

文章编号: 1000-8055(2004) 01-0118-08

后部加载叶型直叶片和弯叶片叶栅中 能量损失变化的实验研究

周 逊¹, 韩万金¹, 吕智强²

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 哈尔滨汽轮机厂有限责任公司, 黑龙江 哈尔滨 150046)

摘要: 在环形叶栅低速风洞上, 详细测量了具有后部加载叶型的常规直叶片和弯扭叶片栅能量损失由栅前至栅后的发展。实验结果表明损失的增长主要发生在前缘和尾缘附近, 提高此类叶栅流动效率的关键是前缘圆直径、尾缘逆压段长度与逆压梯度值的匹配以及沿叶高静压系数分布规律的选择。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮; 后部加载叶型; 弯叶片; 实验研究

中图分类号: TK474.7⁺¹

文献标识码: A

Experimental Investigation of Energy Loss in Straight and Bowed cascades with Aft-Loaded Profiles

ZHOU Xun¹, HAN Wan-jin¹, LU Zhi-qiang²

(1. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Harbin Turbine Company Limited, Harbin 150046, China)

Abstract: The experimental investigation was conducted in a low speed annular wind tunnel. The energy loss evolution from the upstream to the downstream in the blade cascade channel with aft-loaded profiles was measured in detail. The results of the present study showed that energy loss occurs mainly in the places near the leading and the trailing edges. Therefore, the measures to be taken are to choose the leading edge diameter, to match the portion of adverse pressure gradient zone with its value and to improve the static pressure distribution along span height.

Key words: aerospace propulsion system; turbine; aft-loaded profile; curved blade; experimental investigation

近年来, 先进的后部加载叶型与弯扭叶片作为两项新技术已广泛应用于蒸汽轮机与燃气轮机, 对于改善通流部分的气动性能起到了关键作用。但是, 到目前为止不同的研究者提出的后部加载叶型型线和弯扭叶片气动成型方法各不相同^[1~3]。

Wei B, Fottner^[4]对具有相同总载荷但载荷分

布不同的两种高载荷直列涡轮叶栅进行了实验研究, 研究表明, 由于前加载叶栅在进口平面附近产生较大的横向压力梯度, 该压力梯度作用于很厚的进口边界层, 而后加载叶栅较大的压力梯度产生在喉部以后, 它作用的新生边界层很薄, 因此前加载叶栅的通道涡比后加载叶栅的强度大很多, 相应的二次流损失也就更大。朱斌等^[5]通过计

收稿日期: 2003- 03- 24; 修订日期: 2003- 08- 28

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

作者简介: 周逊(1971-), 男, 辽宁丹东人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士生, 主要从事叶轮机机械气体动力学研究。

算分析后部加载叶片及常规前加载叶片对三维叶栅流动损失与二次流发展的影响也得到了类似的结论。由此可见, 后部加载叶栅具有较好的气动性能。国内外同行大量理论、实验与工程实践都证实在前加载与均匀加载叶型叶片栅中应用弯扭叶片可进一步提高叶栅的流动效率, 但在后加载叶型叶片栅中叶片的弯扭是否能够进一步改善叶栅的气动性能, 迄今为止所见实验研究还较少。因此, 实验研究后加载弯扭叶片栅损失发展特性, 为设计者提供设计高效后加载弯扭叶片的有效途径, 是一件有价值的工作。本文仅在均匀来流条件下实验研究了两种叶型的叶栅, 变工况条件下的研究将在以后的文章中讨论。

1 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 5 mm 设一测量孔, 测量了沿叶片型面的表面静压分布。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。

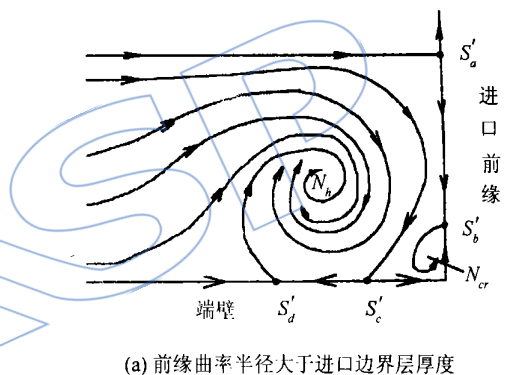
实验叶栅的几何与气动参数如下: 内、中、外径分别为: $D_i = 2334.2 \text{ mm}$, $D_m = 2119.2 \text{ mm}$, $D_h = 1904.2 \text{ mm}$; 叶高 $H = 215 \text{ mm}$; 径高比 $D_m/H = 9.86$; 叶片弦长 $b = 175.84 \text{ mm}$; 展弦比 $H/b = 1.22$; 节距分别为: $T_i = 135.8 \text{ mm}$, $T_m = 123.3 \text{ mm}$, $T_h = 110.8 \text{ mm}$; 节弦比 $T_i/b = 0.772$, $T_m/b = 0.701$, $T_h/b = 0.630$; 轴向弦长 $B = 115.1 \text{ mm}$; 叶片数 $N = 54$; 几何进气角 $\alpha = 90^\circ$ (从周向算起); 几何出气角 $\alpha = 12^\circ$; 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 $Ma = 0.235$ 。

2 结果与讨论

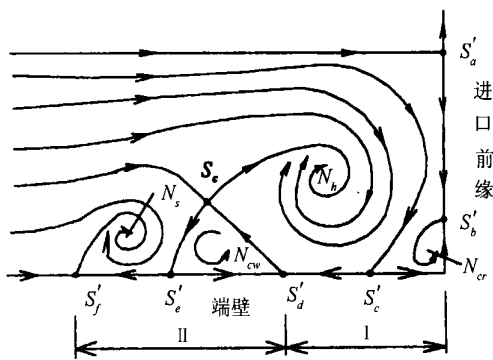
2.1 栅前流动

气体绕流叶栅产生的流动损失由两部分组成。(1) 来流进口端壁边界层带来的损失; (2) 是绕流叶栅气体产生的净损失。栅前的流动损失主要集中在上、下端壁边界层内。这部分损失也由两部

分组成, 第一部分为来流进口端壁边界层带来的损失, 其大小是通过撤掉叶栅, 在实验装置的出口处进行边界层测量获得; 第二部分损失是由叶栅对气流的阻滞作用引起的来流进口端壁边界层的增厚, 叶栅的阻滞作用愈强, 边界层厚度的增长愈大, 这部分损失为由栅前测得的边界层厚度减去撤掉叶栅后在同一地点测得的边界层厚度。在本实验中, 撤掉叶栅在进口段出口处测得来流端壁边界层厚度为 14 mm。安装常规直叶片叶栅后, 测得来流进口端壁边界层厚度为 20 mm。在安装弯叶片的条件下, 测得来流进口端壁边界层厚度为 18 mm。显然, 在安装叶栅的情况下, 由于叶片表面和上、下端壁面对气流的阻滞作用, 引起了进口端壁边界层增厚, 而弯叶片栅的进口端壁边界层厚度小于常规直叶片栅, 这说明弯叶片栅对气流的阻滞作用较小。



(a) 前缘曲率半径大于进口边界层厚度



前缘半径, 来流端壁边界层的厚度小于圆柱半径, 在叶片前缘形成如图 1(a) 所示的拓扑与旋涡结构, 即一个相当大的马蹄涡和一个相当小的壁角涡。现代高性能涡轮叶片, 包括本实验研究的后部加载叶片, 其前缘具有较小曲率半径, 在尺寸方面等于或小于来流端壁边界层厚度, 来流端壁边界层在叶片前缘形成如图 1(b) 所示的拓扑结构与多涡结构, 亦即由马蹄涡、壁角涡、反向涡和分离涡组成的前缘涡系。在进口涡量相等的前提下, 强度较大的单涡与强度较弱的多涡结构相比较, 前者产生的能量损失要明显大于后者。

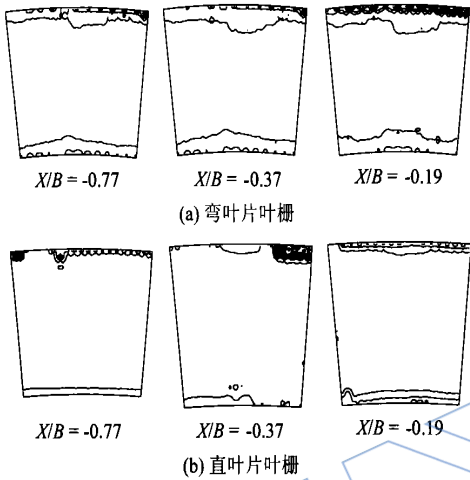


图 2 栅前能量损失系数等值线分布
Fig. 2 Energy loss coefficient contours distribution

由能量损失系数等值线分布(图 2)可见, 本实验叶片的叶型沿不同形状的径向积迭线积迭, 对进口流场的影响不同。在弯叶片栅中, 叶型沿曲线径向积迭线积迭, 气流绕流叶片前缘跨叶片流面翘曲比直叶片严重, 因而引起进口端壁边阶层在距前缘较远位置发生变形, 并且变形较大。显然, 弯叶片的前缘涡系发生的位置距前缘较远, 涡的尺度也较大。但是, 弯叶片前缘气流的流动损失却明显小于直叶片(图 3), 这说明叶片前缘气流的流动损失虽然部分地与叶片前缘的形状有关, 可是损失的主要部分取决于整个叶栅表面(包括上、下端壁与叶片表面)对气流的阻滞作用。

2. 2 栅内流动

在叶栅流道内边界层低动量气体的输运是通过马蹄涡和通道涡在相应静压梯度的作用下流动完成的。图 4 表示本实验测得的静压系数沿叶型的分布。由图可见, 本实验叶片具有气动性能优良的后部加载叶型。在压力面上的流动基本在顺压梯度的作用之下。在 70% 相对轴向弦长之前, 顺

压梯度较小; 在余下的 30% 轴向弦长之内, 顺压梯度较大, 边界层流过压力面前部和中部, 在厚度尚未达到发生转捩时, 就进入了大顺压梯度的压力面后部, 因此在整个压力面上边界层的流动可保持为层流。在吸力面上, 边界层在前 94% 轴向

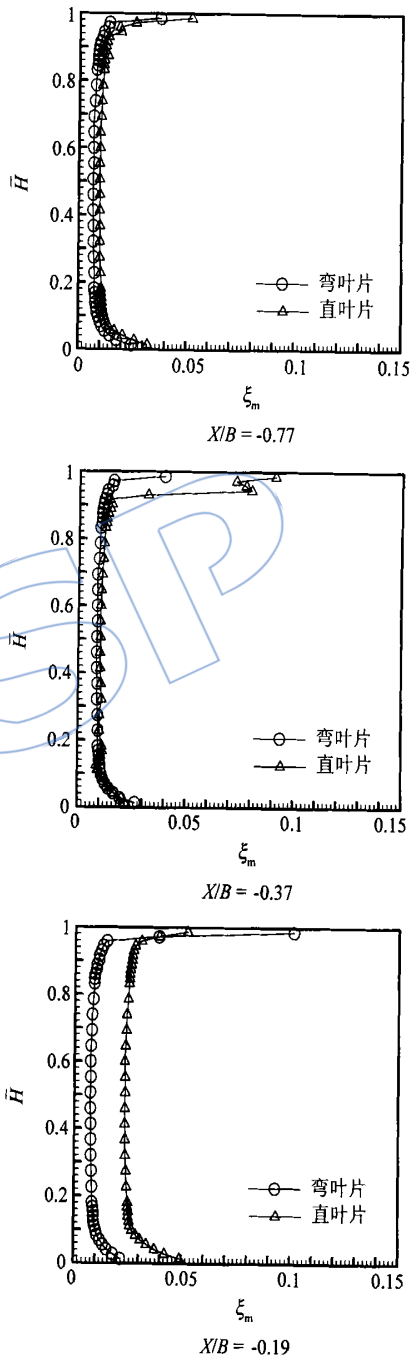


图 3 栅前沿节距平均总压损失系数沿叶高的分布
Fig. 3 Pitch wise average total pressure loss coefficient distribution along the blade height

弦长的漫长距离内都是在较大顺压梯度的作用下流动, 边界层厚度增长很慢, 直至进入逆压梯度段才开始转捩, 等到边界层内流动转变成湍流, 已离

开叶栅出口平面。由此可见实验叶型的湍流流动区很小,不到轴向弦长的 6%。显然,本实验叶栅的叶型损失必然较小,测量结果表明大约在 0.02~0.03 范围内。

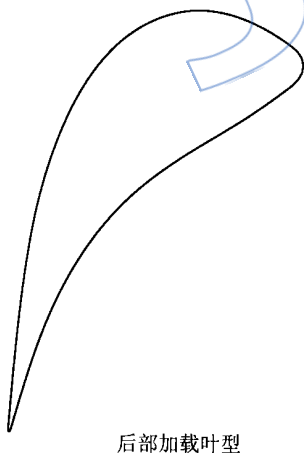
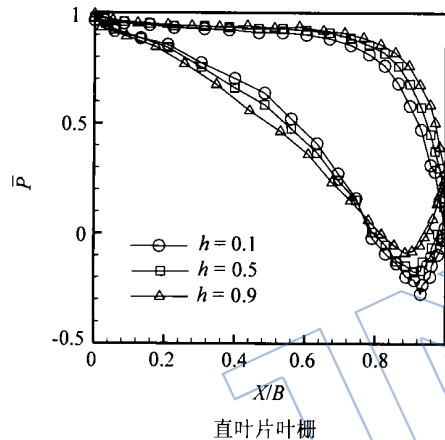
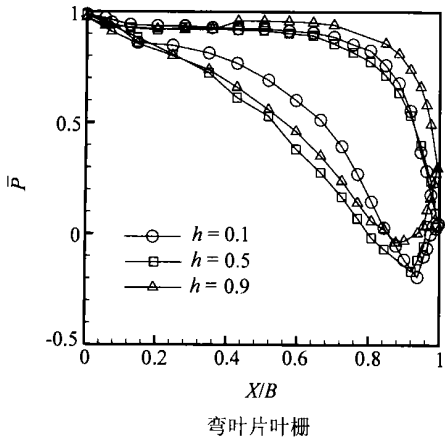


图 4 沿不同叶高叶型表面静压系数分布

由图 4 还可以看出在叶片吸力面和压力面上静压系数沿叶高的分布,预测径向二次流的流动状况。在常规直叶片栅中,在压力面上沿叶高形成的是正压梯度,在吸力面上前 86% 轴向弦长内形

成的是负压梯度,仅在尾缘 14% 轴向弦长内形成正压梯度,因此在端壁上气流从压力面流向吸力面,叶片表面的边界层在横向与沿叶高方向静压梯度作用下的在前面大部分流动区域内从叶根流向叶尖,在后面则相反。由于吸力面上边界层远厚

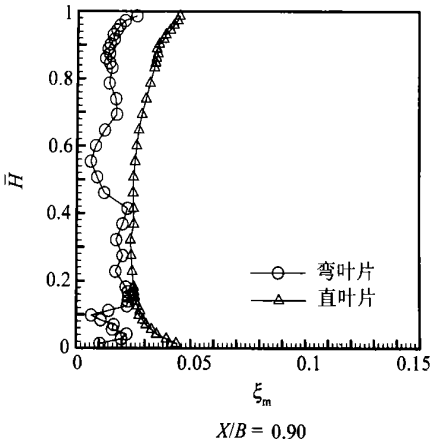
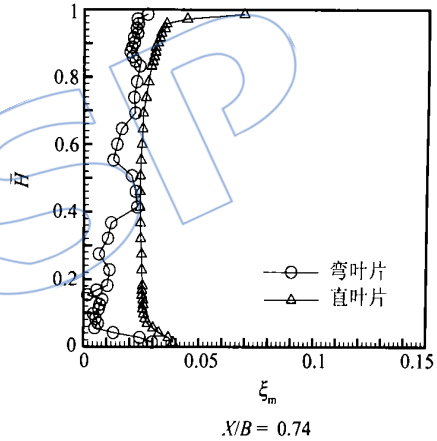
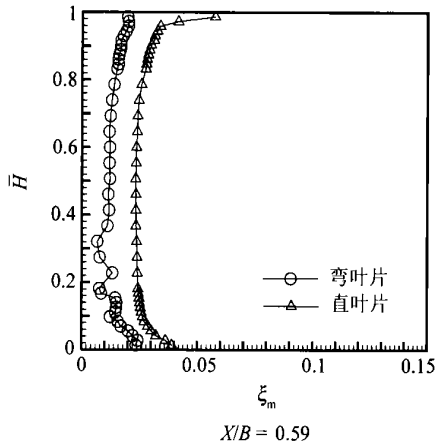


图 5 节距平均总压损失系数沿叶高的分布
Fig. 5 Pitch wise average total pressure loss coefficient distribution along the blade height

于压力面,上端壁附近损失的增长要比下端壁附近快,直至叶栅尾缘沿叶高的静压梯度转变成正的,边界层低动量气体才开始在下端壁上集聚(图

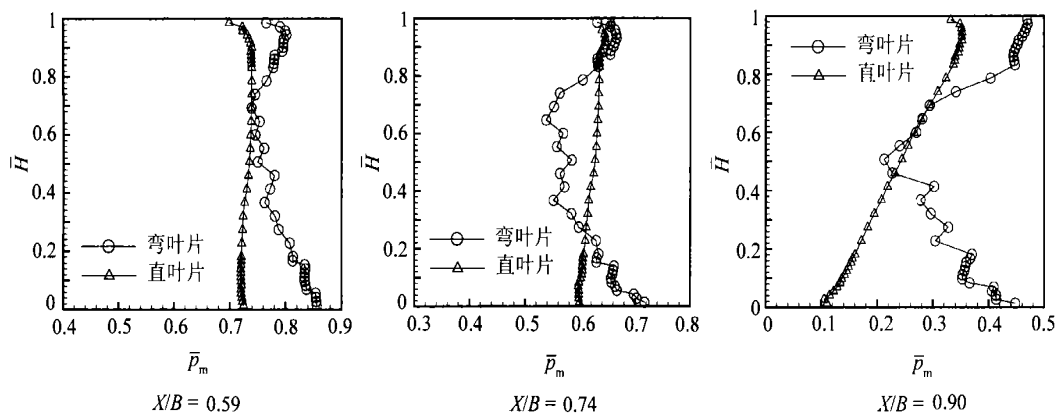


图 6 节距平均静压系数沿叶高的分布

Fig. 6 Pitchwise average static pressure coefficient distribution along the blade height

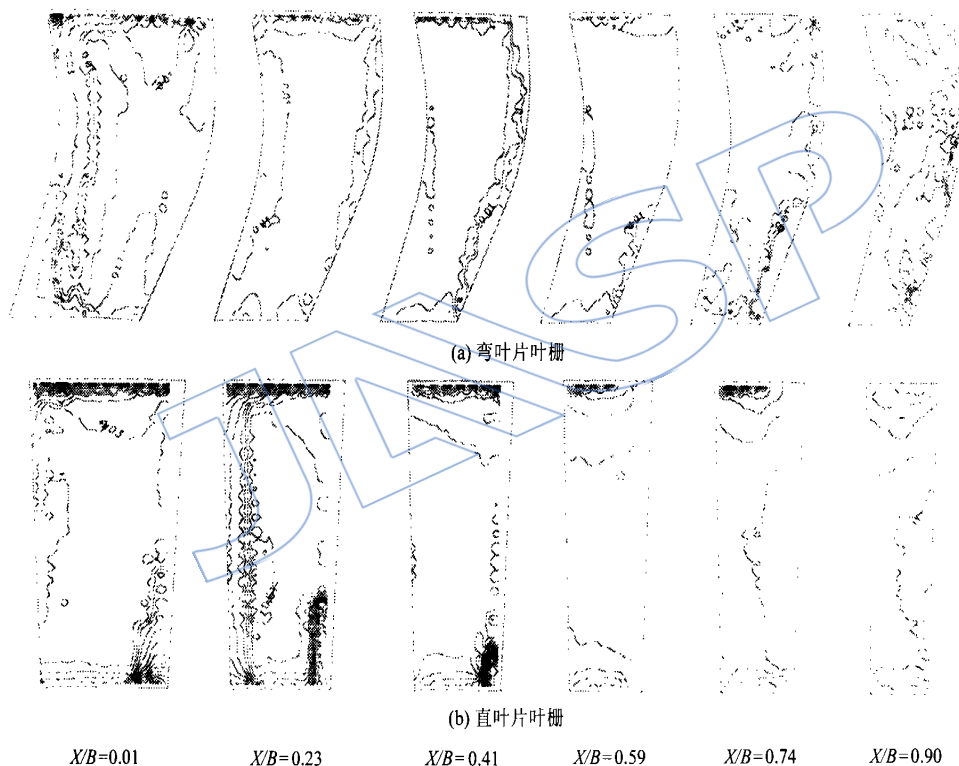


图 7 流道内能量损失系数等值线分布

Fig. 7 Energy loss coefficient contours distribution

5)。对于正弯叶片,除了在吸力面极小范围内(不到 6% 轴向弦长)之外,无论在压里面还是吸力面均形成了两端高、中间低的静压分布,即所谓的“C”型静压分布。特别是从节距平均静压系数沿叶高的分布(图 6)来看,在弯叶片尾缘逆压梯度段形成了沿流向愈来愈明显的“C”型静压分布。在这种沿叶高的静压梯度的作用下,叶栅两侧边界层低能流体流向叶展中部,被主流“带走”。显而易见,叶片正弯在叶片表面形成的静压场,有利于

进一步降低叶栅中的二次流损失(图 5)。

在常规直叶栅中,在流道的前半部分横向压力梯度较小(图 4),几乎不存在沿叶高的压力梯度,无论在吸力面还是在压力面沿流向均处于顺压梯度之下,因此在叶片表面上边界层的发展缓慢,端壁横流引起的边界层流体在吸力面壁角的集聚亦不严重,由图 7(a)可见,低能流体由压力面向吸力面壁角的运输,在流道的中后部,即 $X/B = 0.74$ 测量站之前才逐渐完成。由 0.74 相对轴

向弦长至出口, 集聚在吸力面壁角的边界层遇到较大的逆压梯度与沿叶高的正压梯度, 较快地增厚, 甚至分离, 形成通道涡, 并向叶展中部和压力面发展。但是, 由于后部加载叶型沿流向的逆压梯度段很短, 不到轴向弦长的 6%, 因此通道涡从端壁抬起不高, 由吸力面流动显示可见, 通道涡三维分离线向叶展中部的渗透高度仅为 0.03 相对叶高(图 8)。对于弯叶片栅, 在流道的后部, 集聚在吸力面壁角的低能流体同样遇到了较大的逆压梯

度, 但是从这里起始($X/B=0.59$), 叶片弯曲形成了沿叶高越来越显著的“C”型静压分布(图 6), 加剧了通道涡卷吸的低能流体与主流的对流, 虽然三维分离线的渗透高度与常规直叶片栅大致相等, 但沿全叶高的损失系数分布都明显低于常规直叶片栅(图 5)。

2.3 栅后流动

气流进入叶栅下游流场。由图 9、图 10 可见有下述特点:

(1) 在叶栅中形成和发展的集中涡系均被压缩在狭小的尾流区内, 尾流区内的流动通常是湍流, 内部摩擦很大(远远大于层流内的摩擦), 当地的能量损失相当大。

(2) 栅后气流有较大的扭曲度, 即气流具有较大的周向速度(C_u), 该速度对应的离心惯性力与径向正压梯度相平衡, 因而下游流动始终在正径向压力梯度的作用下, 始终存在着强烈的向轮毂的二次流。

(3) 是气流一流出叶栅, 横向压力梯度消失, 气流参数沿周向不均匀, 径向二次流与周向涡能耗散形成尾流与主流的复杂掺混过程是下游流动中损失增长的主要因素。

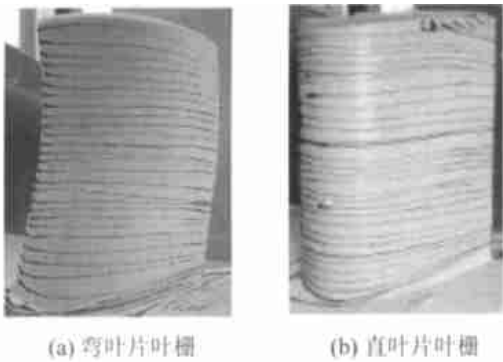


图 8 吸力面上通道涡三维分离线显示图
Fig. 8 Ink visualization of 3D separate line on suction surfaces

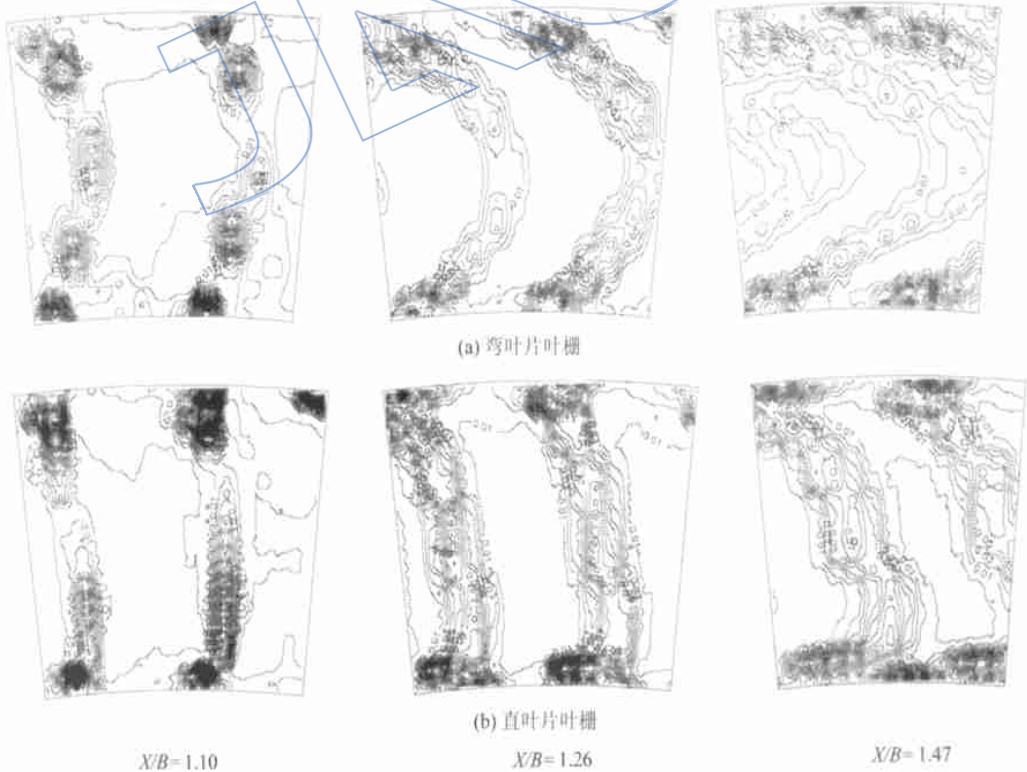


图 9 下游流场横截面能量损失系数等值线分布
Fig. 9 Energy loss coefficient contours distribution

数值计算与实验测量表明,下游流场中损失的增长在叶栅总损失中占有较大比例。Denton 认为现代涡轮叶片的叶型损失大约为 0.03,而出口边对叶型损失的贡献大约为 $1/3^{[7]}$ 。Sieverding 教

进行单独的实验用来说明整个下游流的掺混过程。但是,很明显通道涡和出口边涡对下游损失的增长贡献很大,特别是通道涡相对出口边涡改变它的位置这一事实对于下游流的掺混起重要作用。

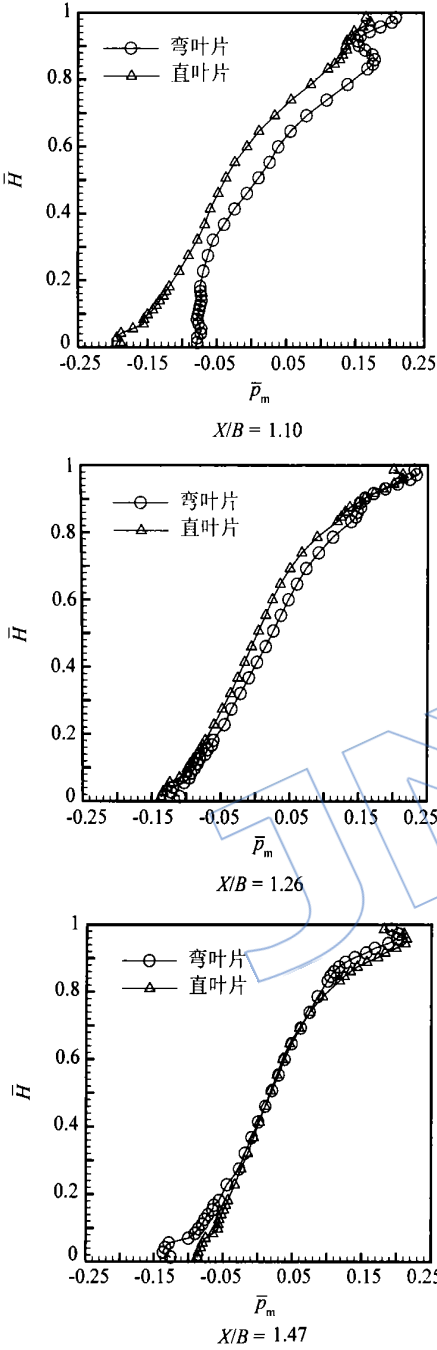


图 10 下游流场节距平均静压系数沿叶高的分布
Fig. 10 Pitch wise average static pressure coefficient distribution along the blade height

授认为总流动损失的大约 1/3 发生在出口平面之后。下游流损失增长的原因是尾流中所有集中涡的消散和叶栅非均匀出口流场的完全掺混。迄今为止,消散与掺混造成损失的机理尚不清楚,无法

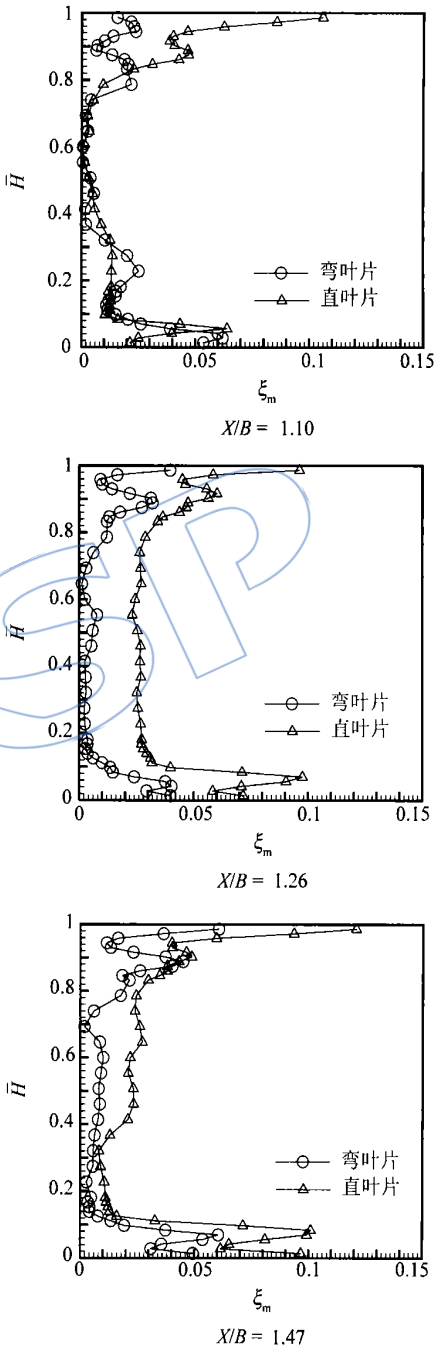


图 11 下游流场节距平均总压损失系数沿叶高的分布
Fig. 11 Pitch wise average total pressure coefficient distribution along the blade height

图 9 表明,在常规直叶片叶栅中离开叶片出口边的气流产生的高损失构成竖条状尾流区。尾流区中的损失峰值由叶展中部至两端分别对应出

口边涡、上下通道涡与上下壁角涡,除了 0.6 至 0.7 相对叶高的局部区域外高损失区沿叶高彼此相连。气流由 $X/B=1.05$ 测量面向 $X/B=1.47$ 测量面流动的过程中,始终处在较大径向压力梯度的作用之下(图 10),外端壁附近的低动量气体沿尾流向轮毂对流,同时由于周向气流参数不均匀引起气流的周向自由扩散,尾流区逐渐加宽并倾斜,流动损失增加的很快,尤其是轮毂区附近气流损失增加的最快(图 11)。

对于弯叶片叶栅,气流中的高损失构成反“C”型的尾流区。对应出口边涡、上下通道涡和上下壁角涡的损失峰值包括在各自独立的高损失区内(图 9a)。该叶栅下游气流同样始终在较大径向正压梯度的作用之下,因此沿尾流存在与直叶栅相同强度的径向二次流。但是,由于弯叶片栅喉部以后的吸力面上,特别是在叶栅两端吸力面上作用的平均压力较高,除此之外弯叶片栅进入下游流的低动量流体较少并且主流速度较高,这些因素的影响均增大了下游流的涡系耗散与掺混速度,使掺混损失明显减小。在叶栅出口流场,从 $X/B=1.05$ 测量面到 $X/B=1.47$ 测量面,常规直叶栅总压损失系数增大 69%,而弯叶片栅仅增大 59%(图 11)。

3 结 论

对于具有后部加载叶型的弯叶片叶栅,损失的增长主要发生在叶栅前缘及喉部之后的下游流场,在这类叶栅中采用弯叶片可以进一步降低流

动损失,但在设计时应注意到下列参数的匹配选择:

- (1) 选择前缘圆的曲率半径,使其与来流端壁边界层的厚度之比小于 1。
- (2) 选择沿叶型的静压系数分布,是吸力面尾部边界层“爬上山”部分扩压段的长度与逆压梯度值合理匹配。
- (3) 选择叶型沿径向积迭的积迭线形状,使在吸力面尾部逆压梯度段所对应的流道中形成沿叶高的“C”型静压分布。

参考文献:

[1] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会 主编. 高效节能发动机文集(第 5 分册)[C]. 北京: 航空工业出版社, 1991.

[2] 电力工业部项目办公室, 东方汽轮机厂, 西安热工研究所. 东汽三排汽 200MW 汽轮机 低压缸现代化改造末级叶片改进设计报告[R]. 北京: 电力工业部, 1994.

[3] 全三维动力工程公司. 200MW 三缸三排排气轮机高中压缸技术改造扩大初步设计方案[R]. 北京: 全三维动力工程公司, 1995.

[4] Andreas P Wei, Leonhard Fottner. The Influence of Load Distribution on Secondary Flow in Straight Turbine Cascades [R]. ASME Paper 93- GT- 86, 1993.

[5] 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): 687- 691.

[6] Fritsche A. Strömungsvorgänge in Schaufelgittern, Techn. [R]. Rundschau sulzer, No. 3, 1955.

[7] Denton J D. Loss Mechanisms in Turbomachines[R]. ASME Paper 93- GT- 435, 1993.