

文章编号: 1000-8055 (2000) 01-0044-03

非光滑叶片对叶栅出口损失分布影响的实验研究

闻洁¹ 赵桂林²

¹(北京航空航天大学 402 教研室, 北京 100083)

²(中国科学院 力学研究所, 北京 100080)

摘要: 在低速平面叶栅风洞中对光滑叶片叶栅及 3 种非光滑叶片叶栅进行了实验研究, 主要是研究非光滑叶片对叶栅出口损失分布特性的影响。实验结果表明, 采用非光滑叶片改变了叶栅出口损失的分布, 减少了叶栅出口能量损失。相对于光滑叶片叶栅, 3 种非光滑叶片中叶栅损失减少量最多约 16.5%, 最少约 9.1%。

关键词: 叶片; 叶栅; 能量损失; 实验

中图分类号: V 232. 4

文献标识码: A

1 试验设备及实验件

为了合理、有效地降低叶栅损失, 改善叶轮机的气动性能, 提高其效率, 作者提出了一种非光滑叶片^[1], 这是一种叶片表面具有流向微槽的叶片, 分析认为这种叶片一方面可以减少叶片表面的摩擦损失, 另一方面可以减少附面层的分离在叶栅流道内及叶栅出口处的损失, 改变叶栅出口损失分布特性, 从而达到减少叶栅损失的效果。

本文对常规光滑叶片及 3 种表面具有不同几何尺寸流向微槽的非光滑叶片叶栅进行了风洞实验, 对叶栅出口气动参数进行了详细的测量, 通过数据处理得到了能量损失系数在叶栅出口的分布, 最后分析、研究了非光滑叶片对叶栅出口损失分布特性的影响。

实验是在低速平面叶栅风洞上进行的。试验叶片叶栅采用直叶片叶栅(图 1), 叶型坐标及安装参数见文献[2]。实验叶栅主要的几何和气动参数为: 叶片弦长 $b = 120.5 \text{ mm}$, 轴向弦长 $B = 118.5 \text{ mm}$, 叶片高度 $H = 110 \text{ mm}$, 节距 $t = 92 \text{ mm}$, 节弦比 $t/b = 0.763$, 展弦比 $h/b = 0.913$, 叶栅进口气流角 $\alpha_i = 50^\circ$; 叶栅出口气流角 $\alpha_e = -63^\circ$; 栅前

总压 $P_0^* = 10302.5 \text{ Pa}$, 叶栅出口叶展中部马赫数 $Ma = 0.055$, 叶栅进口附面层厚度 $\delta = 35 \text{ mm}$ 。

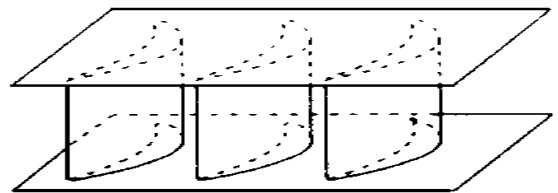


图 1 直叶片叶栅示意图

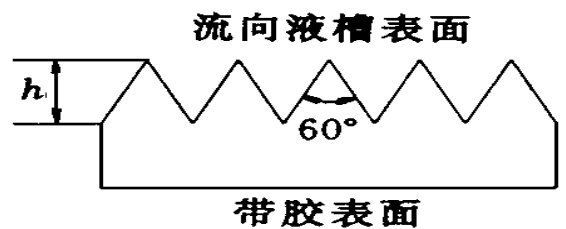


图 2 实验膜片示意图

实验加工了 4 种实验膜片(图 2), 实验膜片一面带胶, 一面加工成光滑表面或流向微槽表面。4 种实验膜片中一种是光滑实验膜片 ($h = 0 \mu\text{m}$), 另 3 种是非光滑实验膜片 ($h = 40 \mu\text{m}, 60 \mu\text{m}, 100 \mu\text{m}$)。实验膜片厚度很薄(约 1.5 mm), 实验中将实验膜片平整地贴在叶片表面上, 这样只需加工

收稿日期: 1999- 01- 06; 修订日期: 1999- 04- 12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59606002)

作者简介: 闻洁(1964-), 女, 北京航空航天大学 402 教研室副教授, 博士

一种叶片, 通过更换实验膜片可分别将叶片变为光滑叶片或不同的非光滑叶片, 既节省了实验经费, 又节省了实验时间。对非光滑叶片, 粘贴实验膜片后流向微槽顺流向方向。由于实验膜片的厚度相同, 因此实验结果具有可比性。

2 实验结果分析

图 3 是常规光滑叶片叶栅和 3 种非光滑叶片叶栅出口截面上损失等值线分布。图中叶栅出口截面为两个节距宽。对光滑叶片叶栅出口(图 3a), 损失值最大的区域在叶展中部叶片尾缘处靠近吸力面和压力面附近, 这是由于本实验中使用的叶栅转折角较大, 流体通过叶栅通道时的叶型损失较大, 流体离开叶栅出口时产生的尾缘涡较大, 叶栅出口处吸力面和压力面附近的损失最大值区域对应的正是尾缘涡的核心, 这一损失最大值区域的损失主要包含了叶型损失和尾迹损失。在离开吸力面约 10% 节距, 离开上、下端壁约

30% 叶高处, 也存在损失较大值区域, 其损失绝对值比叶展中部叶片尾缘附近的损失小的多, 这一损失较大值区域对应的是通道涡的核心, 主要包含了二次流损失。对非光滑叶片叶栅(图 3b, 3c, 3d), 从图中可以看出, 与光滑叶片叶栅相比, 叶栅出口损失分布受影响很明显。首先, 靠近叶展中部叶片尾缘附近的损失最大值区域的位置改变了, 离开叶片吸力面向叶栅通道中心处移动, 而且损失最大值区域核心中的损失系数明显减小, 靠近叶片压力面附近的损失系数也明显减小, 说明采用非光滑叶片既改变了尾缘涡的位置, 也减小了叶栅出口处的叶型损失和尾迹损失。其次, 通道涡对应的损失较大值区域, 在叶高方向上, 其位置几乎不变, 在节距方向上, 其位置向叶栅通道中心有所移动, 从约 10% 节距处移动到约 20% 节距处, 而这一区域内的损失系数绝对值几乎不变, 说明采用非光滑叶片改变了通道涡的位置, 对通道涡引起的二次流损失影响不大。

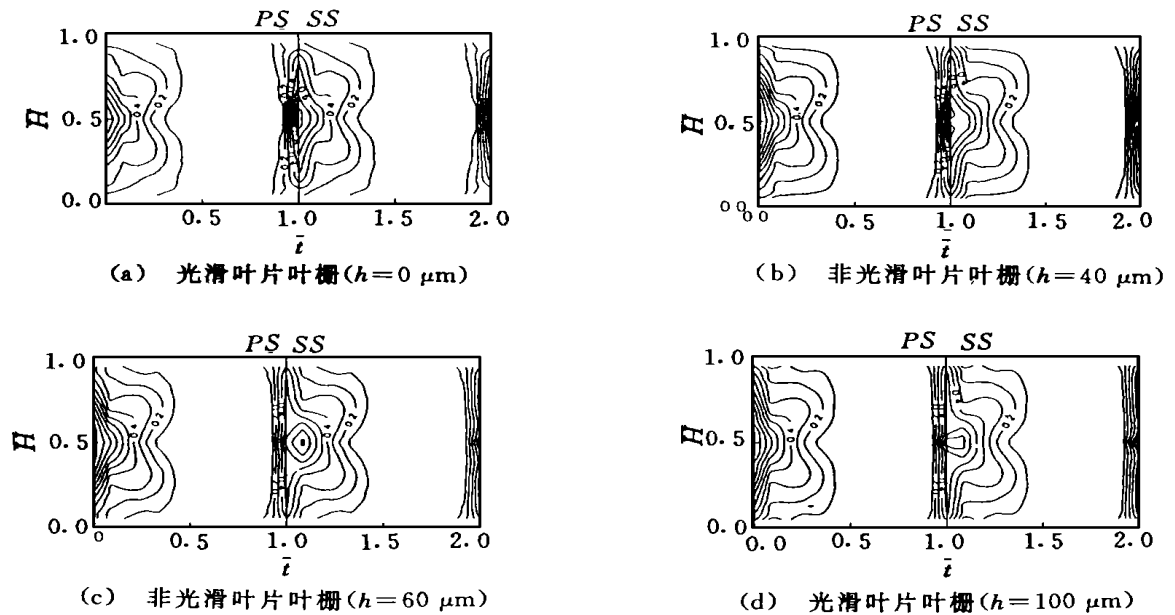


图 3 4 种叶片叶栅出口损失等值线分布

图 4 是叶栅出口能量损失系数叶高平均值沿节距的分布。图中横坐标 $\bar{x} = 0.0$ 处表示吸力面, $\bar{x} = 1.0$ 处表示压力面。由图可见, 无论是光滑叶片还是非光滑叶片, 在叶片吸力面和压力面附近, 损失系数都较大。对光滑叶片叶栅, 在吸力面附近约 10% 节距处存在一个损失峰值, 这一峰值对应的是通道涡核心的位置。采用非光滑叶片后, 这一损失峰值远离了吸力面, 移到约 18% 节距处, 损失峰值对应的最大能量损失系数几乎相同, 可见非光滑叶片引起通道涡位置发生变化, 移离吸力面,

向通道中心移动, 通道涡造成的损失系数的大小却几乎不受影响。而无论在吸力面附近还是在压力面附近, 非光滑叶片叶栅出口能量损失系数都有较大的减小, 由于叶栅出口吸力面和压力面附近的能量损失主要是由叶片的叶型损失和尾迹损失引起的, 可见非光滑叶片可以减少叶型损失和尾迹损失, 这一实验结果与作者提出非光滑叶片设想时的分析结果相吻合, 也与图 3 中的实验结果相吻合。

图 5 是叶栅出口能量损失系数节距平均值沿

叶高的分布。由图可见,相对于光滑叶片叶栅,采

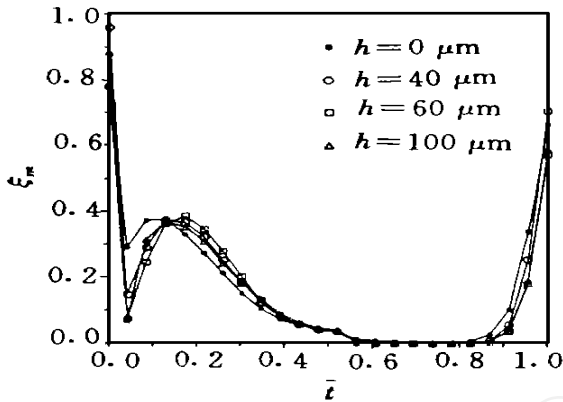


图 4 叶栅出口能量损失系数叶高平均值沿节距的分布

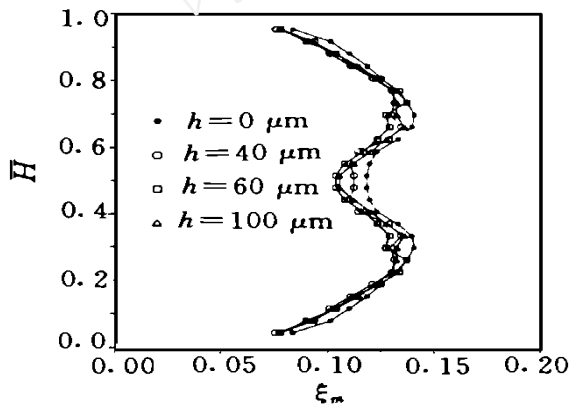


图 5 叶栅出口能量损失系数节距平均值沿叶高的分布

用非光滑叶片的叶栅出口能量损失系数沿整个叶高都明显减小,这主要是由于非光滑叶片引起叶栅出口靠近叶片吸力面和压力面附近能量损失系数较大减小造成的。图中 30% 和 70% 叶高处的损失峰值对应的是叶栅出口截面内通道涡核心的位置,可见采用非光滑叶片,通道涡核心的位置沿叶高不变,但其对应的能量损失系数有所减小。由

于能量损失系数节距平均值中包含有叶型损失、尾迹损失以及通道涡引起的二次流损失等,因此难以区分出非光滑叶片对何种损失有影响,由图 4 得到的非光滑叶片对通道涡沿叶高的位置没有影响的结果与图 2 中得到的结果相吻合。

通过数据处理,得到光滑叶片叶栅出口的总损失系数为 12.1%,几种非光滑叶片叶栅出口处的总损失系数分别为 11.0% ($h=40\ \mu\text{m}$), 10.1% ($h=60\ \mu\text{m}$), 10.3% ($h=100\ \mu\text{m}$)。相对于光滑叶片叶栅,几种非光滑叶片叶栅损失系数减少的绝对值分别为 1.1%, 2.0%, 1.8%。减少的相对值分别为 9.1%, 16.5% 和 14.8%,其中 $h=60\ \mu\text{m}$ 效果最好,说明对非光滑叶片来说,其表面上的流向微槽存在一个最佳尺寸,这一结论将在以后的实验中进一步验证。

3 结 论

(1) 采用非光滑叶片改变了叶栅出口的损失分布,尾缘涡和通道涡对应的损失较大值区域的位置沿节距方向移动,都是移向叶栅通道中心处,尾缘涡对应的损失系数绝对值明显减小,通道涡对应的损失系数绝对值几乎不变。通道涡的位置沿叶高没有变化。(2) 非光滑叶片减少叶栅损失主要是减少了叶型损失和尾迹损失,相对于光滑叶片叶栅,非光滑叶片叶栅减少叶栅损失的相对值最大约为 16.5%,最小约为 9.1%。

参 考 文 献

- 赵桂林等. 非光滑叶片叶栅的气动性能[C]. 中国工程热物理学会热气动热力学学术会议论文集, 1997
- 韩万今等. 透平叶栅内集中涡系控制方法的研究[J]. 动力工程, 1993, 11(3): 11-16

(责任编辑 杨再荣)

An Experimental Study on Effect of Unsmoothed Blade on Cascade Exit Loss Distribution

W en Jie¹, Zhao Guilin²

¹(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

²(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract The cascades equipped with conventional smooth blades and three unsmoothed blades were investigated experimentally in a low speed plane cascade wind tunnel to study the effects of unsmoothed blades on the exit loss distributions. The experiment results show that the unsmoothed blades can change the exit loss distributions and reduce the exit blade losses by 9.1% ~ 16.5%.

Key words: blades; cascades; energy loss; experiment