

压力面小翼对涡轮叶栅不同间隙下 流场影响的实验

钟兢军, 魏 曼, 陆华伟
(大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘 要: 对某涡轮叶栅加装不同宽度的压力面小翼对叶栅间隙流场的影响进行了实验研究,详细测量了间隙高度为 $0.5\%h$, $1\%h$, $1.5\%h$ 时叶栅出口流场和叶片表面静压分布情况. 通过实验结果分析得出:随着间隙高度的增加,间隙泄漏流动加剧,泄漏涡增强,叶栅总损失增加,同时使上通道涡的强度减弱;压力面小翼在间隙高度为 $0.5\%h$ 时对间隙泄漏流动的控制效果较好,宽度为 0.4 倍当地叶片厚度的压力面小翼能使叶栅总损失降低 18%. 间隙高度为 $1\%h$ 时,0.3 倍当地叶片厚度的压力面小翼效果最佳,使叶栅总损失降低 10.37%. 间隙高度为 $1.5\%h$ 时,压力面小翼对间隙泄漏流动基本没有影响,但在一定程度上降低了叶栅总损失.

关 键 词: 涡轮叶栅; 间隙高度; 压力面小翼; 间隙泄漏流动; 实验测量

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Experiment on effect of pressure-side winglet on flow field in turbine cascade at different tip clearances

ZHONG Jing-jun, WEI Man, LU Hua-wei
(Marine Engineering College,
Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China)

Abstract: Detailed experiments were carried out to investigate the effect of the tip clearance flow in a turbine cascade with different width pressure-side winglets. The flow field of the cascade outlet and the static pressure distribution on the blade surface were surveyed in detail at different tip clearance height of $0.5\%h$, $1\%h$, $1.5\%h$. The results show that, as the tip clearance height increases, the leakage flow is intensified, the leakage vortex is strengthened, the total loss of cascade is increased, and the up channel vortex is weakened. Pressure-side winglet has a good effect at the $0.5\%h$ tip clearance height, the total loss of the cascade is reduced by 18% with width being 0.4 times of the local blade thickness. 0.3 times of the local blade thickness case reduces the total loss of the cascade by 10.37% at the $1\%h$ tip clearance height. At the $1.5\%h$ tip clearance height, the pressure-side winglet almost has no effect on clearance leakage flow, but reduces the total loss of the cascade to a certain extent.

Key words: turbine cascade; tip clearance height; pressure-side winglet; tip leakage flow; experimental measure

为避免涡轮转子转动过程中,叶顶与机匣发生接触摩擦,通常要确保有足够的间隙高度,而叶顶间隙(下文简称间隙)的存在使得叶栅通道内的 20%~30%区域受到间隙泄漏流动的影响^[1]. 间隙泄漏流动以涡的形式存在并和叶片通道内附面层、通道涡等相互影响,形成复杂的流动,导致涡轮损失增加和效率降低. 研究涡轮间隙泄漏流动机理并对间隙泄漏流动进行控制,对减小泄漏损失、提高涡轮效率有重要的意义. Yamamoto^[2]通过实验研究发现,随着叶顶间隙的增大,进口速度对低速涡轮叶顶泄漏流动的影响增加. Tallman 等^[3-4]通过数值模拟方法发现,当间隙较小时,涡对流是导致泄漏涡产生的主要原因;间隙较大时,间隙射流区域中的逆压梯度导致间隙泄漏涡的出现. 王大磊等^[5]的研究表明,涡轮效率的降低速度与间隙高度增加程度之间不是简单线性关系,间隙高度增加 1%相对叶高,涡轮性能最快下降 1.8%.

在涡轮叶片的顶部加装叶尖小翼,增加了叶顶处叶片的厚度,起到削弱泄漏流,降低泄漏损失的作用,有可能成为控制涡轮间隙流动的有效方法之一. 叶尖小翼技术已成功应用于飞机机翼^[6]、风力机^[7]、螺旋桨^[8]等领域,具有巨大的技术和经济价值. 外国学者从 20 世纪 80 年代开始尝试在涡轮中加装叶尖小翼,不同的涡轮叶型和工况条件下,不同安装位置及几何参数的叶尖小翼对间隙泄漏的控制效果也不尽相同^[9-12]. 国内近年来开始用数值方法研究涡轮叶尖小翼,发现在压力面侧^[13]和吸力面侧^[14]安装叶尖小翼都有一个最佳的叶尖小翼宽度,而对某跨声速涡轮叶片两侧安装叶尖小翼的研究发现,在吸力面侧安装叶尖小翼要优于在压力面^[15].

本文对某高负荷涡轮叶栅(原型)和加装 3 种不同宽度的压力面叶尖小翼(以下简称压力面小翼)的叶栅的出口流场和叶片表面静压分布进行了详细的测量,分析了无叶尖小翼叶栅和加装不同宽度的压力面小翼叶栅在不同间隙高度时的出口二次流场、出口总压损失、出口气流角以及叶片表面静压分布情况,以期了解高负荷涡轮中压力面小翼在变间隙条件下对间隙流场的影响.

1 实验装置简介

本文实验是在大连海事大学的辽宁省船用小型燃气轮机技术重点实验室的大尺度低速矩形叶栅风洞上进行的,实验风洞具体情况参见文献^[16]. 实验所用叶栅叶型取自文献^[17]中设计

的高负荷扭叶片的叶顶叶型,叶栅的主要几何参数见表 1,叶型的折转角为 108.1°,为高负荷叶片,其叶片型线如图 1(a),PS,SS 分别表示压力面侧和吸力面侧.

表 1 叶栅主要几何参数
Table 1 Main geometric parameters of cascade

参数	数值
叶片轴向弦长 c/mm	100
叶高 h/mm	160
节距 t/mm	100
几何进气角 $\beta_{1k}/(^{\circ})$	-40.7
几何出气角 $\beta_{2k}/(^{\circ})$	67.4
安装角 $\beta_y/(^{\circ})$	40.2
折转角 $\Delta\alpha/(^{\circ})$	108.1

带有叶尖小翼的叶栅是通过在原型叶片的顶部压力面侧安装不同宽度、厚度一定的叶尖小翼得到的(见图 1(b)~图 1(d). 本文实验所采用的压力面小翼有 3 种宽度,分别用 PW0.2, PW0.3, PW0.4 代表,表示的是叶尖小翼宽度为 0.2, 0.3, 0.4 倍的当地叶片厚度的压力面小翼.

如图 1 所示,叶尖小翼与叶片前尾缘连接处光滑过渡,实验测量截面位于距叶片尾缘 35%轴向弦长处,测量范围是半叶高、1.2 倍的节距宽度,以获得总压、静压及气流速度. 在稳压腔内放置总温和总压探针来测得实验的总温和总压.

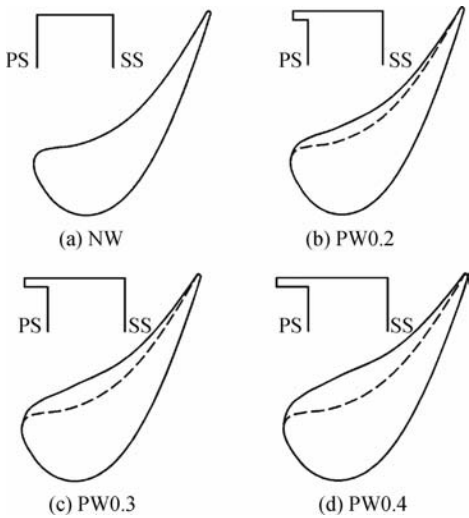


图 1 原型叶片及装有不同宽度压力面小翼的叶型
Fig. 1 Original profile and the profiles with different width pressure-side winglets

实验段部分如图2所示,实验叶栅共有9片叶片,组成8个有效流道,由上下栅板及支撑板组成实验件,5号叶片的压力面和6号叶片的吸力面的 $50\%h$ 和 $97.5\%h$ 处分别开有静压孔,开孔位置如图3所示,用以测量叶片表面的静压值.本文进行了无叶尖小翼原型叶栅(NW)、3种宽度压力面小翼的叶栅(PW0.2, PW0.3, PW0.4)共4组叶栅实验.每组实验中叶栅间隙高度(τ)分别为 $0.5\%h$, $1\%h$, $1.5\%h$ 即0.8, 1.6, 2.4 mm,实验标定基准的出口马赫数为0.22,基于弦长和来流平均流速的雷诺数为 $Re=6.86 \times 10^5$.

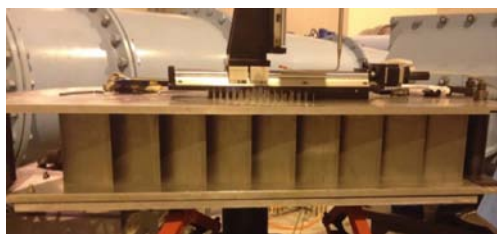


图2 叶栅实验段

Fig. 2 Experiment section of cascade

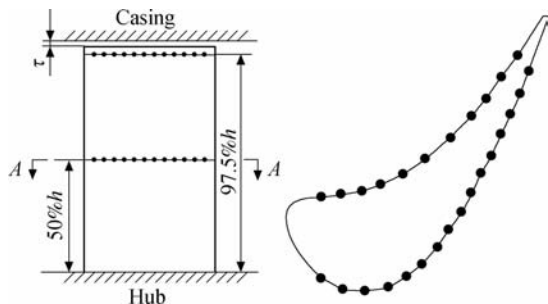


图3 叶片表面静压孔位置

Fig. 3 Static pressure holes on blade surface

本文测量误差主要来源于探针坐标系统精度(0.006 25 mm)、传感器误差(压力扫描阀误差为0.05%)以及数据采集板误差(0.05%)。

2 实验结果与分析

在实验中,定义出口总压损失系数为

$$C_{pt} = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_2^* - p_2} \quad (1)$$

定义叶片表面静压系数为

$$C_{ps} = \frac{p - p_2}{p_2^* - p_2} \quad (2)$$

其中 p_1^* 表示叶栅进口平均气流总压, p_2^* 表示叶栅出口平均气流总压, p 为叶片表面测点静压, p_2 为叶栅出口静压。

在本文实验之前,进行了无叶尖小翼叶栅与加装叶尖小翼叶栅的全叶高测量实验,发现加装叶尖小翼对叶顶区域流动影响较大,对下半叶高流场区域变化规律的影响不大.为了提高实验效率,降低实验成本,在本文中仅对叶栅出口上半叶高的出口截面进行详细测量。

2.1 出口截面二次流线及总压损失系数

图4给出了 0° 冲角,间隙高度 $\tau=0.5\%h$, $1\%h$, $1.5\%h$ 工况下,不同宽度的压力面小翼叶栅及无叶尖小翼叶栅的出口测量截面上半叶高总压损失系数分布及二次流线图,图中 $\bar{r}$ 为无量纲节距, $\bar{h}$ 为相对叶高.整体来看,叶顶区域的二次流动表现为叶顶间隙泄漏涡(TLV,以下简称泄漏涡)、上通道涡(UPV)和集中脱落涡(UCSV),总压损失的高损失区与泄漏涡核区域相对应,叶片中上部二次流动较强的区域也与上通道涡对应的高损失区域一致。

对比图4中每行横向排列的3幅图可以发现,随着间隙的变大,泄漏涡的强度和尺寸都逐渐增大,其涡核的位置逐渐远离叶片吸力面和上端壁;泄漏涡所引起的高损失区域面积逐渐变大,高损失区核心位置也与泄漏涡核位置运动方向一致.上通道涡的强度和尺寸则逐渐变小,甚至消失,其涡核的位置逐渐向叶片上部移动,上通道涡所引起的高损失区面积也逐渐缩小.这是由于间隙变大,泄漏流量增加,从而导致泄漏涡强度的增加以及位置的迁移.从图4中二次流线可以明显看出,上通道涡与泄漏涡的旋向相反,故泄漏涡增强,上通道涡强度就会减弱甚至完全消失,这与祁明旭、丰镇平^[18]的研究结果相一致。

由图4从上至下纵向对比每列的4幅图可以发现,间隙高度为 $0.5\%h$ 时,压力面小翼削弱了泄漏涡的强度,使对应的高损失区的面积减小,出口总压损失系数最大值降低,说明压力面小翼增加了叶顶泄漏流动的摩擦阻力,减少了泄漏流量,从而削弱泄漏涡强度.间隙高度为 $1\%h$ 时,压力面小翼的作用效果不明显, PW0.4方案宽度的压力面小翼的加装使上通道涡消失,也说明了其增强了泄漏涡强度.压力面小翼对 $1.5\%h$ 间隙高度工况的作用从图4中无法清晰地看出,需要结合出口截面节距平均总压损失系数沿叶高分布图来进一步分析。

图5为NW, PW0.2, PW0.3, PW0.4四种叶栅方案在 0° 冲角,3种不同间隙高度下的节距平

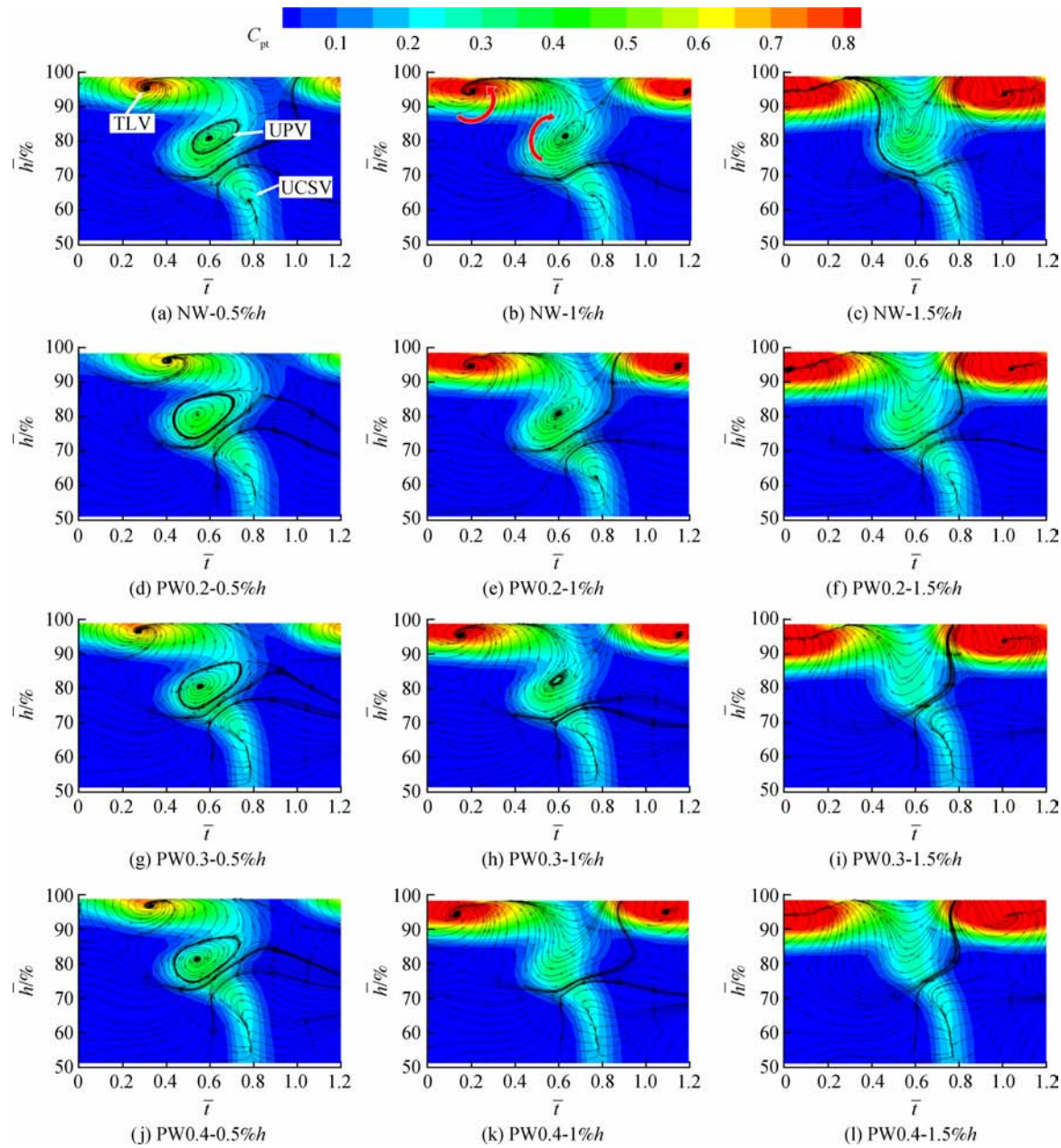


图 4 出口总压损失系数分布及二次流线图

Fig. 4 Outlet total pressure loss coefficients and the streamlines of secondary flow

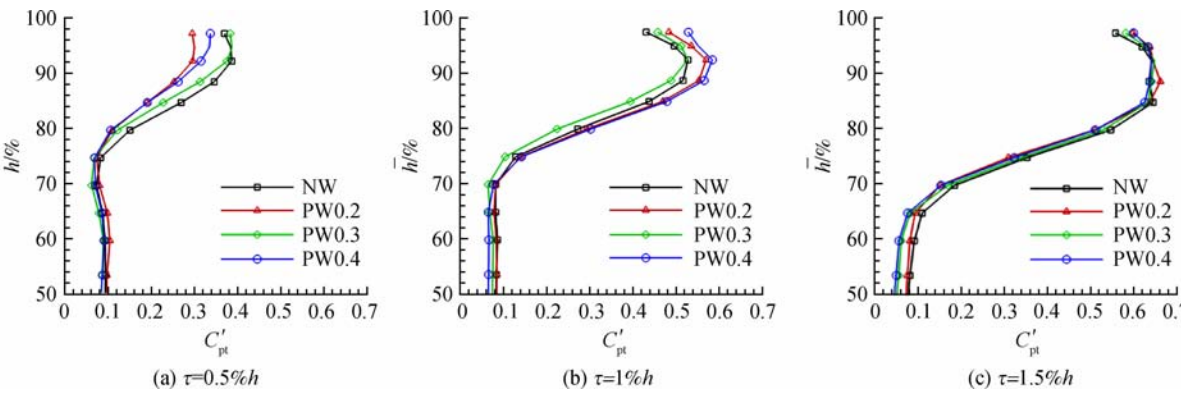


Fig. 5 节距平均出口总压损失系数沿叶高分布

Fig. 5 Pitch-averaged outlet total pressure loss coefficients distribution along blade height

均出口总压损失系数 (C'_{pt}) 沿叶高的分布情况。从图 5(a)~图 5(c) 对比可以看出,随着间隙高度的增加,叶顶流动区域的影响范围不断增加,图 5(a) 中 $\bar{h}=75\%$ 位置的节距平均出口总压损失系数值受泄漏流动影响急剧增加,图 5(b) 中为 $\bar{h}=70\%$ 位置;而当间隙高度为 $1.5\%h$ 时(图 5(c)),间隙高度的增大使 $\bar{h}=65\%$ 位置的节距平均出口总压损失系数发生变化。这是由于间隙高度越大,叶顶泄漏损失越大,其影响范围也就越大。 $0.5\%h$ 间隙高度时,压力面小翼的增加对上通道涡有一定的抑制作用,使 $\bar{h}=75\%\sim 90\%$ 区域的节距平均出口总压损失系数减小。在叶顶区域, PW0.2 方案和 PW0.4 方案的压力面小翼效果较好, PW0.3 方案压力面小翼效果不明显。间隙高度为 $1\%h$ 时,仅 PW0.3 方案压力面小翼使叶顶区域节距平均出口总压损失系数有所降低,其他方案反而使节距平均出口总压损失系数增加。 $1.5\%h$ 间隙时,间隙区域的节距平均出口总压损失系数没有明显变化,而 $\bar{h}=50\%\sim 85\%$ 区域的节距平均出口总压损失系数降低,说明在大间隙高度条件下,压力面小翼对叶顶泄漏流动的影响很小。

图 6 所示为 4 种叶栅方案在 0° 冲角下的质量平均出口总压损失系数 (C'_{pt}) 随间隙大小的变化曲线。由图 6 更加清晰地看出,叶栅质量平均出口总压损失系数随间隙高度增加而增大, PW0.3 方案的变化趋势与原型叶栅的变化趋势一致, $1\%h$ 间隙高度下,叶栅质量平均出口总压损失与原型叶栅相比降低 10.37%, 在 $0.5\%h$ 和 $1.5\%h$ 间

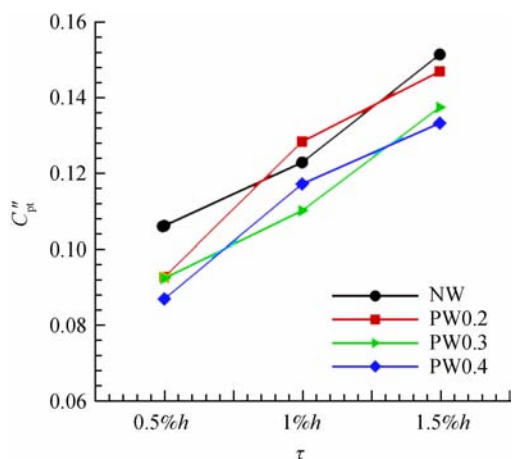


图 6 质量平均出口总压损失随间隙的变化规律

Fig. 6 Mass averaged outlet total pressure loss coefficients varying with different tip clearance heights

隙高度下分别使叶栅质量平均出口总压损失降低 13% 和 9%。PW0.4 方案在 $0.5\%h$ 间隙高度时可使叶栅质量平均出口总压损失降低 18%, 在 3 种加装压力面小翼的叶栅中效果最佳。PW0.2 方案叶栅在 3 种间隙高度下控制叶栅质量平均出口总压损失的效果最差, 甚至在 $1\%h$ 间隙高度时, 叶栅质量平均出口总压损失没有得到改善。由此可以看出, 压力面小翼在间隙高度较小时对叶顶泄漏流动控制效果较好, 间隙高度变大时压力面小翼对上通道涡的形成和发展有一定的抑制作用, 一定程度上降低叶栅的总损失。

2.2 叶栅节距平均出口气流角沿叶高分布

图 7 给出了出口测量截面上节距平均出口气流角沿叶高的变化情况。对比图 7(a)~图 7(c) 可以看出, 压力面小翼在相对叶高为 $50\%\sim 65\%$ 范围对不同间隙高度下叶栅的出口气流角 ($\bar{\alpha}$) 基本没有影响。随着间隙的增大, 上通道涡的影响区域对应的出口气流角的过偏转程度有所减弱(定义实际出口气流角大于 β_{2k} 为过偏转, 小于 β_{2k} 为欠偏转), 而 $\bar{h}=90\%$ 处由泄漏涡引起的先过偏后欠偏程度有所增强, 这也符合泄漏涡和上通道涡之间此消彼长的变化规律。 $0.5\%h$ 间隙高度时, 压力面小翼主要影响 $\bar{h}=90\%$ 以上区域, 减弱了出口气流角的欠偏转程度。 $1\%h$ 间隙高度时泄漏涡上部引起的出口气流角欠偏转程度增强, 仅 PW0.3 方案的压力面小翼使出口气流角的欠偏转程度有所减弱, 但效果不明显。当间隙高度为 $1.5\%h$ 时, 间隙的增大使泄漏涡进一步增强, 相对叶高为 90% 处欠偏转程度也增加。在靠近上端壁附近, 出口气流角出现了由欠偏转向过偏转的转变, 这是由于较大间隙高度时, 泄漏涡向远离端壁方向移动, 泄漏涡与上端壁附近低能流体相互作用诱导产生与泄漏涡旋向相反的诱导涡所导致的。

2.3 叶片表面静压系数

图 8 为 50% 相对叶高处的叶片表面静压系数曲线, 图中 $\bar{c}$ 为无量纲叶片轴向弦长。从图 8 中可以看出, 不同间隙高度下不同宽度的压力面小翼对叶栅中部叶片表面静压的影响并不显著, 进一步说明了压力面小翼对叶片中部流场区域影响不大。

由图 9 可以看出, 近叶顶 97.5% 相对叶高处, 压力面小翼对吸力面侧叶片表面静压沿流向的总体趋势没有太大的改变, 静压系数的变化范

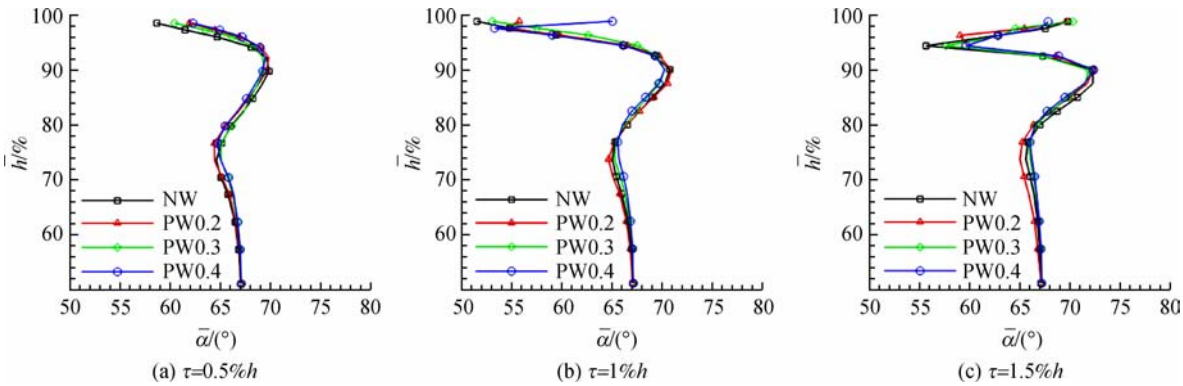


图 7 不同间隙高度节距平均出口气流角沿叶高分布

Fig. 7 Pitch-averaged outlet flow angles distribution along blade height with different tip clearance heights

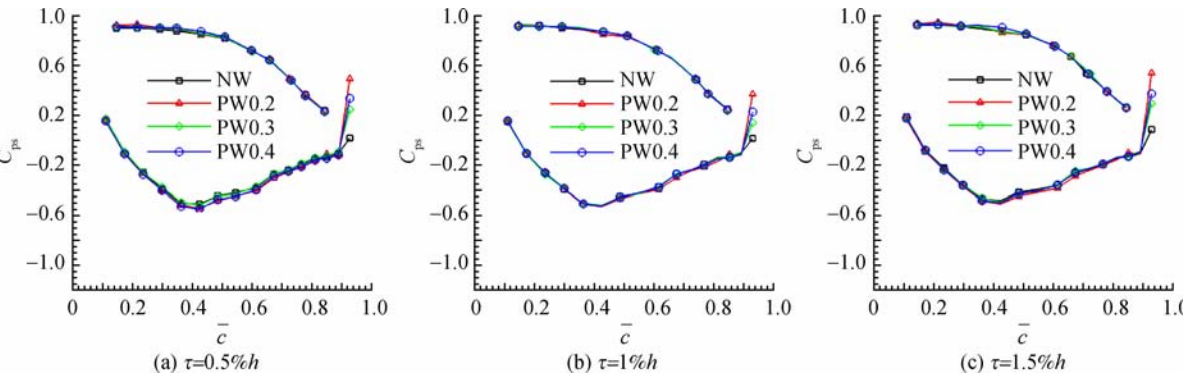


图 8 50%叶高叶片表面静压系数

Fig. 8 Static pressure coefficient of the blade surface at 50% blade height

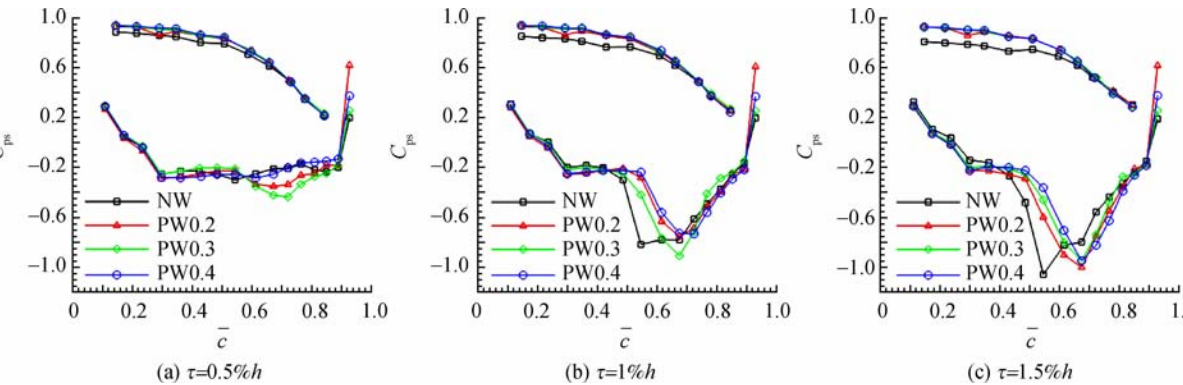


图 9 97.5%叶高叶片表面静压系数曲线

Fig. 9 Static pressure coefficient of the blade surface at 97.5% blade height

围不大,而压力面侧的叶片表面静压系数随压力面小翼宽度的增加有所增大,间隙高度越大,增加的幅度越明显.说明压力面小翼使叶片前部 70% 左右范围内的叶片负荷增加了,增加了叶顶区域的做功能力.

在 97.5% 相对叶高处,压力面小翼对叶片吸力面侧前半部分影响较小,在间隙高度为 0.5%h

时(图 9(a))压力面小翼使叶片后部叶片两侧压差增大,且随着压力面小翼宽度的增加,呈先增大后减小的趋势,这说明压力面小翼在此处一定程度地控制了吸力面侧的流动分离,叶片负荷加大而叶栅损失减少,这验证了之前节距平均出口总压损失系数分析结果. 当在间隙高度为 1%h 时(图 9(b)),压力面小翼推后了叶片的最大负荷位

置,由54%轴向弦长处推移至70%左右处,也就是泄漏流动所引起的吸力面侧分离流动向后推移了,说明压力面小翼在一定程度上使泄漏涡的起始位置向叶片后部移动。由图9中可以看出,叶尖小翼的加装,提高了叶片的负荷,特别是叶片前半部分,这说明压力面小翼可提升叶栅的做功能力。仅PW0.3方案压力面小翼使叶片两侧静压差增大,其他方案都基本没有改变叶片的负荷。当在间隙高度为 $1.5\%h$ 时(图9(c)),压力面小翼也使最大负荷位置向叶片后部推移,但3种宽度的压力面小翼都没有使叶片后部最大负荷增加,也说明在较大间隙高度时,压力面小翼对叶片后部泄漏流动的控制效果不明显。

3 结 论

本文对不同间隙高度下无叶尖小翼叶栅和加装不同宽度压力面小翼叶栅的出口流场及叶片表面进行了详细的实验测量,在所研究的条件下,可得到以下结论:

1) 随着间隙高度的增大,泄漏涡的强度增强,其涡核位置向逐渐远离叶片吸力面和上端壁移动,泄漏损失随之增大;上通道涡的强度减弱,其涡核的位置逐渐向叶片上部移动,上通道涡引起的损失有所降低,在较大间隙高度时虽然上通道涡消失,但叶栅总损失增加。间隙泄漏流动所引起的出口气流角沿叶高方向分布不均匀程度增强,近叶顶处叶片表面静压差增大。

2) 不同宽度的压力面小翼对涡轮间隙泄漏均有一定的控制作用。间隙高度较小时($0.5\%h$),宽度较大的压力面小翼效果较好,PW0.4方案的压力面小翼能使叶栅总损失降低18%,其他两种方案也可使叶栅总损失降低13%左右;中间间隙高度时($1\%h$),过宽或过窄的压力面小翼效果均不如中间宽度的压力面小翼,PW0.3方案宽度的压力面小翼,使叶栅总损失降低10.37%;间隙高度较大时($1.5\%h$),较大宽度的压力面小翼效果最好,PW0.4方案的压力面小翼能使叶栅总损失降低11.9%。总体来说,随着间隙高度的增加,叶尖小翼对间隙泄漏的控制作用逐渐减弱,不同的间隙高度都对应地有最佳的小翼宽度,较大和较小的间隙高度下,宽度较大的压力面小翼效果较好。而 $1\%h$ 间隙高度时,中间宽度的压力面小翼效果最佳。

参考文献:

[1] Mizuki S, Tsujita H. Numerical calculation of flow for

cascade with tip clearance[R]. ASME Paper 94-GT-361, 1994.

[2] Yamamoto A. Endwall flow/loss mechanisms in a linear turbine cascade with blade tip clearance[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(2): 246-275.

[3] Tallman J, Lakshminarayana B. Numerical simulation of tip leakage flows in axial flow turbines, with emphasis on flow physics: Part I effect of tip clearance height[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 324-333.

[4] Tallman J, Lakshminarayana B. Numerical simulation of tip leakage flows in axial flow turbines, with emphasis on flow physics: Part II effect of out casing relative motion[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 314-323.

[5] 王大磊, 朴英. 叶尖间隙高度对某高压涡轮级损失分布的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 169-175.

WANG Dalei, PIAO Ying. Influence of tip clearance size on flow losses of a transonic high pressure turbine stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 169-175. (in Chinese)

[6] 江永泉. 飞机翼梢小翼设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.

[7] 贾瑞博. 风力机叶尖加小翼动力放大的数值模拟研究[D]. 呼和浩特: 内蒙古工业大学, 2005.

JIA Ruibo. Numerical simulation of wind turbine blade tip winglet with power amplification[D]. Hohhot: Inner Mongol University of Technology, 2005. (in Chinese)

[8] 崔承根, 施能继. 叶梢带端板螺旋桨的性能研究[J]. 华中理工大学学报, 1991, 19(3): 117-120.

CUI Chenggen, SHI Nengji. Performance of a propeller blade tip with the end plates[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology, 1991, 19(3): 117-120. (in Chinese)

[9] Yaras M I. Measurements of the effects of winglets on tip-leakage losses in a linear turbine cascade[R]. AIAA 91-7011, 1991.

[10] Dey D, Camci C. Aerodynamic tip desensitization of an axial turbine rotor using tip platform extensions[R]. ASME Paper 2001-GT-0484, 2001.

[11] ZHOU Chao, Hodson H. Effects of winglet geometry on the aerodynamic performance of tip leakage flow in a turbine cascade[R]. ASME Paper GT2012-68942, 2012.

[12] Coull J D, Atkins N R, Hodson H P. Winglets for improved aerothermal performance of high pressure turbines[R]. ASME Paper GT2013-94425, 2013.

[13] 王生武. 涡轮叶尖压力边小翼肋条对泄漏流场的数值模拟[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(8): 1527-1534.

WANG Shengwu. Numerical simulation of single pressure side winglet rim on tip leakage flow in axial turbine[J]. Computer Measurement and Control, 2009, 17(8): 1527-1534. (in Chinese)

[14] 蔡晋, 陈波, 闫雪, 等. 带小翼肋条的涡轮叶尖泄漏流场的数值模拟[J]. 动力工程学报, 2010, 30(12): 919-925.

CAI Jin, CHEN Bo, YAN Xue, et al. Numerical simulation

on tip leakage flow of turbine blade with suction-side winglet ribs[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2010, 30(12): 919-925. (in Chinese)

[15] 王大磊,邵伏永,郭昊雁,等. 翼梢小翼对涡轮间隙泄漏流动影响的数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 341-346. WANG Dalei, SHAO Fuyong, GUO Haoyan, et al. Study of tip winglets on leakage flow in a transonic turbine stage [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 341-346. (in Chinese)

[16] 陈鑫. 矩形叶栅风洞设计及流场品质分析[D]. 辽宁 大连: 大连海事大学, 2011. CHEN Xin. Design and flow filed analysis of rectangular cascade windtunnel[D]. Dalian Liaoning: Dalian Maritime University, 2011. (in Chinese)

[17] Behr T. Control of rotor tip leakage and secondary flow by casing air injection in unshrouded axial turbines [D]. Zürich, Switzerland: Swiss Federal Institute of Technology, 2007.

[18] 祁明旭,丰镇平. 透平动叶顶部间隙流的表现形式及其对透平性能的影响[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(3): 243-246. QI Mingxu, FENG Zhenping. Representation formation of tip clearance flow and influence on turbine performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2005, 39(3): 243-246. (in Chinese)

(编辑:陈越)