

文章编号: 1000-8055(2008)07-1225-07

进口附面层对大转角弯曲扩压 叶栅气动性能的影响

陈绍文, 陈 浮, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 在低速条件下, 对不同进口附面层厚度的大折转角环形弯曲扩压叶栅进行了实验和数值研究, 分析了在不同厚度的进口附面层条件下叶片弯曲对扩压叶栅气动性能的影响。结果表明, 相比实验进口附面层条件, 当进口附面层较薄时, 在多数冲角情况下采用正弯叶片对叶栅气动性能的改善程度都有所增大, 而较大正冲角时, 在较大折转角叶栅中采用较大弯角的正弯曲叶片仍然引起损失激增。

关 键 词: 进口附面层; 扩压叶栅; 弯曲叶片; 叶型折转角

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effects of inlet boundary layer on aerodynamic performance of bowed compressor cascades with large camber angle

CHEN Shao-wen, CHEN Fu, WANG Zhong-qi

(Energy Science and Engineering School,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The annular bowed compressor cascades with large camber angle under different inlet boundary layers thicknesses were investigated experimentally and numerically under low-speed condition. The effects of bowed blade on aerodynamic performance of compressor cascade were analyzed under different inlet boundary layer thicknesses. The results show that, when the inlet boundary layer is getting thinner, the aerodynamic performance of cascades improves under most flow conditions. However, the total loss will rise sharply if bowed blade with bigger incidences is adopted in the cascade with larger camber angle when the bowed angle is bigger.

Key words: inlet boundary layer; compressor cascade; bowed blade; camber angle

加大气体在叶栅内的折转能力, 进而有效提高高压气机负荷或级压比, 这是现代高性能压气机级设计所追求的重要目标之一, 而这也必然导致叶栅流道内三维分离的加剧, 从而引起二次流损失增加。在压气机中采用弯曲叶片设计方法可以有效控制叶栅流道内的三维流动, 以达到减少分离、提高效率和压比的目的^[1-2], 前期对低速环形

叶栅风洞实验的研究结果^[3-4]表明, 在大折转角扩压叶栅中采用正弯叶片可以有效减小各个折转角叶栅的损失, 但并不是所有弯曲方案都能够达到这一效果, 且在不同的几何和进口条件下叶片弯曲对叶栅气动性能影响的程度也不相同。

在叶片几何形状一定的情况下, 进口附面层对扩压叶栅气动性能有很大的影响。文献[5]实验

收稿日期: 2007-07-05; 修订日期: 2007-10-26

基金项目: 国家自然科学基金(50646021); 高等学校博士学科点专项科研基金(20060213007)

作者简介: 陈绍文(1979-), 男, 江西新干人, 博士, 主要从事叶轮机械内流动研究。

研究了进口附面层厚度对大转角弯曲叶片涡轮叶栅损失的影响,结果表明附面层越厚,叶片反弯曲降低的损失比例越高;Breugelmans^[6]首先在弯曲扩压叶栅中考虑来流附面层的影响,并指出进口附面层厚度的增长易导致叶栅损失的增大以及栅内流动的恶化;钟兢军等^[7]在平面叶栅风洞上对不同进口附面层厚度的弯曲扩压叶栅进行了实验研究,指出采用正弯叶片在不同厚度进口附面层条件下均未得到损失的减小,而反弯叶片只是在较薄附面层条件下降低了叶栅损失.对于扩压叶栅来说,前期的研究结果主要是针对较低负荷的叶栅或者是平面叶栅,而对大折转角环形叶栅中的研究开展还较少,为了研究进口附面层厚度对大折转角环形弯曲扩压叶栅气动性能的影响,本文在具有较厚的进口附面层条件下进行了实验研究,并对人工减薄进口附面层条件下的弯曲叶栅进行了数值模拟,探讨了在不同厚度的进口附面层条件下,叶片弯曲对扩压叶栅气动性能影响的不同之处,以指导今后弯曲叶片在大折转角扩压叶栅中的合理有效应用.

1 实验与数值方法

实验在哈尔滨工业大学推进理论与技术研究所低速扇形叶栅风洞上进行,实验栅前表压为 2 500 Pa,风洞洞内温度为 305 K.轮毂、机匣半径分别为 475 mm 和 575 mm,叶片高度 100 mm,弦长 100 mm,整圈叶片数为 45 个,实验段实物结构如图 1.实验叶栅的叶型为 NACA65 系列,实验叶栅模型如图 2 所示.实验在 5 个冲角条件下,对 40°,50°和 60°三种折转角时不同弯曲角度的叶栅进行了吹风实验,其中每种折转角叶栅分别由直叶栅和 15°,20°,25°三种正弯 4 套叶栅组成,共计 12 套叶栅.数值研究采用商业软件 FLUENT,计算网格的生成采用 GAMBIT 商业软件,网格结构为非结构化六面体网格,离开端壁和叶片表面第一层网格的距离为 5×10^{-5} m,所有计算样本的平均计算网格数为 334 750,网格如图 3 所示.叶栅进、出口边界条件设置与实验中测量得到的结果一致.实验进口上、下端壁附面层厚度均达到 30%叶高,且不同攻角下,进口附面层特性基本保持一致.数值方法对三维粘性流动进行求解时,湍流模型采用增强壁面处理的 $k-\varepsilon$ 模型,实验进口湍流度大概为 6%~7%,计算中采用的湍流度设置为 6%,两者基本一致,增强了实验与计算结果的可比性.

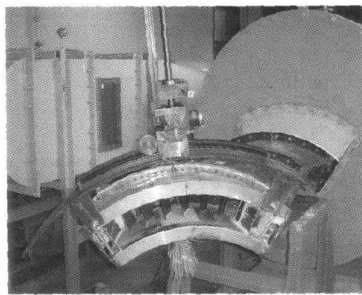


图1 实验段照片

Fig. 1 Photo of tested compressor cascades

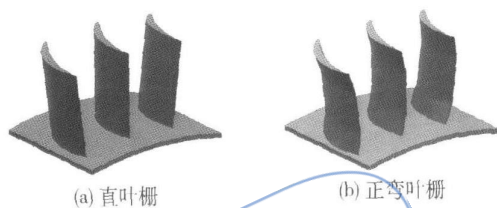


图2 实验叶栅模型

Fig. 2 Schematic diagram of tested compressor cascades

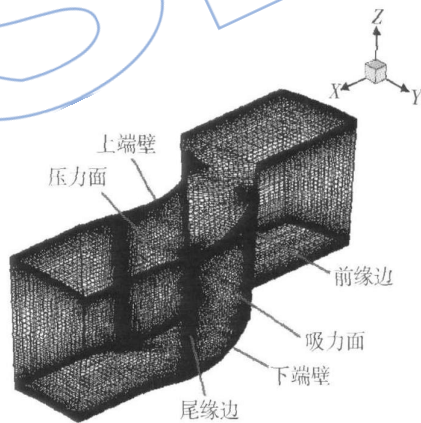


图3 计算网格(GAMBIT)

Fig. 3 Mesh of simulation (GAMBIT)

数值计算采用了人工减薄的进口附面层,而实验研究则采用了较厚的进口附面层.由于大折转角扩压叶栅中流动受进口附面层厚度影响较大,因此仅选择了部分较大折转角叶栅的实验方案进行数值模拟计算,为方便研究比较,具体方案选择为 0°和 +5°冲角时 60°折转角 25°弯角正弯叶栅和直叶栅、+10°和 -10°冲角时 50°折转角直叶栅和 15°弯角正弯叶栅,共计 8 套方案.计算与实验结果对比良好,图 4 和图 5 分别给出了 +5°冲角下 60°折转角直叶栅出口总压损失系数和叶片中部型面静压,以及吸力面极限流线的计算和实验结果对比图.通过计算和实验的对比,表明采用

FLUENT 对低速条件下直、弯叶栅的湍流模拟能够比较精确的表达出压气机叶栅的气动特性,因此可以认为按照以上描述的设定进行的数值模拟是可信的。

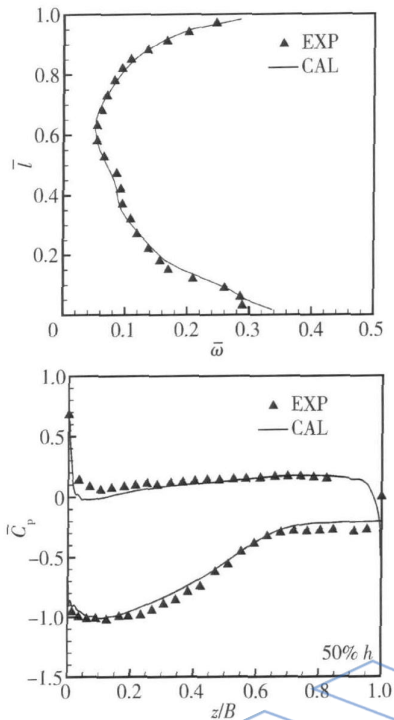


图 4 质量平均总压损失及静压系数比较
Fig. 4 Comparison of mass-averaged total pressure loss and static pressure coefficient

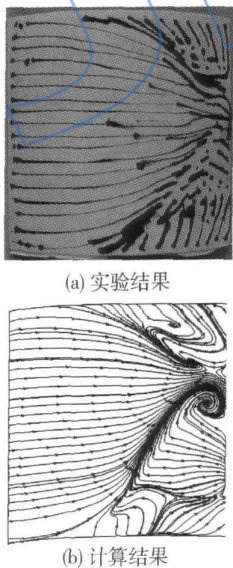


图 5 吸力面极限流线比较
Fig. 5 Comparison of limited streamline on suction surface

2 实验结果分析

计算结果表明,在给定的人工减薄附面层进口边界条件下,在与实验进口相同截面处产生了大约 5 %相对叶高厚度的进口附面层,而实验给定的进口边界层厚度接近 30 %叶高,在两种具有较大差别的进口附面层条件下,压气机叶栅的气动性能必然有所不同,叶片正弯对叶栅的影响范围及程度也将改变.图 6 所示为两种进口附面层条件下叶栅出口总压损失系数的节距平均值沿叶高的分布.由图可见,不同厚度的进口附面层对端区损失影响的差别极大,且附面层越厚叶片正弯曲在端壁区域的影响范围越大,向中径处延伸的也越多,这表明端区低能流体的径向迁移距离随之增大.在不同冲角和叶型折转角条件下,叶片正弯对叶栅不同径向高度损失的影响程度随进口附面层厚度的变化而不同.在两种进口附面层条件下,各冲角时 50 折转角正弯叶栅上端区损失相比直叶栅都有所改善,且减小程度基本一致.不同的是,下端区损失随进口附面层厚度变化的趋势相差较大,在实验进口附面层条件下,正弯叶栅下端区的损失较直叶栅不但没有减小,反而在个别位置要高于直叶栅,这是由于中径处低能流体过度积聚,产生对端区低能流体的挤压作用而引起,在人工减薄附面层进口条件下这种情况明显被改善,且正弯叶栅下端壁损失较直叶栅要减小,此外,负冲角时附面层对正弯叶栅损失的影响程度要小于正冲角时. - 10°冲角时,在人工减薄附面层进口条件下的正弯叶栅中径区域的损失增长较实验进口附面层条件下明显减小, + 10°冲角时,人工减薄附面层进口条件下的正弯叶栅中径部分区域(距离下端壁 45 %~55 %叶高)损失的增长程度增大明显,而整个中径区域损失的增长程度比实验进口附面层条件下要小.综合分析表明,50 折转角叶栅在较小厚度的进口附面层条件下,叶片正弯的效果要明显好于较大厚度的进口附面层时,且在负冲角时的改善程度要好于正冲角时.

在 60 折转角叶栅中,近零冲角时不同进口附面层下的直、弯叶栅损失对比变化趋势与 50°折转角叶栅一致,在人工减薄进口附面层条件下正弯叶栅端部损失改善的程度更大,且中径处损失增长的程度更小,叶片正弯使得端区损失明显减小的同时并没有引起中部损失的激增,这与实验进口附面层下的结果完全相反,也表明进口附面层厚度对大折转角正弯叶栅损失分布具有较大

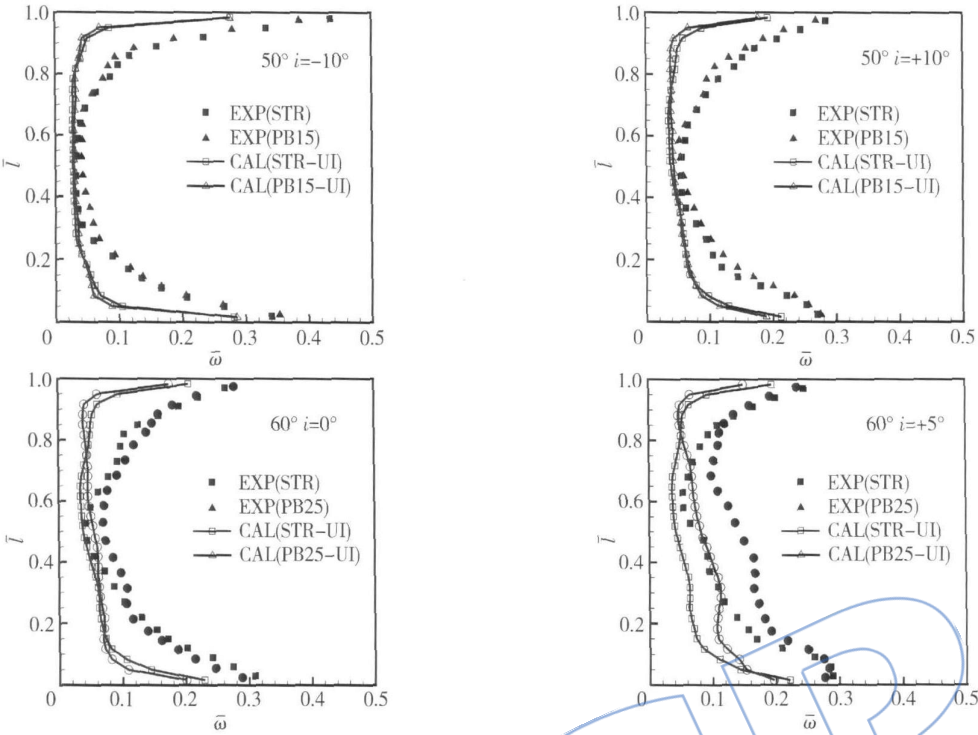


图 6 节距质量平均总压损失系数沿叶高的分布

Fig. 6 Distribution of pitch-mass-averaged total pressure loss coefficient along blade height

影响。在 + 5 °冲角时 60 °折转角叶栅的实验结果表明,叶片正弯容易引起叶栅中径处损失的激增,从而导致总损失的急剧增大。在人工减薄进口附面层条件下,叶片正弯对上端壁的改善较实验结果更显著,进口附面层厚度对下端壁损失的影响不大,正弯叶栅中径处损失的增长仍然较大,尽管其程度较实验结果要小,以上结果表明,无论哪种厚度的进口附面层,正冲角下在 60 °折转角叶栅中应用较大弯角的正弯曲叶片设计都需要谨慎。

图 7 所示为叶栅不同冲角、不同叶型折转角叶栅相同叶高截面静压系数的分布情况。从中可以看到,在 50 °折转角叶栅中,距离下端壁 5 %叶高截面的静压系数在两种进口附面层条件下的变化较 50 %叶高截面都要大。- 10 °冲角时,不同进口附面层条件下,叶片正弯使得叶栅中部负荷增大两端负荷减小的规律一致,且在人工减薄附面层进口条件下 5 %叶高处的叶片负荷明显增大,说明此时端壁区域的流动状况较好,利于在叶栅中采用正弯叶片;而在 + 10 °冲角时,两种进口附面层条件下 5 %叶高处的正弯叶片负荷明显减小的同时,中径处负荷也都基本保持不变,此时这种规律不受进口附面层厚度的影响。在 60 °折转角叶栅中,近零冲角时两种进口附面层条件下正弯叶片负荷的变化规律基本一致,且 5 %叶高截面正弯叶片负荷的变化程度更大,人工减薄附面层

进口条件下弯叶栅负荷的变化程度比实验进口附面层厚度时要大,即 5 %和 50 %叶高截面负荷减小的程度都有较大减小; + 5 °冲角时两种进口附面层条件下直、弯叶栅 5 %叶高截面负荷变化规律及程度相差较大,人工减薄附面层进口条件下正弯叶栅 5 %叶高截面负荷减小明显,而实验进口附面层条件下负荷略有增大,而两种进口附面层条件下正弯叶栅 50 %叶高截面的负荷变化规律和程度基本不变,这表明在大正冲角下大弯角的正弯叶片对流动的影响随进口附面层厚度的影响较小,这一点在图 6 中也有所体现。此外,正冲角时大转角叶栅吸力面较大的逆压梯度易引起附面层急速增厚,从而加速流动分离,而进口附面层越厚,这种影响也越大。

为了进一步了解在不同进口附面层条件下叶片正弯对叶栅内流动及其分离的影响,图 8 给出了人工减薄进口附面层条件下叶栅吸力面极限流线的数值模拟结果,对比图 9 中实验进口附面层时的结果可以看到,在 - 10 °冲角 50 °折转角叶栅和 0 °冲角 60 °折转角叶栅中,叶片正弯对吸力面流动的影响主要表现为两端区流动较直叶栅有所改善,且分离向中径区发展进而引起中部区域流动状况下降。此时,在人工减薄附面层进口条件下正弯叶栅端区流动的改善程度相对较大,且中径处流动恶化程度相对较小。而在正冲角 50 °和 60 °

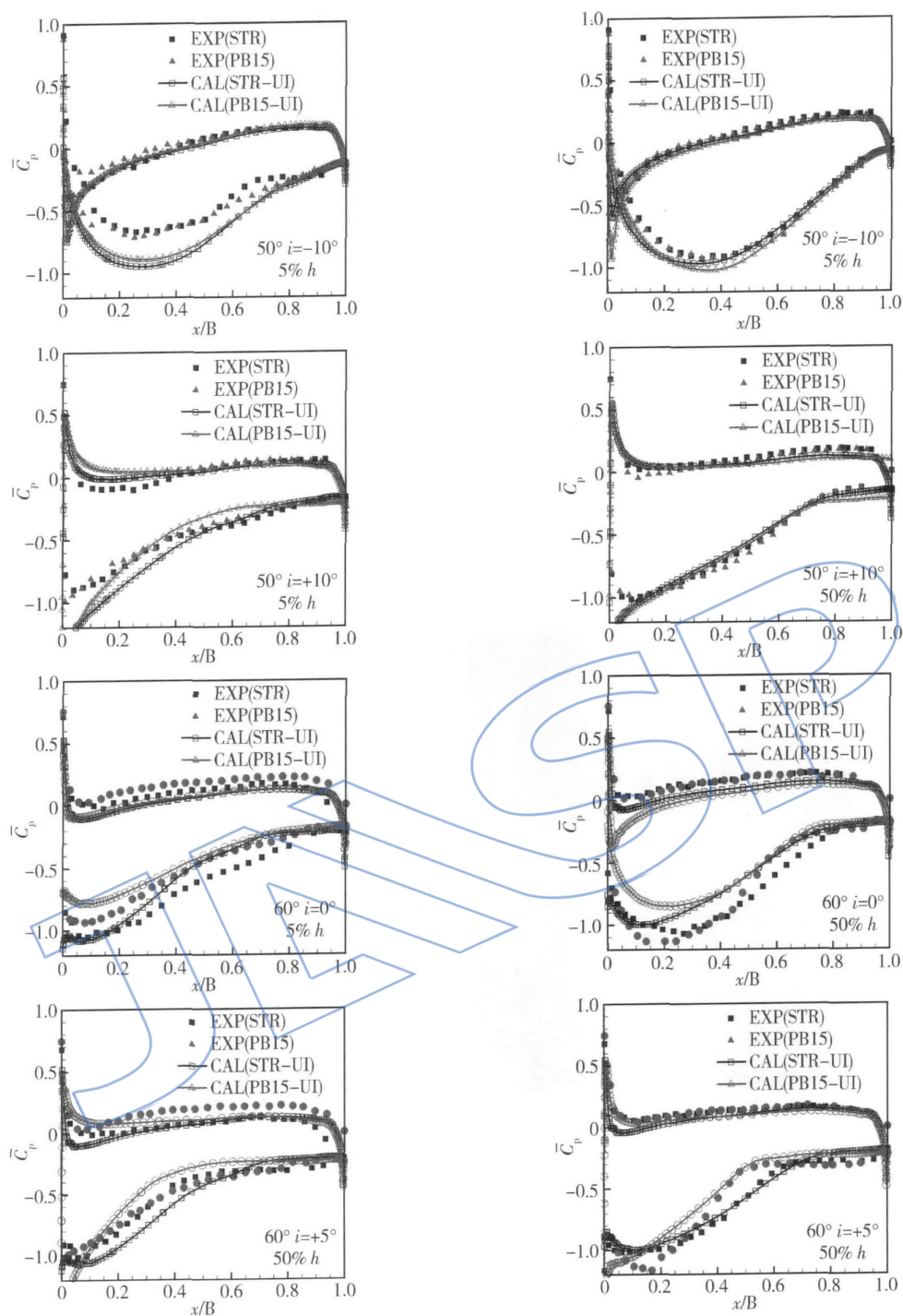


图 7 相同叶高处静压系数分布

Fig. 7 Distribution of static pressure coefficient at same blade height

折转角正弯叶栅中,尽管分离区的强度和范围有所减小,但仍然使得叶栅中径的损失增长明显,特别是 60 折转角叶栅中,这与图 6 中的分析结果相一致。

综上所述,在叶栅吸力面气流已经发生较大分离的情况下,叶栅端壁进口附面层厚度增大对流动的影响不及吸力面附面层厚度的增大对流动的影响大,叶片正弯对叶栅气动性能的影响程度

受进口附面层厚度的影响较小;叶栅吸力面分离越小,端壁附面层对叶栅内流动影响所占比例越大,叶片正弯对叶栅气动性能的改善能力也就越强。因此,在进口附面层较薄的情况下,采用正弯叶片在多数情况下对叶栅气动性能的改善程度都有所增大,而正冲角时在较大折转角叶栅中不推荐采用较大弯角度的正弯曲叶片,而此时采用优化匹配的弯曲方案将具有一定的可行性。

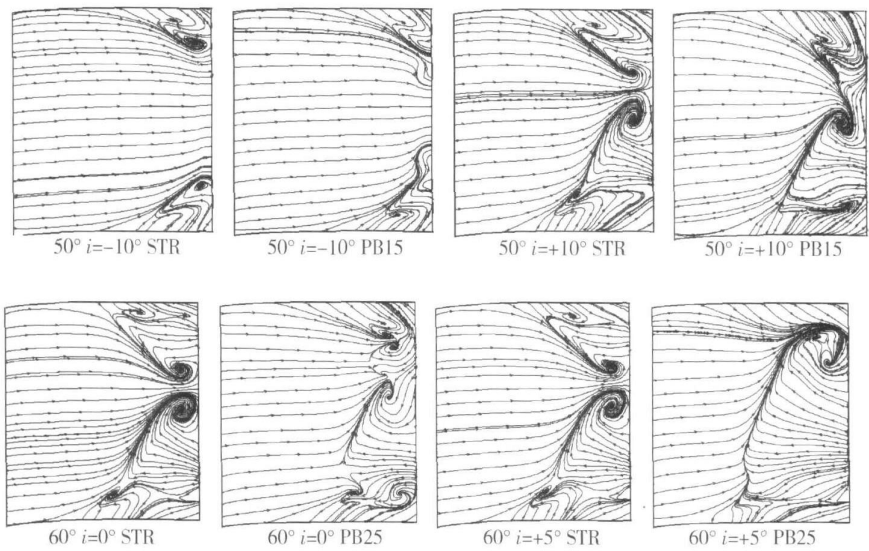


图 8 吸力面极限流线(人工减薄进口附面层)

Fig. 8 Limiting streamlines on suction surface (Artificial thinned inlet boundary layer)

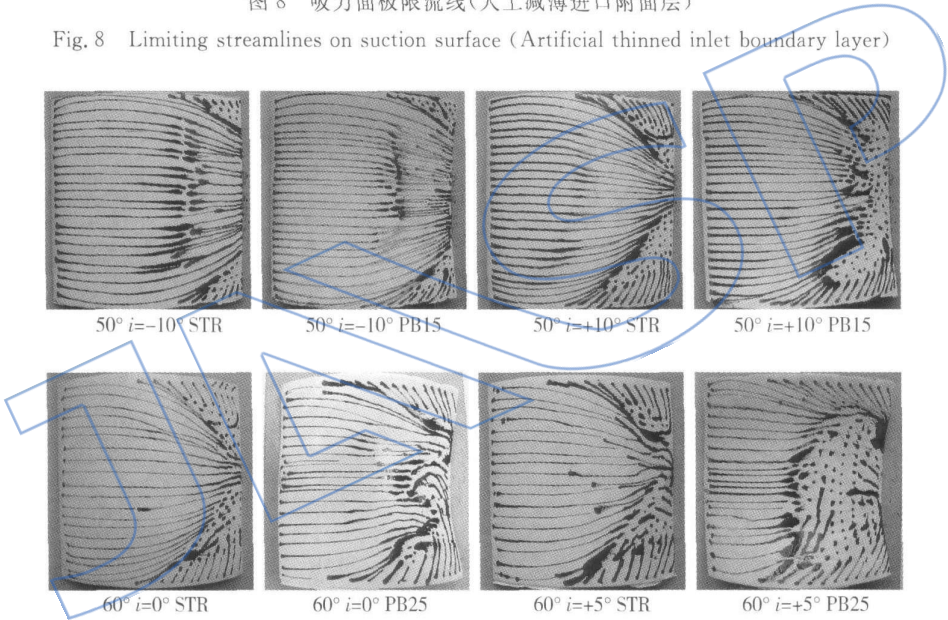


图 9 吸力面极限流线(实验进口厚附面层)

Fig. 9 Limiting streamlines on suction surface (Experimental inlet boundary layer)

3 结 论

- 1) 当叶栅内吸力面的分离情况较严重时,叶片正弯对叶栅气动性能的影响程度受进口附面层厚度的影响较小;而当叶栅内吸力面的分离较小时,叶片正弯对叶栅气动性能的改善程度随进口附面层厚度的增大而增大。
- 2) 相比实验进口附面层条件,当进口附面层较薄时,在多数情况下采用正弯叶片对叶栅气动性能的改善程度都有增大,而较大正冲角时,在较大折转角叶栅中采用较大弯角正弯叶片仍然引起损失激增。
- (3) 在正冲角时,在文中两种进口附面层条

件下,在较大折转角叶栅中都不推荐采用较大弯角正弯叶片。

参考文献:

[1] Axel F, Walter R, Joerg R S. Performance of strongly bowed stators in a 4-stage high speed compressor [R]. ASME Paper GT2003-38392.

[2] SHANG Erbing, WANG Zhongqi, SU Jiexian. The experimental investigations on the compressor cascades with leaned and curved blade [R]. ASME Paper, 93- GT-50.

[3] 陈浮, 陈绍文, 王可立, 等. 大折转角弯曲扩压叶栅变冲角性能研究 [J]. 工程热物理学报, 2006, 27 (2): 220-222.

CHEN Fu, CHEN Shaowen, WANG Keli, et al. Performance of curved compressor cascades with large camber

- angles at different incidences[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(2):220-222. (in Chinese)
- [4] 陈绍文, 陈浮, 王可立, 等. 采用弯叶片的不同折转角压气机叶栅流场气动性能[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 170-175.
- CHEN Shaowen, CHEN Fu, WANG Keli, et al. Aerodynamic performance study of curved compressor cascades with different camber angles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3):170-175. (in Chinese)
- [5] 韩万今, 吕卫红, 卢文才, 等. 进口附面层对大转角弯叶片损失的影响[J]. 工程热物理学报, 1994, 15(4): 391-394.
- HAN Wanjin, L Ü Weihong, LU Wencai, et al. The influence of thicknesses of inlet boundary layers on losses in cascades [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1994, 15(4):391-394. (in Chinese)
- [6] Breugelmans F A E. Influence of incidence angle on the secondary flow in compressor cascade with different dihedral distribution[R]. ISABE Paper 85-7078.
- [7] 钟兢军, 刘毓国, 苏杰先, 等. 进口附面层厚度对弯叶片扩压叶栅损失的影响[J]. 工程热物理学报, 1997, 18(5):553-557.
- ZHONG Jingjun, LIU Yuguo, SU Jiexian, et al. The effects of inlet boundary layer thickness on the loss of curved blade compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1997, 18(5):553-557. (in Chinese)