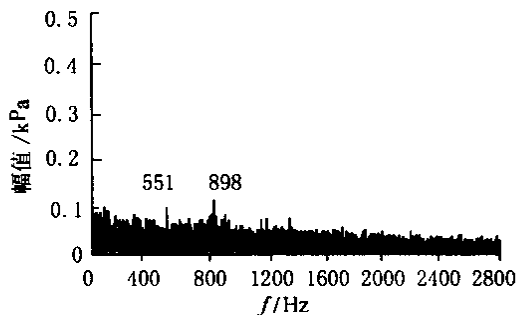
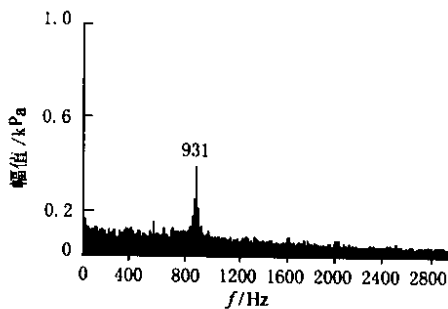
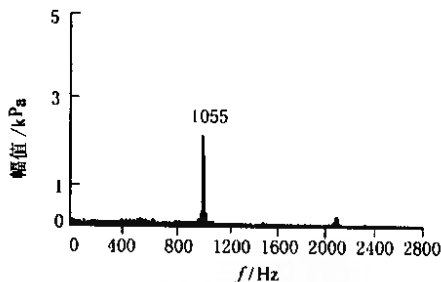


图 13 攻角 10° , $Ma = 0.5$ 的总压频谱图
Fig.13 Spectra of total pressure ($i = 10^\circ$, $Ma = 0.5$)

图 14 攻角 15° , $Ma = 0.5$ 的总压频谱图Fig. 14 Spectra of total pressure ($i = 15^\circ$, $Ma = 0.5$)图 15 攻角 18° , $Ma = 0.6$ 的总压频谱图Fig. 15 Spectra of total pressure ($i = 18^\circ$, $Ma = 0.6$)

3 结 论

对于非定常流动的测量,传声器、热线热膜以及动态压力传感器各有特点,都能测出流动的非定常流动特征,但是也有各自的适用范围。

(1) 传声器一般有一个测试上限,譬如 160dB,这样在大的压力脉动下就不能使用。

(2) 热线很细,在风速大于 0.3 马赫,空气不是特别干净的情况下,容易吹断。

(3) 热膜能测很高的速度,但是体积较大,对流场的影响比较大。

(4) 动态压力传感器很适合测量非定常流场,但也是接触测量,对流场有干扰。

在平面叶栅风洞中,绕圆柱和绕二维扩压叶栅流动有其独特的规律。

平面叶栅风洞内的圆柱绕流有着下列特性,既:

(1) 在所试验雷诺数范围内($1.5 \times 10^4 \sim 2.35 \times 10^5$)基于来流速度和圆柱直径的 St 数基本不变,基本分布在 0.17~0.19 左右。

(2) 多圆柱并列排列时, T/D 大于 2.0,尾流涡脱落频率与单圆柱时的尾流涡脱落频率一致,但当 T/D 小于 2.0 时,得到的两个特征频率不象外流那样分布在单圆柱时对应的涡脱落频率的两侧,而是两个特征频率都大于单圆柱时对应的涡脱落频率。

通过在中国燃气涡轮研究院的超跨音速平面叶栅风洞对某扩压叶栅进行的多种工况下的吹风试验,得出了以下结论:

(1) 在压气机叶栅尾迹中确实存在着旋涡脱落现象,旋涡脱落频率随攻角和马赫数按照一定的规律变化。

(2) 叶片尾迹中的旋涡脱落频率随马赫数增加而变大。攻角不超过 10° 时,在较高马赫数下($Ma \geq 0$ 。

6),旋涡脱落频率不随攻角变化;但是在较小的马赫数下($Ma < 0.6$),旋涡脱落频率随攻角增加而变小。攻角超过 10° 时,脱落频率随着攻角的增大而增大。

(3) 在不同的攻角范围内旋涡的脱落规律会发生变化,对本试验叶栅而言转折攻角在 $10^\circ \sim 11^\circ$ 之间时,旋涡脱落频率特性发生了变化:由 500Hz~700Hz 的频率跃升到 800Hz~1100Hz 左右。由于试验所选的扩压叶型比较少,还不能总结出对于多种扩压叶型都适用的判断在不同工况下旋涡脱落频率的经验公式。确定这样的经验公式是下一步工作的方向之一。对于压气机叶片在三维真实的流动环境中的旋涡脱落情况也有待进一步去探讨,这也是今后的一个工作方向。不过首先研究清楚二维的旋涡脱落规律能为进一步的研究打下比较好的基础,为利用外流的成果和更全面地考虑叶轮的气动设计提供了很基础的参考作用。

参 考 文 献:

- [1] FRANSSON T H. Preface in Proc. of 8th international symp. of unsteady aerodynamics & aeroelasticity of turbomachinery [C]. Stockholm, Sept. 1997.
- [2] WEI Ning, LI He. Some modelling issues on trailing edge vortex shedding [R]. 99-GT-183, 1999.
- [3] CURRIE T C, CARSCALLEN W E. Simulation of trailing edge vortex shedding in a transonic turbine cascade [J]. *Transaction of the ASME Journal of Turbomachinery*, January 1998, 120: 10-19.
- [4] WU M, WANG S, WANG Z, FENG Guotai. Numerical simulation of trailing edge vortex shedding [C]. 2nd ISFMFE, Beijing, 2000.
- [5] 邢秀清, 张健, 周盛. 通过损失系数实验值确定堵塞系数的方法 [J]. *流体力学实验与测量*, 1999, 13(2): 10-16.
- [6] 夏雪湫, 邓学莹. 工程分离流动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.
- [7] 崔尔杰, 张炳喧. 非定常流与涡运动 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1989.

A study on vortex shedding frequency of blade profile and cylinder in cascade tunnel

HOU An-ping ZHOU Sheng

(*Department of Power , Beijing University of Aeronautics & Astronautics ,Beijing , 100083 , China*)

Abstract : There is a paradox that the flow in the turbomachinery is unsteady inherently , but the design system of turbomachinery base on steady flow . In order to do some work for resolveing this paradox ,as a begin ,an aerodynamics test was executed on compressor blade profile and cylinder in plane cascade tunnel . The test showed that there are Karman vortex street behind cylinder ,but the rule of shedding frenquency as strouhal number is defferent compared with that the cylinder is put into outflow .It is very important that the result of test confirmed the existence of regular shedding vortex in two-dimensional compressor blade 's wake . The frequency of vortex shedding is changed with Mach number and incidence .

Key words : plane cascade tunnel ;unsteady flow ;frequency of vortex shedding