

文章编号: 1000-8055 (2004) 02-0265-05

不同掠型扩压叶栅壁面静压分布特性研究

赵桂杰, 陈 浮, 宋彦萍, 卞兆喜, 王仲奇
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 实验研究了不同掠型叶片组成的平面扩压叶栅壁面静压分布。结果表明, 前掠叶栅流道中横向压力梯度减弱, 型面压力沿叶展呈反“C”型, 有利于减弱角区低能流体堆积, 但中径处损失将有所增加; 弯掠叶片强化了上述趋势, 其降低端部损失和延缓角区分离的能力更强, 具有深入研究的必要。

关键词: 航空, 航天推进系统; 叶栅实验; 静压分布; 掠叶片; 弯叶片

中图分类号: V 232. 41

文献标识码: A

Experimental Investigation of Surface Static Pressure Distributions in Different Swept Compressor Cascades

ZHAO Gui-jie, CHEN Fu, SONG Yan-ping,
BIAN Zhao-xi, WANG Zhong-qi

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The experimental study of static pressure distribution on the surfaces of rectangular compressor cascades with different swept blades shows the forward swept cascade weakens the cross pressure gradient in the flow passage, establishes opposite “C” type pressure distribution along the blade height, which helps reduce the accumulation of low energy fluid in the suction corner region, but increases the loss near the midspan. The forward swept-positive curved cascade, compared to the forward swept cascade, further strengthens the capacity of reducing the loss near the endwall and delaying corner stall.

Key words: aerospace propulsion system; cascade experiment; static pressure distribution; swept blade; curved blade

压气机叶栅内的流动以分离、失速和低效率为主要特征, 采用掠和弯曲叶片以达到减小分离、防止失速和提高效率的目的已经成为叶轮机械领域的研究课题之一。Breughe^[1,2]等、Sasaki 和

Breughe^[3]的研究结果表明弯曲和掠叶片均可以降低端部损失。Wadia^[4]等、Hah 等^[5]的工作表明弦向掠叶型可提高转子性能。尽管叶片掠、弯三维造型技术已应用于压气机设计中并有成功范

收稿日期: 2003- 06- 09; 修订日期: 2003- 10- 13

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50236020); 国家科技部 973 资助项目 (G1999022307);

哈尔滨工业大学校基金资助项目 (HIT · 2001 · 22)

作者简介: 赵桂杰 (1971-), 男, 山东招远人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士生, 主要从事叶轮机械气体动力学研究

例^[6~8], 但其改善压气机叶栅中流动状况的机理尚未完全研究清楚, 将掠、弯作为单独设计自由度同时应用于叶片三维造型中的研究成果更为少见。本文对直叶片、前掠叶片、后掠叶片及弯掠(正弯+前掠)叶片组成的四种不同平面扩压叶栅叶片表面及端壁静压分布进行了实验研究, 分析了型面静压分布对附面层发展、吸力面角区低能流体迁移的影响, 对进一步理解掠、弯叶片改善压气机栅内流动状况、提高喘振裕度的机理进行了探索。

1 实验装置

实验在哈尔滨工业大学大尺度低速平面叶栅风洞上进行, 入口马赫数为 0.18。分别研究了直(STR)、前掠(SWF)、后掠(SWB)及正弯+前掠(SCB)等四套不同叶片组成的扩压叶栅叶片表面和端壁静压分布, 每套叶栅由 6 个叶片组成, 叶型为 NACA 65 系列, 展弦比为 1.25, 其它几何参数见图 1。叶型积迭形式及参数见图 2。沿展向布

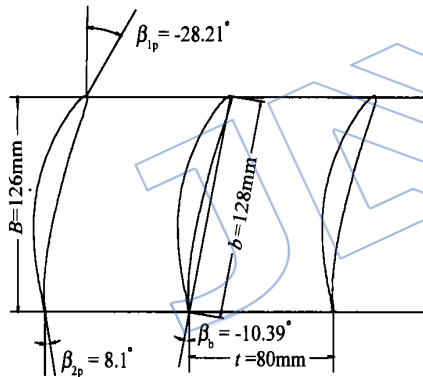


图 1 实验叶栅几何参数

Fig. 1 Geometry parameters of tested cascade

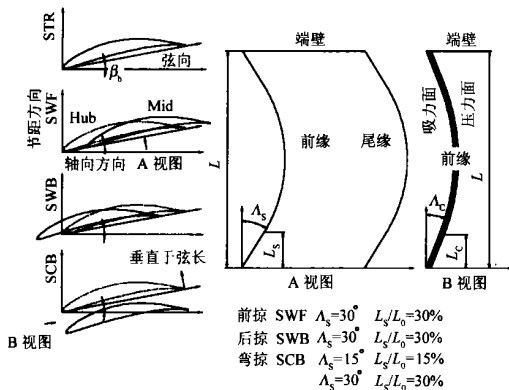


图 2 实验叶片积迭线

Fig. 2 Test blade configuration

置 11 个非等距型面静压测量高度, 每个高度沿叶型排列 52 个测孔。叶栅流道内布置 114 个端壁静压测点。进口弦长雷诺数 $Re = 4.7 \times 10^5$ 。

2 实验结果和分析

从图 3 所示的型面静压系数等值线分布可以看出, 与 STR 相比, SWF 吸力面静压系数等值线则呈反“C”型分布, 加强了端壁附近低能流体向动量较高的中径区域迁移的能力, 从而减弱了吸力面角区低能流体的堆积, 具有延缓角区分离和减小端壁损失的作用, 但也将增加中径附近损失; SWB 静压系数则呈“C”型分布, 端壁附近压力较低, 作用正相反。值得注意的是, SCB 吸力面不但具有比 SWF 更为明显的反“C”型静压系数分布, 控制端壁低能流体迁移的能力更强, 而且其压力面上静压系数呈现出其它三种叶片所不具备的“C”型分布, 减少了压力面附近向端壁区域径向迁移的低能流体量, 在一定程度上减轻了由于横向压力梯度造成的横向二次流动, 从而具有更强的延缓角区分离的能力。

图 3 还表明 SWF、SCB 吸力面附近的低压区与 STR 相比明显后移, 位于流道中部稍靠后处, 而 SWB 低压区则前移。因此, SWF 和 SCB 具有较长的降压加速段和较短的扩压减速段, 可以有效减少增压过程造成流动分离的可能性。从叶片吸力面前缘附近静压系数分布来看, SWF、SCB 的压力梯度显著小于 STR 和 SWB, 即叶片前掠和弯掠有助于减弱端壁处叶片前缘的分离。四种叶片压力面附近都存在一个与吸力面低压区对应的高压区, SCB 的这一区域最大, 约为轴向弦长的 $1/3$, 横向压力梯度的变化最平缓, 这说明弯掠叶片前缘负荷较小, 加载比较平缓。

图 4 给出了四种叶片根部附近和中径处型面静压系数分布及当地扩压因子沿叶高分布的比较。可以看出, 与 STR 相比, SWF、SCB 的负压峰值在叶展中部移向上游, 在端壁附近移向下游; 压力面上的静压系数在中径处稍大, 在端壁附近稍小。这表明 SWF 和 SCB 使得叶片负荷沿径向及轴向重新分配, 一方面显著减少了根部区域的负荷水平, 避免了低能流体的积聚及相应的较高损失, 另一方面端部负荷向下游迁移的趋势形成了较短的扩压减速段, 流动分离的可能性得到抑制。此外, 叶展中部负荷分布的加大和前移也将带来损失增加, 即叶片弯、掠造型方案的选择必须综合考虑端壁和中径附近损失的增减情况。比

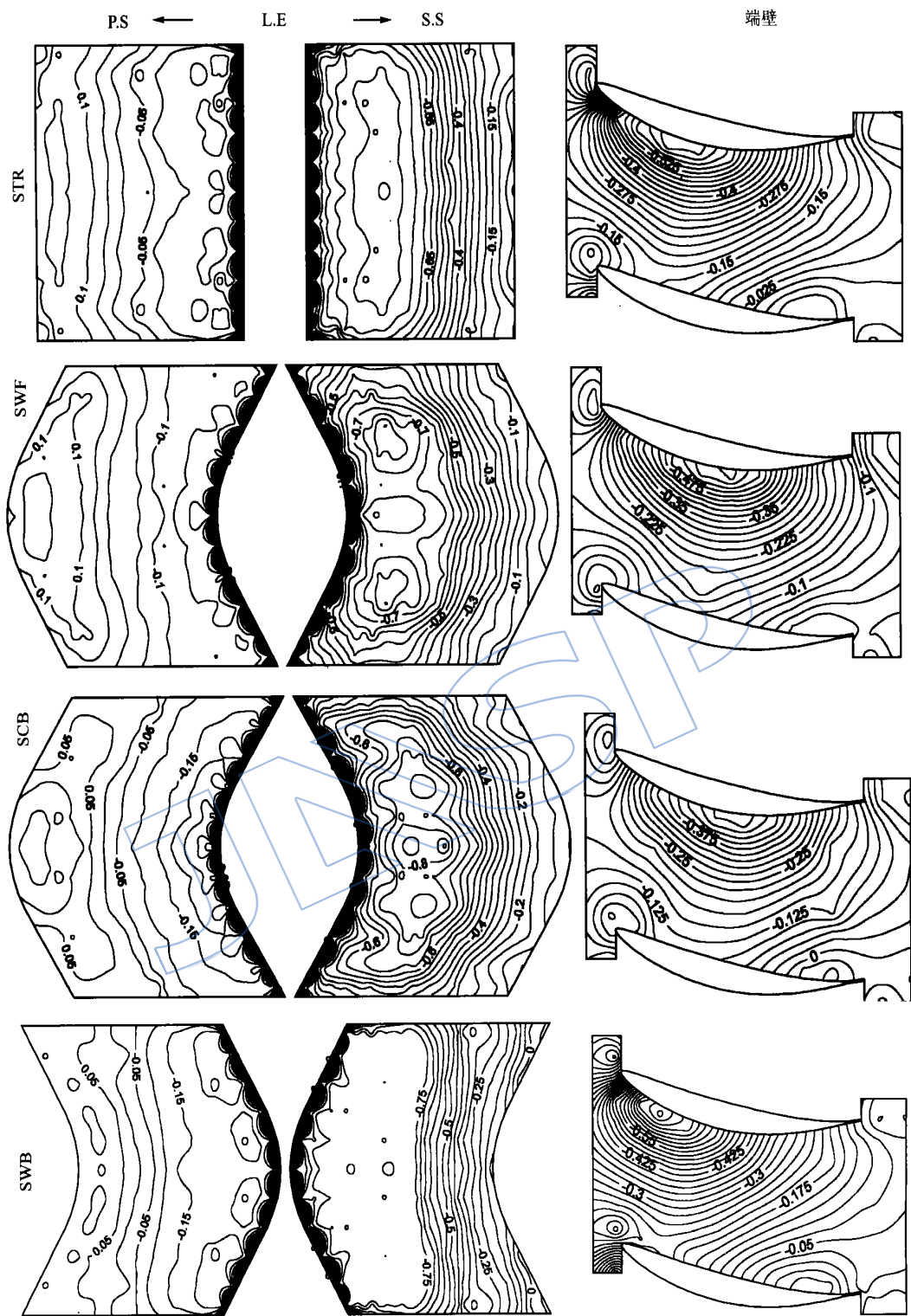


图 3 叶片表面及端壁静压系数等值线分布

Fig. 3 Static Pressure coefficient distribution on blade surface and endwall

较四种叶片吸力面上逆压梯度段长度, 可得出类似的结论, 叶展中部 SW F、SCB 的逆压梯度段长度较长, SWB 的逆压梯度段最小; 端壁附近情形正相反。这是造成 SW F 和 SCB 叶展中部损失较高, 端壁附近损失较小, 而 SWB 相反的原因。与

端壁静压系数等值线分布相对应, 端壁附近 SW F、SCB 压力面和吸力面之间压差较小, 将起到减弱端壁二次流发展, 降低端壁附近二次流损失的作用。
比较扩压因子分布可知, 端壁附近 SCB 的扩

压因子最小, 在叶展中部接近于 STR, 其最大值甚至超过 STR; SW F 从根部起至 30% 叶展范围内扩压因子逐渐增大至最大点, 之后至 50% 叶展又有所减小; SWB 在整个叶展范围内的扩压因子均大于其余三种叶片。扩压因子沿叶展的分布对应于叶片负荷分布及不同的损失形式。SW F 和 SCB 端部较小的扩压因子表明叶片根部负荷下降, 这使得根部角区流动得到改善, 损失较低。

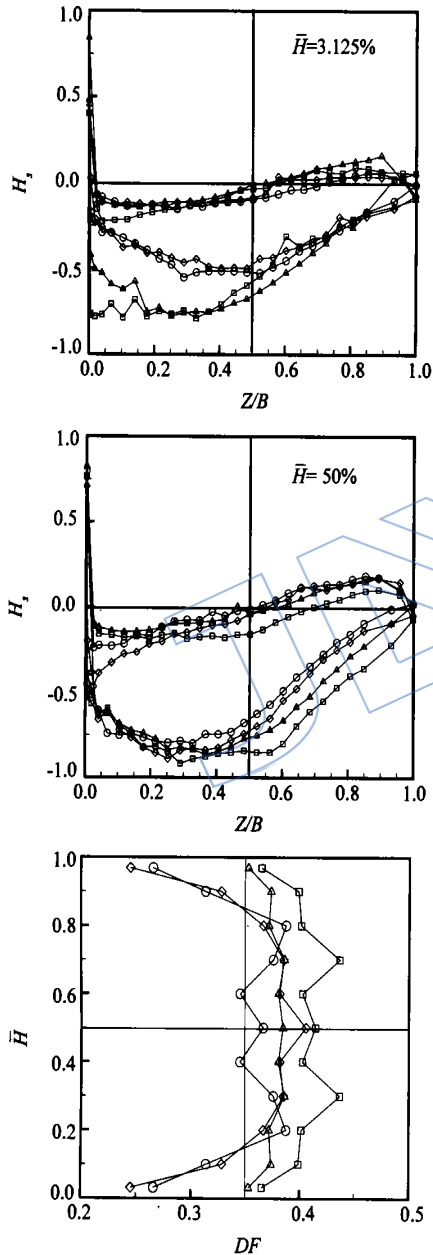


图 4 型面静压系数及扩压因子分布
($\triangle$ STR, $\circ$ SW F, $\square$ SWB, $\diamond$ SCB)

Fig. 4 Distribution of static pressure coefficient and diffusion factor

图 5 为叶栅出口 141% 轴向弦长处四种叶栅

节距平均总压损失系数沿叶高分布。距两端壁 10% 叶高附近, SCB 及 SW F 端壁总压损失降低的效果非常明显, 但同时其中径处的损失也逐渐超过了 STR; SWB 总压损失的分布与二者相反。

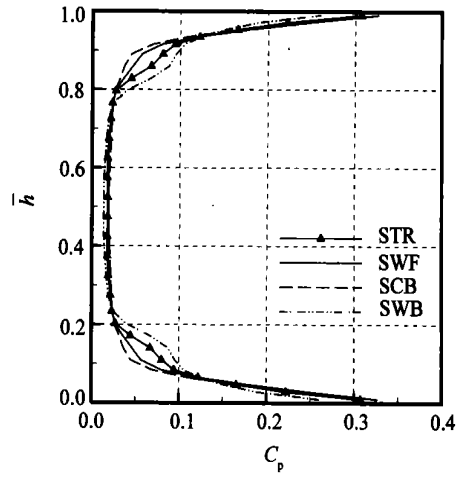


图 5 节距平均总压损失系数沿叶高的分布

Fig. 5 Distribution of pitch-averaged total pressure loss coefficient along blade height

3 结 论

(1) SW F 和 SCB 在叶片吸力面形成沿展向的反“C”型压力分布, 端壁附近低能流体在此压力梯度作用下向中部主流区迁移, 减弱角区低能流体堆积, 能够延缓角区分离并减小端壁损失。

(2) SCB 压力面上独有的“C”型压力分布, 减少了压力面附近向端壁区域径向迁移的低能流体量, 减弱了由横向压力梯度造成的二次流动, 具有更强的延缓角区分离的能力。

(3) SW F 和 SCB 使得叶片负荷沿径向及轴向重新分配, 减少了根部区域的负荷水平, 且端部负荷向下游迁移的趋势形成了较短的扩压减速段, 流动分离的可能性得到抑制。

(4) 研究表明弯掠叶栅具有更强的控制端壁低能流体迁移和延缓角区分离能力, 可显著降低端部附近损失, 但叶展中部损失将增大, 弯、掠同时应用于叶片三维造型的方案选择必须综合考虑不同区域气动损失分布情况。

参考文献

[1] Breughmans F A E, Carels Y, Demuth M. Influence of Dihedral on the Secondary Flow in a Two-Dimensional Compressor Cascade [J]. A S M E Journal of Engineering for

Gas Turbines and Power, 1984, 106: 578- 584

[2] Breugelmans F A E Investigation of Dihedral Effects in Compressor Cascades [R] AGARD CP421, Advanced Technology for Aero Gas Turbine Components, September 1987.

[3] Sasaki T, Breugelmans F. Comparison of Sweep and Dihedral Effects on Compressor Cascade Performance [J]. Transaction of the ASME, 1998, 120: 454- 463

[4] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner Workings of Aerodynamic Sweep [R] ASME Paper 97- GT- 401.

[5] Hah C, Puterbaugh S L, Wadia A R. Control of Shock Structure and Secondary Flow Field Inside Transonic Compressor Rotors Through Aerodynamic Sweep [R]. ASME Paper 98- GT- 56

[6] 钟兢军, 苏杰先, 王仲奇. 压气机叶栅中应用弯曲叶片的研究 [J]. 航空动力学报, 1998, 13 (1): 7- 12

[7] Wang Zhongqi Three-Dimensional Theory and Design Method of Bowed Twisted Blade and Its Application to Turbomachines[R]. Turbomachinery Blade Design System, VKI, LS 1999- 02

[8] 宋彦萍. 弯扭叶片的主要研究成果及其应用 [J]. 热能动力工程, 1999, 14 (3): 159- 163

