

# 不同冲角下弯叶片扩压叶栅 壁面静压的实验研究\*

哈尔滨工业大学 钟兢军\*\* 苏杰先 王仲奇

**【摘要】** 研究了不同冲角下直叶栅、正倾斜叶栅和正弯曲叶栅的端壁和叶片表面静压分布, 结合叶栅出口流场的测量结果, 分析了叶片弯曲后壁面静压在不同冲角下的分布特性和叶片负荷的变化情况。结果表明, 叶片弯曲后可有效控制叶栅内壁面静压的分布, 抑制根区二次流发展, 提高叶片负荷, 正冲角时正弯曲叶栅出口能量损失降低。

主题词: 弯曲 叶片 扩压器 冲角 静压力

分类号: TH45 V241.71

## 1 前言

扩压叶栅中马蹄涡、通道涡等复杂旋涡的形成、发展以及气流的分离与附面层的发展密切相关, 而附面层发展的关键是端壁和叶片表面上的静压分布<sup>[1]</sup>。对直叶栅、正倾斜叶栅和正弯曲叶栅在零冲角下的叶片表面和端壁静压分布的研究结果表明, 倾斜叶栅根部流动状况明显改善, 采用正弯曲叶片可在叶片表面形成沿展向的 C 型压力分布, 从而使端部损失降低<sup>[2]</sup>。本文在文献[2]的基础上, 进一步在  $\pm 5^\circ$  冲角、 $+ 10^\circ$  冲角下测量了 3 种叶栅壁面静压的分布状况, 变工况特性的研究将对弯曲叶片在压气机中的实际应用提供更充分的依据。

本文的实验条件及 3 种叶栅的参数等与文献[2]一致, 实验马赫数为 0.2。

## 2 实验结果与讨论

每一冲角下, 直叶片压力面上沿展向静压系数等值线几乎为直线, 而弯曲叶片呈 C 形压力分布, 正倾斜叶片沿展向的压力梯度相当大。在压力面近尾缘处, 3 种叶栅均存在一小段降压段, 加速降压现象的存在, 是叶栅出口流道突然扩张造成的。叶片吸力面上静压系数等值线分布与压力面的差别较大, 尤其是正弯曲叶片, 在不同冲角下吸力面上的静压系数等值线分布情况差别很大。吸力面上的静压分布可分为两个区域: 第一个区域对应于前缘进口处的加速降压段, 第二个区域由最低压力点至出口尾缘处, 该区域的大小决定了吸力面上沿流向的压力梯度、叶栅的扩压能力和吸力面上附面层的发展和分离。对直叶片, 负冲角下第一区域占的范围比正冲角下要大一些, 但沿流向逆压梯度要小, 正冲角下第二区域近出口很长一段内静压系数基本没有变化, 表明吸力面上附面层已发生分离, 不同展向高度处压力面和吸力面压差图(图 1)可清楚地看出这一点(图 1 与图 2 中\* 直叶片,  $\triangle$  正倾斜叶片,  $\square$  正弯曲叶片)。对倾斜叶片,

1994 年 11 月收到; 1995 年 3 月收到修改稿。 \* 本文系国家自然科学基金资助项目

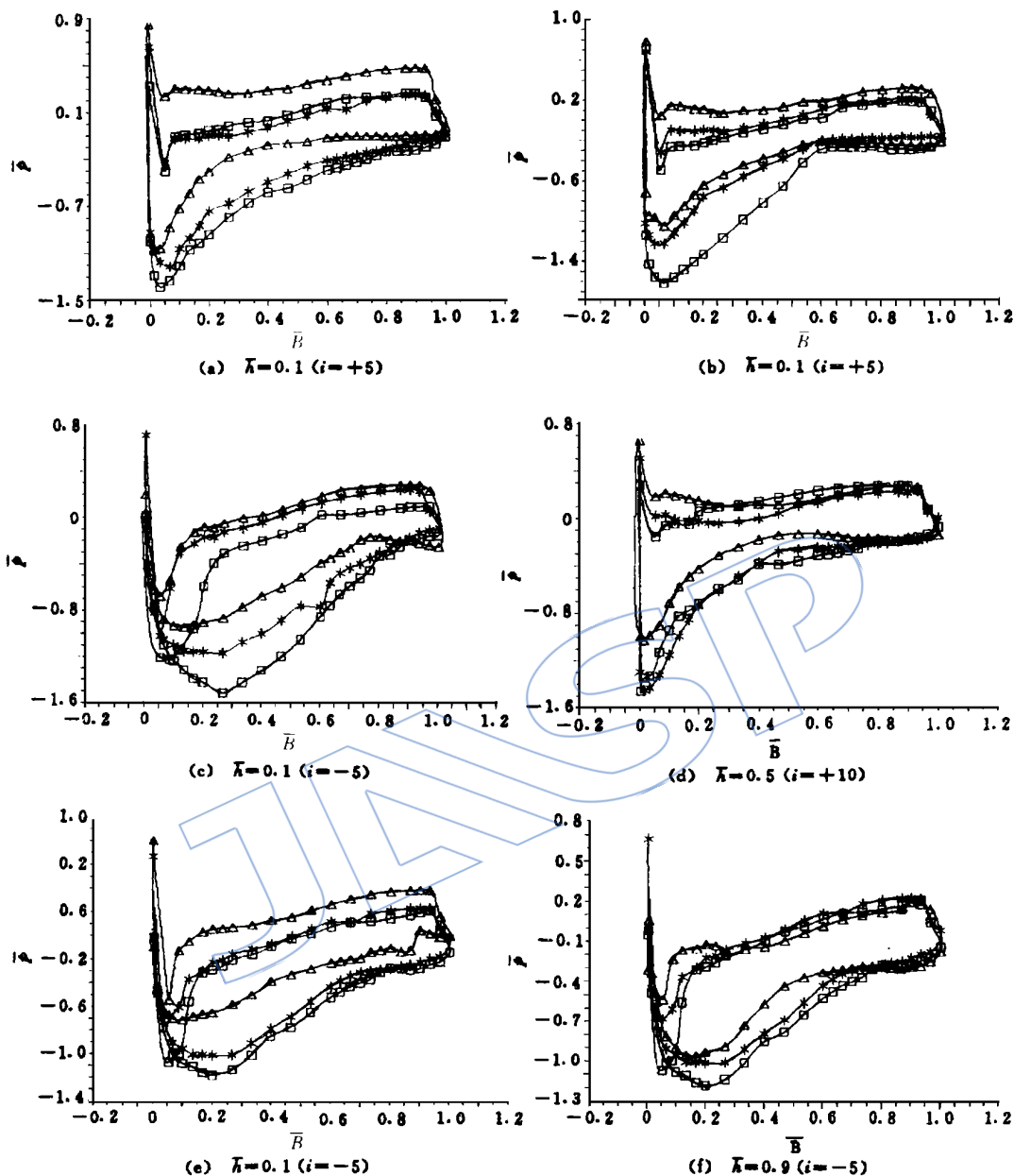


图 1 不同展向高度处压力面和吸力面的压差

当冲角向正冲角变化时,第一区域范围沿流向减小但沿展向加大,说明正冲角下倾斜叶栅流道内根区流动的改善效果降低,顶部流动状况更加恶化,相应的叶栅出口总的质量平均能量损失系数( $\xi_m$ )始终很大(图2)。对正弯曲叶片,吸力面上静压系数等值线仍与零冲角下的类似,呈一定的C形压力分布,在指向展向中部的逆压梯度的作用下,两端区低能流体被抽吸到中部主流区,端区流动得到改善、损失有所降低。

端壁静压系数等值线分布的研究表明,3种叶栅的最高压力点都出现在叶栅出口靠近压力面处。除了对应吸力面的两个流动区域外,还有另外一个对应叶栅出口处的加速降压段,前

面已经提到, 这是由流道的突然扩张造成的。对直叶栅来讲, 不同冲角下端壁静压分布差别不大; 而倾斜叶栅锐角侧最高压力点要远离压力面, 钝角侧扩压能力下降, 气流分离已相当严重, 损失急剧增大<sup>[3]</sup>, 也就是说, 应用正倾斜叶片在叶栅根部推迟并缩小了分离, 而在叶栅顶部加速和扩大了分离。正弯曲叶栅在负冲角下, 端部和叶片吸力面上(图 3) 占 20% 轴向弦长范围的第一区域, 即加速降压段的存在, 第二区域相应减小, 沿流向逆压梯度增大, 叶栅内三维流动状况加强。在强逆压梯度的作用下, 端壁附面层和叶片吸力面上附面层大大增厚和分离, 端区损失未得到改善, 反而有所上升, 这表明正弯曲叶栅负冲角下扩压度的改变抵消了叶片弯曲后两端区指向展向中部逆压梯度的作用, 损失未得到降低。在正冲角下, 正弯曲叶栅进口处的降压段几乎消失, 压力分布得到改善, 逆压梯度没有零冲角时那么大, 端区损失降低的同时, 中部损失增大并不相当严重, 所以总损失降低, 且冲角越大, 效果越明显。

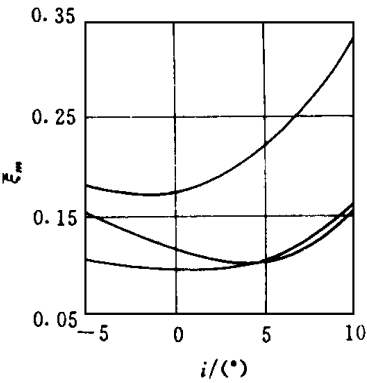


图 2  $\xi_m$  与冲角的关系

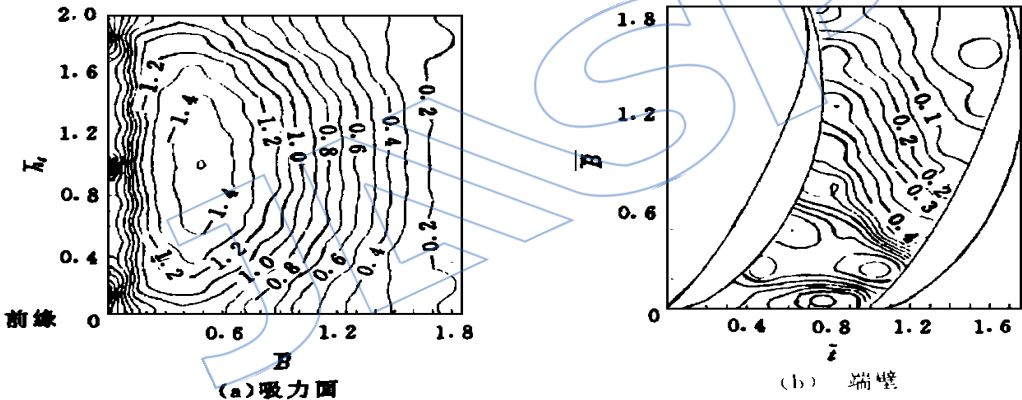


图 3 - 5 冲角下正弯叶栅端壁和叶片吸力面静压分布

图 1 给出的不同展向高度处的压力面和吸力面的压差图表明, 倾斜叶栅的叶片负荷情况类似于零冲角下的情况<sup>[2]</sup>, 冲角增大时, 顶部区域已大范围分离, 损失相当高, 而根部的叶片负荷也接近直叶片和弯叶片。正弯曲叶片在不同冲角下的叶片负荷有相当大的差别。相同冲角下, 吸力面上沿流向逆压梯度比压力面大, 吸力面上附面层增厚要快。逆压梯度越大, 附面层的分离程度增强, 能量损失也随之提高。负冲角下, 正弯曲叶片吸力面第二区域的沿流向逆压梯度在 3 种叶栅中不论在哪个展向高度处均最大, 根区和顶区( $h=0.1$  和  $h=0.9$ ) 叶片负荷已接近直叶栅, 对根区流动的改善已无明显效果, 总损失大大高于直叶栅, 这说明在此叶栅参数下, 采用正弯曲叶片在负冲角下不仅没有降低叶栅损失, 反而恶化了流动状况。但在正冲角下, 从叶片前缘至 0.6 相对轴向弦长范围内, 吸力面上静压系数沿流向基本不变, 说明吸力面近尾缘部分上的附面层已发生了分离, 而且分离区沿展向有所加大, 损失区范围增加, 这与文献[3]的正弯曲叶栅出口能量损失系数等值线分布是一致的。但在正冲角下, 叶片的弯曲改变了叶片表

面的压力分布, 根区流动状况改善, 根区二次流损失降低的同时, 中部相对于直叶栅而言没有进一步恶化, 总的叶栅出口能量损失系数降低了, 而叶片负荷却有所提高, 这表明对工作在正冲角下的压气机叶栅而言, 正弯曲叶栅不失为一种改善端区流动状况, 降低总损失, 提高叶栅气动特性的有益的手段。但在扩压叶栅中采用弯曲叶片还需进一步优化叶片堆迭线形状和开展环形叶栅实验及与可控扩散叶型相匹配, 以期进一步降低损失, 获得较为全面的实验数据。国外的亚音速级的实验结果已表明, 采用不同堆迭线的弯曲叶片可以改善压气机级的气动特性, 提高效率  $1.5\% - 2.5\%$ <sup>[4]</sup>, 说明深入这方面的研究是有实际价值的。

### 3 结 论

(1) 正倾斜叶片的采用改变了叶片表面静压系数相对于叶栅展向中部的对称性, 根部区域流动状况不同冲角下均得到改善, 叶栅顶部区域随冲角增大流动状况更趋恶化。

(2) 正弯曲叶片的采用, 在不同冲角下, 叶片表面上都得到了 C 形压力分布, 从而改善了叶栅根区和顶部区域的流动状况, 正冲角下效果更明显。

(3) 负冲角下, 由于叶栅扩压度的变化, 正弯曲叶栅未建立合理的压力分布, 叶栅损失增大。

### 参 考 文 献

- 1 Yamamoto A, Yanagi R. Production and Development of Secondary Flows and Losses within a Three Dimensional Turbine Stator Cascade. ASME Paper 85- GT- 217
- 2 钟兢军, 苏杰先, 王仲奇, 陈莹. 弯叶片扩压叶栅壁面静压分布的实验研究. 航空动力学报, 1994, 9(3)
- 3 钟兢军, 王仲奇, 苏杰先. 不同冲角下倾斜和弯曲扩压叶栅出口流场的实验研究. 工程热物理学报, 1995, 16(3)
- 4 Bogod A B, et al. Direct and Inverted Calculation of 2D Axisymmetric and 3D Flows in Axial Compressor Blade Rows. TSAGI, Moskow, Russia, 1992

(责任编辑 魏星禄)