

弯叶扩压叶栅壁面静压分布实验研究*

哈尔滨工业大学 钟兢军* 苏杰先 王仲奇 陈莹

【摘要】 在零冲角下,对常规直叶片、正倾斜和正弯曲叶片组成的3种平面扩压叶栅的叶片表面和端壁静压分布及相应的出口流场进行了实验研究,实验表明叶片正弯曲可得到叶片表面上沿叶高的C形压力分布,叶片倾斜和弯曲可消除壁角区低能流体的堆积,降低端部损失,延缓壁角失速,改善叶栅气动性能。

关键词: 叶栅试验 压力分布 静压力

分类号: TH45

1 前言

许多计算和实验都表明,倾斜和弯曲叶片可有效地改善透平级的性能^[1~3]且在国外已发展到实用。文献[4]从理论上分析了采用倾斜和弯曲叶片对扩压叶栅中气流流动的影响,指出采用弯曲叶片来控制扩压叶栅内的二次流从原理上来说可行和正确的。与透平内的流动不同,分离、失速和低效率是扩压叶栅内流动的主要特征,而利用弯曲叶片所产生的沿叶高的C形压力分布,可消除吸力面角区内的低能流体的堆积,降低端部损失,延缓壁角失速,改善压气机的喘振裕度,但这种效果目前尚未得到实验的证实。叶栅中的气流分离与附面层的发展密切相关,而附面层发展的关键是叶片表面及端壁的静压分布^[2]。所以需要进行相应的实验研究,以了解倾斜和正弯曲叶片表面和端壁的静压分布情况及叶片倾斜和弯曲对出口流场的影响。

2 实验结果及分析

实验是在大尺度低速平面叶栅风洞上进行的^[5],实验马赫数为0.2。共进行了文献[5]中所述的3种叶片组成的扩压叶栅叶片表面和端壁静压分布的实验研究,其中包括常规直叶片,倾斜角为25°的直线倾斜叶片和压力面与端壁均成锐角的正弯曲叶片。这3种叶栅均是由7片NACA65-24A₁₀-10系列叶型的叶片组成,其主要参数和进口条件与文献[5]中表1及图2相同,叶栅出口气流参数的测量及测量点布置也与文献[5]一致。对叶片表面进行静压测量时,直、倾叶片沿叶高布置21个非等距测量高度,弯叶片设置11个非等距测量高度,每个高度沿叶型排列46个静压测孔。进行端壁静压测量时,在直叶栅流道内布置79个测点,弯叶栅流道内布置57个测点,倾斜栅上、下端壁各有61个和51个测点。

从图1三种叶栅叶片吸力面上的静压系数分布看($\bar{h}$ 为相对叶高, B 为相对轴向宽度),在距叶片前缘附近的叶片表面上,从顶部到根部,直列叶片的静压等值线沿展向变化不大。弯曲

1993年9月收到;1993年10月收到修改稿。 * 本文系国家自然科学基金资助项目

* * 哈尔滨工业大学动力系241教研室 150001

叶片的静压等值线从前缘到尾缘呈明显的“C”字型,这一点与透平实验结果相类似^[2]。从叶

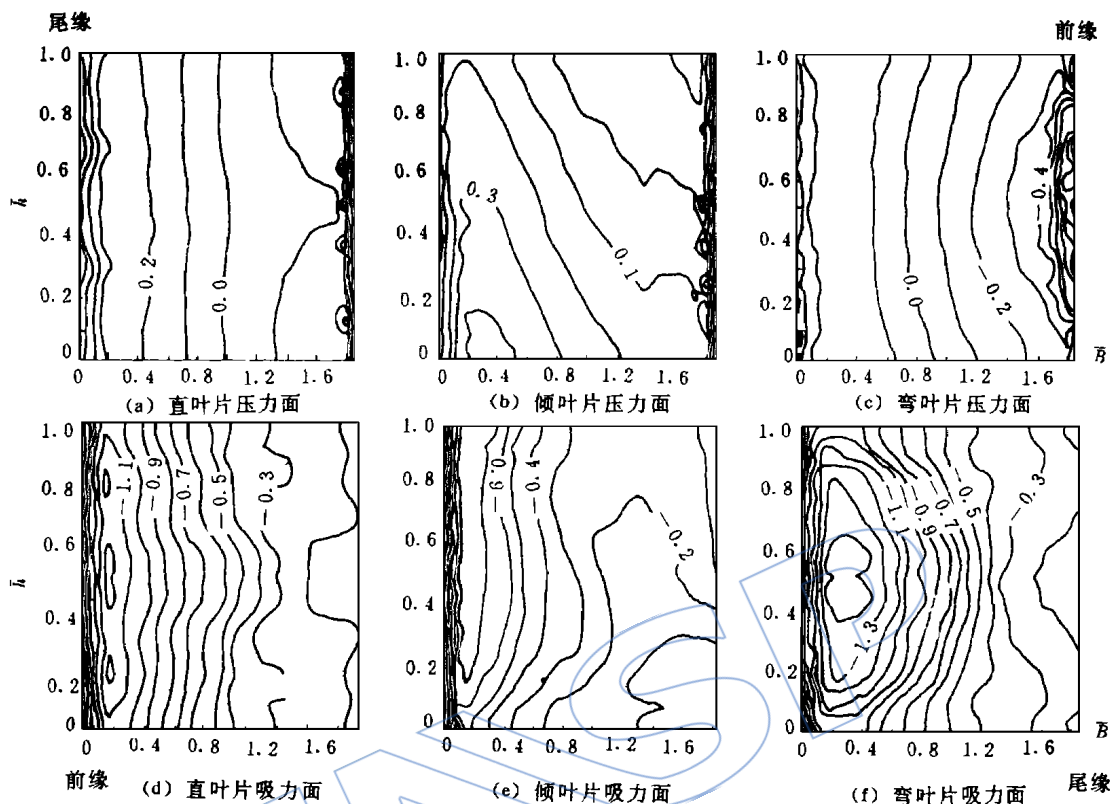


图 1 3 种叶片表面静压系数等值线

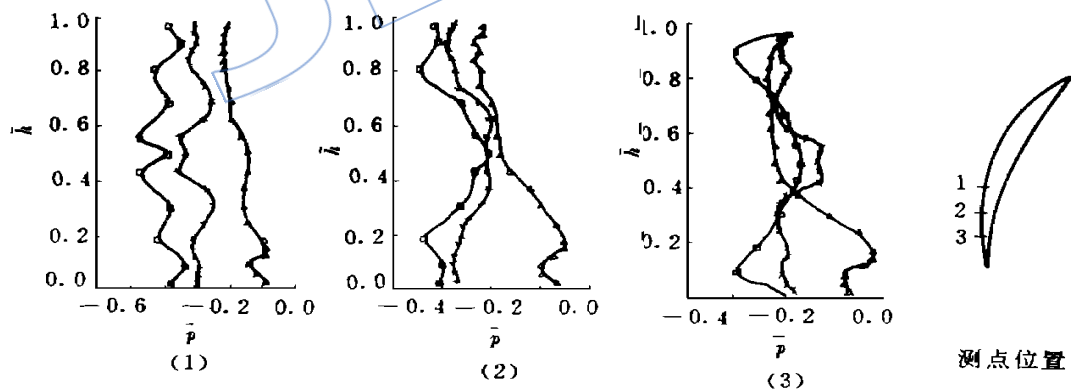


图 2 静压系数沿叶高的分布(* 直叶栅, $\triangle$ 倾叶栅, $\square$ 弯叶栅)

根到展向中部, 倾斜叶片的静压系数等值线分布沿展向存在明显的压力梯度, 而在展向中部到顶部区域内, 尤其是此区域内靠近尾缘处, 沿展向的压力变化不大, 原因是倾斜叶片顶部存在较大范围的分离区, 分离区内的压力变化较小。静压系数的这种情况也可由图 2 给出的吸力面上 3 个点的静压系数 $\bar{P}$ 沿叶高的分布清楚看出。对倾斜叶片和弯曲叶片均存在自根部指向展向中部的逆压力梯度, 在此逆压力梯度的作用下, 堆积在根部区域的低能流体(近吸力面)

被抽吸到中部主流区,使根部区域的流动得到改善;同时又恶化了中部区域的流动,使中部的损失增加,这一结果可由出口的能量损失系数分布得到证实^[5]。以上结果与文献[4]的分析是一致的。这些说明了倾斜叶片可改善壁角区的流动,而正弯曲叶片是可以降低二次流损失,提高压气机稳定工作范围的。由图 1 还可看到,在叶片表面近出口处,无论是弯曲还是直列叶片沿展向静压系数的变化都不显著。原因是叶片尾缘处气流折转角度不如前部大,由此产生的离心力就不如前缘大。根据文献[4]的理论,此处的径向压力梯度也就小。在叶片前缘进口边,压力面一侧,沿展向分布有一系列的静压系数很低的点,从流场显示的情况,估计是由一系列小分离气泡造成的。从文献[6]的实验结果中可知,在压力面前缘处也存在一流向逆压力梯度,1%~5.5%弦长处气流发生分离。这也说明了前缘处小分离气泡的存在。直列叶片压力面上的静压分布沿展向几乎为直线,弯曲叶片呈

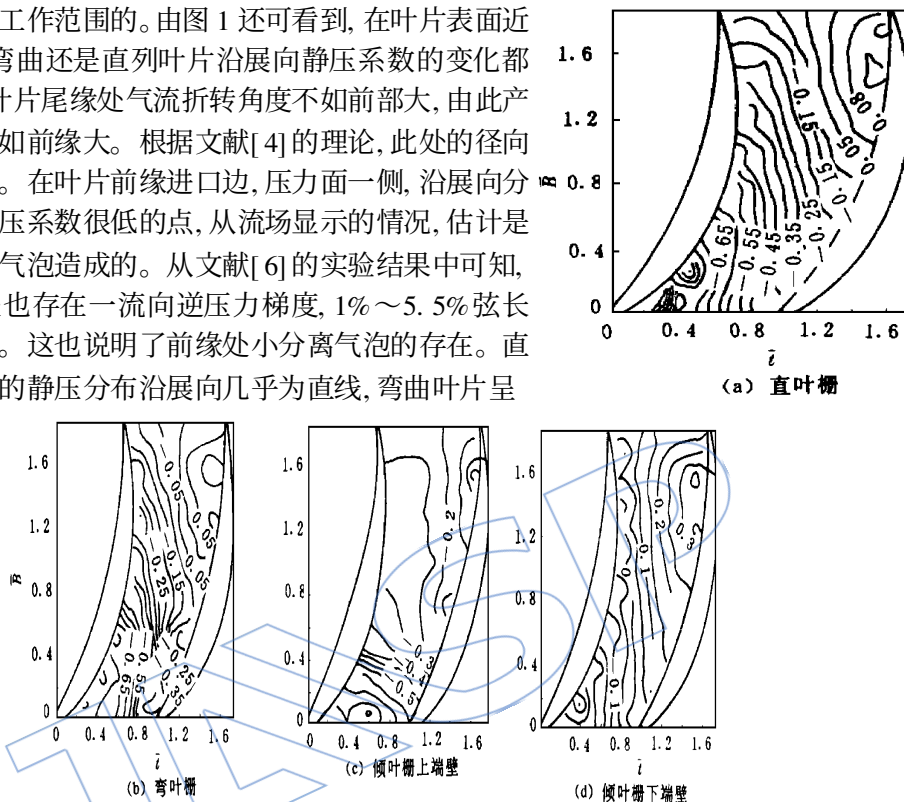


图 3 3 种叶片端壁静压系数等值线(* 直叶栅, △ 倾叶栅, □ 弯叶栅)

略微“C”字型,预计气流可能略微向端壁偏转,这一结果已由实验测出的出口二次流场和流场显示结果所证实。倾斜叶片压力面存在一明显的指向顶部的展向压力梯度,这一较大的展向压力梯度,使倾斜叶片流道上部发生分离乃至严重的脱流,导致此区域内扩压能力下降。

图 3 给出的倾斜叶片端壁的静压分布($\bar{r}$ 为相对节距)说明了这一点。在靠近前缘处,直叶片端壁近吸力面处存在一小段沿流向的加速降压,然后开始减速扩压。倾斜叶片上下端壁的静压分布相差很大,上端壁处损失很大,扩压能力明显减小;下端壁处与图 4 指出的一样,损失很小,靠近根部的叶片负荷也很小,但实验表明此处的流通能力并未下降。对 3 种叶栅,在压力面近出口处均有局部加速减压现象,这是出口处的流道突然扩张造成的。

从图 4 知,在相对叶高 $\bar{h} = 0.1$ 处直叶片叶片负荷最大;在 $\bar{h} = 0.5$ 处,弯曲叶片叶片负荷最大。原因是:直叶片两端近吸力面的出口处,存在一明显的涡系作用区,造成角区内低能流体的堆积和分离,从而使压力面与吸力面压差值增大,而弯曲叶片根部由于指向展向中部的压力梯度的存在,角区内堆积的低能流体被输送到中部主流区,从而降低了角区内的气流分离,相应的叶片压力面和吸力面的压差降低,弯叶片在根部叶片负荷不如直叶片大。倾斜叶片根部靠近前缘处的展向压力梯度使它产生的抑制气流分离的作用比弯叶片还大,因此,倾斜叶片叶片负荷最小。在中部区,由于弯曲叶片从两端抽吸的低能流体恶化了中部区内的流动情况,尾缘

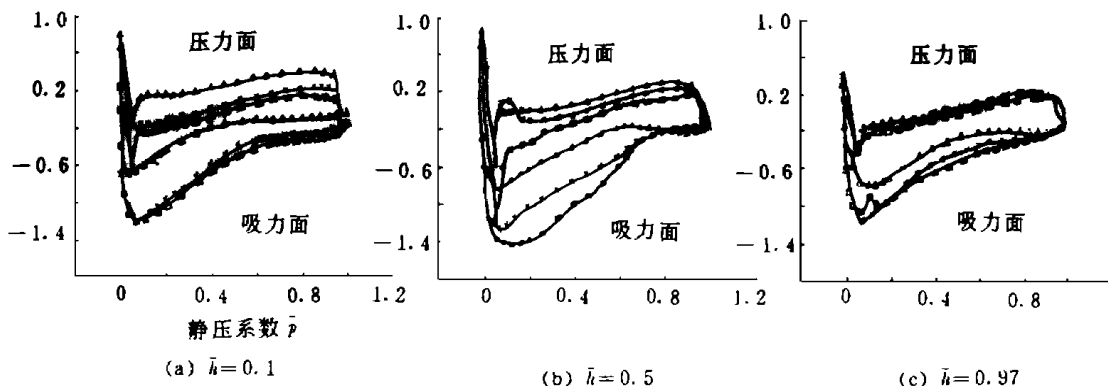


图 4 不同高度处压力面和吸力面压差(* 直叶栅, △倾叶栅, □弯叶栅)

出口处叶片壁面附面层发生分离, 此处叶片吸力面静压比根部的静压低, 相应的内背弧的压差就比直列叶片的压差大, 因此弯叶片叶片负荷在 3 种叶片中最大。这与文献[7]中所述的透平叶片的情况不同。倾斜叶片在顶部处, 压力面和吸力面的压差图形面积与其它几个高度一样仍然很小, 因为顶部区内的大范围的分离区乃至严重的回流使得气流得不到充分的回转, 叶栅顶部通道几乎都存在严重的脱流状态, 压力面和吸力面的静压系数都比较低, 所以此处的叶片负荷仍然很小。

3 结 论

(1) 采用倾斜叶片可以改善根部角区内的气流流动, 降低二次流损失, 但出口总损失比直叶片和正弯曲叶片高, 单纯采用倾斜叶片在扩压叶栅中不可取。(2) 采用正弯曲叶片能够得到叶片表面沿展向“C”型压力分布, 根区的低能流体在指向展向中部的逆压力梯度的作用下, 被抽吸到中部主流区, 使端壁损失降低, 延缓了壁角失速。(3) 直叶片和正弯曲叶片端壁静压分布差别不大, 未见明显的改善, 还需要进行不同攻角下的进一步的实验研究。

参 考 文 献

- 1 Breugelmans F A E. Influence of Dihedral on the Secondary Flow in a Two- Dimensional Compressor Cascade. J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 1984, 108
- 2 韩万金等. 端壁与叶片表面静压分布对叶栅气动特性影响的实验研究. 工程热物理学报, 1989, 10(3)
- 3 Harrison S. The Influence of Blade Lean on Turbine Losses. ASME 90- GT- 55
- 4 苏杰先等. 弯曲叶片在压气机中的应用. 工程热物理学报, 1990, 11(4)
- 5 钟兢军等. 叶片倾斜和弯曲对扩压叶栅出口流场的影响. 中国工程热物理学会, 热机气动热力学学术会议, 932045
- 6 Kang S, Ch Hirsch. Three Dimensional Flow in a Linear Compressor Cascade at Design Condition. ASME 91- GT- 114
- 7 王仲奇等. 在低展弦比透平静叶栅中叶片的弯曲作用. 工程热物理学报, 1990, 11(3)

(责任编辑 魏星禄)

gle-stage disk configuration. The ways of auto-shape description, strength calculation of single-stage disk with finite-element method, optimization and coordination composition of multistage disk and configuration optimization of all disks, are taken to develop the software SODMROD. The calculation examples are provided. This paper also introduces the principles of shape description of disk section as well as deduction of some formulas and the formulas which are used in the deformation calculation between disk and drum.

Key words Multistage disk Structural design Optimization Finite element methods

STATE- OF- ART AND PROSPECTS OF TRANSONIC CENTRIFUGAL COMPRESSOR DEVELOPMENT

Hua Yaonan, Rao Jian, Zhang Guoqing, Li Jingping

(*Academia Energetics R&D Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080*)

ABSTRACT

A review on the methods for predicting internal flowfield and designing aerodynamic shape of transonic centrifugal compressor is given in this paper. In general, the development of the transonic centrifugal compressor lags behind that of transonic axial compressor. However, the transonic centrifugal compressor will be widely applied to powerplant of helicopters, the turbochargers of vehicles and compressors of petroleum-chemical industry etc. Thanks to an urgent need of engineering practice, it can be prophesied that transonic centrifugal compressor will make great progress within the coming several decades. At present, inviscid calculation method with a distributed loss model (or boundary layer calculation) is a main tool to predict or design the transonic centrifugal compressor. However, along with development of computer, 3D Navier-Stokes solver may be applied in engineering practice within the coming decade. In the inviscid calculation method, the S1 and S2 stream surface calculation method is the most important method at present. When the S1 and S2 method is used, the computer memory required is smaller and the CPU time consumed is shorter than 3D Navier-Stokes Solver. Of course, the S1 and S2 method is suitable only for non-separated flow condition at design point. As for design methods of the transonic centrifugal compressor, it is necessary to make full use of experience of axial compressor designing.

Key words Transonic compressors Centrifugal compressors Transonic flow

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON SURFACE STATIC PRESSURE DISTRIBUTIONS IN CURVED- BLADE COMPRESSOR CASCADE

Zhong Jingjun, Su Jiexian, Wang Zhongqi, Chen Ying

(*Dept. of Power, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001*)

ABSTRACT

The static pressure distributions on endwalls and blade surfaces and the corresponding outlet flow for straight, leaned and curved blades of plane axial compressor cascades at 0° incidence were measured in detail. The experimental results show that C- shape static pressure distribution can be obtained on the blade surface of the curved blades along blade height. Blade leaning and curving can eliminate piling up of low energy fluid in the blade corner, cut down the endwall losses, retard corner stalling, and improve cascade aerodynamic characteristics.

Key words Blades Cascade tests Pressure distribution Static pressure