文章编号:1000-8055(2013)10-2292-10

带围带的涡轮叶栅间隙泄漏流动与气动性能实验

刘 艳[1]，刘盼年[1]，姜沃函[1]，陆华伟[2]，赵鹏飞[1]
(1. 大连理工大学 能源与动力学院，辽宁 大连 116024；
2. 大连海事大学 轮机工程学院，辽宁 大连 116026)

摘　　要：针对叶型转折角为 108.1°的涡轮直叶栅，利用低速风洞，实验研究了带围带和无围带情况下叶栅出口截面的流场结构和叶栅气动性能. 研究了不同围带上腔间隙、不同来流冲角情况下叶栅出口截面二次流结构、气流角分布及总压损失系数变化情况. 结果表明：相对无围带叶栅，围带能够有效控制叶顶间隙泄漏，降低叶栅气动损失；随着围带与上端壁之间高度的增大，泄漏流体增多，导致泄漏流体与主流掺混的气动损失增大. 对于所研究的叶栅，围带与端壁间的间隙高度不应大于 1%叶展. 冲角变化影响叶栅中的三维涡系结构及其强度，对叶片吸力面静压分布影响较为明显. 适当的正冲角能够改善流动状况，进而提高大转折角叶栅的气动性能.

关 键 词：涡轮叶栅；围带；间隙泄漏；掺混损失；气动特性
中图分类号：V231.3　　**文献标志码**：A

Experiment on clearance leakage flow and aerodynamic performance in shrouded turbine cascade

LIU Yan[1], LIU Pan-nian[1], JIANG Wo-han[1], LU Hua-wei[2], ZHAO Peng-fei[1]
(1. School of Energy and Power Engineering,
Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;
2. Marine Engineering College,
Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China)

Abstract: Flow structure at the exit of turbine cascades and aerodynamic performance were studied experimentally in a low speed wind tunnel for unshrouded and shrouded blades with a turning angle of 108.1°. The secondary structure, distribution of flow angles and total pressure loss coefficient on exit planes were investigated under various working conditions, including different clearances between the blade and the casing and different angles of incidence. Experimental results show that, compared with the unshrouded turbine cascades, the shroud can effectively control tip clearance leakage flow and reduce aerodynamic loss of cascade. With the growing clearance between the shroud and casing, the amount of leaked fluid increases. Consequently the mixing loss induced by the leaked fluid becomes larger. For the cascade studied hereto, the clearance should be less than 1% span of the blade. Variation of angle of incidence influences three-dimensional vortex structures and their intensity in cascade passages. Also it clearly affects static pressure distribution on the suction surface of the

收稿日期:2013-01-21
网络出版地址:
基金项目:国家自然科学基金(51276027)；辽宁省自然科学基金(201102039)
作者简介:刘艳(1966—)，女，辽宁大连人，教授，博士，主要从事叶轮机械气动热力学研究.

blade. Proper and positive angle of incidence helps improve the flow field, thus enhancing aerodynamics performance for cascades with large turning angles.

Key words: turbine cascade; shroud; clearance leakage; mixing loss; aerodynamic performance

叶顶间隙泄漏问题是燃气轮机和航空发动机等旋转机械中的固有问题.在提高叶型气动性能有限的条件下,间隙泄漏问题越来越受到重视.在燃气涡轮中由叶尖间隙泄漏引起的损失会占到1/3以上[1].为了减少叶片尖区流体泄漏,研究者们提出了很多措施,包括肋条叶尖、翼梢小翼、不同叶顶形状、外壳喷气和叶顶喷气等,这些措施在不同程度上改善了叶片尖区的流动和叶片的气动性能,某些措施已获得了应用.另一类方法是在叶顶上加装围带和密封装置.围带除了具有密封作用外,还能改善叶片振动性能.Denton[2]指出,当涡轮叶片的高度大于某一值时,在满足强度要求的前提下,带围带动叶的气动性能优于无围带动叶.

多年来,各国学者围绕着涡轮动叶围带间隙泄漏和控制及气动掺混损失开展了大量的理论和实验研究.Yoon 等[3]实验和理论研究了叶顶间隙对一级全围带涡轮和无围带涡轮气动性能的影响.研究表明随着叶顶间隙的减小,50%和24%反动度情况下都存在一个使两个涡轮效率相等的间隙,此间隙均小于0.5%叶展.当间隙大于该值时,带围带涡轮的效率高于无围带涡轮,且随着间隙增大,差别增大.Gier 等[4]对某低压三级涡轮动叶围带顶部的泄漏流动进行了实验和数值模拟,深入研究了泄漏流对主流及下级静叶的影响.研究表明,泄漏流所导致的损失中,50%以上是与主流掺混导致的,间隙内的流动损失约占20%,其余是攻角损失或二次流损失.Porreca 等[5]通过实验研究比较了动叶带有部分围带和全围带时两级轴流涡轮的流场和性能,指出对于低展弦比多级涡轮,围带空腔结构的微小变化对主流和下游通道流场产生较大的影响.Giboni 等[6]通过实验研究了1.5级低速轴流涡轮动叶围带密封泄漏与主流的混合过程.研究结果表明,泄漏流不仅引起能量损失,而且影响动叶和下游静叶后二次流的流动,也改变了静叶入口的气流攻角.

目前国内研究较多的是叶片无围带时的叶尖泄漏流动问题[7-12],有关带围带的动叶顶部泄漏流动问题的研究相对较少.鄢景等[13]对带冠动力涡轮叶栅进行了数值模拟研究,重点分析了叶冠结构对叶片顶部二次流的影响.吕强等[14]数值研究了一级半涡轮带围带的动叶叶顶泄漏流动,分析了围带上部汽封间隙内的流动特性及泄漏流动与主流掺混后对下游静叶通道流场参数的影响,同时讨论了动叶顶部间隙泄漏流动对涡轮级气动性能的影响.

为了研究围带控制叶顶间隙泄漏流动和减少气动损失的作用效果,本文针对一种高负荷涡轮叶栅,利用低速风洞进行实验研究.研究结果有助于深入了解围带减小间隙泄漏的气动损失机理,同时能够为间隙泄漏的主动和被动控制提供依据.

1　实验装置

本文实验工作是在大连海事大学船舶动力实验室大尺度低速矩形风洞中完成的.实验叶栅由9个相同的直叶片组成(见图1).本文涡轮叶栅的叶型取自文献[15].文献[15]中使用的涡轮叶片是自行设计的高负荷扭叶片,本文选用该扭叶片叶梢部分的叶型.叶栅的主要几何参数汇总于表1.表1中给出的叶片高度是指上、下栅板间的高度.当叶顶间隙大小改变时,叶片的有效叶展相应地要发生变化.由表1可知叶型转折角为108.1°,属于高负荷叶片.叶片型线如图2所示.出口测量截面位于5,6号叶片出口下游,距叶片尾缘36% C_{ax}(见图2),测量截面范围为1.2倍节距的上半叶展.使用"L"型束状五孔探针获得该测量截面上的时均总压、静压及流速的大小和方向.实验中通过转角机构改变气流冲角 i,精度为0.1°.

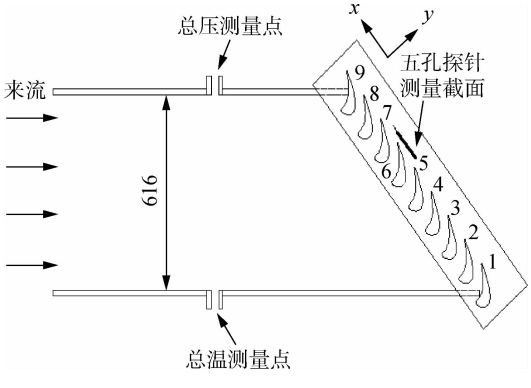


图1　平面叶栅示意图(单位:mm)

Fig.1　Schematic diagram of plane cascade (unit:mm)

表 1 叶栅主要几何参数

Table 1 Main geometric parameters of cascade

参数	数值
叶片弦长 b/mm	130
叶高 H/mm	160
节距 t/mm	100
轴向弦长 C_{ax}/mm	100
几何进气角 β_{1a}/(°)	−40.7
几何出气角 β_{2a}/(°)	67.4
叶型折转角 $\Delta\beta$/(°)	108.1
安装角 β_b/(°)	40.2
弦节比 S	1.3
围带厚度 e/mm	1

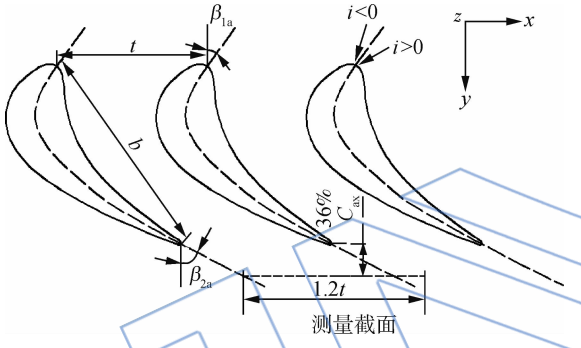


图 2 叶片型线

Fig. 2 Blade profile

在 5 号叶片的压力面距叶尖 80 mm 和 4 mm 处分别布置 8 个直径为 0.6 mm 的静压孔，在 6 号叶片的吸力面相同展向位置处分别布置 14 个直径为 0.6 mm 的静压孔. 这些静压孔用来测量叶片中部与叶顶附近的叶片表面静压. 叶片表面静压孔位置及分布如图 3 所示. 实验时通过调整叶片下面支撑板的高度来改变叶顶间隙，实验台实物图如图 4 所示. 围带与上端壁之间的间隙高度分别为0.5%H，1%H 和 1.5%H 三种工况. 当间隙高度改变时，流道中的叶展高度也要发生变化，因此叶片表面测压孔的相对位置可能要发生微小变化，但距叶尖的绝对位置不变，即 80 mm 和 4 mm.

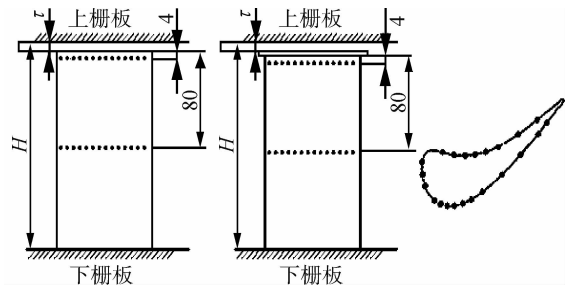


图 3 叶片表面静压孔位置分布示意图（单位：mm）

Fig. 3 Schematic diagram of distributions of pressure taps on blade surface (unit: mm)

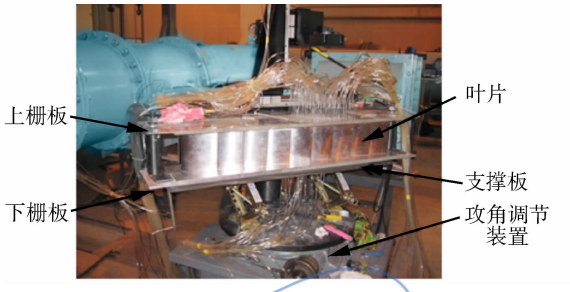


图 4 矩形涡轮叶栅实验台

Fig. 4 Rectangular turbine cascade test rig

叶栅出口直展中部马赫数 $Ma=0.23$，所有实验工况下，均保持基于弦长的出口雷诺数不变，$Re=8.32\times10^5$.

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%)及数据采集板误差(0.05%).

2 实验结果和分析

本文使用总压损失系数和表面静压系数等参数描述叶片的气动性能. 总压损失系数和表面静压系数的计算表达式分别为

$$C_p=\frac{p_{01}-p_{02}}{\frac{1}{2}\rho u_1^2} \tag{1}$$

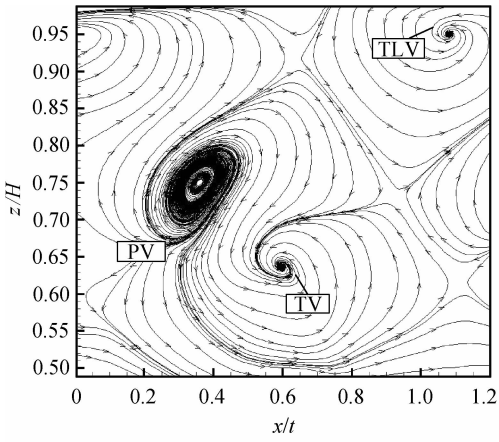
$$C_{ps}=\frac{p-p_2}{p_{01}-p_2} \tag{2}$$

式(1)和式(2)中，p_{01} 和 $\frac{1}{2}\rho u_1^2$ 分别表示叶栅入口总压和平均气流动压头；p_{02} 表示叶栅出口总压；p 为叶片表面测点静压，p_2 为叶栅出口静压.

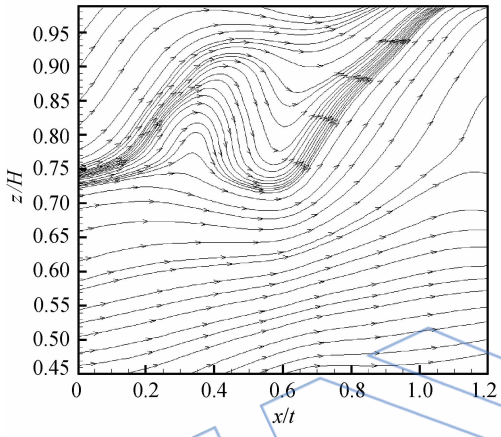
本文定义的冲角为 $i=\beta-\beta_{1a}$，其中 β 为叶栅进口气流角与轴向的夹角.

2.1 带围带与无围带叶栅的性能比较

在相对间隙高度为 1%H 和冲角 $i=0°$时，实验测得的叶栅出口 36%C_{ax}截面流线图如图 5 所示，其中图 5(a)显示的是叶栅无围带情况，图 5(b)显示的是叶栅带围带情况. 在叶尖有间隙无围带情况下，由图 5(a)可以看出截面上出现 3 个



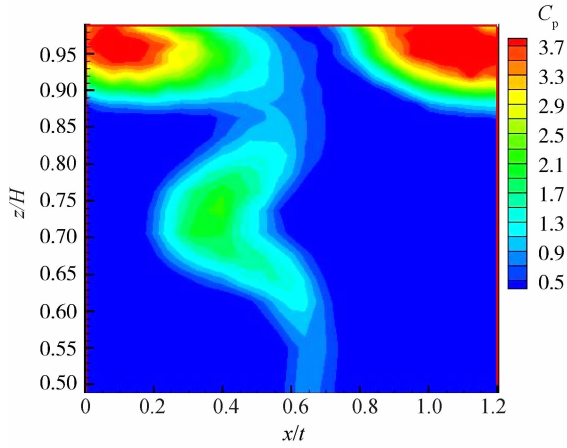
(a) 无围带



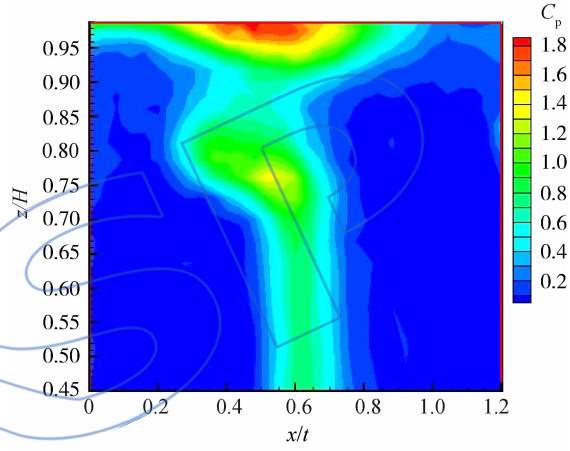
(b) 带围带

图 5　1%H 间隙时叶栅出口 36%C_{ax} 截面流线图

Fig. 5　Streamlines on cascade exit plane of 36%C_{ax} for clearance of 1%H



(a) 无围带



(b) 带围带

图 6　1%H 间隙时叶栅出口 36%C_{ax} 截面总压损失系数分布

Fig. 6　Distributions of C_p on cascade exit plane of 36%C_{ax} for clearance of 1%H

涡旋,分别是间隙泄漏涡(TLV)、通道涡(PV)和尾缘涡(TV). 间隙泄漏涡与上通道涡具有相反的旋转方向,在它们互相接触的地方会出现高的切应力. 通道涡和尾缘涡也是相互接触且旋向相反. 在叶顶有围带情况下,由图 5(b)可以看出,间隙泄漏涡消失了,通道涡和尾缘涡的涡强较无围带情况时减弱了,且涡核位置移向端壁,说明主流流出叶栅后向叶顶方向流动并与围带上腔的流体发生混合.

图 6 给出了同样工况下,无围带叶栅与带围带叶栅出口 36%C_{ax} 截面总压损失系数分布. 由图 6(a)可以看出,无围带情况下,距离上端壁约 10%叶高范围内,存在一个由间隙泄漏涡引起的高损失区. 此外,由通道涡、尾缘涡及尾迹造成的损失也可以清晰地看出. 最大总压损失发生在间隙泄漏涡处. 这是由于气体由叶片压力侧通过叶顶间隙流向吸力侧的泄漏流体与通道内主流强烈掺混造成的. 对于带围带叶栅,由于不存在泄漏涡,截面上的总压损失系数远小于无围带工况. 能量损失主要发生在围带与上端壁之间的空腔、通道涡和尾缘涡及尾迹区域,但最大损失发生在主流与围带上腔的流体混合区域即端壁附近.

图 7 比较了无围带叶栅和带围带叶栅情况下,叶栅出口 36%C_{ax} 截面上节距质量平均的总压损失系数沿叶高的分布情况. 对照图 5 和图 6,图 7 进一步描述了有、无围带工况的能量损失情况. 无围带情况下,能量损失较大区域依次为间隙泄漏涡、通道涡和尾缘涡附近;带围带情况下能量损失较大区域依次为端壁区域、通道涡和尾缘涡区域. 通道涡涡核上移. 除叶展中部区域外,带围带叶栅的总压损失系数显著小于无围带叶栅,特别是在端壁附近.

无围带叶栅与带围带叶栅在−10°,0°和+10°

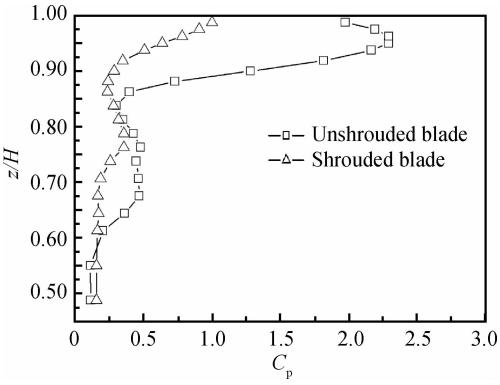


图 7 节距质量平均的总压损失系数沿叶高分布

Fig. 7 Pitchwise mass-averaged C_p distuibution along blade span

冲角下节距质量平均的总压损失系数示于图 8. 与无围带叶栅相比，在－10°，0°和＋10°冲角下采用带围带叶栅流动总损失分别下降了 35.1%，53.6%和 60.4%. 由此看出，围带对于降低流动损失具有显著的效果. 同时对于本文使用的叶栅，冲角在－10°～＋15°范围内（注：由于受结构限制，实验只做到＋10°，计算表明 $i=+15°$时损失更小，$i=+20°$时损失开始增大），随气流冲角的增大叶栅的总损失减小.

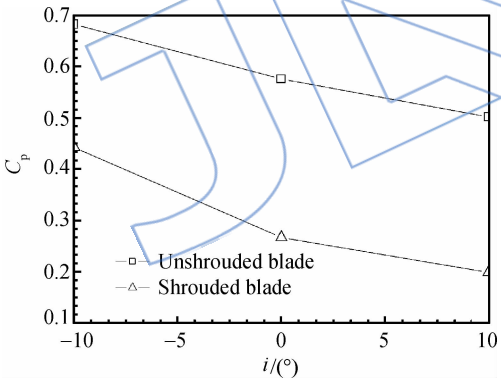


图 8 节距质量平均的总压损失系数随冲角变化

Fig. 8 Pitchwise mass-averaged C_p varying with angle of incidence

2.2 围带与端壁间隙高度对带围带叶栅性能的影响

实验中围带与上端壁之间的间隙高度 τ 分别选为 0.5%H，1%H 和 1.5%H 三种工况. 这里选取冲角 $i=0°$工况进行说明. 2.1 节中已给出了间隙为 1%H 的结果，本节给出其他两种间隙即 0.5%H 和 1.5%H 的实验结果.

图 9 显示的是两种间隙时叶栅出口 36%C_{ax} 截面总压损失系数分布. 比较图 9(a)、图 6(b)和图 9(b)可以看出随着间隙高度的增大，端壁流动损失区域和数值都增大. 这是不难理解的. 因为叶顶泄漏流体在狭小的间隙中流动，流动损失大，流出叶顶后这部分低能流体与主流流体混合，导致能量损失. 间隙越大，泄漏量越大，混合损失就越大，因而能量损失就越大.

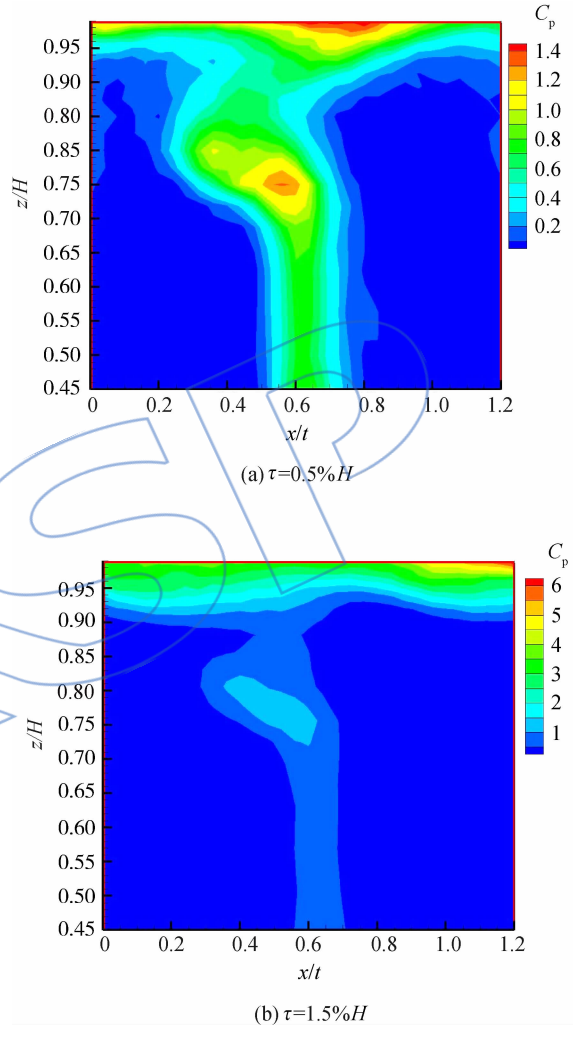
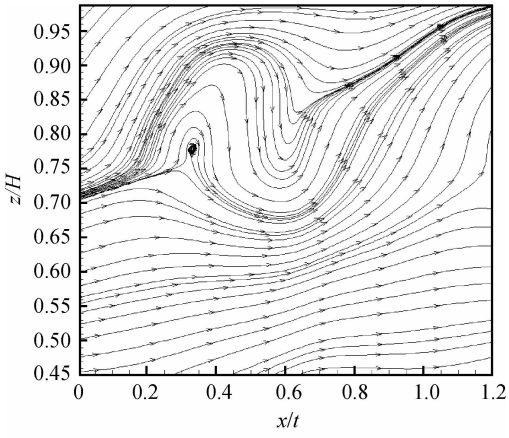


图 9 两种间隙时叶栅出口 36%C_{ax} 截面总压损失系数分布

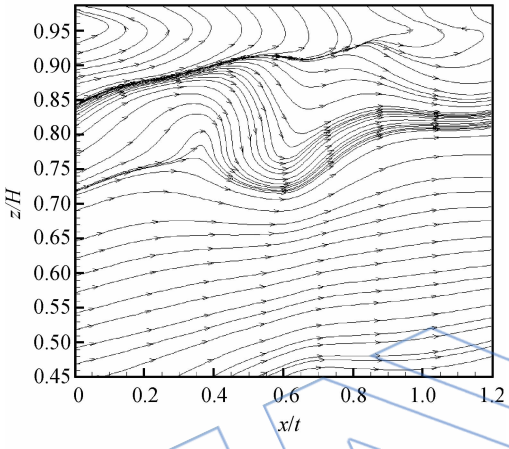
Fig. 9 Distributions of C_p on cascade exit plane of 36%C_{ax} for two clearances

图 10 显示的是两种间隙时叶栅出口 36%C_{ax} 截面上二次流流线图. 比较图 10(a)、图 5(b)和图 10(b)可以发现：随着间隙高度的增大，大量流体流出空腔以后与上通道涡的掺混作用增强，导致上通道涡耗散速度加快. 同时由于端壁附近掺混，使气体发生偏转，二次流动加剧.

不同间隙高度时节距质量平均的总压损失系数和气流偏转角沿叶高分布分别示于图 11 和图 12. 通过观察图 11 和图 12 可以发现，当间隙高度



(a) τ=0.5%H



(b) τ=1.5%H

图 10　两种间隙时叶栅出口 36%C_{ax}截面流线图

Fig. 10　Streamlines on cascade exit plane of 36%C_{ax} for two clearances

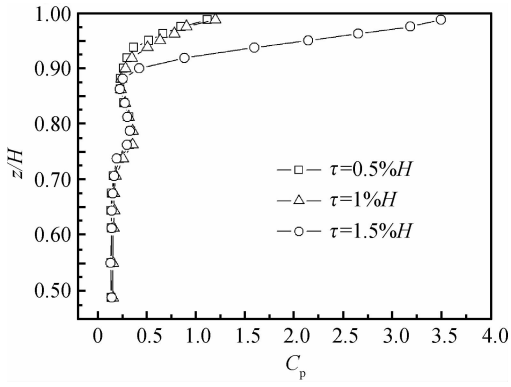


图 11　节距质量平均的总压损失系数沿叶高分布

Fig. 11　Pitchwise mass-averaged C_p distribution along blade span

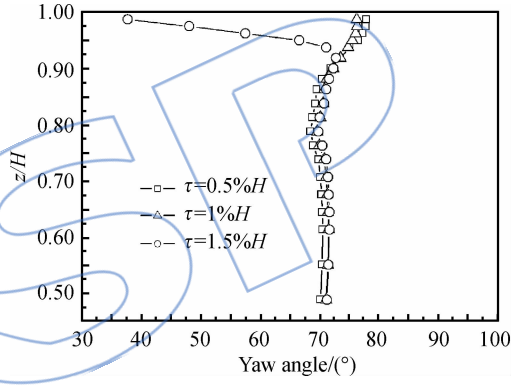


图 12　节距质量平均的气流角沿叶高分布

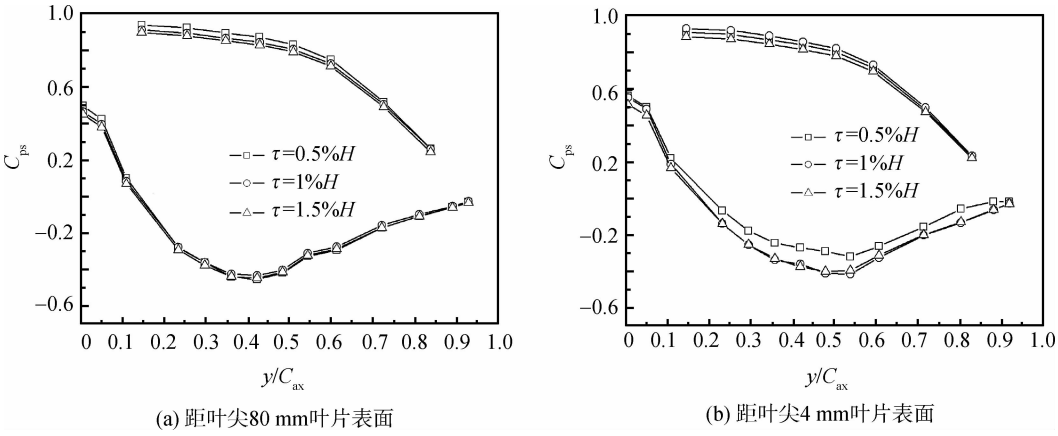
Fig. 12　Pitchwise mass-averaged yaw angle distribution along blade span

不大于 1%H 时,随着间隙高度的增大,叶顶区域的总压损失系数略有增加,但变化不大,但是当间隙高度增大到 1.5%H 时,流动损失迅速增大(见图 11),气流欠偏现象严重(见图 12),其原因是间隙越大,通过围带上腔的泄漏流体越多,这样端壁附近的低速泄漏流体与高速主流体相互掺混而导致的能量和动量损失就越大. 在本文所研究的间隙高度范围内,间隙高度变化对叶展中部和上通道涡附近流动影响较小. 由此清楚地表明了从气动角度来说,围带与端壁之间的间隙高度最好不要大于 1%H.

不同间隙高度下,叶展中部和叶顶附近的压力面的表面静压系数分布如图 13(a)和 13(b)所示. 正如图 11 和图 12 所显示的,间隙高度变化对叶片中部的静压影响很小(见图 13(a)). 不同间隙下,测压孔的位置发生了少许变化,因此使得叶片前缘处的测量值稍有差别. 间隙高度变化对叶顶附近压力面的表面静压影响不大,但对吸力面的表面静压影响较为明显. 在 0.5%H 间隙高度时,叶片吸力面静压明显高于其他两种间隙高度下的静压. 而在 1%H与 1.5%H 间隙下,叶片吸力面表面静压变化很小. 在约 50%轴向弦长以后,叶片吸力面存在一段明显的扩压部分,这是由叶型造成的(见图 2).

2.3　冲角变化对带围带叶栅性能的影响

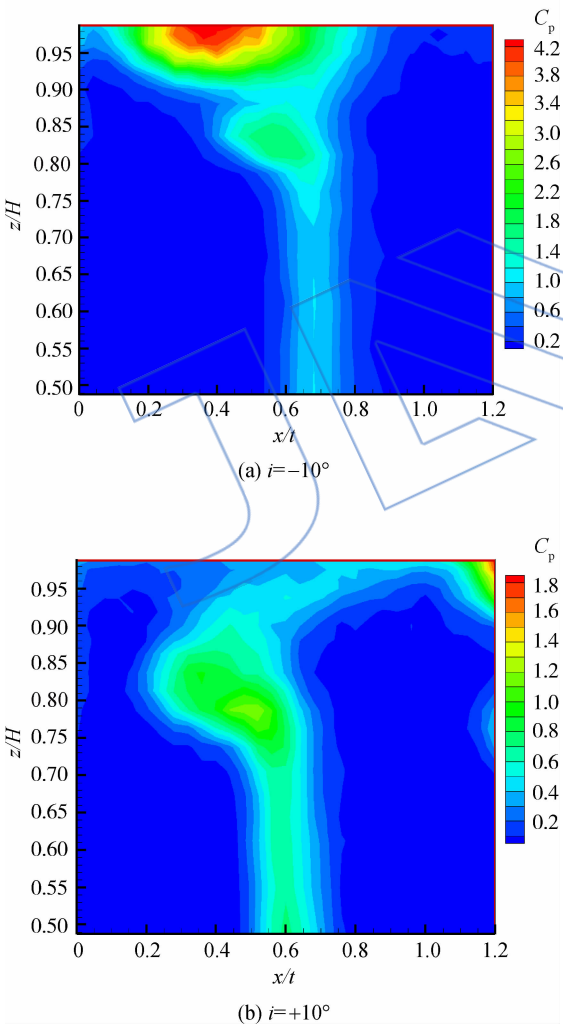
选取围带叶栅上腔高度为 1%H 工况. i=−10°和 i=−10°冲角时,叶栅出口 36%C_{ax}截面总压损失系数分布如图 14 所示. 相同位置冲角 i=0°工况的结果见图 6(b). 比较图 6(b)和图 14 可以看出当冲角由−10°,0°增加到+10°时,上端壁区域的高损失区逐渐向吸力侧移动且损失逐渐缩小,最大总压损失系数分别为 4.2,1.8 和 1.8(实际上,最大总压损失发生在靠近端壁处,但由于五孔探针本身有一定尺寸,无法测到该区域). 当冲角为+10°时,上端壁区域的高损失区域基本消失. 与 i=0°时相比,i=−10°时的流动损失出现大幅度增加. 图 15 显示的是冲角为−10°和



(a) 距叶尖80 mm叶片表面 (b) 距叶尖4 mm叶片表面

图 13 叶片表面静压系数分布

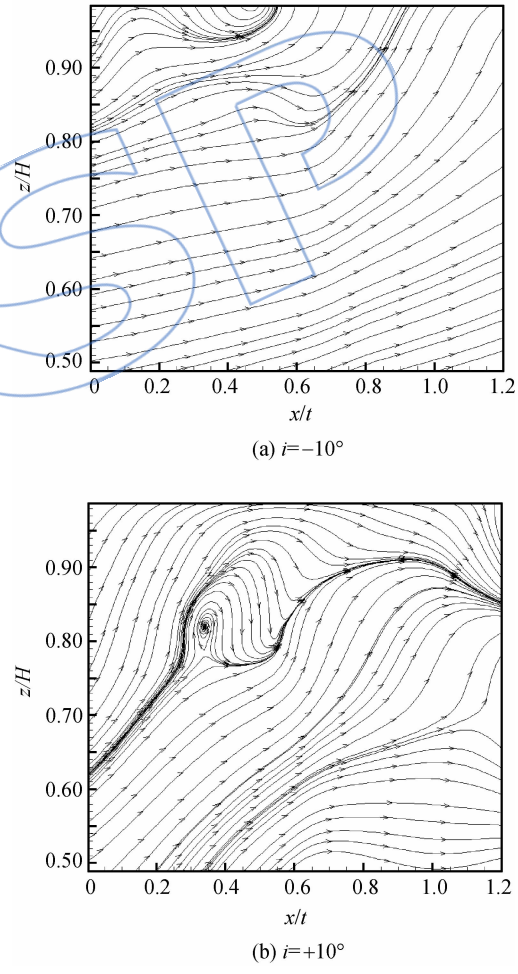
Fig. 13 Distributions of C_{ps} on blade surfaces



(a) $i=-10°$ (b) $i=+10°$

图 14 不同冲角时叶栅出口 36%C_{ax}截面总压损失系数分布

Fig. 14 Distributions of C_p on cascade exit plane of 36%C_{ax} with different angles of incidence



(a) $i=-10°$ (b) $i=+10°$

图 15 不同冲角时叶栅出口 36%C_{ax}截面流线图

Fig. 15 Streamlines on cascade exit plane of 36%C_{ax} with different angles of incidence

+10°时与图 14 相同位置截面上的二次流情况，冲角为 0°的结果见图 5(b). 比较这 3 张图可以发现：随着冲角的减小，栅后截面上通道涡与尾缘涡耗散速度加快. 这是由于冲角变化影响了叶栅中

的三维涡系结构及其强度. 大量的研究表明叶型和来流情况决定叶栅中的旋涡结构和其气动性能[16]. 对于本文所研究的大前缘直径且大转折角的高负荷叶片,根据叶栅出口的总压损失系数和二次流情况,可以判断出相对于正冲角,负冲角情况下叶栅通道流动损失大,叶栅出口主流与间隙泄漏气体掺混也强烈,因此,负冲角越小,流动损失越大.

图 16 给出了−10°,0°和+10°冲角下,节距质量平均的总压损失系数沿叶高分布. 图 17 是相应的气流角沿叶高分布. 比较不同冲角下总压损失系数沿叶高的分布可以发现,本文叶型对冲角变化比较敏感. 随着冲角的减小,流动损失从叶展中部到叶顶逐渐增大. 在靠近叶顶区域,当冲角减小至−10°,流动损失出现大幅度的增大. 由图 17 可以看出,在叶片中部区域,相对于−10°冲角,随着冲角的正向增大,气流偏转不足加剧. 受上通道涡影响,各冲角下气流在约 80%H 处偏转不足增强. 大于 80%H 位置后,受二次流影响,各冲角下气流过偏,且随着冲角的增大气流过偏增强. 在 0°冲角时,距离上端壁约 2.5%H 位置气流角又开始变小. 在−10°冲角时,距离上端壁约 7%叶高位置气流角开始变小.

图 18 显示的是 3 种冲角下,叶中和叶顶附近叶片表面静压系数分布情况. 由图可以看出冲角变化对叶中与叶顶附近压力面的表面静压系数分布影响不大,但对叶片吸力面的表面静压系数分布影响较为明显. 随着冲角增大,压力面的表面静压系数略有增加,但在 72%C_{ax}至尾缘,不同冲角下表面静压系数曲线趋于重合. 在叶展中部和叶顶附近的叶片吸力面,分别在前缘至 42%C_{ax}和 48%C_{ax}范围内,随着冲角减小,叶片的表面静压系数增大,而在吸力面扩压段部分,情况则相反,即随着冲角的减小,叶片表面静压系数也随之减小. 3 种冲角工况下,叶顶附近吸力面上最低压力点都出现在 48%C_{ax}处. 在−10°,0°和+10°冲角下,叶展中部吸力面上最低压力点分别出现在 42%C_{ax},42%C_{ax}和 35%C_{ax}处,说明正冲角情况

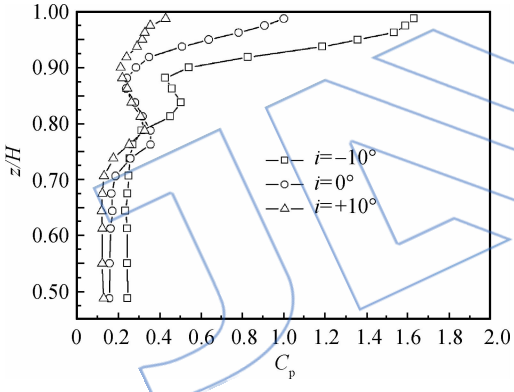


图 16　节距质量平均的总压损失系数沿叶高分布

Fig. 16　Pitchwise mass-averaged C_p distribution along blade span

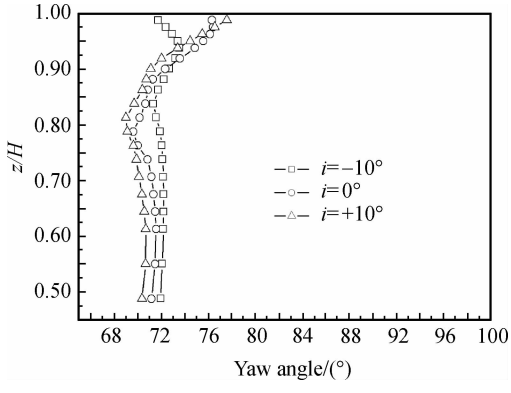
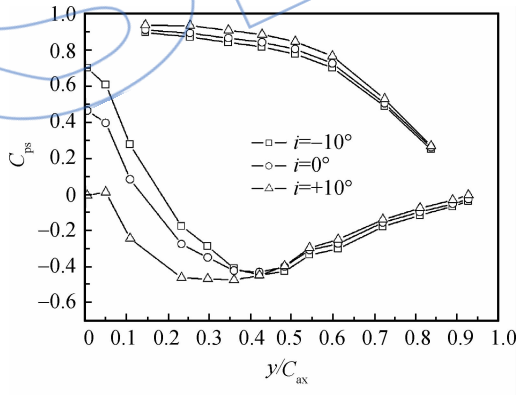
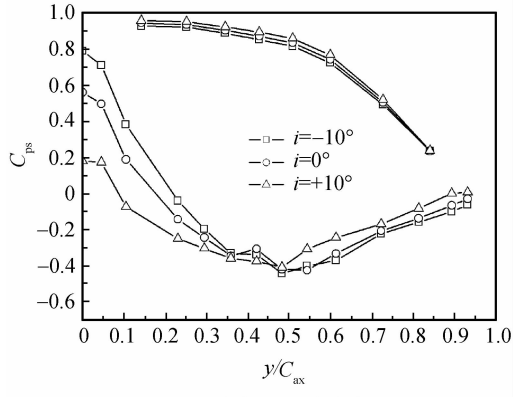


图 17　节距质量平均的气流角沿叶高分布

Fig. 17　Pitchwise mass-averaged yaw angle distribution along blade span



(a) 距叶尖80 mm叶片表面



(b) 距叶尖4 mm叶片表面

图 18　不同冲角时叶片表面静压系数分布

Fig. 18　Distributions of C_{ps} on blade surfaces with different angles of incidence

下，叶展中部吸力面上最低压力点的位置随着冲角的增大而向前缘方向移动. 这是因为随着正冲角增大，叶片吸力面进口段附面层增厚，附面层内速度分布恶化，动量损失厚度增加，导致最低压力点出现较早，进而扩压段长度增大. 理论研究表明，冲角对叶型表面静压力分布规律的影响与叶型形状、流道收敛度和气流转折角等因素有很大关系. 在－10°～＋15°的冲角范围内，随着冲角增大，前缘至最低压力点范围内，叶片压力侧和吸力侧间的压差增大，负荷也增大，验证了本文选用的叶型属于具有大前缘直径的均匀加载型高负荷叶型.

3 结 论

本文利用低速风洞和“L”型束状五孔探针等设备，实验研究了带围带涡轮叶栅叶顶泄漏流动和气动性能，研究了不同围带上腔间隙尺寸与来流冲角对涡轮叶栅气动性能的影响，通过分析实验数据，得到以下结论：

1）与无围带叶栅相比，叶顶围带阻止了跨叶顶间隙的气体泄漏，进而无间隙泄漏涡产生，从而显著降低了流动损失. 因此，在实际应用中，在满足强度等要求的前提下，尽量选用带围带的动叶.

2）围带上部间隙高度越大，泄漏流体越多，这样端壁附近的低速泄漏流与高速主流相互掺混而导致的能量和动量损失就越大. 针对本文所研究的叶栅，围带与端壁之间的间隙高度最好不要大于 $1\%H$.

3）对于本文所研究的大前缘直径、大转折角的高负荷叶片，冲角变化对叶中与叶顶附近压力面的静压分布影响不大，但对叶片吸力面静压分布影响较为明显. 适当的正冲角能够改善流动状况，进而提高气动性能.

参考文献：

[1] 李伟，乔渭阳，许开富，等. 涡轮叶尖间隙泄漏流动主动控制数值模拟[J]. 航空动力学报，2008，23(7)：1260-1265.
LI Wei，QIAO Weiyang，XU Kaifu，et al. Numerical simulation of active control on tip leakage flow in axial turbine [J]. Journal of Aerospace Power，2008，23(7)：1260-1265. (in Chinese)

[2] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery，1993，115(4)：621-656.

[3] Yoon S，Curtis E，Denton J，et al. The effect of clearance on shrouded and unshrouded turbines at two levels of reaction[R]. ASME Paper 2010-GT22451，2010.

[4] Gier J，Stubert B. Interaction of shroud leakage flow and main flow in a three-stage LP turbine[J]. Journal of Turbomachinery，2005，127(4)：649-658.

[5] Porreca L，Behr T，Schlienger J，et al. Fluid dynamics and performance of partially and fully shrouded axial turbines [J]. Journal of Turbomachinery，2005，127(4)：668-678.

[6] Giboni A，Menter J R，Peters P，et al. Interaction of labyrinth seal leakage flow and main flow in an axial turbine [R]. ASME Paper 2003-GT38722，2003.

[7] 王仲奇，冯国泰，王松涛，等. 透平叶片中的二次流旋涡结构的研究[J]. 工程热物理学报，2002，23(5)：553-556.
WANG Zhongqi，FENG Guotai，WANG Songtao，et al. Study on secondary flow vortex structures in turbine bladings[J]. Journal of Engineering Thermophysics，2002，23 (5)：553-556. (in Chinese)

[8] 贾希诚，王正明，王嘉炜. 叶轮机械中的泄漏流与泄漏涡[J]. 工程热物理学报，2003，24(5)：753-756.
JIA Xicheng，WANG Zhengming，WANG Jiawei. Leakage flow and leakage vortex in turbomachinery[J]. Journal of Engineering Thermophysics，2003，24 (5)：753-756. (in Chinese)

[9] 敬荣强，李泯江，桂幸民. 高负荷跨音压气机叶尖间隙流动的数值分析与比较[J]. 航空动力学报，2003，18(6)：827-831.
JING Rongqiang，LI Minjiang，GUI Xingmin. Numerical analysis and comparison of the tip-clearance flow of a high-loading transonic compressor[J]. Journal of Aerospace Power，2003，18(6)：827-831. (in Chinese)

[10] 杨策，马朝臣，王延生，等. 透平机械叶尖间隙流场研究的进展[J]. 力学进展，2001，31(1)：70-83.
Yang Ce，MA Chaochen WANG Yansheng，et al. A review of studies on turbomachinery tip gap leakage flow[J]. Advances in Mechanics，2001，31(1)：70-83. (in Chinese)

[11] 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)

[12] 石宝龙，岂兴明，矫津毅，等. 二次流与叶顶间隙损失的数值研究[J]. 航空动力学报，2009，24(5)：1096-1100.
SHI Baolong，QI Xingming，JIAO Jinyi，et al. Numerical analysis of the secondary flow and tip clearance leakage loss[J]. Journal of Aerospace Power，2009，24(5)：1096-1100. (in Chinese)

[13] 鄢景，杨自春. 动力涡轮有冠及无冠动叶栅顶部二次流的数值分析[J]. 燃气轮机技术，2011，24(2)：30-35.
YAN Jing，Yang Zichun. Numerical analysis of tip secondary flow in rotor cascades with or without shroud in power turbine[J]. Gas Turbine Technology，2011，24(2)：30-35. (in Chinese)

[14] 吕强，李军，李国军，等. 动叶围带顶部泄漏流动对透平级气动性能影响的数值研究[J]. 工程热物理学报，2007，28

(suppl.):85-88.
LÜ Qiang, LI Jun, LI Guojun, et al. Effects of the tip leakage flows of the shrouded rotor blade on the aerodynamic performance of the turbine stage[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(suppl.):85-88. (in Chinese)

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

[16] 张华良,谭春青,陈海生,等. 平面涡轮叶栅内旋涡结构的试验研究[J]. 机械工程学报, 2010, 46(12):155-160.
ZHANG Hualiang, TAN Chunqing, CHEN Haisheng, et al. Experimental investigation on vortex structures in linear turbine cascades[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(12):155-160. (in Chinese)

JAISP