

后加载叶型叶栅的三维压力场及其对损失发展的影响*

周 逊, 韩万金

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 在低速环形叶栅风洞上对具有后部加载叶型的常规直叶片叶栅和弯曲叶片叶栅进行了吹风实验, 得到了两种叶栅的叶片和上、下端壁表面的静压系数分布及气动性能。实验结果表明, 后部加载叶型能够建立对应优良气动特性的叶栅内部三维压力场, 同时采用弯叶片技术可进一步优化展向静压系数分布。

关键词: 后部加载⁺; 导流叶片; 压力分布; 能量损失

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 06-0537-06

Three-dimensional pressure distribution of the cascades with aft-loading profile and the influence of loss development

ZHOU Xun, HAN Wanjin

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Detailed measurements of the low speed flow in annular turbine cascades were made to obtain the three-dimensional static pressure distribution and the aerodynamic characteristics of the two types of turbine cascades which have the aft-loading profile. One of them is the conventional straight blades cascade and the other is the curved blades cascade. The test results show that adopting the aft-loading technology can improve the 3D pressure distribution of the flow field, especially near the endwall area, and it would improve the static pressure coefficient distribution at spanwise farther by using the curved blades. Effectively matching the aft-loading profile and the curved blades can reduce the energy loss of the turbine cascade greatly.

Key words: Aft-loading⁺; Guide vane; Pressure distribution; Energy loss

1 引 言

静叶栅流道内的流动损失主要由叶型损失和二次流损失组成, 这两项损失都取决于叶栅中的三维压力场, 而三维压力场与叶片的全三维成型密切相关, 因此通过叶片的全三维成型有效地控制边界层的增厚、分离以及径向、横向二次流动对涡轮叶栅效率的提高起着十分关键的作用。

当代涡轮机械领域提出了两种先进叶型, 即均匀加载和后部加载叶型。如果在吸力面上气流从叶型的前驻点开始加速, 在中部速度保持不变, 在后部出现扩压, 则把这种叶型称为均匀加载叶型; 若在吸力面上气流在喉部以前加速, 在喉部以后扩压, 则把这

种叶型称为后部加载叶型。对于给定的负荷系数, 后部加载叶型的扩压系数, 最大马赫数以及叶厚与弦长之比通常比均匀加载叶型的大。这两种叶型都具有很低的叶型损失, 但后部加载叶型在降低二次流损失方面效果更为明显。P. W 叶栅和旋转试验装置的试验结果表明, 使用后部加载叶型可以进一步提高涡轮效率^[1]。文献[2]通过计算分析了后部加载叶片及其对应的常规前加载(即均匀加载)叶片对三维叶栅流动损失与二次流发展的影响, 结果表明, 后部加载叶栅的高损失区要较均匀加载叶栅的高损失区小, 在叶栅出口下游 15% 轴向弦长处后部加载叶栅的平均总压损失系数要比均匀加载叶栅下降约 20%, 认为后加载叶栅能有效地降低三维叶栅损失, 并控制二次

* 收稿日期: 2002-04-24; 修订日期: 2003-02-15。

基金项目: 国家重点基础研究发展规划项目 (G1999022307); 国家教委博士点基金 (EDAF-24403003 HB-0241)。

作者简介: 周 逊 (1971—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机械气体动力学。

流的发展。决定流动损失和二次流大小的主要因素有两个:一是壁面粘性效应;二是壁面压力梯度的大小和方向。本文试图通过对实验叶片与端壁表面静压分布的详细测量来进一步了解具有后部加载叶型叶栅的气动性能。

2 实验模型

实验是在哈尔滨工业大学气动研究中心的低速环形叶栅风洞上进行的。对具有后部加载叶型的常规直叶片栅和弯叶片栅在相同的实验条件下,沿叶高方向每隔 10% 相对叶高设置一个测量面,在总共 9 个测量面上沿叶片型面每隔 5mm 设一测量孔,测量了沿叶片型面的表面静压分布。在上、下端壁由栅前至栅后在不同的轴向位置处各设置了 21 个测量站,其中栅前 6 站、栅后 4 站、栅内 11 站,在每个测量站上沿周向每隔一定间距分别设置了 12 个~28 个测量孔,测量了上、下端壁壁面上的表面静压分布。同时沿流向由栅前至栅后在不同的轴向位置处设置了 12 个测量面,其中栅前和栅后各 3 个测量面,流道内 6 个,在每个测量面上沿周向和展向设置了适当的测量点,使用五孔探针测量了气动参数沿周向和叶高的分布。

实验叶栅的几何与气动参数如下:内、中、外径分别为 $D_h = 1904.2\text{mm}$, $D_m = 2119.2\text{mm}$, $D_t =$

2334.2mm;叶高 $H = 215\text{mm}$;径高比 $D_m/H = 9.86$;叶片弦长 $b = 175.84\text{mm}$;展弦比 $H/b = 1.22$;节距分别为 $T_i = 135.8\text{mm}$, $T_m = 123.3\text{mm}$, $T_h = 110.8\text{mm}$;节弦比 $T_i/b = 0.772$, $T_m/b = 0.701$, $T_h/b = 0.630$;轴向弦长 $B = 115.1\text{mm}$;叶片数 $N = 54$;几何进气角 $\alpha_0 = 90^\circ$ (从周向算起);几何出气角 $\alpha_1 = 12^\circ$;栅前总压 $p_0^* = 3650\text{Pa}$ (表压);叶展中部基于轴向弦长的叶栅出口雷诺数 $Re = 6.1 \times 10^4$,马赫数 $Ma = 0.235$ 。

3 结果与讨论

3.1 叶片表面静压分布

从图 1 所示的两种叶栅表面静压系数沿叶片型面的分布可见,在靠近叶栅轮毂区的 0.1 相对叶高处,两种叶栅叶片压力面的压力分布没有什么区别,而弯叶片叶栅在吸力面的压力升高了,并且越靠近叶根压力升高得越多,这说明叶片的弯曲使得叶片根部附近的负荷下降了,即减小了叶栅根部出口附近沿流向的逆压梯度和沿周向的横向压力梯度,从而减缓了端部附面层的生长,降低了参加端部横向二次流的低能流体的质量流量,同时也减小了端部横向二次流的强度。在叶栅中部的大部分流动区域内,直叶片叶栅与弯叶片叶栅的压力分布没有明显的区别。在靠近外端壁的 0.9 相对叶高处也观察到了与轮毂附近相似的现象,只是叶片负荷下降的幅度较根部要低。

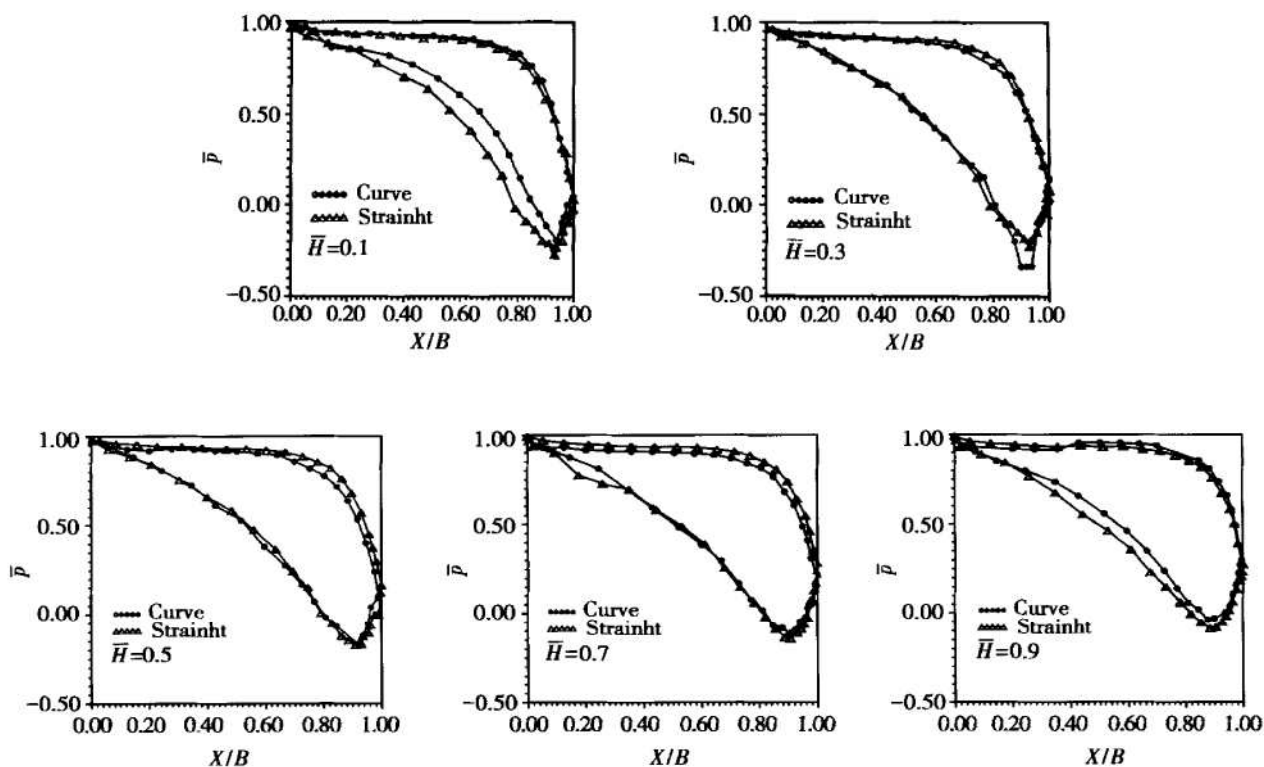


Fig. 1 Static pressure distribution on blade surface

从图1还可以看到,两种叶栅在压力面上从叶片前缘至大约70%轴向弦长的压力下降很小,说明边界层在此范围内加速十分缓慢。在后30%轴向弦长压力下降的很快,说明边界层在压力面末端有较大的加速,显然在整个压力面上边界层始终在顺压梯度的作用下,可能始终保持为层流状态。在吸力面上从叶片前缘至大约94%轴向弦长压力系数一直迅速减小,说明边界层在此范围内在较大的顺压梯度的作用下加速,边界层的厚度增长缓慢,在下游的6%轴向弦长压力迅速上升,边界层在大的逆压梯度的作用之下开始发生分离。由于最低压力点处在大约94%轴向弦长处,所以逆压梯度段很短,说明了后部加载叶型减小了湍流区长度,因而在降低叶型损失的同时降低了二次流损失。在接近轮毂的几个截面上可以看

到弯叶片栅的最低压力点较直叶片栅要更加靠近叶片的尾缘,使得弯叶片吸力面上的出口扩压段进一步缩短,能量损失也就更小。

3.2 沿叶高的静压分布

由图2可见,在栅前以及栅内的第一个测量面上叶栅在中心流道上沿叶高的静压系数分布都很均匀,几乎不存在径向压力梯度。在直叶片栅,从第五测量面到第七测量面也几乎没有径向压力梯度,从第八测量面开始明显存在沿叶高的正径向压力梯度,并且越来越大。对于环形常规直叶片栅,决定叶栅沿叶高的静压梯度的主要是气流沿周向的扭曲,后部加载叶型使得气流的扭曲发生在流道的后部,因此边界层低能流体在叶片吸力面与轮毂面组成的壁角的堆积也仅发生在流道的后部。观察弯叶片栅,在第五测量面上

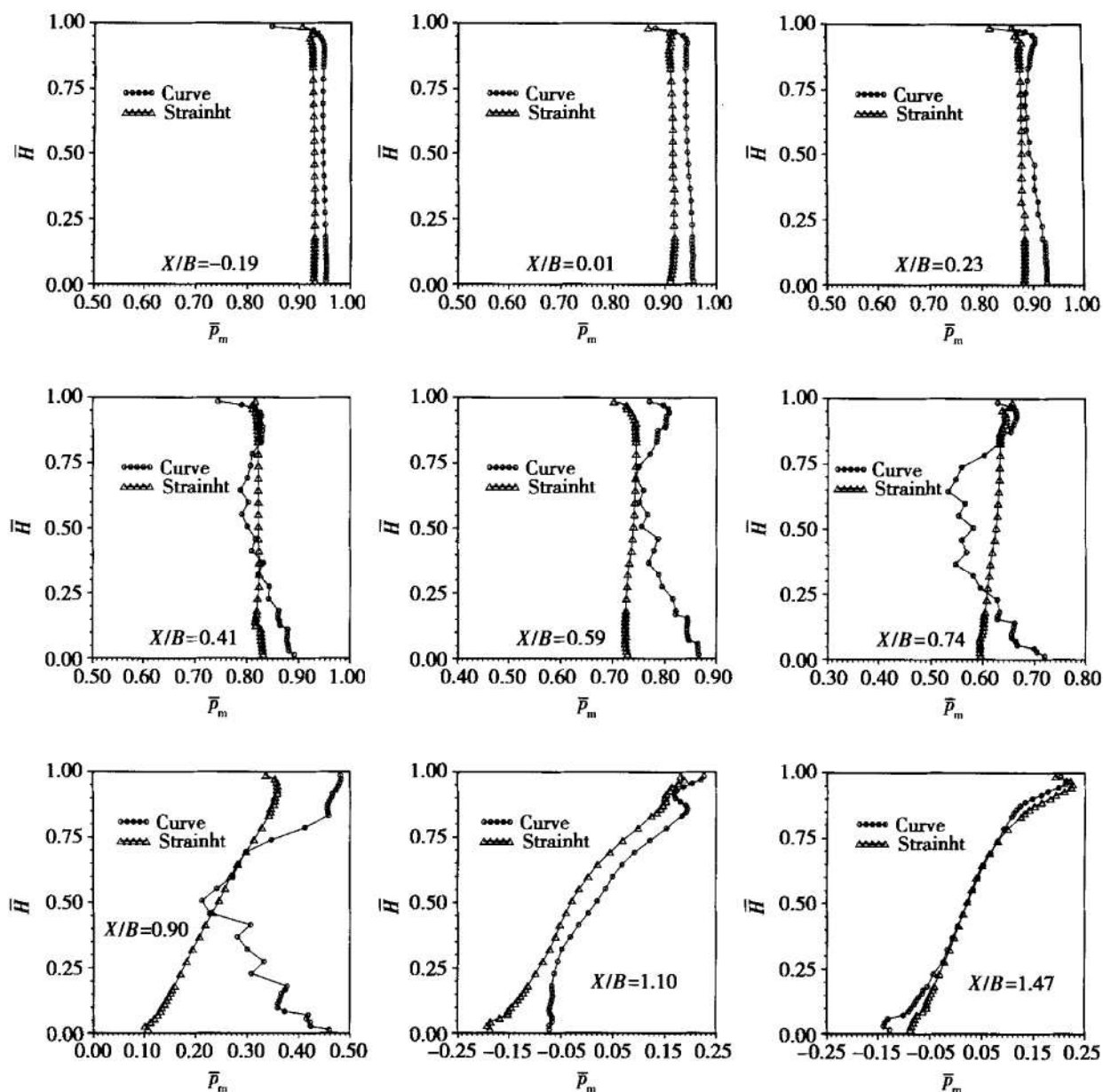


Fig. 2 Static pressure distribution at measuring planes

已可看出叶展中部压力的下降,从第六测量面到第九测量面可明显看到上、下端壁大、叶展中部低的“C”型压力分布,并且端部与中部的压差沿流向越来越大。这种“C”型压力分布恰好形成在与直叶片栅流道后部边界层发生径向堆积相对应的位置,亦即叶片吸力面尾缘 6% 轴向弦长的扩压段,因而抑制了那里的径向二次流,在此区域内弯叶片栅较直叶片栅的流动显著改善。

直叶栅与弯叶栅不同叶高沿叶型表面静压系数分布表示在图 3。由图 3 可见,无论直叶片还是弯叶片气动负荷沿叶高都是增加的,只不过两种叶片的增加速率不同。由此图看到的更重要的气动参数分布是静压系数在叶片表面沿叶高的变化。在直叶栅的压力面上沿叶高为正压梯度,在吸力面上前 76% 相对轴向弦长内沿叶高形成的是负压梯度,仅在尾缘 14% 相对轴向弦长形成正压梯度。国外大量计算和实验表明沿叶型损失的增长 80%~90% 发生在吸力面上,在叶栅流道内的径向二次流中沿吸力面的径向二次流起主导作用。因此,在直叶栅流道的前部和中部主要发生边界层低能流体向吸力面机壳角隅的输运,在流道的后部则主要发生边界层低能流体向吸力面轮毂角隅的集聚。对于正弯叶片,除了在吸力面尾缘 6% 相对轴向弦长外,无论在吸力面还是压力面上均形成了两端高、中间低的“C”型静压分布,平均直径两侧的边界层流体向叶展中部主流区输运,显而易见,正弯叶片形成的叶片表面压力场有利于减小径向二次流损失。

3.3 端部静压分布

图 4 表示本实验测得的直叶片栅与弯叶片栅机壳与轮毂上的静压系数等值线分布。由于端壁边界层沿静压等值线的法向流动,静压等值线与流道中心线的交角能说明端壁横向二次流的强弱。静压等值线与流道中心线的交角愈小或愈趋于正交,端壁横向

二次流愈强或愈弱。由图 4(a) 和 (b) 可见,在直叶栅的轮毂和机壳表面上,静压等值线与压力边几乎垂直,与吸力边斜交,交角都在 $20^\circ \sim 30^\circ$ 以上,静压等值线与流道中心线的交角也较大。这表明在具有后部加载叶型直叶栅两端横向二次流很弱。详细观察端壁的不同区域,横向二次流的强弱不同。在轮毂面上,仅在前 50% 轴向弦长的流道内存在很弱的端壁横流。在机壳表面上,在流道的前 1/3,端壁横流很微弱;在 30%~70% 轴向弦长流道内,端壁横流有所加强。概括地说,在具有后部加载叶型叶栅的内外端壁上仅在局部区域存在较弱的横向二次流。

端壁静压分布对端壁流动特性有重要影响的另外两个参数是最低压力值及其位置,这两个参数直接与端壁边界层的当地分离密切相关。观察图 4(a),在直叶栅轮毂表面流道内,看不到最低压力点,端壁边界层逐渐由栅前膨胀流动到叶栅下游,没有遇到逆压梯度,也没有分离发生。在直叶栅的机壳表面上,如图 4(b) 表示的那样,最低压力点 ($C_p = 0.06$) 发生在喉部稍下游靠近吸力面的地方。由该点至叶栅出口,端壁边界层遇到的是逆压梯度。如图 4(a) 所示,直叶片吸力面前部和中部沿径向形成的是负压梯度,在最低压力点之前边界层在吸力面机壳角隅内集聚、增厚,在最低压力点之后开始转捩、分离,使最低压力点之后的区域成为通道涡发展的涡量源。

将图 4(c, d) 两图与 (a, b) 两图分别比较可见叶片弯曲引起轮毂与机壳表面上的静压分布有如下三点变化: (1) 在流道的前半部分,等压线与流道中心线的交角减小,说明端壁横流与直叶栅比较在上游发生; (2) 在流道的后半部分,静压等值线与流道中心线接近正交的部分向上游扩展,这表明弯叶栅端壁横流发生的范围小于直叶栅; (3) 在与直叶栅相对应的位置上弯叶片的静压值大于直叶片,并且无论在机壳还是轮毂表面均无最低压力点,这说明弯叶栅的端壁流

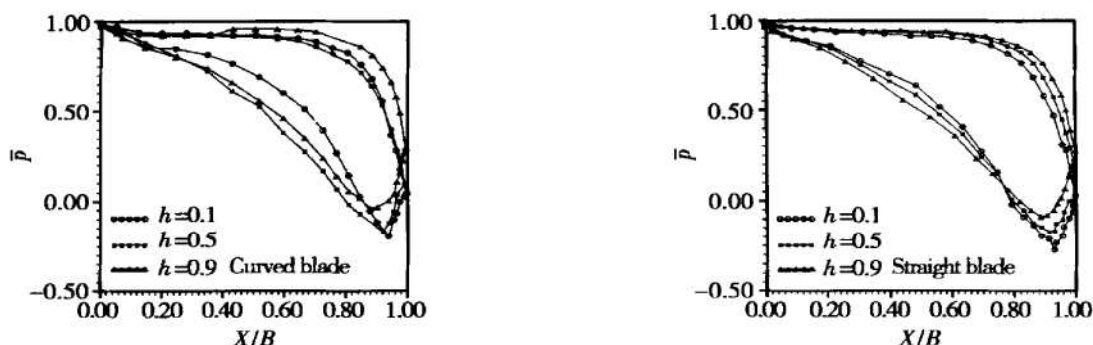


Fig. 3 Different height static pressure distribution on blade surface

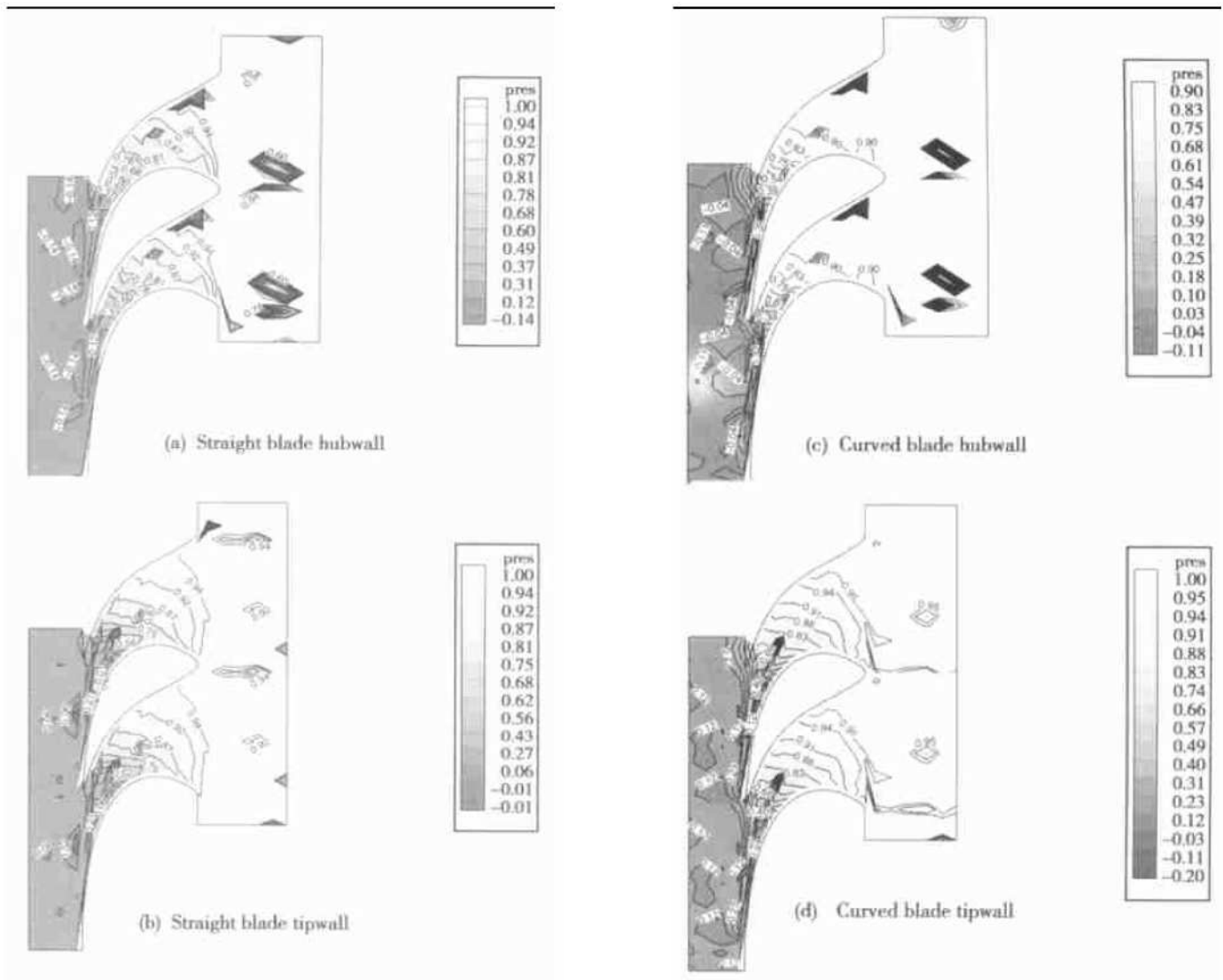


Fig. 4 Endwall static pressure coefficient distribution

动都在顺压梯度作用之下。叶片弯曲引起端壁静压分布的上述三点变化,将进一步减小叶栅的端壁二次流损失。

3.4 对损失发展的影响

总流动损失沿轴向的增长情况是衡量叶栅气动性能好坏的最重要指标之一。国内外同行对气流绕流叶栅能量损失系数沿轴向的变化进行了大量数值与实验研究。迄今为止,对这一问题持有两种不同的观点:一是认为由叶栅进口至出口损失逐渐增长^[3];二是认为在吸力面上气流速度达到最大值之前,损失基本保持不变,而后由这一点至出口损失迅速增大^[4]。由图 5 可见,本实验结果证明在具有后部加载叶片的叶栅中,总流动损失沿轴向的发展符合第二种观点。

实验结果表明,绕流叶栅气流损失增长的主要因素为:(1)来流端壁边界层在叶栅前缘鞍点分离形成复杂的进口边涡系,特别是马蹄涡压力面分支与相邻

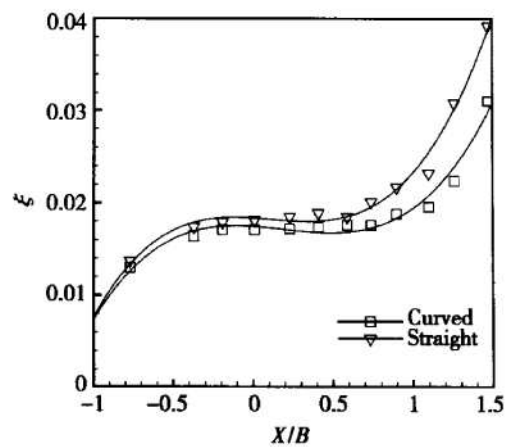


Fig. 5 Axial total loss of mean flow distribution

叶片吸力面分支之间低动量气体的滞止分离;(2)在马蹄涡分离线之后新边界层的生成与增厚;(3)在叶片吸力面、压力面与端壁构成的角隅内产生的壁角损失,其中吸力面角隅内的损失占较大比例;(4)沿马蹄涡、通道涡和出口边涡三维分离线的剪切作用;(5)绕

流叶栅产生的所有涡系在下游流场中的耗散以及叶栅非均匀出口流动参数的完全掺混。

对于不同几何与气动参数的叶栅, 五条因素的影响程度不同。实质上, 五条因素各自影响的大小都与叶栅中的三维压力场有关。

在以往的大多数实验中, 由于叶片前缘半径较大, 来流端壁边界层厚度小于前缘半径, 在叶片前缘形成一个相当大的旋涡, 即马蹄涡。本实验研究的是高性能叶片, 前缘具有较小的曲率半径, 在尺寸方面小于来流端壁边界层的厚度, 这使得叶片前缘附近边界层内形成多个旋涡的复杂流动。复杂的前缘分离流动产生的损失主要取决于三个因素: 一是进口端壁边界层厚度; 二是指向端壁的负总压力梯度; 三是沿流向的逆压梯度。进口端壁边界层厚度由两部分组成, 即来流边界层厚度与来流绕流叶栅引起的边界层增厚。前者为撤掉叶栅后在实验段进口段出口处测量得到的, 后者则由栅前测得的边界层厚度减去前者。在本实验中, 撤掉叶栅测得的来流端壁边界层厚度为 14mm。安装直叶栅和弯叶栅后, 测得进口端壁边界层厚度分别为 20mm 和 16mm。虽然弯叶片比直叶片的进口端壁边界层薄, 但弯叶片指向端壁的负总压梯度与沿流向的逆压梯度都比较大(图 2), 因此弯叶片在前缘附近损失的相对增长大于直叶片(图 5)。

气流进入叶栅流道, 流动损失由两部分组成, 即叶型损失和二次流损失。由图 5 可见, 无论直叶片还是弯叶片由第四测量站至第八测量站流动损失几乎没有增长。静压系数沿叶型、叶高和端壁的分布(图 1.2.4)表明, 在流动的这一区段, 沿叶型在吸力面和压力面上的流动都在顺压梯度的作用下, 沿叶高的静压分布几乎是均匀的, 因此叶型损失与二次流损失增长不大。特别是弯叶片, 端壁横向压力梯度更小, 从第六测量站开始, 形成了沿叶高的“C”型压力分布, 将叶栅两端边界层输运至主流区, 更进一步降低了二次流损失。总损失沿轴向的分布曲线更为平缓。由第八测量站至叶栅出口, 气流在叶型吸力面上遇到了逆压梯度, 边界层开始增厚、转换甚至分离。而且后加载叶型在此处的横向压力梯度较大, 沿叶高出现了正压力梯度, 因此总损失沿轴向增加较快。对于弯叶片, 沿叶高的压力分布仍为“C”型, 参加二次流的低能流体流量较少, 且流动向主流, 总损失增长较慢。

在下游流场由于气流参数不均匀引起的掺混和顺流而下的上、下通道涡、壁角涡和出口边涡的涡能耗散, 引起损失急剧增长。直叶片与弯叶片具有几乎相同的静压沿叶高的分布, 仅进入下游流场低能量气体的流量直叶片多于弯叶片, 因此在下游流场直叶片总损失的增长高于弯叶片。

综上所述, 对于具有后加载叶型的静叶栅, 栅内流动损失的增长不大, 损失的增长主要由前缘、尾缘附近及下游流动引起。弯叶片在后加载区域形成了沿叶高的“C”型压力分布, 进一步降低了二次流损失。如果用栅后第一测量站测得的质量流量平均损失系数表示叶栅的总流动损失, 则直叶栅与弯叶栅的总压损失系数分别为 0.232 和 0.187, 与直叶栅比较, 叶片弯曲降低流动损失 19.4%。

4 结 论

(1) 采用后部加载叶型, 在叶栅大部分轴向弦长内(94% 轴向弦长)可获得良好的三维压力场; 在吸力面和压力面上皆为顺压梯度, 在两端壁上有较小的横向压力梯度, 沿叶高压力分布均匀, 在该区段流动损失不增长或增长不大。

(2) 后部加载叶型与弯叶片适当匹配, 可进一步优化叶栅中的三维压力场, 降低内、外两端壁的横向压力梯度, 并且在吸力面必须存在逆压梯度的区段形成沿叶高的“C”型静压分布, 进一步降低了叶栅中的二次流损失。

参考文献:

- [1] 徐大懋. 先进控制流透平设计的展望[A]. 中国工程热物理学会, 热机气动热力学学术会议论文集[C]. 992035, 1999.
- [2] 朱 斌, 徐星仲, 蒋洪德. 两种透平叶栅三维流动的计算分析[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(6).
- [3] Marchal P, Sieverding C H. Secondary flows within turbomachinery bladings, secondary flow in turbomachines[R]. AGARD CP214, 1977.
- [4] Hah C. A Navier-Stokes analysis of three-dimensional turbulent flows inside turbine blade rows at design and off-design conditions[J]. ASME 83-GT-40.

(编辑: 王居信)