

# 矩形叶栅中叶片倾斜 对二次流损失的影响\*

韩万今 才大颖 徐文远 王仲奇

(哈尔滨工业大学)

**[提要]** 本文采用五孔束状测针和分布在叶栅上、下端壁及叶片表面的测压孔,对叶栅出口流场和上述表面上的静压分布进行了详细测量。实验结果证明:叶片的倾斜显著地改变了叶片表面尤其是吸力面上的静压分布,因而引起了叶栅中二次流损失的重新分布。

**主题词** 涡轮 矩形叶栅 气动力试验

## 引 言

气体流过矩形叶栅产生能量损失的大小与壁面(包括上下端壁和叶片表面)附面层在相应压力梯度作用下的聚集、增厚有关<sup>(1)</sup>,高损失主要发生在叶片吸力面与上下端壁组成的角隅区,因为此处是附面层低能气体在横向和流向压力梯度的交互作用下的汇合地,在那里常常形成气流的严重分离,在对称于中分面的两端壁附近出现旋向相反的旋涡区或“死区”<sup>(2)</sup>。叶片的倾斜或弯曲能改变流道内特别是流道后部静压沿叶高的分布,因此能控制附面层低能气体的增长与聚集,这已为理论计算结果所证实<sup>(3)</sup>,但尚无实验数据验证该结论。本文为排除离心惯性力对静压沿叶高分布的影响,仅研究叶片倾斜作用,在平面叶栅风洞上对具有不同倾斜角叶片的三套矩形叶栅进行了吹风实验。实验结果证明文献<sup>(3)</sup>的观点是正确的。这样就为倾斜和弯曲叶片的应用在理论上奠定了初步基础。在进行叶片设计时,可从选择最佳静压的径向分布作为边界条件,从而得到叶片倾斜角沿叶高的分布,以此作为可控因素进行叶轮机械的气动力计算。

## 实验模型

实验模型为具有不同倾斜角叶片的三套叶栅;NO.1为直叶片( $\epsilon = 0^\circ$ );NO.2和NO.3分别为倾斜角等于 $10^\circ$ 和 $20^\circ$ 的倾斜叶片(图1)。叶片倾斜角是指叶片压力面所形成的两面角的余角。在叶片倾斜的同时,仍保持跨叶片截面内的叶型为最佳形状。叶栅及平行端壁平面内叶型的其它参数为:弦长 $l = 73\text{mm}$ ;叶高 $h = 70\text{mm}$ ;节距 $t = 50\text{mm}$ ;进气角 $\alpha_0 = 90^\circ$ ;几何出气角 $\alpha_1 = 19^\circ$ ;叶片安装角 $\alpha_s = 41^\circ 53'$ ;展弦比

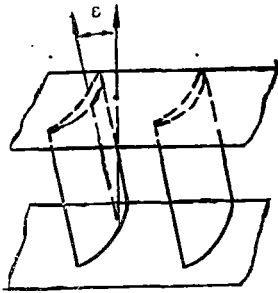


图1 叶片的倾斜角 $\epsilon$

$h/b = 0.96$ 。测量面设在距出口边 10mm 处，叶栅出口流场的总压、静压和出气角沿叶高和节距的分布使用五孔束状测针测量。在叶高方向，每隔 0.1 个相对叶高，沿叶型轮廓线排列着 28 个静压测孔，用来测量不同叶高处沿叶型表面的压力系数分布。此外，为了测量流道内叶片表面的静压沿叶高的分布，在叶片压力面和吸力面上离出口边不同距离分别设立 3 个和 8 个测量站，每站沿叶高设有 12 个测压孔。在上下端壁面沿流向设 8 个测量站，每站在节距方向开有五个测压孔，以测量上下端壁的静压分布。栅前总压 670mm 水柱（表压），平均叶高处雷诺数  $4.37 \times 10^5$ 。

在节距方向开有五个测压孔，以测量上下端壁的静压分布。栅前总压 670mm 水柱（表压），平均叶高处雷诺数  $4.37 \times 10^5$ 。

### 实验结果讨论

在具有常规直叶片的矩形叶栅中，上、下端壁气体的流动条件相同，因此这种叶栅上、下两部分的流动相对于中分面是对称的（图 2、3）。叶片的倾斜破坏了矩形叶栅流动的对称性。由图 2、3 可见，随着叶片倾斜角的增大，叶栅根部总压损失降低，顶部总压损失升高。矩形叶栅的总压损失由叶型损失和端部横向二次流损失组成。由于在叶片倾斜的同时保持与端壁平行平面内的叶型仍为最佳形状，沿叶型的静压系数分布没有明显变化（图 4），并且叶片倾斜角不过大，因此叶型损失不会发生较大变化。显然，总压损失的变化是由端部横向二次流的变化引起的——叶

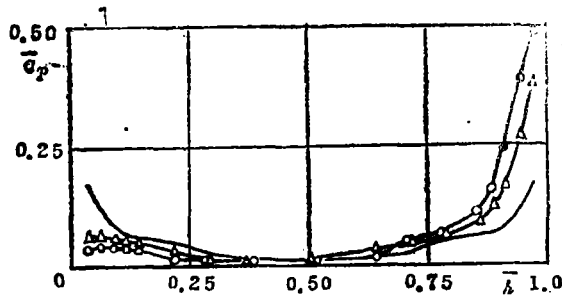
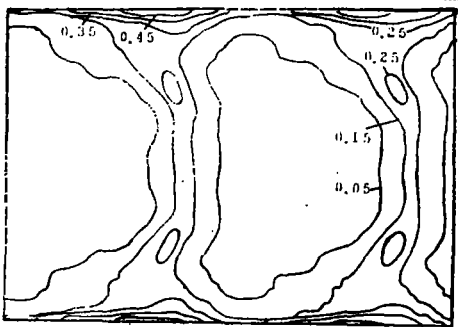
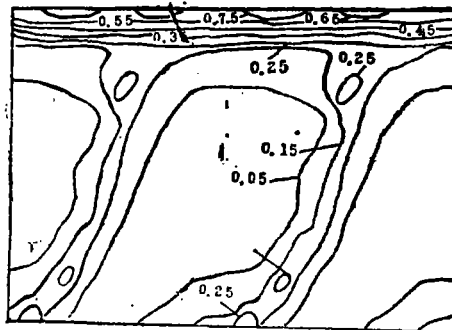


图2 总压损失系数沿叶高的分布

— 常规直叶片       $\Delta$ — $\Delta$ —10° 倾斜叶片  
 $\circ$ — $\circ$ —20° 倾斜叶片      (以下图例同此图)



(a)  $\beta = 0^\circ$



(b)  $\beta = 20^\circ$

图3 总压损失系数的当地值等值线分布

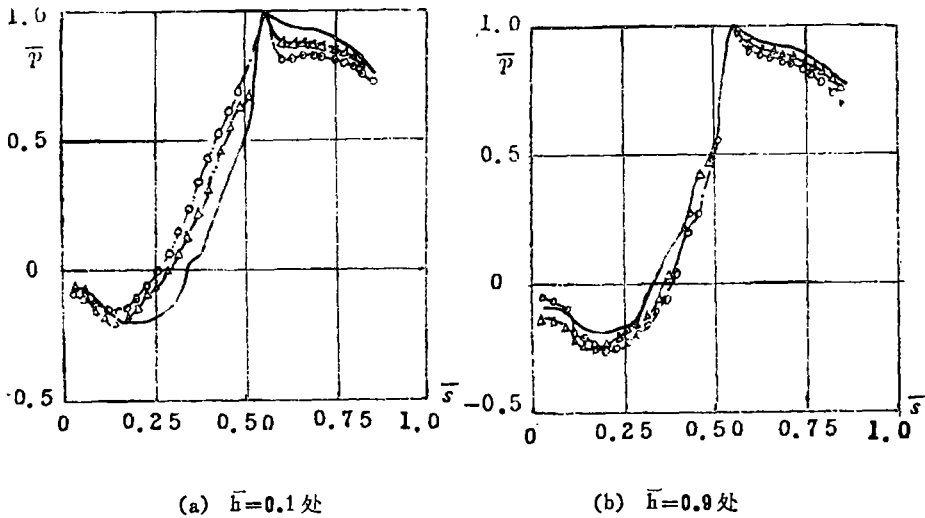


图 4 沿叶型静压系数的分布

片的倾斜使端部横向二次流在叶栅根部减弱, 在顶部加强。在常规直叶片叶栅中, 叶片力平行于端壁, 并与气流加速产生的离心惯性力相平衡。在倾斜叶片叶栅中, 叶片力的方向不再与端壁平行, 而是与端壁成  $\epsilon$  角, 它可以分解为水平与垂直两个分力(图 5)。水平分力使气流在水平面内加速, 横向压力梯度与气流绕流叶型产生的离心惯性力相平衡。垂直分力欲使气流产生垂直方向上的加速度, 但是由于下端壁的限制, 气流在垂直方向上的速度被遏制, 结果下端壁上的压力显著增高, 上端壁上的压力显著减小, 形成沿叶高为负压力梯度的二次静压场。

叶片表面静压沿叶高的分布测量表明, 上述理论分析正确。由图 6 可以清楚地看到在叶型背弧曲率最大的地方, 沿叶高的负压力梯度最大。此后, 由于气流为亚音速流动, 斜切部分不起作用, 在背压(大气压)的影响下, 压力梯度开始减小, 直到出口边才消失。因为端壁附面层在横向压力梯度的作用下, 集聚于叶片负压面与端壁组成的角隅里, 叶片背弧出口段存在着逆压梯度(图 4), 因此在该角隅里常常形成附面层的增厚和分离。控制二次流损失的关键就是消除这个角隅里的分离流动。倾斜叶片恰巧在靠近端壁的叶片吸力面上得到较大的沿叶高的负压力梯度, 因此角隅里堆积的附面层被吸入主流, 叶栅根部通道涡和出口边脱落涡的强度被严重削弱, 高损失值减小, 高损失区缩减(图 3、b)。本文认为叶片吸力面沿叶高的静压分布对于控制二次流损失是至关重要的。至于压力面, 由于气流沿此面为加速流动, 附面层增厚缓慢, 且不分离, 所以静压沿叶高的分布不会强烈地影响此区域附面层的发展。事实上,

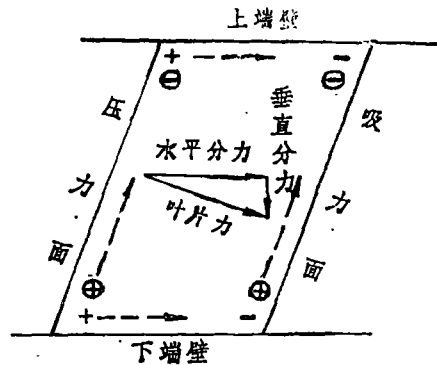


图 5 倾斜叶片叶栅中二次静压场的形成示意图

+、-表示叶片水平分力对应的静压场, 箭头由高压指向低压  
⊕、⊙表示叶片力垂直分力形成的二次静压场

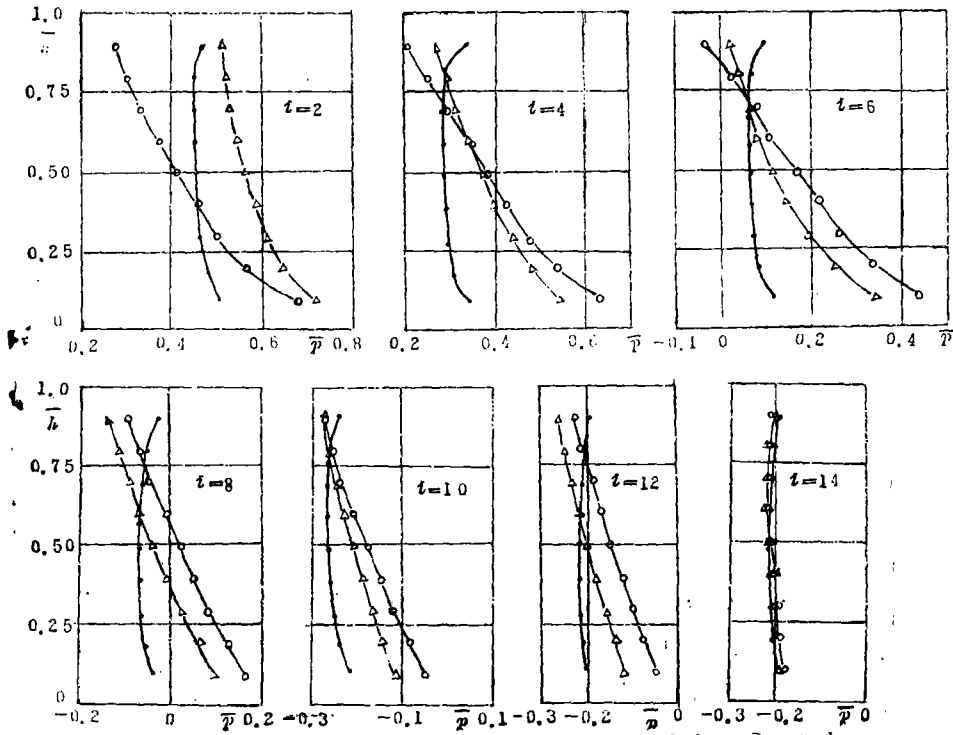


图 6 叶片吸力面静压系数沿叶高的分布

图中  $i=2, 4, 6 \dots 14$  表示沿叶片吸力面自进口至出口均匀分布的测点位置

叶片的倾斜也导致了压力面上沿叶高的静压梯度为负值。

图 6 还表明，叶片吸力面沿叶高的负压力梯度的大小随叶片倾斜角的增加而增大。如果采取沿叶高变化的倾斜角，就可以“随心所欲”地改变静压沿叶高的分布。为将负压梯度在叶栅根部的有益作用引入叶栅顶部，在叶栅顶部形成较大的正压梯度，可采用复合倾斜叶片，即压力面在外圆的弯曲叶片，这样就可将由叶片吸力面与两端壁组成的两个角隅里堆积的附面层吸入主流，从而使叶栅两端的能量损失均下降。

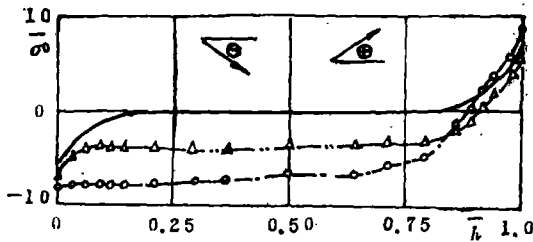


图 7 气流倾斜角沿叶高的分布

壁附面层被吸入主流，附面层引起的阻塞作用大为下降，而在顶部区，叶片表面中、上

平行于端壁均匀气流通过常规直叶片叶栅，轴向平面内流线的方向不发生变化，至于叶栅两端流线对称地上倾与下斜是由于气流排入大气散射的结果(图 7)。在具有倾斜叶片的矩形叶栅中，随着叶片倾角的增大，气流向下端壁方向偏斜。这是因为下端

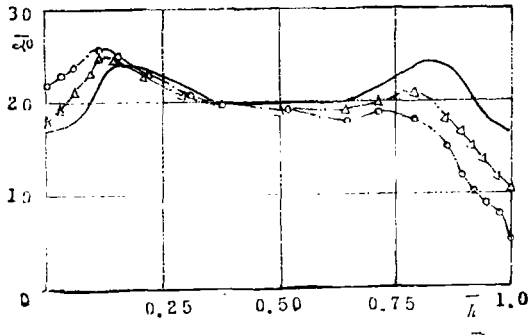


图8 气流角沿叶高的分布

部附面层被输入，与端壁及叶片吸力面出口段附面层汇合，形成附面层的堆积，阻塞效应大为增强。由上端壁至下端壁流线逐渐密集，该现象说明通过叶栅下部的密流（单位面积通过的流量）高于上部，因此气流角由下至上逐渐减小。在上部气流通过叶栅产生过偏转，而在下部则出现少偏转（图8），这样通过叶栅下部的流量必然明显高于上部，由图9轴向马赫数沿叶高的分布可以明显地看出

出这一点。在势流区，轴向马赫数沿叶高逐渐减小，下端壁附近轴向马赫数显然大于上端壁，因此叶片的倾斜增强了下部叶栅的通流能力，与此相应的是叶栅上部的通流能力下降。

无论叶片是否倾斜，叶片吸力面出口段逆压梯度和端壁横向压力梯度都大致相同（图4、10），但是在倾斜叶片叶栅的两端气动特性却获得了截然不同的结果，在叶片压力面与端壁成锐角端气动特性得到改善，而在另一端气动特性恶化，这完全是由于从端壁计起的静压梯度方向相反造成的，因此良好的沿叶高的静压分布，可以消除端壁横向压力梯度及叶片吸力面出口段逆压梯度的不利影响。

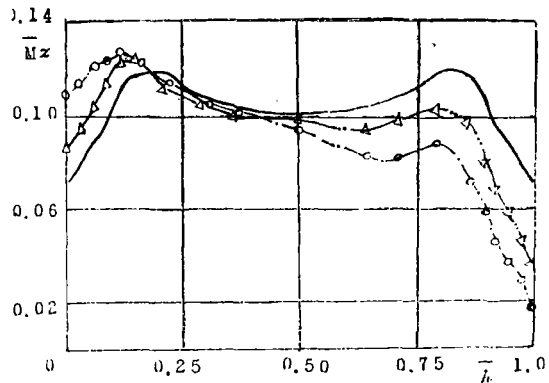


图9 轴向马赫数沿叶高的分布

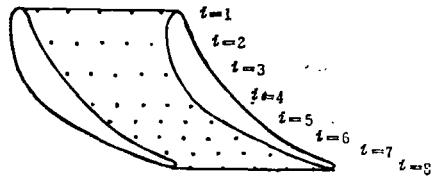
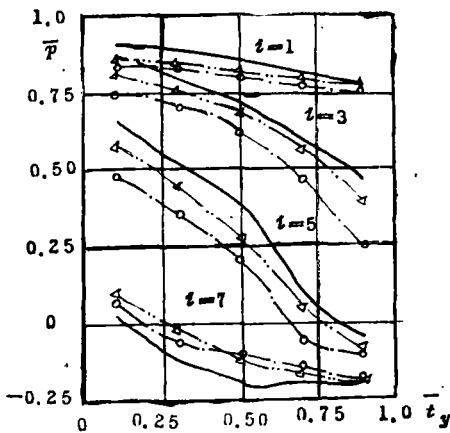


图10 端壁静压系数沿节距的分布

三种叶栅中按质量流量平均总压损失系数分别是0.095, 0.127和0.142。由此可见,在矩形叶栅中,或者说在相当于矩形叶栅的大径高比( $d/l \geq 10$ )环形叶栅中,单纯采用倾斜叶片不仅不能降低能量损失,反而会引起损失的某些增加。同时,也说明采用倾斜叶片引起的叶栅根部损失的下降和顶部损失的升高不是等同的。如果采用压力面在外圆的弯曲叶片,则可使叶栅两端的能量损失均下降,尽管伴随有叶栅中部损失的稍微升高,但叶栅总损失大为下降。今后,将通过实验证明这一结论。

## 结 论

1.控制矩形叶栅中二次流的决定因素是流道内特别是叶片吸力面靠端壁处的静压沿叶高的分布。叶片倾斜角的大小和方向能改变叶片表面静压沿叶高的分布规律,从而可以控制二次流的发展。

2.采用压力面与下端壁成锐角两面角的倾斜叶片,可以在矩形叶栅的下部降低气流的总压损失系数,提高叶栅通流能力,改善气动特性。

3.在矩形叶栅或大径高比( $d/l \geq 10$ )的环形叶栅中,单纯采用倾斜叶片不能减少损失,反而会引起损失的某些增加。只有应用压力面在外圆的弯曲叶片,才能有效地控制叶栅两端的横向二次流,使叶栅效率大为提高。

## 符 号 说 明

- |  |  |
|--|--|
| <p><math>x</math>——测点至叶根距离</p> <p><math>\bar{h}</math>——相对叶高 (<math>\bar{h} = x/h</math>)</p> <p><math>\sigma</math>——轴向平面内气流相对水平面的倾斜角</p> <p><math>\bar{p}</math>——静压系数 <math>\bar{p} = (p_i - p_a)/(p_o^* - p_a)</math></p> <p><math>p_a</math>——大气压力</p> <p><math>\bar{c}_p</math>——总压损失系数 <math>\bar{c}_p = (p_o^* - p_i^*)/(p_i^* - p_i)</math></p> <p><math>M</math>——马赫数</p> <p><math>s_x</math>——测点至出口边弧长</p> <p><math>\bar{s}</math>——测点至出口边相对弧长 (<math>\bar{s} = s_x/s</math>)</p> <p><math>y</math>——测点至叶型中线的距离</p> <p><math>\bar{t}_r</math>——测点至叶型中线的相对距离 (<math>\bar{t}_r = y/t</math>)</p> <p><math>t</math>——节距</p> <p><math>S.S</math>——吸力面</p> | <p><math>h</math>——叶高</p> <p><math>\alpha</math>——由周向测起的气流角</p> <p><math>i</math>——测量站序号</p> <p><math>s</math>——叶型周长</p> <p style="text-align: center;">角          标·</p> <p><math>*</math>——滞止参数</p> <p><math>l</math>——栅后参数</p> <p>“—”——相对值或沿节距平均值</p> |
|--|--|

## 参 考 文 献

- (1) Yamamoto A. and Yanagi R.: Production and Development of Secondary Flow and Losses Within a Three Dimensional Turbine Stator Cascade, ASME 85-GT-217, 1985.
- (2) Kawai T. and Adachi T.: Effects of Blade Boundary layer Fences on Secondary Flow and Losses In a Turbine Cascade, GTSJ 87-TOKYO-IGTC-16, 1987.
- (3) Wang Zhong-gi, Lai Shen-kai and Xu Wen-yuan: Aerodynamic Calculation of Turbine Stator Cascades With Curvilinear leaned Blades and Some Experimental Results, Symposium Paper of 5-th ISABE, 1981, PP. 30(1)-30(9).

## Effect of Blade Leaning on Secondary Flow Losses in Rectangular Cascade

Han Wanjin, Chai Daying, Xu Wenyuan, Wang Zhongqi

(Harbin Institute of Technology)

### Abstract

In this paper, by using five-hole bunch shaped probes and through the pressure measuring holes on the upper and lower end-walls of the cascades and blade surfaces, the outlet flow field of the cascades and the static pressure distributions on the above mentioned surfaces were traversed. The experimental results prove that blade leaning has remarkably changed the static pressure distributions on blade surfaces, especially on the suction faces, leading to a redistribution of secondary flow losses in the cascades.

**Key Words:** turbine, rectangular cascade, aerodynamic test