

文章编号: 1000-8055(2002)02-0188-04

吸力面翼刀控制压气机叶栅二次流的实验研究

钟兢军, 王会社, 刘慧娟, 李卫军, 王仲奇
(哈尔滨工业大学 能源学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 在低速风洞上通过详细测量叶栅的出口流场, 研究了叶片吸力面上不同高度处加翼刀对压气机叶栅损失和二次流的影响。实验结果表明, 合理地选择翼刀安装位置, 可有效地控制压气机叶栅的二次流, 降低叶栅的总损失。

关键词: 压气机叶栅; 吸力面翼刀; 二次流; 叶栅损失

中图分类号: V231.3 文献标识码: A

The Experimental Investigation of Using Suction Surface Fences to Control Secondary Flow in Compressor Cascade

ZHONG Jing-jun, WANG Hui-she, LIU Hui-juan
LI Wei-jun, WANG Zhong-qi

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The effects of suction surface fences at different blade height on the cascade loss and secondary flow in compressor cascade were investigated through the detailed cascade exit flow field survey in low speed wind tunnel. The experimental results show that if the position of the suction surface fence can be properly selected, the secondary flow in the compressor cascade can be controlled effectively and the total cascade loss can also be reduced.

Key words: compressor cascade; suction surface fence; secondary flow; cascade loss

1 前言

航空发动机气体动力学的发展对提高航空发动机性能是至关重要的。要想达到增加推重比、降低耗油率的目的, 压气机性能的改善起着十分关键的作用。压气机叶栅内的二次流动直接影响损失和效率, 流动十分复杂。为提高效率, 应合理利用和控制压气机叶栅内二次流的产生和发展, 降低二次流损失, 提高喘振裕度。在叶片吸力面、端壁上安装翼刀或在吸力面上开槽或刻花纹等附面层

分离技术, 由于可以有效隔断叶栅端壁附面层向吸力面/端壁角区的迁移及向叶栅中部的径向迁移, 延缓了壁角失速, 得到了许多学者的重视和研究^[1~8]。Meherwan 等人在文献[1]中研究了叶片吸力面开槽的轴流式压气机叶栅中的二次流, 表明吸力面处理后的流动比没有处理过的吸力面流动保持附着的时间要长; 处理过的叶片在冲角增加时层流附面层范围逐渐减小。徐大懋院士首次提出的压气机叶片弦向割缝^[2]和陈矛章院士的叶盆开槽技术^[3]控制了压气机叶栅附面层的流

收稿日期: 2001-03-06; 修订日期: 2001-09-13

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50076009); 全国优秀博士学位论文作者专项资助项目(199932);

973 专项基金资助项目(G1999022307)

作者简介: 钟兢军(1963-), 男, 哈尔滨工业大学能源学院教授、博士生导师。

动,减少了叶栅损失,取得了良好的效果。在压气机叶栅叶片上刻直纹^[4]和鱼鳞纹^[5]也可以使压气机的效率和喘振裕度提高3.1%和2.8%。这些成果的取得说明这种技术在实际压气机中有良好的实际效果。提高效率 and 喘振裕度的机理除壁面减阻、推迟分离外,叶栅拓扑和二次流结构如何变化尚需进一步研究。另外,在透平叶栅中可降低叶栅总损失,减少二次流损失的吸力面和端壁翼刀技术^[6,7]是否可以应用到压气机叶栅中,尚需开展这方面的工作。

2 实验设备和测试系统

实验是在大尺度低速平面叶栅风洞上进行的^[8]。实验所采用的压气机叶栅是由 NACA 65-24A₁₀₋₁₀ 系列叶型的叶片组成,在叶片吸力面上相对叶高 $h = 6.25\%$, 10.625% , 15.625% 和 21.875% 处分别安装吸力面翼刀(见图 1 所示,上半叶高翼刀的安装位置与下半叶高对称),翼刀相对于叶高的高度为 $h_f = 3.125\%$,厚度为 1 mm。叶栅主要参数和进口气流条件与文献[8]相同。入口附面层对称性较好,附面层厚度 $D = 16\text{ mm}$,实验马赫数为 0.2。

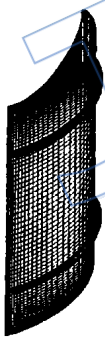


图 1 具有吸力面翼刀的叶片

Fig. 1 Blade with suction surface fences

对 5 种实验方案在零冲角下应用五孔束状探针测量了叶栅出口流场 2 个叶栅流道的总压、静压及出口气流角沿节距和叶高的变化,出口测量面距叶片尾缘 15 mm,测点设置为沿节距方向和沿叶高方向均为 21 个非等距点,测点设置原则为附面层内和靠近叶片吸力面加密。

3 实验结果及分析

图 2 给出了 5 种实验方案叶栅出口按质量平均的能量损失系数沿叶高的分布。从图中可看出,常规压气机叶栅近叶栅两端壁区域的损失较大,

叶栅两端近吸力面处存在 2 个高损失区,且高损失系数区域($N \geq 0.70$)覆盖较大的范围(图 3)。在

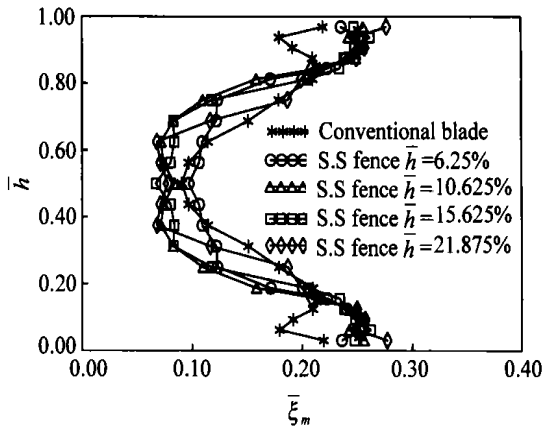


图 2 按质量平均的能量损失系数沿叶高的分布

Fig. 2 Mass average energy loss coefficient distribution along blade height

叶片吸力面上采用翼刀后,由于翼刀的存在,附面层沿叶片吸力面的径向流动受到阻隔,使两端区域的损失比常规直叶栅要高,低能流体沿节距方向所占的范围也要大(见图 3(b,c))。从能量损失系数沿叶高的分布来看,除翼刀高度 $h = 6.25\%$ 时叶栅中部的损失值与常规直叶栅的相近外,在 $h = 0.2 \sim 0.8$ 占 60% 相对叶高范围内,加装翼刀后的节距平均能量损失系数值均低于常规直叶栅相应高度处的值。从叶栅总损失来看(见图 4),翼刀安装位置为 $h = 10.625\%$, 15.625% 和 21.875% 时,叶栅的总损失比无翼刀时均有所降低,在 $h = 10.625\%$ 时叶栅损失的降低幅度可达 10.75%,安装翼刀降低损失的效果是相当可观的。安装翼刀后,叶栅总损失的变化可从能量损失等值线清楚地看出。图 3(c)可见,翼刀高度为 $h = 6.25\%$ 时,由于端壁附面层向叶片吸力面/端壁角区流动后沿吸力面的径向流动受阻,近两端区高损失区比无翼刀时沿节距方向加宽,最高损失核心位置有所降低。翼刀的阻断作用和通道涡的作用(图 5(c))使 $0.2 \sim 0.4$ 和 $0.6 \sim 0.8$ 叶高范围内的损失值降低,而叶栅中部的损失值变化不大,所以总损失基本未发生变化。从叶栅出口二次流矢量看,此时由于翼刀高度较低,叶栅通道涡基本未发生变化。在叶片吸力面翼刀高度 $h = 10.625\%$ 和 15.625% 时,翼刀减弱了通道涡的强度(见图 4(b),(c)),阻断了低能流体的径向迁移,中部附近的损失与常规直叶栅的相比有较大幅度的降低。叶栅总损失在这两个翼刀高度处均降低(图 3),

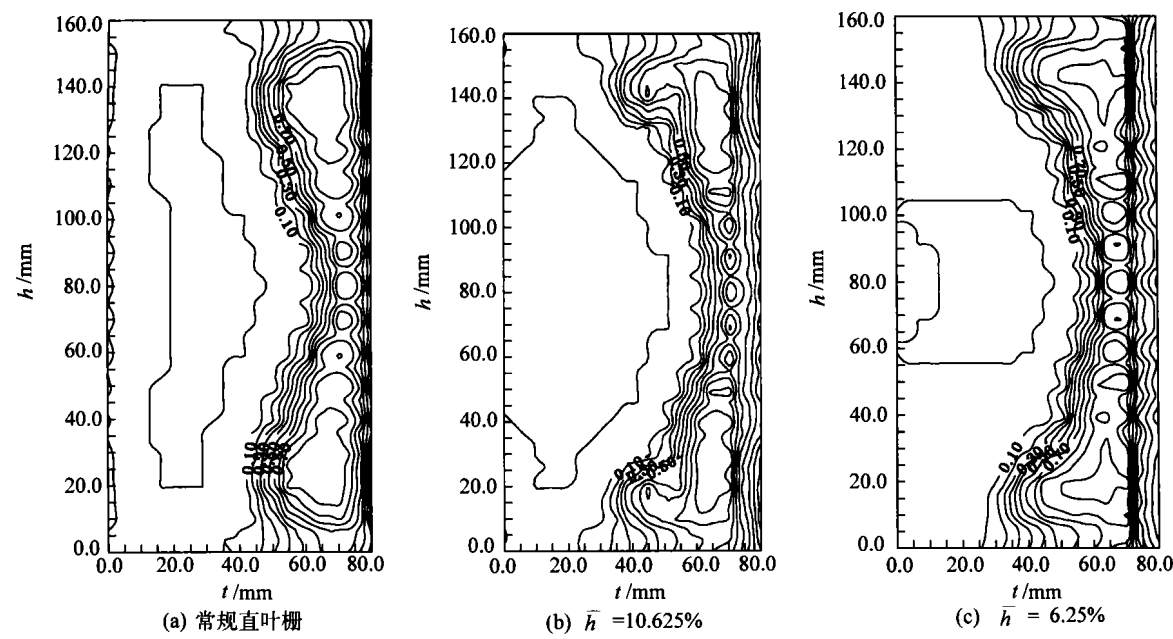


图 3 叶栅出口能量损失系数等值线分布图
Fig.3 Energy loss coefficient contours at cascade exits

并在 $\bar{h} = 10.625\%$ 处叶栅总损失最低, 从实验结果来看, 在实验的条件范围内, 翼刀在此为最佳位置。应该注意到的是, 虽然叶栅总损失得到了改善, 但叶栅两端区附近的损失增加, 如果能在叶栅端壁上按一定的型式加装端壁翼刀, 有可能改善这种情况。

内低能流体向叶栅端壁/吸力面角区的迁移受到抑制, 端壁附面层内速度梯度对比无翼刀时有所降低, 在流道内横向压差的作用下, 近叶栅端壁气流的过转程度加大。在叶栅中部, 翼刀的阻断作用使端壁附面层内的低能流体迁移至叶栅中部的数量比常规直叶栅的减少, 在叶栅中部近叶片表面基本为新生附面层, 其沿叶片表面的分布比较均匀, 而且比较薄, 所以在具有翼刀的叶栅近中部处, 叶栅出口气流角沿叶高的分布比较均匀, 图 6 的实验结果证实了这一点。

4 结 论

在 NACA65-24A₁₀₋₁₀ 系列叶型叶片组成的压气机叶栅中, 采用叶片吸力面上安装翼刀, 在实验所进行的条件下, 可得到以下几点结论:

- (1) 存在使叶栅总损失降低的最佳翼刀安装位置。在此安装位置处, 叶栅总损失与常规直叶栅的总损失相比降低了 10.75%。
- (2) 叶片吸力面上的翼刀, 对端壁附面层和叶片吸力面附面层近端壁处的低能流体沿吸力面的径向流动起到了阻断作用, 叶栅中部附近的损失比常规直叶栅降低, 而叶栅近两端壁处的损失增加。
- (3) 安装翼刀后, 叶栅出口气流角在叶栅中部处沿叶高分布比较均匀, 叶栅两端区气流的过转比常规直叶栅增加。

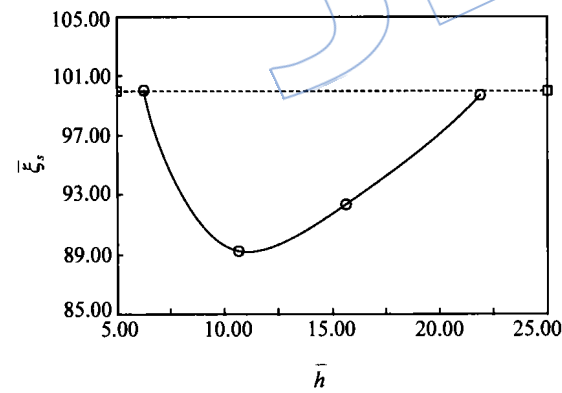
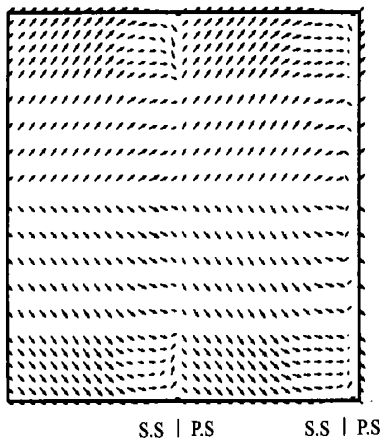


图 4 加翼刀前后叶栅总损失之比随翼刀高度的变化
Fig.4 Total energy loss coefficients with and without suction surface fences

加装翼刀之后, 叶栅接近两端壁附近的叶栅出口气流角减少(见图 6), 在 $\bar{h} = 21.875\%$ 时已超过 -15° , 这表明近叶栅端部气流的过转程度进一步加强。节距平均出口气流角沿叶高分布所反映出的这一结果表明, 由于翼刀的存在, 对低能流体的径向流动起到了一定的阻断作用, 端壁附面层

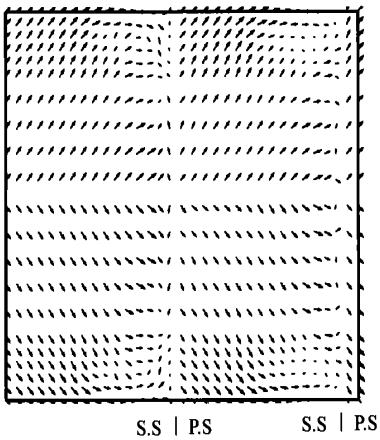
Suction surface with fence (Distance from endwall=0.0625h)



(a) 常规直叶栅

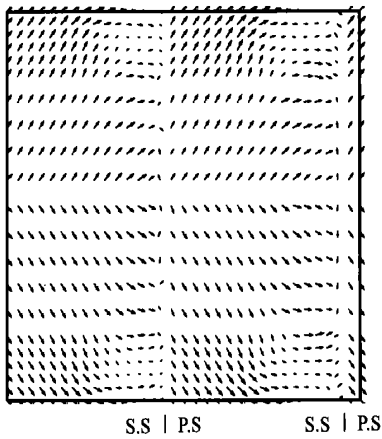
(a) Conventional cascade

Suction surface with fence (Distance from endwall=0.0625h)



(b) $\bar{h} = 10.625\%$

Suction surface with fence (Distance from endwall=0.0625h)



(c) $\bar{h} = 6.25\%$

图 5 叶栅出口二次流速度矢量分布图

Fig.5 Secondary flow vectors at cascade exits

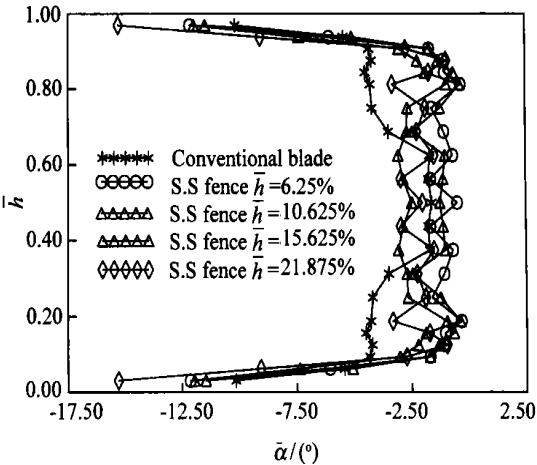


图 6 节距平均出口气流角沿叶高的分布

Fig. 6 Pitch average exit flow angle distributions along blade height

(4) 为减少端壁附面层内低能流体向端壁/叶片吸力面角区的堆积, 避免角区气流的分离, 应进一步尝试在叶栅端壁上安装端壁翼刀或与叶片弯曲相结合来阻断低能流体的横向迁移。

参考文献:

[1] Meherwan P, Boyce Ph. D. Secondary Flows in Axial Flow Compressors with Treated Blades [R]. AGARD- CD- 214, 1977.

[2] 徐大懋. 轴流式压气机弦向割缝叶栅的研究[R]. 工程热物理第三届年会, No. 801047, 1980.

[3] 陈芳, 陈矛章, 蒋浩康. 平面叶栅端壁流的试验研究[J]. 工程热物理学报, 1988, 9(2): 125- 130.

[4] 苗润田, 王连贵, 钱鲁泓, 等. 压气机叶片刻花纹试验研究[J]. 航空动力学报, 1993, 8(4): 155- 157.

[5] 苗润田, 王连贵, 高歌. 鱼鳞纹叶栅试验研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1): 27- 29.

[6] Kawai T, Adachi T. Effects of Blade Boundary Layer Fences on Secondary Flow and Losses in a Turbine Cascade [A]. 1987 Tokyo IGTC, 87- TOKYO- IGTC- 16[C]. PP: Ê - 115- Ê 122.

[7] Kawai T, Adachi T, Shinoki S. Secondary Flow and Losses in a Turbine Cascade Equipped with Endwall Boundary Layer Fences (Influence of Fence Position)[A]. 日本机械工程师学会论文集(西编)[C]. 1988, 54(505): 2492- 2497.

[8] 钟兢军. 弯曲叶片控制压叶栅二次流的实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1996.

(责任编辑 杨再荣)