

文章编号: 1000-8055(2007)03-0406-06

叶片弯曲对不同折转角扩压叶栅 冲角特性影响

陈绍文, 陈 浮, 冯冬民, 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: 实验在低速环形风洞上研究了冲角变化对不同弯曲角度、不同叶型折转角扩压叶栅气动性能的影响。结果表明, 随着叶型折转角的增大, 正弯叶栅变冲角性能的最佳弯角范围逐渐缩小, 大折转角正弯叶栅的气动性能受冲角变化的影响要大于小折转角叶栅正弯叶栅; 在正冲角下, 60°叶型折转角正弯叶栅性能对弯角变化十分敏感, 此时不宜采用超过 15°弯角的正弯叶栅。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 叶栅实验; 弯曲叶片; 冲角; 叶型折转角

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

Effects of blade curved on compressor cascades with different camber angles under different incidences

CHEN Shao-wen, CHEN Fu, FENG Dong-ming, WANG Zhong-qi
(School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The experimental investigation of the effects of changing incidences on the aerodynamic performance of compressor cascades with different curved angles and camber angles in a low-speed annular wind tunnel were carried out. Experimental results show that with the increase of camber angle, the choice range of curve height correspond to the best performance in different incidences become narrower. The effects of incidence angles on the aerodynamic performance of positive curved cascades with large camber angle are more evident contrast to with small camber angle. The performance of positive curved cascades with 60° camber angle is so sensitive to the curved angle changing at higher incidence angles, so that a positive curved cascades with larger curved angles than 15° is inadvisable.

Key words: aerospace propulsion system; cascade experiment; curved blade; incidence; camber angle

现代航空发动机的持续发展要求不断增加级负荷, 从而减少压气机的级数。研究能够获得高压比、高效率, 有适当的喘振裕度的紧凑型先进压气机一直是国内外学者工作的重点。加大气体在叶栅中的折转能力可以有效提高级压比或负荷, 而这同时也导致叶栅中流动三维性增强, 端壁附近

流体极易分离^[1]。针对大折转角叶栅的特点, 如何提高压气机效率和喘振裕度近年来被广泛研究, 其中叶片弯曲造型技术应用在大折转角压气机叶栅中的研究得到同行普遍认可, 并取得一定的成果^[2-4]。由于外界环境以及工作条件的变化, 压气机在实际运转过程中不可能总是工作在设计工况

收稿日期: 2006-03-17; 修订日期: 2006-07-10

基金项目: 本项目由国家自然科学基金项目(50236020)资助

作者简介: 陈绍文(1979-), 男, 江西新干人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士研究生, 主要从事叶轮机机械内流动研究。

下,而变工况条件下压气机叶栅级的特性对级间匹配和总的性能影响比较大,尤其是对于具有较大叶型折转角的压气机叶栅来说,当其处于正冲角和部分负荷条件下的特性具有较大的实际意义.研究表明^[5],对气动、几何参数一定的压气机叶栅,存在可使其能量损失最低的最佳弯角,文献[6]给出了具有40°叶型折转角的可控扩散叶型应用于正弯叶片时的最佳正弯曲角度.

前期的数值结果表明^[7],设计冲角下叶型折转角较大时正弯叶片的效果不如叶型折转角较小时好,且随着叶型折转角的增大最佳弯角范围逐渐减小.本文在上述工作的基础上,对采用不同弯曲角度的不同叶型折转角静叶栅的变冲角性能进行了实验研究,进一步探讨弯叶片对不同叶型折转角叶栅端壁流动及气动性能的影响.

1 实验装置及数据处理方法

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,进口马赫数为0.23,实验栅前表压为2500 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,叶片的弯曲积迭形式和叶栅几何参数定义如图2所示.叶栅截面测量采用五孔L型探针,偏转角和俯仰角的校准范围为 $\pm 30^\circ$,测量的总压损失系数的标准误差范围不超过 $3\sigma = 0.04$.实验利用U型水排测量了每套叶栅的端壁静压和型面静压,并对每套叶栅都进行了墨迹流动显示测量,U型水排的误差主要是读数误差.实验叶栅叶型折转角一共有三种,分别为40°、50°和60°,每种叶型折转角叶栅由直叶栅(STR)和15°(PB15)、20°(PB20)、25°(PB25)三正弯叶栅组成,共计12套叶栅.实验采用5个不同的扇形筒来实现变冲角,如图1所示,冲角范围为 0° , $\pm 5^\circ$ 和 $\pm 10^\circ$,其中60°叶型折转角叶栅在 10° 冲角时未测量.

2 实验结果分析

图3所示为三种叶型折转角叶栅质量平均总压损失系数随冲角的变化曲线,它直接反映了不同叶型折转角叶栅及其具有不同弯曲角度的正弯叶栅的变冲角性能.为了更直观的反映总损失与冲角的关系,图中各数据点间采用了简单的直线连接.由图可见,对于不同气流折转角的直、弯叶

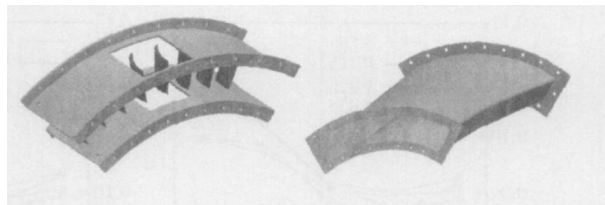


图1 实验段及变冲角段结构示意图

Fig. 1 Sketch map of tested compressor cascades and part for changing incidence

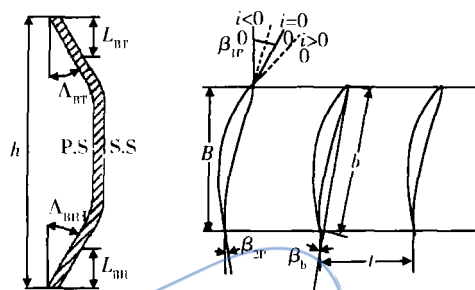


图2 叶片弯曲积迭形式及流道几何参数定义

Fig. 2 Definition of curved stacking line and geometry parameter

栅,其总损失随冲角变化的特点有较大不同.叶栅叶型折转角越大总损失随冲角的变化就越大,从 -10° 冲角变化到 5° 冲角,40°、50°和60°折转角叶栅的质量平均总损失系数的最大增长值分别约为0.01、0.02和0.05.40°折转角时,正弯叶栅在任何冲角下的总损失都要低于直叶栅,其中25°弯角正弯叶栅变冲角性能最佳;当叶型折转角增大到50°时,正弯叶栅在负冲角和零冲角下的总损失也要低于直叶栅,此时25°弯角正弯叶栅具有最好的变冲角性能;而在正冲角下的总损失普遍要高于直叶栅,15°弯角正弯叶栅损失增大幅度最小,考虑所有冲角范围内时15°弯角正弯叶栅的变冲角性能最好;60°折转角时各叶栅损失随冲角的变化更加复杂,正弯叶栅在正冲角条件下损失的增大比较明显,增大幅度达到33.8%,只有15°和20°弯角正弯叶栅在 -5° 冲角和零冲角的损失较直叶栅要小,此时15°小弯角正弯叶栅的变冲角性能最好,而25°大弯角时则最差.

图4给出了不同冲角时叶栅出口总压损失系数的等值线分布情况,由图可见,叶栅出口一般都存在两个高损失区,当冲角和叶栅弯曲角度增大时,高损失区逐渐向叶展中部移动,叶栅叶型折转角为40°时,叶栅出口损失分布均是两个高损失区的分布;50°气流折转角时,正弯叶栅在 10° 冲角时开始在叶展中部汇合;在正冲角下,当叶栅叶型折转角达到60°时,两个高损失区逐渐合并成

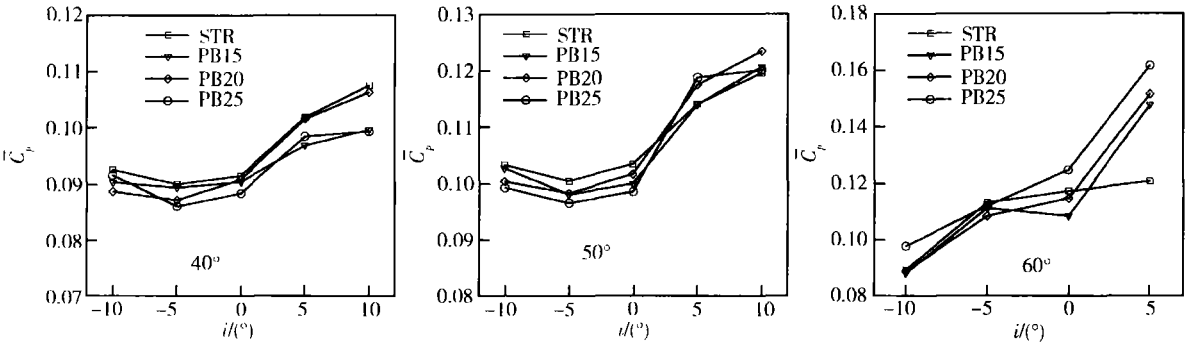


图 3 叶栅质量平均总压损失系数随冲角的变化

Fig. 3 Mass-averaged total pressure loss coefficient distribution at cascade exit

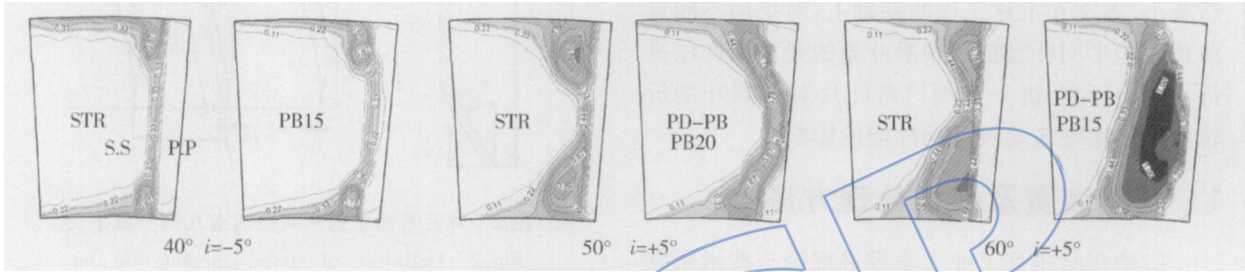


图 4 不同冲角时叶栅出口总压损失系数等值线分布(S.S.:吸力面,P.P.:压力面)

Fig. 4 Distribution of total pressure loss coefficient contours at cascade exit

(S.S.: Suction Side, P.P.: Pressure Side)

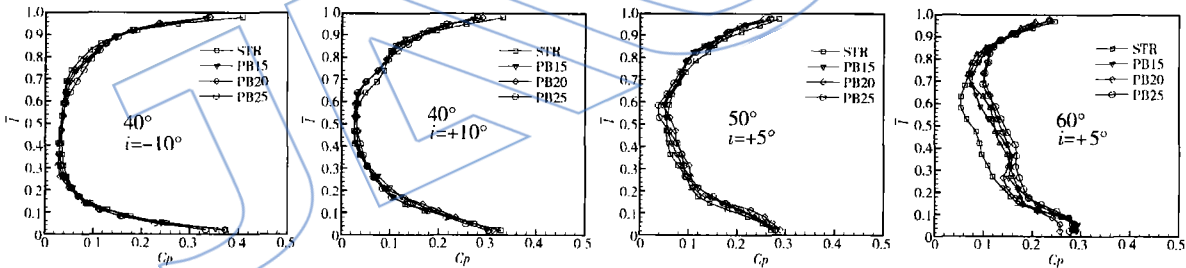


图 5 不同冲角时叶栅出口节距平均总压损失系数沿叶高的分布

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

一个大范围和高强度的高损失区,此时叶栅流动三维性增强明显,叶展中部损失达到最大.随着叶栅叶型折转角的增大,气流流动损失对冲角的敏感性也随之增强,尤其是在正冲角条件下,这一点在图 5 的节距平均总压损失沿叶高的分布图中也可以看出.如图 5 所示,叶片正弯曲可以改善叶栅端部的损失,但同时导致叶展中部损失的增加,并且随着叶栅叶型折转角和冲角的变化,在叶展中部损失变化的具体位置也有所不同,这与叶型折转角、叶片弯角和冲角的大小密切相关.

叶栅叶型折转角、叶片弯角和冲角的变化都会导致叶栅流道内压力场发生变化,从而对叶栅流道内气流的流动产生较大的影响.图 6 给出了不同冲角时叶片吸力面和叶栅端壁静压系数等值线分布.

冲角和叶型折转角的增大均使得叶栅沿展向的径向压力梯度增大.当冲角增加时,三种折转角叶栅吸力面的静压系数等值线沿叶高方向的反“C”型分布均逐渐加剧,同时沿轴向的降压加速段缩短,而逆压梯度段增长,这对叶栅流道内气流流动是不利的.此外,叶片正弯曲可以减少叶栅端壁的横向压力梯度,改善端壁的流动状况,减小端壁的二次流损失,弯角越大效果也越明显;当叶栅叶型折转角的增大时也有类似的情况发生,叶栅端壁的横向压力梯度随之增加,而叶栅端部靠近叶片吸力面侧从最低压力点到尾缘的逆压梯度变化不大.

叶展中部横向压力梯度的增加是导致叶栅流道中部分离加剧、损失变大的主要原因,如图 7 所示,在各叶栅最大正冲角时,40°折转角叶栅叶片

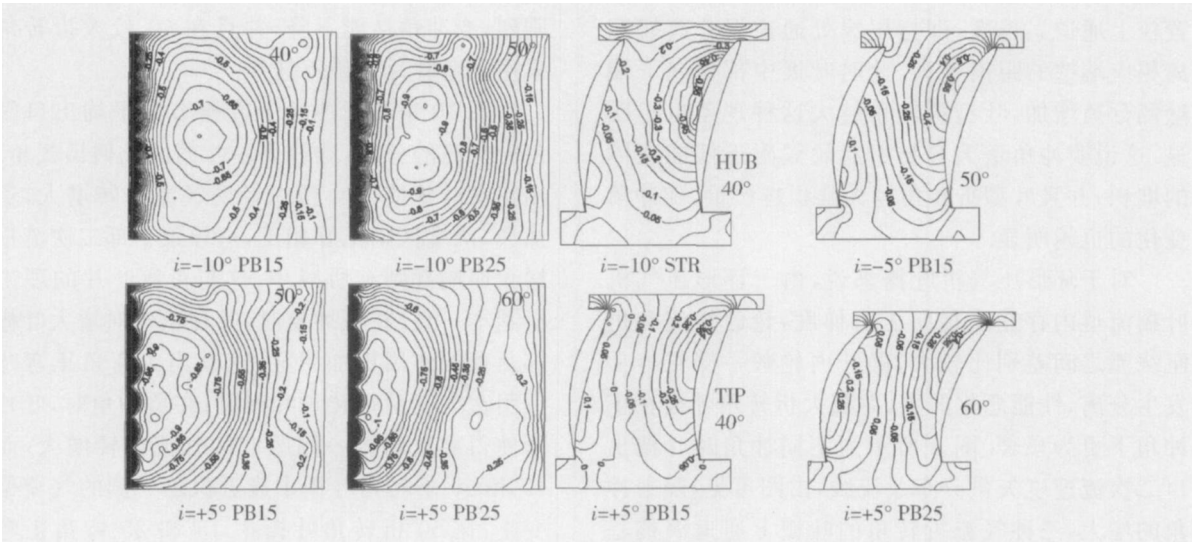


图 6 叶片吸力面和叶栅端壁静压系数等值线分布 (HUB:下端壁 TIP:上端壁)

Fig.6 Contours of static coefficient on suction surface and end wall

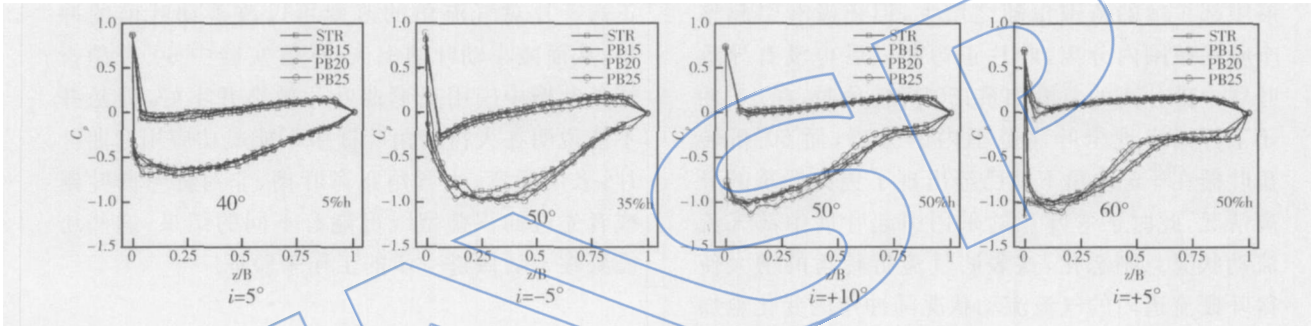


图 7 叶栅型面静压系数沿轴向的分布

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

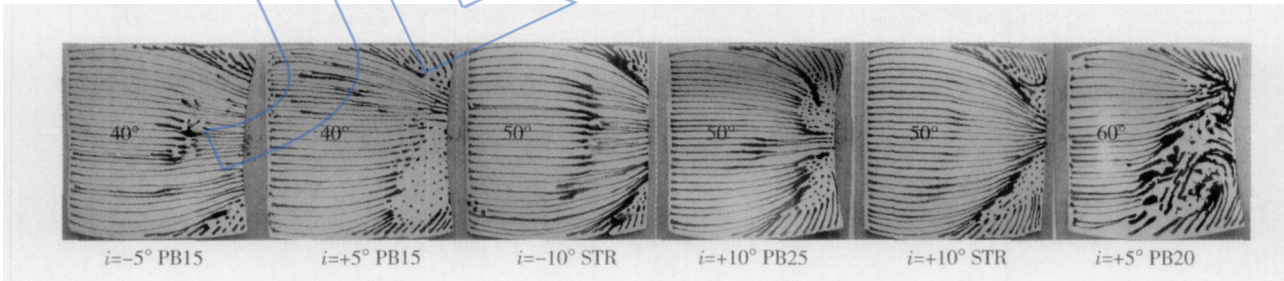


图 8 叶栅叶片吸力面流场显示

Fig. 8 Ink-trace flow visualization on suction surface

吸力面的逆压梯度段比较长,从前缘附近就开始一直延伸到尾缘处;而 50°折转角叶栅叶片吸力面尾缘前部逆压梯度逐渐减小,有的截面甚至没有压力梯度产生,这种特征在 60°折转角叶栅中变得更为显著.三种折转角叶栅吸力面最低静压峰值的变化不大,压力分布随气流折转角的变化主要体现在逆压梯度段长度的变化,气流折转角越大,叶片吸力面逆压梯度段长度减小,但是使得前缘附近到叶片轴向中部的逆压梯度强度增大,从而导致在正冲角时,60°折转角叶栅流道内气流分离的加剧,损失增大.采用正弯叶片使得叶展中

部截面的最低压力点位置向尾缘移动,增加了前缘附近顺压梯度的长度,减小了尾缘附近逆压梯度的长度,这对流动是有益的.但是同时叶片正弯曲也导致最低压力峰值的增大,从而加大了尾缘附近的逆压梯度强度,特别是在 60°折转角叶栅中逆压梯度强度增加较为明显,以至引起流动的恶化和损失的激增.从流场显示图中可以较为清晰的观察到叶片吸力面气流的分离状况.图 8 给出了不同冲角时叶片吸力面流场显示.在 - 10°冲角时,叶栅流道内上下通道涡的分离线位置相对比较对称,随着冲角的增大,下通道涡分离线的位

置较上通道涡越高,即指尾缘处通道涡分离线距离相应端壁的距离越大.此时叶展中部偏向下端壁侧分离增加,叶型折转角越大这种现象也越明显.这说明冲角增大容易引起轮毂附近低能流体的堆积,并且叶型折转角越大堆积越严重,随冲角变化的也越明显.

对于环形压气机叶栅来说,由于环形压气机叶栅流道内存在正径向压力梯度,轮毂绕流和机匣绕流之间差别比较大,静叶内轮毂一侧更容易发生分离,性能恶化严重,尤其大折转角叶栅在正冲角下更为显著.图 9 所示为不同冲角时叶栅出口二次流速度矢量分布及流线,由图可见,随着冲角的增大,三种气流折转角的叶栅上通道涡核心都有向叶展中部移动的趋势,且作用范围也都有所扩大.40°折转角时,随着冲角的增大分离向叶展中部扩散的范围也随之增大,但还没有引起整个叶高范围内分离,叶片正弯曲以后也没有导致叶展中部分离的急剧加重;50°折转角时,在 10°冲角下开始出现全叶高范围内的分离,而 60°折转角叶栅在 +5°冲角下就已经出现了更为严重的分离情况,此时正弯叶片的采用引起叶展中部气流流动状况急剧恶化,这表明气流折转角的增大使得叶栅流道内的气流流动状况随冲角的变化愈加

剧烈,变冲角性能下降,并且在 60°较大折转角时采用正弯叶片效果不佳.

图 10 是不同冲角下叶栅节距平均出口气流角沿叶高的分布,虚线表示叶栅的几何出口角.采用正弯叶片使得叶栅中径处气流折转增大,负荷加大,两端区则正好相反,这导致中部二次流损失增大而端部则有所减小,这与正弯叶片的理论分析基本一致.在正冲角时,叶片正弯对增大叶栅中部负荷的作用更加明显,尤其当大弯角正弯叶片应用在大叶型折转角叶栅时;在负冲角时,叶片正弯使得靠近轮毂一侧区域的气流偏转增大,而在 40°和 50°折转角叶栅中靠近机匣一侧的气流偏转变小;在 60°折转角叶栅中 15°和 25°弯角正弯叶栅气流偏转增大,20°弯角正弯叶栅则减小.叶栅出口气流角的改变对栅后动叶的影响较大,采用正弯叶片对气流角的改变可以改善动叶前的冲角,从而减小动叶的损失.尽管实验中 60°叶型折转角叶栅中应用正弯曲叶片效果并不好,但是并不能说明在大折转角叶栅中不能成功应用弯曲叶片,采用反弯、小弯角正弯叶栅、非对称弯曲叶栅或者先进的积叠型线可能有不同的结果,这些还需要在今后做进一步的工作来验证.

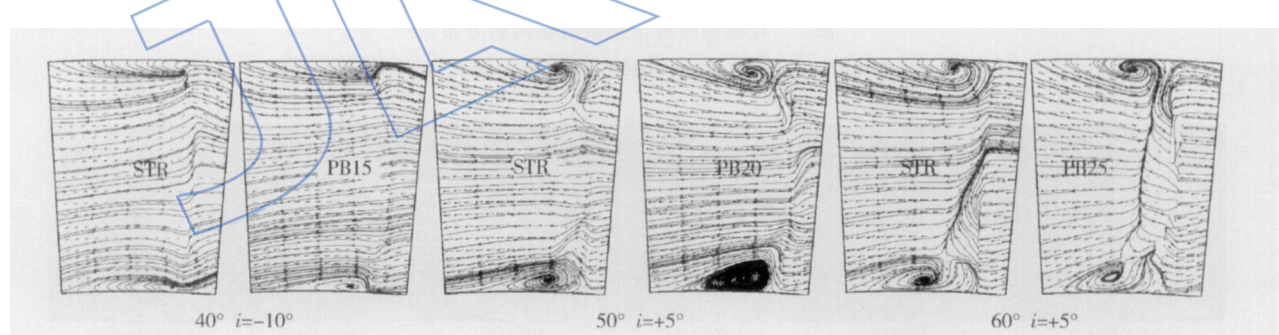


图 9 叶栅出口二次流速度矢量分布及流线

Fig. 9 Distribution of secondary flow vector in cascade exit

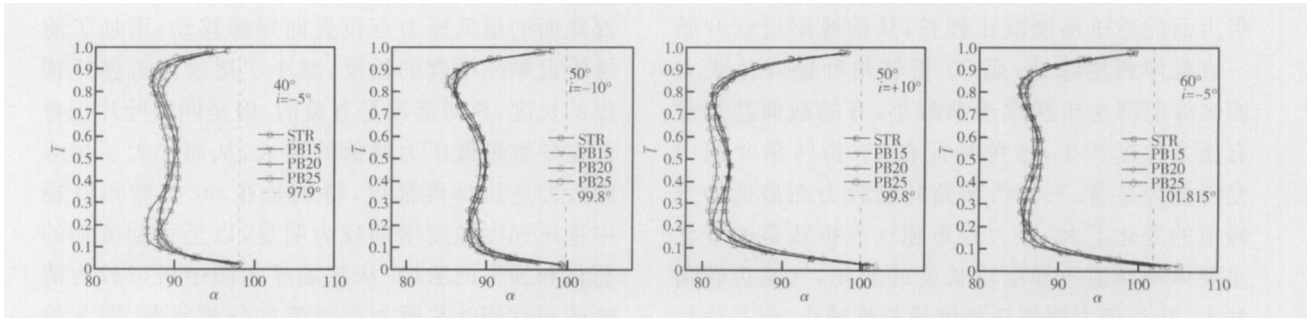


图 10 叶栅节距平均出口气流角沿叶高分布

Fig. 10 Distribution of pitch-averaged exit flow angle along blade height

3 结 论

(1) 40°和50°叶型折转角直、弯叶栅的最低损失出现在-5°冲角时,60°叶型折转角直、弯叶栅的最低损失出现在-10°冲角时;

(2) 采用正弯叶片可以有效提高各个叶型折转角叶栅的变冲角性能,随着叶型折转角的增大,正弯叶栅变冲角性能的最佳弯角范围逐渐缩小;小折转角正弯叶栅的气动性能受冲角变化的影响要小于大折转角叶栅正弯叶栅;

(3) 正弯叶栅降低端区损失而使中径区域损失增加,二者平衡的结果在任意冲角下使得40°和50°叶型折转角的大部分弯角正弯叶栅损失降低,而在正冲角下使得50°和60°叶型折转角的大部分弯角正弯叶栅损失增大;

(4) 在正冲角下,60°叶型折转角正弯叶栅对弯角变化十分敏感,分离已经扩散到整个流道,中部损失增加显著,此时在大折转角叶栅中不宜采用超过15°弯角的正弯叶栅。

参考文献:

- [1] 钟兢军,苏杰先,王仲奇. 压气机叶栅壁面拓扑和二次流结构分析[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(1):40-44.
ZHONG Jingjun, SU Jiexian, WANG Zhongqi. Analysis of topological and secondary flow structure in compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1998, 19(1):40-44.
- [2] SHANG Erbing, WANG Zhongqi, SU Jiexian. The experimental investigations on the compressor cascades with leaned and curved blade[R]. 1993, ASME Paper, 93-GT-50.
- [3] WANG Zhongqi, SU Jiexian, ZHANG Jingjun. The effect of the pressure distribution in a three-dimensional flow field of a cascade on the type of curved blade[R]. ASME Paper, 94-GT-189.
- [4] Sasaki T, Breugelmans F A E. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2):454-464.
- [5] WANG Zhongqi, XU Wenyuan, HAN Wanjin. An experimental investigation into the influence of the blade leaning on the secondary flow in an annular cascades with small diameter-length ratio[R]. ASME Paper, No. 85-WAM-1485.
- [6] 王会社,钟兢军,王仲奇. CDA叶片正弯曲对压气机叶栅性能影响的实验研究[J]. 推进技术, 2002, 23(4):321-324.
WANG Huishe, ZHONG Jingjun, WANG Zhongqi. Effects of blade positive curving on aerodynamic performance of compressor cascades [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4):321-324.
- [7] 陈浮,陈绍文,赵桂杰,等. 不同折转角弯曲扩压叶栅性能数值研究及优化设计[J]. 热能动力工程, 2005, 20(3):258-261.
CHEN Fu, CHEN Shaowen, ZHAO Guijie, et al. Numerical investigation and optimized design of the performance of curved diffuser cascades with different turning angles[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2005, 20(3):258-261.