

## 涡轮平面叶栅变几何试验研究

陈 升, 邱 超, 宋华芬

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

**摘 要:** 通过建立变几何平面叶栅试验台, 测量了平面叶栅在不同安装角下的叶片表面静压分布、出口总压分布和出口气流角。详细分析各种气动参数随叶片安装角的变化规律, 并将试验测得的叶栅各种损失随转角的变化与 3 种损失模型的预测结果进行了比较, 结果表明: 在测量的转角范围内, 随着安装角的增大, 叶片表面扩压断明显增加, 叶栅出口气流角也会随之增大, 叶栅总损失不断减小。其中, 叶型损失先减小后增大, 端部二次流损失和叶顶间隙损失都是减小的。

**关 键 词:** 平面叶栅; 变几何; 安装角; 损失; 出口气流角

中图分类号: TK474 文献标识码: A

### 引 言

燃气轮机作为动力装置已在国民经济各个领域占有重要地位, 它广泛应用于能源动力、交通运输、航空航天及国防工业中。对燃气轮机来讲, 经济性是评价其性能好坏的重要指标。很多情况下, 涡轮必须在非设计工况下工作, 提高涡轮非设计工况下的经济性显的尤其重要<sup>[1]</sup>。

在航空方面, 超音速运输机和多种使命军用飞机的发动机必须在很大范围的马赫数和飞行高度下工作, 为了适应这些要求, 很有效的途径就是在涡轮中装用通流面积可调的静叶, 控制涡轮的通流能力, 把发动机调整到性能较好的工作点上。对于海军的水面舰艇, 燃气轮机大部分的时间工作于巡航的状态, 而只有 3% ~ 10% 的时间在较大或最大航速下 (也即设计工况下) 工作, 所以为了提高经济性能, 也需要控制涡轮的通流面积<sup>[2]</sup>。

所谓变几何涡轮, 是指涡轮的几何参数可调。涡轮变几何的目的就是改变静叶喉部面积, 控制涡轮的流量。它有很多方法, 如机械式引入障碍物到

流道中、环形面积可调、引入第二股气流射入静叶喉部位置或者通过改变静叶安装角来实现的。

R. R 公司和 NASA 刘易斯中心的试验研究都表明, 改变静叶安装角是较为有效地控制涡轮流量的方法, 即静叶片可以转动, 从而改变喉口面积, 进而使涡轮的通流能力发生变化。由于变几何涡轮在部分负荷上的优越性, 因此对涡轮静叶安装角改变后的叶栅各种气动参数及损失的试验分析是很有必要的。

### 1 平面叶栅试验装置

#### 1.1 试验装置

涡轮平面叶栅变几何试验是在上海交通大学低速风洞试验台上进行的, 图 1 是该低速风洞的示意图<sup>[3]</sup>。该风洞气源是由一台电机驱动的离心压缩机组成的, 压缩机的额定功率为 100 kW。压缩后的气流经过扩压管道进入稳压箱, 稳压箱内有一道蜂窝整流器和两道网格整流器, 对气流进行整流, 稳压箱整流后的气流经过收缩管道进入涡轮叶栅试验段。试验段有 8 个叶片组成, 其中 4 号和 5 号叶片包含的流道为主测量流道。图 2 是主测量流道叶栅示意图, 表 1 是试验叶栅的主要几何参数, 图 3 是变几何试验叶片的可转动设计。

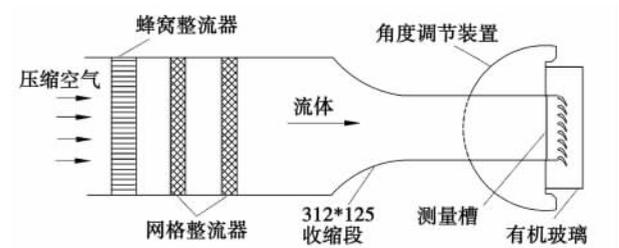


图 1 低速风洞试验台

收稿日期: 2010-01-27; 修订日期: 2010-07-20

作者简介: 陈 升 (1984-), 男, 安徽巢湖人, 上海交通大学硕士研究生, 现工作在中国交通建设集团上海航道装备工业有限公司助理工程师。

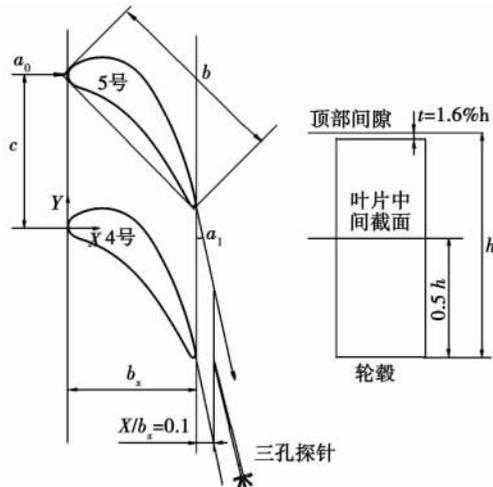


图 2 主测量流道叶栅

表 1 叶栅主要几何参数

	数值
叶栅弦长 $b/\text{mm}$	57.48
轴向弦长 $b_x/\text{mm}$	42.30
栅距 $c/\text{mm}$	41.50
叶高 $h/\text{mm}$	123
端部间隙 $\tau/\text{mm}$	2
安装角 $\beta/(\circ)$	41.3
几何进口角 $\alpha/(\circ)$	90
几何出口角 $\alpha_1/(\circ)$	24
转折角 $\Delta\alpha/(\circ)$	66
前缘半径 $r_1/\text{mm}$	3.79
尾缘半径 $r_2/\text{mm}$	0.86
最厚宽度 $t_{\max}/\text{mm}$	12.65

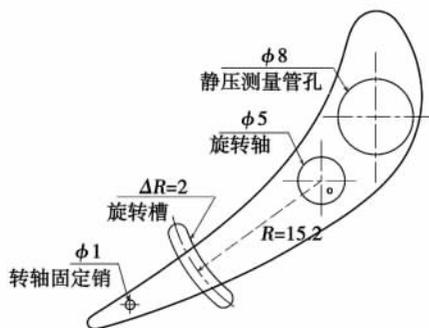


图 3 叶片的可转动设计

1.2 测量仪器

测量设备采用了自行设计的 L 型的三孔压力探针、DSA3017 压力扫描阀和高精度的三维坐标架。其中,探针的测量误差为  $\pm 0.5\%$ ,压力扫描阀

在试验风洞压力范围内的测量误差是  $\pm 0.05\%$ ,三维坐标架的分辨率为  $3.125 \mu\text{m}$ 。测量的试验数据包括:(1) 叶栅进口流场的总压和静压。采用三孔探针在试验段叶栅入口一倍弦长处测量。(2) 叶栅出口 10% 弦长处的总压分布和出口气流角,测量位置如图 2 所示。

2 叶栅试验结果与分析

进口气流的总压  $P_0^* \approx 103\ 100 \text{ Pa}$ ,入口速度  $V_{in} \approx 19.5 \text{ m/s}$ ,总温  $T_{in} \approx 306 \text{ K}$ ,试验雷诺数  $Re \approx 179\ 580$ ,出口静压  $P_0 \approx 101\ 300 \text{ Pa}$ 。

2.1 叶栅表面静压系数

2.1.1 叶片表面静压系数的定义

在讨论叶栅的气动特性时,沿叶型表面静压分布曲线是重要的分析数据。根据压力分布曲线的形态,可以对叶栅中各种损失,特别是叶型损失的形成和发展做出分析和估计。在试验中,定义叶栅表面静压系数为:

$$\overline{C_{PS}} = (p_i - p_1) / \frac{1}{2} \rho_1 c_1^2$$

式中: $p_i$ —叶片表面测点静压; $p_1$ 、 $\rho_1$ 、 $C_1$ —出口测量截面气流静压、密度和速度。

2.1.2 不同安装角下叶片表面静压系数

图 4 为不同安装角下,叶片表面静压系数分布。横坐标为叶型表面弧线的长度  $\bar{S}$ ,叶片示意图如右下角所示,定义叶栅出口尾缘处为零点,顺着吸力面到压力面逆时针方向绕叶片旋转一周为  $0 \sim 1$ ,叶片上的点表示的是试验时静压孔的位置。

从图中  $0^\circ$  转角下得静压系数分布曲线可以看到,在叶栅进口边驻点处,气流的速度为零,静压系数近似等于 1。在驻点以后,气流开始膨胀,压力下降,速度增加。在叶片的吸力面(叶背),静压系数  $\overline{C_{PS}}$  的下降率很大,气流迅速膨胀,速度增加较快。这主要是因为叶背的曲率较小。而在叶栅的压力面(叶腹), $\overline{C_{PS}}$  的下降率较小。从图中可以很明显看到,叶腹的  $\overline{C_{PS}}$  总是大于叶背,只是在出口尾缘处近似相等。这可以看成是由于气流绕背面曲率的曲线运动离心力所致的。这种情况,即使在理想条件下也总是存在的,并可以看成是气流对叶栅产生周向力的来源。

在上述这个横向压力梯度作用下,叶背上相应点的压力可能会下降的十分显著,并有可能低于叶栅的出口压力。显然,这取决于气流的转折角,转折

越大,横向压力梯度也越大,就越有可能出现这种情况。在气道出口的斜切部分中,气流已经走出腹面范围,腹面也就不能继续将气流压向背面,建立横向压力梯度的条件消失,因此在这一段内,原先较低的压力就逐渐升高,就会出现一个扩压段。通过扩压作用,气流的压力会升到出口压力  $P_1$ 。在腹面上,气流是逐渐下降到接近于背压  $P_1$  的,而不可能出现扩压段。通常腹面上的速度在开始时加速较快,然后,加速的比较缓慢,只有在接近出口边时,才有显著的加速。

从上面的讨论可以看出,在收敛的流道中,气流在很大区域范围内都是加速膨胀的,但在叶背部有可能出现局部的扩压段,扩压段内的正压力梯度不但会导致附面层沿气流方向加厚的较快,甚至会加快气流在边界层局部区域的脱流和倒流,这些都会显著的增加叶栅的叶型损失,所以良好的叶型设计就应该使局部扩压段的影响尽量小。叶栅的气动特性在很大程度上可以直接从压力分布曲线的形状判断出来。一般说来,扩压段越小,整个曲线形状有着均匀变化的走向,流动损失就越小。

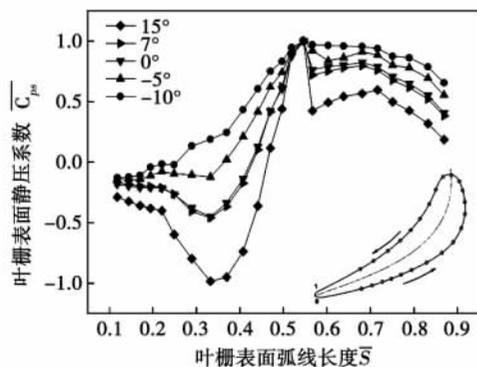


图4 不同安装角下叶片表面的静压分布

对比不同安装角下叶片表面静压系数,可以得到,随着叶片安装角从  $-10^\circ \sim +15^\circ$  增大的过程中,不论是在叶栅的压力面还是吸力面,正压力梯度的扩压段都相应的增加,尤其在叶背,扩压段的增加更加的显著。根据上面分析,较大的扩压段会增加叶型损失。因此,随着叶片安装角的增大,叶栅的叶型损失是不断增加的。这主要是,当叶片正转角时,叶栅通流面积增加,此时流道的收敛性变差,导致叶型损失会增加;相反,当叶片负转角时,叶片通道的喉部面积减小,流道的收敛性变好,所以叶型损失会减小。当然,这里说的损失都是绝对损失。通常在定几何叶栅中,叶片的通流面积不会改变,如果绝对损失大,质量平均损失也就大。但是在变几何叶栅中,

由于通道面积随着叶片的转角变化很大,质量流量变化也就很大,所以不可以说绝对损失大,质量平均损失就一定大。

## 2.2 叶栅的出口总压损失系数

### 2.2.1 总压损失系数

在试验中,总压损失系数定义为:

$$C_{pt} = (P_0^* - P_1^*) / \frac{1}{2} \rho_1 c_1^2$$

### 2.2.2 设计安装角时出口总压损失系数

静叶栅中的总压损失,通常可以分为叶型损失、根部二次流损失和端部二次流损失。但是对于变几何叶栅,为了保证静叶能自由旋转,必须在静叶和静止壁面间留有一定的间隙(在本试验中,端部间隙为 2 mm,是流道高度的 1.6%)。这样,使得叶片端部附加产生了端部间隙损失<sup>[4]</sup>。

图5是叶栅在设计安装角下,叶栅出口10%弦长处的总压损失系数等势图,横坐标为叶栅沿节距方向,纵坐标为叶栅高度。图6为节距质量平均总压损失系数。从图5和图6可以看出,在叶栅中部,15%~90%叶高之间,叶栅的总压损失系数沿叶栅高度方向的变化不是很大。在叶片的展弦比(叶高/弦长)较大时,通常可以认为叶栅中部的损失对应的是叶型损失,这是因为叶片中间截面几乎不会受到端部二次流和根部二次流影响<sup>[5-6]</sup>。因此,叶型损失沿高度方向的变化较小。

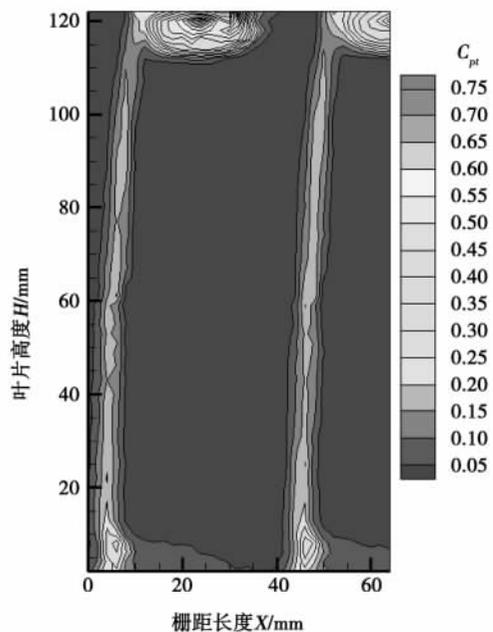


图5 总压损失系数等势图

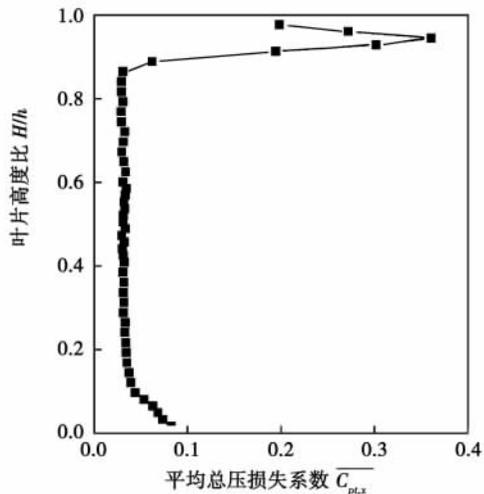


图 6 节距质量平均总压损失系数

从图 5 和图 6 还可以看出,端部损失非常明显,越是靠近下端部,其损失越大。这主要是因为,越是靠近壁面,气流的速度越低,很难平衡压力面和吸力面的压差,从而导致附面层中气流横向从压力面流向吸力面,使得端壁附近吸力面上的附面层堆积而剧烈增厚,这加厚的附面层会发生局部的脱离,同时附面层外的流体也会从吸力面流向压力面来补充附面层内的横向流动。这些流动都会促进涡流的产生,增加叶栅端部损失。还有,在叶栅顶部,除了二次流作用,间隙流也加剧了顶部旋涡的形成<sup>[7]</sup>,顶部间隙流主要包括不偏转的气流通过间隙直接从进口流向出口,以及在压差的作用下间隙内流体的横向流动。间隙流和二次流的共同作用使得靠近上端部间隙处叶栅出口总压损失系数增加比较明显。

### 2.2.3 不同安装角下的总压损失系数

图 7 是叶片安装角在  $-10^{\circ} \sim +15^{\circ}$  变化时的 5 个工况下,叶栅出口 10% 弦长处的节距质量平均总压损失系数沿叶高的分布。从图中可以看出,在叶栅中部,较大负转角的情况下,节距质量平均总压损失系数有明显的增加。从叶片表面静压分布可以看出,负转角时叶栅表面扩压段是减小的,所以绝对损失是减小的。但是,由于在较大负转角的情况下,叶栅的通流面积有比较明显的减小,使流量有较大的减小,这反而会导致质量平均总压损失系数增大,即叶栅中部的叶型损失增加较大。

从图 7 还可以看出,在试验转角范围内,正转角对质量平均总压损失系数的影响较小。这是因为在正转角时,虽然流道的收敛性变差会导致叶型损失的增加,但由于此时叶栅对应的是负冲角,并且叶栅

通流面积增加较大,所以在试验的转角范围内,质量平均总压损失系数增加较小。

在叶栅的顶部,间隙泄漏损失对总压损失系数的影响是主要的<sup>[8]</sup>。从图 7 可以看出,在顶部间隙处,负转角时,质量平均总压损失系数有较大的增加,而在正转角时,相对较小。主要的原因是,在较大负转角时,出口气流角较小,导致出口的气流转折角较大,顶部间隙中的气流由于直接从叶顶间隙流到出口,气流发生的偏转很小。因此,顶部间隙流和主流成较大的角度在出口处汇合,引起了很强的涡流。

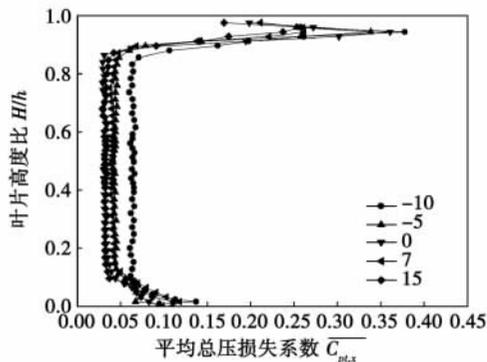


图 7 不同转角下节距质量平均总压损失系数

### 2.3 叶栅出口气流角

出口气流角是叶栅的气动性能极重要的组成部分。能否准确地确定出口气流角,对涡轮轮周功有很大的影响。叶栅出口气流角  $\alpha_1$  (如图 2 所示) 减小时,可以增加做功量,但是过小的出口气流角会使能量损失增加<sup>[9]</sup>。

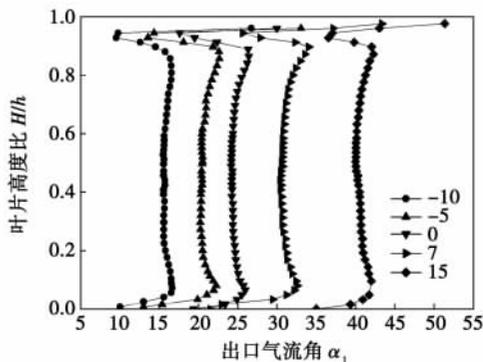


图 8 不同安装角下节距质量平均出口气流角

图 8 是叶片安装角在  $-10^{\circ} \sim +15^{\circ}$  变化的 5 个工况下,叶栅出口 10% 弦长处的节距质量平均出口气流角沿叶高方向的分布。在叶栅根部和顶部,流道内气流的横向运动表现为通道涡的形式。叶栅根

部通道涡的旋向为顺时针方向,顶部通道涡的旋向为逆时针方向。由于通道涡的作用,在叶栅根部,通道涡下半部的气流角是不断减小的,而在通道涡的上部,气流角逐渐增大,这就会产生每个转角下叶栅根部气流角先增大后减小的趋势。相应地,在叶栅顶部通道涡部位,出口气流角在上部不断减小,下部不断增加。并且在顶部间隙位置,由于气流不转折的直接从叶栅进口流向出口,会很明显地增大出口气流角。

比较图 8 中的 5 个不同转角工况,可以看到,随着叶片安装角的增大,出口气流角有很大幅度的增加。主要原因是,在试验中冲角对出口气流角的影响很小,所以转角的变化会直接影响出口气流角的大小。根据本试验的转角和出口气流角的定义,正转角会增大出口气流角,而负转角减小出口气流角。

### 3 试验结果与 3 种经典损失模型计算结果对比

在叶栅试验中,总损失和叶型损失是可以直接测得的,再用有间隙时测得的总损失减去没有间隙时的试验结果可以得到叶栅顶部间隙损失,最后再用有顶部间隙的叶栅总损失减去叶型损失和顶部间隙损失就得到了叶栅的端部二次流损失。

图 9 ~ 图 12 分别是叶栅的叶型损失、顶部间隙损失、端部二次流损失和总损失的试验结果与 3 种经典损失模型 Ainley & Mathieson 模型 (*A - M*)、Dunham & Came 模型 (*D - C*) 和 Kacker & Okapuu 模型 (*K - O*) 预测结果的对比<sup>[2]</sup>。

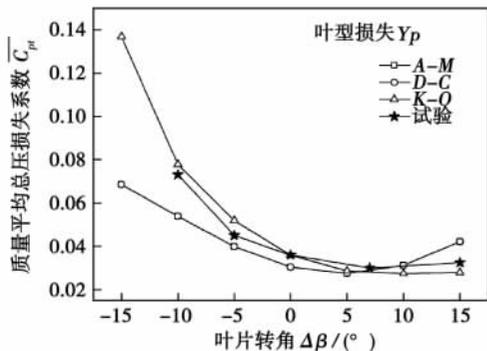


图 9 叶型损失随转角变化的试验与计算对比

从图 9 可以看出,在试验的转角范围内,随着叶栅安装角从  $-10^{\circ} \sim +15^{\circ}$  增加,叶型损失是先增大后减小的。主要是因为,在叶栅进口气流参数不变的情况下,叶栅存在一个最佳安装角,在此安装角

下,叶型损失最小。该叶栅最佳安装角大约是  $46.3^{\circ}$ 。因为 *D - C* 模型在 *A - M* 模型基础上对叶型损失进行了马赫数修正,由于试验出口的马赫数较低,不需要马赫数修正,所以 *D - C* 模型和 *A - M* 模型计算叶型损失的公式一致的,因此两条曲线重合。

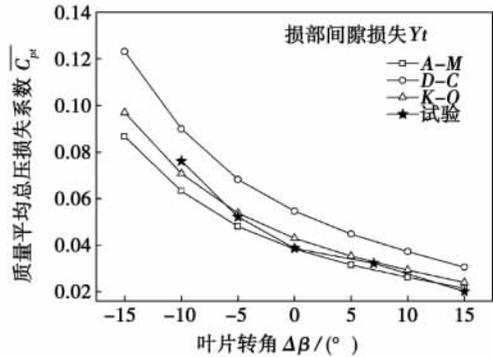


图 10 顶部间隙损失随转角变化的试验与计算对比

从图 10 可知,随着转角的增大,顶部间隙损失有比较明显的减小,这和图 6 顶部间隙损失的分析是一致的。

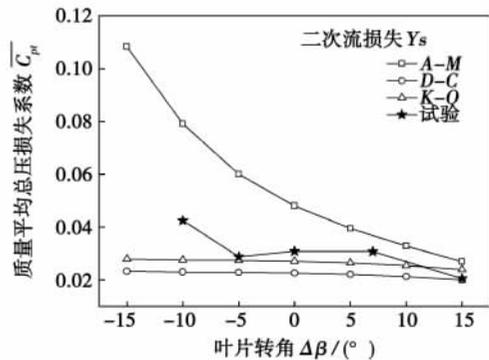


图 11 二次流损失随叶片转角变化的试验与计算对比

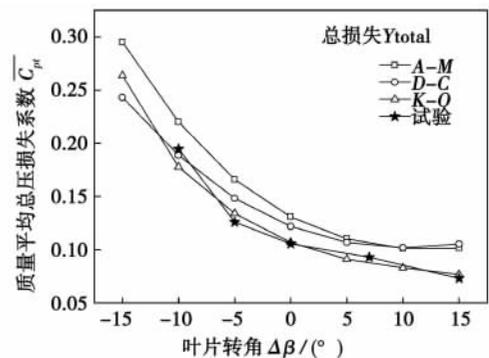


图 12 总损失随转角变化的试验与计算对比

图 11 表明,随着转角的增大,端部二次流损失有一定的减小,但是不明显,并且中间还有波动。除了  $A-M$  损失模型计算的结果是减小的,其余的两种损失模型的计算的结果都是没有影响的。

从图 12 可以看出,总损失随着转角的增大而减小,但是减小的趋势越来越小。主要是因为,随着叶栅转角的增大,出口气流角有比较明显的增加,同时也增加了叶栅的喉口面积,有利于改善叶栅的流通性能,减小损失,但是当出口气流角增加到一定角度后,对流通性能的改善也就相对的减弱,因此对损失的影响也相应的减小。

总结以上的分析,试验测得的各种损失的变化趋势和 3 种损失模型的预测结果是一致的。相比较,试验结果与  $K-O$  模型计算的结果比较接近。

#### 4 结 论

本研究通过低速风洞试验台完成的变几何平面叶栅试验,得到了以下关于变几何平面叶栅各种气动参数和损失随叶片安装角的变化规律。

(1) 试验测得的叶栅表面静压分布和出口气流角表明,随着叶片安装角从  $-10^\circ \sim +15^\circ$  增大,叶栅表面的扩压断有明显的增加,出口气流角也有较大的增大

(2) 随着叶片安装角从  $-10^\circ \sim +15^\circ$  增大的过程中,叶栅的总损失是不断减小的。试验结果与 3 种损失模型的预测结果的变化趋势是一致的。相比较,试验结果与  $K-O$  模型比较接近。

(3) 随着叶片安装角的增大,叶型损失先减小后增大。并且,在试验转角范围内,负转角时的叶型损失要大于正转角。叶顶间隙损失随着叶片安装角的增大不断减小。端部二次流损失随着转角的增大有一定的减小,但是减小的量比较有限。

#### 参考文献:

- [1] QIU C, SONG H F, WANG Y H, et al. Performance estimation of variable geometry turbines [J]. Proc IMechE, Part A: J Power and Energy, 2009, 223( A4) : 441 - 449.
- [2] 邱 超. 典型燃气轮机变几何动力涡轮特性曲线的建立 [D]. 上海: 上海交通大学, 2006.
- [3] SANG WOO LEE, BYOUNG JOO CHAE. Effects of squealer rim height on aerodynamic losses downstream of a high-turning turbine rotor blade [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2008, 32: 1440 - 1447.
- [4] 邱 超, 宋华芬. 变几何涡轮的损失研究 [J]. 燃气轮机技术, 2007, 20( 1) : 39 - 42.
- [5] SAUER H, MULLER R, VOGELER K. Reduction of secondary flow losses in turbine cascades by leading edge modifications at the end-wall [J]. Journal of Turbinemachinery, 2001, 123: 207 - 213.
- [6] 陈绍文, 陈 浮, 徐文远, 等. 变攻角小低压涡轮导向器二次流的实验研究 [J]. 燃气涡轮实验与研究, 2005, 18( 4) : 15 - 19.
- [7] MCCARTER A A, XIAO X W, LAKSHMINARAYANA B. Tip clearance effects in a turbine rotor. Part II: velocity field and flow physics [R]. ASME 2000 - GT - 0477, 2000.
- [8] LEI WEI, QIAO WEIYANG, SUN DAWEI. Tip clearance flows in turbine cascades [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21: 193 - 199.
- [9] 王仲奇, 秦 仁. 透平机械原理 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1987. (编辑 伟)



### 高速离心压气机扩压器的粒子图象速度技术

据《ASME Journal of Turbomachinery》2010 年 4 月号报道,未来的小型燃气轮机依赖于更高效率和压比的离心压气机,以便达到更低的耗油率、更高比功和更高的功率与重量比。

鉴于它在级性能、寿命和工作能力中的重要性,高效的扩压器对于现代的压气机级是必不可少的。

为了描述叶片式扩压器内复杂非定常的流场,利用粒子图象速度表示一台跨音速离心压气机叶片式扩压器通路内流动特性的展向和圆周的变化特征。

通过低的、额定的和高负荷特征的 3 个不同运行条件的比较,进一步分析了在扩压器流场内的展向变化。

这些数据证明,不仅扩压器的流场高度取决于运行条件,例如轮毂到顶部的变化随负荷而增加,而且由叶轮出口高度三维流动引起的圆周向周期性也产生向着叶片式扩压器轮毂区域的更大的不稳定性。

(吉桂明 摘译)

太阳能高温热发电蓄热技术研究进展 = **Recent Advances in the Study of Solar Energy High-temperature Heat Power Generation and Accumulation Technologies** [刊, 汉] YANG Xiao-ping ( Education Ministry Key Laboratory on Heat Transfer Intensification and Process Energy-saving, South China University of Science and Technology, Guangzhou, China, Post Code: 510640 ), YANG Xiao-xi, YANG Min-lin ( Guangdong Provincial Key Laboratory on Distributed Energy Source Systems, Dongguan University of Science and Technology, Dongguan, China, Post Code: 523808 ), DING Jing ( Polytechnic College, Zhongshan University, Guangzhou, China, Post Code: 510062) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26( 1) . - 1 ~ 6

An analysis and comparison in detail of various heat accumulation theories, media and processes used in solar energy high-temperature heat power generation was conducted. The heat accumulation methods using concrete or cast ceramics as a medium have a low investment cost, thus mostly used in trough type power generation systems. The dual tank heat accumulation system using melted salt as its medium has a low technical risk and can realize a continuous and stable power generation, therefore relatively applicable for a tower type system. The slanting temperature layer single tank heat accumulation system has a relatively high technical risk, but its investment cost can be reduced. The direct steam power generation system sets a very high standard for the pressure endured by its transmission system. The high-temperature phase change heat accumulation and chemical reaction heat accumulation technologies are still in the stage for experimental study, needing to find a more appropriate phase change material, thermal chemical reaction and device. **Key words:** solar energy, thermal power generation, heat accumulation

涡轮平面叶栅变几何试验研究 = **Variable Geometry Experimental Study of a Turbine Plane Cascade** [刊, 汉] CHEN Sheng, QIU Chao, SONG Hua-fen ( College of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26( 1) . - 7 ~ 12

Through the setting-up of a variable geometry plane cascade test rig, measured were the blade surface static pressure distribution, outlet total pressure distribution and outlet gas flow angles of a plane cascade at different installation angles. Furthermore, the regularity governing the change of various aerodynamic parameters with blade installation angles was analyzed in detail. The change of various losses of the cascade with deflection angles, which were measured during the test, was compared with the results predicted by using three loss models. The research results show that in the range of the deflection angles being measured, the blade surface diffusion section will increase conspicuously with an increase of the installation angle and the outlet gas flow angle of the cascade will also increase. Moreover, the total loss of the cascade will constantly decrease. Among them, the blade profile loss will first decrease and then increase, and both the secondary flow loss at the two ends and blade tip clearance loss will invariably drop. **Key words:** plane cascade, variable geometry, installation angle, loss, outlet gas flow angle

室外翅片管换热器的设计对空气源燃气机热泵系统性能的影响 = **Influence of the Design of an Outdoor Finned Tube Heat Exchanger on the Performance of Its Air Source Gas Engine Heat-pump System** [刊, 汉] CHEN Yi-guang, YANG Zhao ( Thermal Energy Research Institute, Tianjin University, Tianjin, China, Post Code: 300090) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26( 1) . - 13 ~ 19