

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0254-07

进口边界层对采用弯叶片的平面扩压 静叶栅流场性能的影响

张永军, 冯国泰, 陈 浮, 苏杰先
(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: 给定不同型式的进口边界层, 在两种不同亚音速条件下对一平面扩压静叶栅的弯叶片流场进行了数值模拟。结果表明弯叶片对扩压叶栅的改善的能力受进口边界层的特征影响。这种影响分为两个方面: (1) 边界层厚度的影响和(2) 边界层动量损失厚度的影响。边界层越厚或动量损失厚度越大, 在低马赫数条件下弯叶片对吸力面角区密流增加越明显, 从而更大程度地提高了端区的流动性能, 降低了叶栅损失。在高马赫数条件下, 若边界层越厚或动量损失厚度越大, 角区密流虽变化不大, 但因端区损失较大, 其性能的提高会给叶栅总性能的改善带来较大的收益。

关键词: 航空、航天推进系统; 进口边界层; 扩压静叶; 弯叶片; 密流; 数值分析

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

Influence of Inlet Boundary Layer on Flow Field Performance of the 2D Compressor Bowed Stator Vane

FENG Guo-tai, ZHANG Yong-jun, CHEN Fu, SU Jie-xian

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

Abstract: For several given types of inlet boundary layer, a numerical investigation on flow field of bowed stator vanes under two inlet subsonic Mach numbers was carried out. It was found that the ability of improving diffusion cascade performance was affected by some characteristics of the inlet boundary layer. The characteristics included two aspects: inlet boundary layer thickness and inlet boundary layer momentum loss thickness. When boundary layer is thicker or momentum loss thickness was greater, the flow capacity is evidently increased near end-wall under Mach number 0. 2. Consequently, the cascade performance is improved and total pressure loss is reduced near suction corner to a greater extent. Under Mach number 0. 7, though the increase of mass flow density is less, because of the high end-wall loss, improvement of end-wall performance will bring more profits to the overall cascade performance.

Key words: aerospace propulsion system; inlet boundary layer; stator vane; bowed vane; mass-flow density; numerical investigation

收稿日期: 2005- 09- 15; 修订日期: 2006- 02- 10

基金项目: 国家自然科学基金资助(50236020)

作者简介: 张永军(1977-), 男, 陕西府谷人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士生, 主要从事气动热力学的研究。

由于航空发动机运行环境的特殊性,扩压系统往往处在不均匀的进口来流条件下进行工作,而来流参数的不均匀将可能直接导致压气机失速裕度下降、流量减小和叶片摩擦损失上升等性能的恶化^[1,2]。一些研究^[3]表明扩压叶栅进口径向参数的不均匀对高负荷叶栅端区的性能有很大的影响,如进口附面层较厚会带来叶栅的“原”损失^[4],同时也影响二次流的发展并引起叶栅损失的上升^[5]。事实上,二次流的强弱取决于叶栅进口附面层的法向涡量、流道转折的程度和叶片沿叶高的气动成型,而在后两者给定的情况下,附面层直接影响叶栅的损失^[6]。为降低端区损失,从上世纪80年代开始周向弯曲技术在压气机叶栅中的研究逐步展开^[7]。关于附面层对弯叶片性能影响的研究,中外学者都有不同的看法,钟兢军^[8]对实验结果研究后指出进口附面层厚度的增加会提高叶栅的损失,通过使用反弯叶片可以降低叶栅的能量损失。然而 Breugelmans^[9]对考虑进口边界层厚度弯叶片流场研究后表示弯叶片栅损失没有明显改善。以后的一些研究表明只有在进口边界层特征和弯叶片弯角满足一定的条件下弯叶片才能对流场性能起到改善作用。为了对此进行深入研究,本文通过数值方法对不同排挤厚度和动量损失厚度的边界层进口条件下的弯叶片流场进行了研究,以期能够获得附面层影响弯叶片性能的规律和机理。

1 数值计算程序与算例介绍

计算所使用的程序为 NUMECA 公司开发的 FINE/TURBO 流场求解器。FINE/TURBO 是用于对叶轮机械计算仿真的专业软件,其加入的高精度差分格式对叶栅流场定性分析有较高的参考价值^[10]。计算所采用的控制方程为湍流 N-S 方程和 B-L 湍流模型,时间和空间差分格式分别为四阶显式 Runge-Kutta 格式和二阶对称 TVD 迎风格式。为了加速收敛,计算使用了完全多重网格技术。边界条件和几何参数在表1中列出,固体边界条件为绝热和粘性的固体壁面。当进口马赫数低于0.3时,来流条件近似为不可压缩流动,为了解决其收敛缓慢性问题并保证求解的准确性, FINE/TURBO 引入了低速流预处理程序 (Preconditioning^[11])。

图1是计算所采用的网格,由于该叶栅的安装角较小,所以计算网格采用的是结构化的 H 型网格,流向、径向和周向网格数分别为129, 65和65, 共为545 025个网格点。基于已给定了一定厚度的边界层进口边界条件的原因,进口延长段若过长将会使边界层进一步增厚而使分析复杂化,所以将进口段适当缩短取为0.01 m;出口为减小数值反射的影响出口取1.5倍弦长,因本文只关注弯叶片对叶栅内部流场的影响因此出口测点距离尾缘也取为0.01 m,以忽略弯叶片对尾迹掺混

表1 边界条件和叶栅几何参数
Table 1 Boundary conditions and cascade geometric parameters

进口马赫数 $M_{a0}=0.2$, 进口总温 $T_0^*=234\text{ K}$										进口马赫数 $M_{a0}=0.7$, 进口总温 $T_0^*=234\text{ K}$									
出口静压 $p_1=101\,325\text{ Pa}$										出口流量 $M_F=2.7475\text{ kg/s}$									
弦长雷诺数 $Re=6.5\times10^5$										弦长雷诺数 $Re=2.3\times10^6$									
弦长 b/m					0.16					0.16									
轴向弦长 B/m					0.15					0.15									
叶高 h/m					0.16					0.16									
折转角 $\theta/(^\circ)$					59.5					54.5									
稠度 b/t					2.0					2.0									
展弦比 h/b					1.0					1.0									
进口几何角 $\beta_{r1}/(^\circ)$					49.75					44.75									
出口几何角 $\beta_{r2}/(^\circ)$					-9.75					-9.75									
安装角 $\beta/(^\circ)$					20					20									
弯角 $\gamma/(^\circ)$					5	10	15	20	25	30	35	5	10	15	20	30			
叶型					NACA					CDA									

的影响。图2叶片积迭线为3段直线,两直线段之间由二次平滑曲线过渡连接,从叶顶到叶根直线高度分别是叶高的20%,40%和20%,过度段高10%。

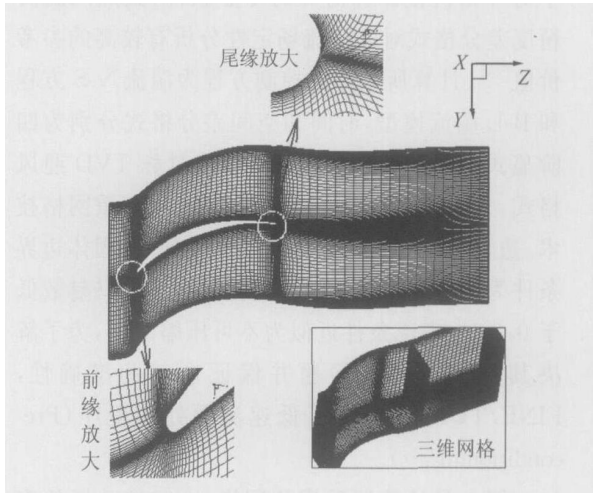


图1 计算网格平面与三维视图

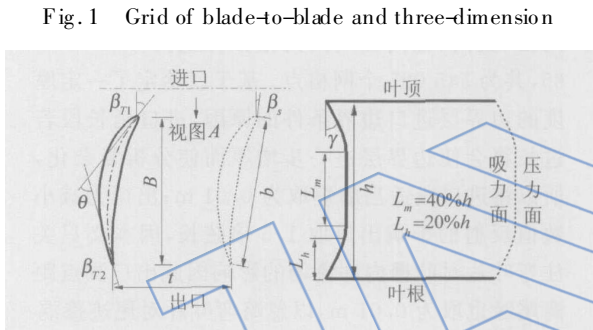


图2 计算叶型与径向积迭线

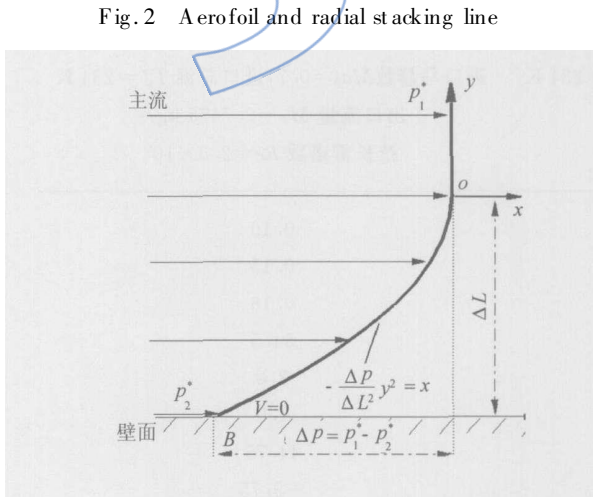


图3 进口总压边界层的定义

Fig. 3 Definition of inlet total pressure boundary layer

为观察进口参数径向不均匀性对弯叶片作用的不同影响,在本文计算中进口边界条件给出了5

种具有边界层的总压分布。依据速度边界层轮廓为抛物线的特点,事实上,总压轮廓也为抛物线,经过推导得出总压边界层轮廓方程为(如图3):

$$-\frac{\Delta p}{\Delta L^2} y^2 = x \quad (1)$$

其中: Δp 为主流总压 p_1^* 与端壁总压 p_2^* 之差, ΔL 为总压边界层厚度; x 为流向, y 为径向。图3中方程在坐标原点“o”处的导数为“0”。图4为5种进口边界层的总压分布。本文各算例进口总压边界层方程参数如表2。

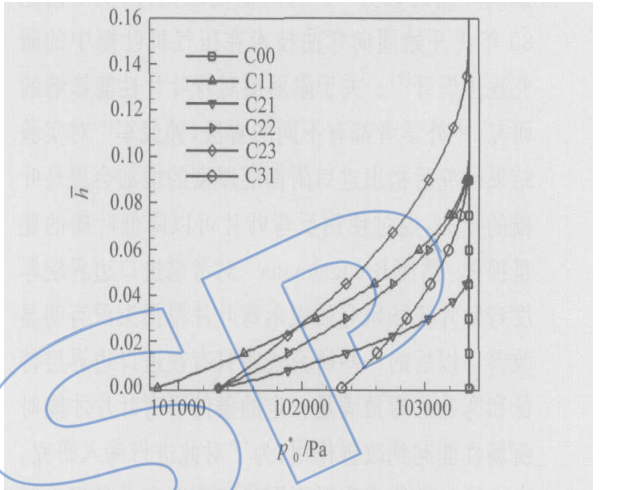


图4 几种进口总压边界层的比较

Fig. 4 Comparison of total pressure boundary layer

表2 进口总压边界层方程参数

($p_1^* = 103\,355\text{ Pa}$, $h = 160\text{ mm}$)

Table 2 Parameters of inlet total pressure boundary layer

算例	p_2^* / Pa	$\Delta p / \text{Pa}$	$\Delta L / \text{mm}$	方程
C00	103 355	0	0% h	$x = 0$
C11	100 285	3 070	10% h	$x = -12y^2$
C31	102 355	1 000	10% h	$x = -4y^2$
C21	101 325	2 030	5% h	$x = -32y^2$
C22	101 325	2 030	10% h	$x = -8y^2$
C23	101 325	2 030	15% h	$x = -3.5y^2$

2 结果与讨论

图5给出了进口边界层变化对弯叶栅质量平均总压损失系数的影响,横坐标为弯角,纵坐标为总压损失系数。文中总压损失系数的定义为:

$$\bar{\omega} = \frac{P_0^* - P^*}{P_0^* - P_0}$$

其中: P_0^* 为进口总压, P^* 当地总压, P_0 进口静压。为了更清楚的反映出损失的变化趋势, 对图中的曲线进行了拟合处理。本文分别讨论了低亚音速(图5(a))和高亚音速(图5(b))条件下弯叶片的作用。从图5可以看出当进口总压分布为 C11 分布时, 在两种进口条件下弯叶片降低叶栅损失的作用都很明显, 在低马赫数条件下, 最佳弯角 30 时, 相对于直叶栅总压损失系数降低了近 18%。然而进口为 C00 分布时, 在最佳弯角 10 时, 总压损失系数降低还不到 8%。类似情况在高亚音速条件下, 进口总压 C11 分布时最佳弯角 10 的弯叶片降低损失 7%, 而进口总压 C00 分布最佳弯角 5 弯叶片降低损失只有 5%。由此说明在其它条件都保持不变的情况下, 弯叶片对扩压叶栅性能影响程度的大小是由进口边界层的特征决定的。

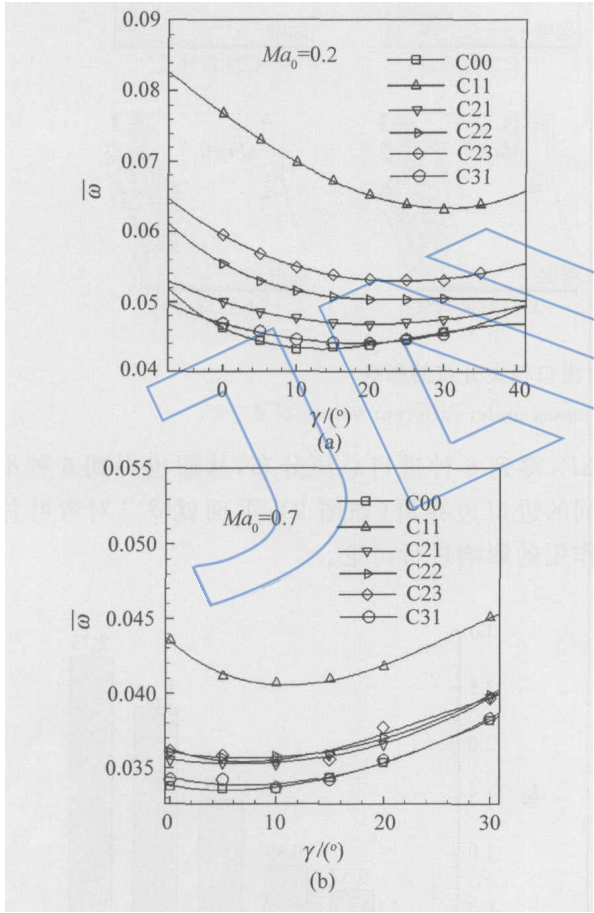


图5 总压损失系数 ζ 随弯角的变化
Fig. 5 Variation of total pressure loss coefficient to bow angle

2.1 边界层厚度的影响

如表2, 在保持 ΔP 不变的情况下, ΔL 依次取叶高的 0% (C00), 5% (C21), 10% (C22) 和 15% (C23), 总压 ΔL 的变化引起进口边界层厚度 δ 也

发生变化。由图5可以看出受 δ 的影响, 弯叶片对叶栅性能的改善作用不尽相同。 δ 增大时, 图6入口边界层增厚即近端壁低能流体总量增加, 造成叶栅掺混损失上升, 但此时弯叶片对端区流动性能的改善作用加强, 其最佳弯曲角总体上增大。

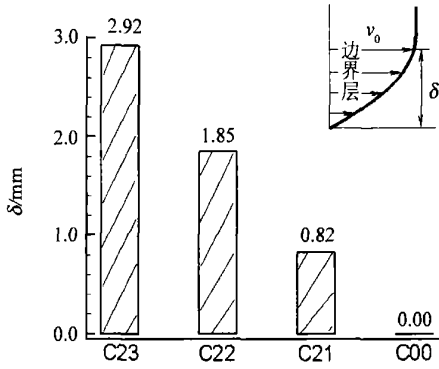


图6 进口边界层位移厚度
Fig. 6 Displace thickness of inlet boundary layer

图7为弯叶片对不同叶高处密流(所谓密度是指轴向速度与密度的乘积, 即: $AVD = V_z \times \rho$) 的影响, 由正弯叶片的特点可知采用弯叶片后近端区密流都有所增加, 其原因可分为两方面: 一是端区低能流体向中径处迁移, 高能流体填补了其位置从而使端区轴向速度增加, 二是由于正弯叶片具有指向端区的叶片力使得端区流体密度增加。密流的增加势必会增强端区附近的通流能力, 低能流体受高速流体的携带而不易产生分离, 从而提高了端区的流场性能。由图7看出, 由于 δ 的不同, 聚集于端区的低能流体总量也不同, δ 越大密流越低。采用弯叶片后近吸力面一侧的密流明显提高, 但比较而言, δ 较大的 C23 时, 弯叶片的这种作用更大, 在低马赫数时 15% 和 25% 叶高处的回流区也得到消除; 而在较小的 C21 时, 在 25% 叶高处弯叶片对密流的改变很小。若是在高马赫数条件下, δ 对密流增加程度的影响相对较弱, C21 和 C23 时弯叶片对端区密流的增加差别不大, 但是事实上由于 C23 时的 δ 较大, 进口带来的“原”损失上升, 弯叶片端区性能的改善必然会在叶栅总性能改善方面得到较大收益。图8为不同进口马赫数和 δ 条件下直叶栅与弯叶栅出口截面的质量平均总压损失系数等值线图, 因为计算为平面叶栅所以只做出半叶高通道。可以看出吸力面角区的高损失区随 δ 的增加范围扩大, 而且在损失中心总压损失系数的值增大, 这正是由

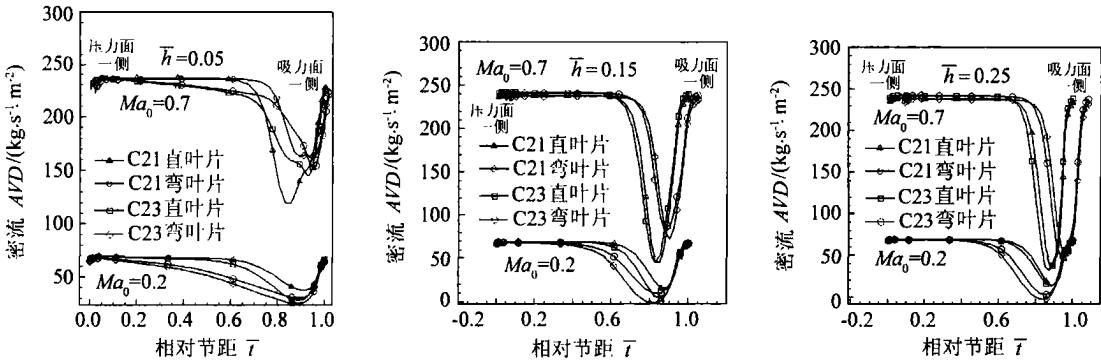


图7 不同 δ 条件下弯叶片对密流的影响

Fig. 7 Effect of bowed blade on mass flow density under different values of δ

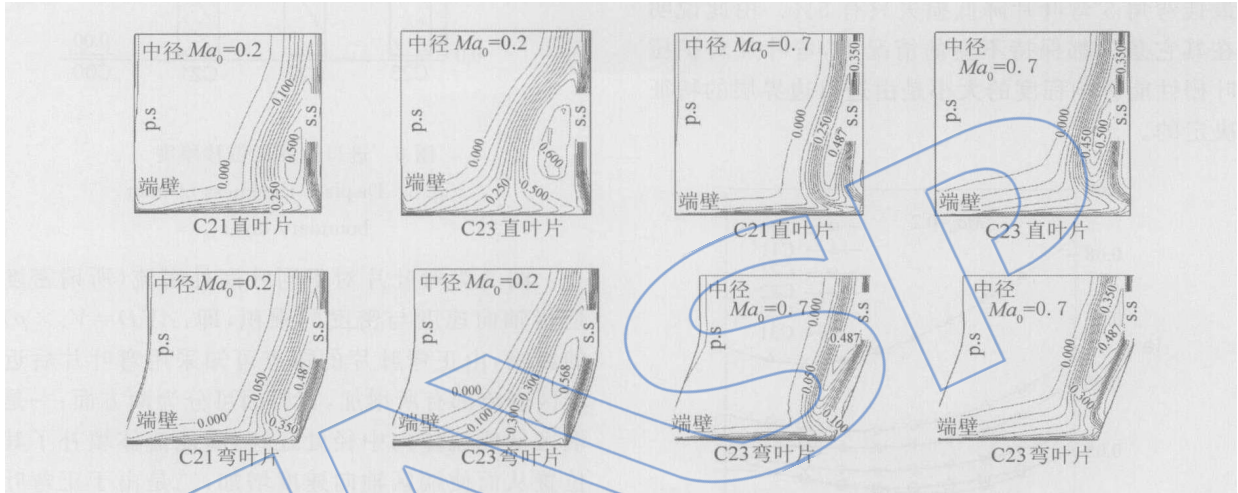


图8 不同 δ 条件下弯叶片对出口损失分布的影响

Fig. 8 Effect of bowed blade on outlet losses under different values of δ

于附面层厚度增加,使端区低能流体总量增加,损失上升。采用弯叶片后,角区损失都有所下降,不过在高马赫数下和低马赫数下角区损失降低的情况不同,0.2马赫数时,角区损失下降且高损失范围缩小,在C23条件时,吸力面角区大损失区明显缩小,总压损失系数值下降近6%;而0.7马赫数时为端区损失中心向中径迁移,损失范围变化不大,但 δ 越大高损失中心损失下降越明显。综前所述,在大 δ 条件下,由于弯叶片对近端区低能流体区的有效控制使得栅后损失明显降低。

2.2 进口边界层动量损失厚度的影响

下面就进口边界层动量损失厚度特性对弯叶片作用的影响进行讨论。从边界层动量损失厚度定义式(2)中可以知道,的大小能从本质上反映进口边界层内部“原^[4]”损失的多少。

$$\delta^{*} = \int \delta (1 - v/v_0) dy \tag{2}$$

如表2,在进口总压边界层方程中改变 ΔL 和

ΔP ,得到6种进口总压分布,从而也得到6种不同的进口边界层(如图9),下面就 δ^{*} 对弯叶片作用的影响进行讨论。

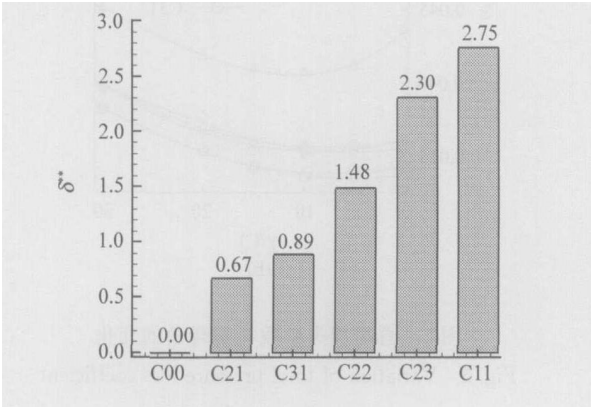


图9 进口给定的边界层动量损失厚度

Fig. 9 Momentum loss thickness δ^{*} of inlet boundary layer

从图5看出,不同的进口边界层时弯叶片对叶

栅性能的影响也不相同, 结合图9我们不难发现进口边界层与弯叶片之间相互关系的影响规律: δ^* 越大, 低马赫数弯叶片减小叶栅总损失的作用越明显, 最佳弯角总体上增加; 高马赫数时有所变化但总体规律与低马赫数时相似。如图10, 因进口 δ^* 的不同, 边界层内部涡量和端区流体动能的情况差异较大。 δ^* 越大, 边界层内部涡量越大而端区附近流体能量越小, 因此端区二次流流动越强。

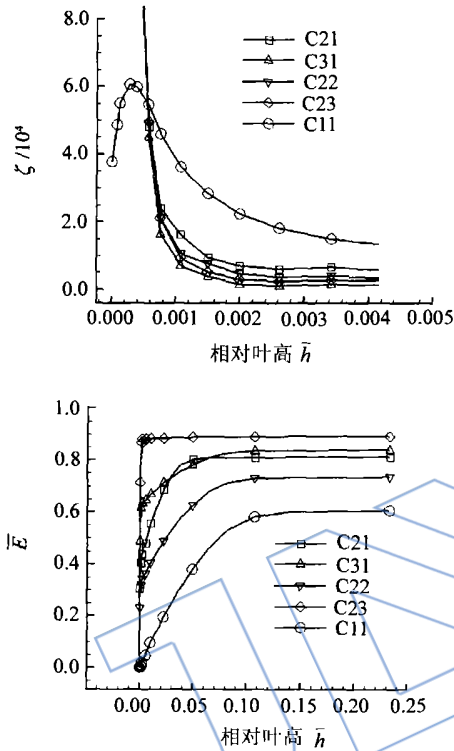


图10 不同进口条件下附面层内部流体涡量 ζ 和能量系数 E 变化

Fig. 10 Vorticity and kinetic energy coefficient in boundary layer under different values of δ^*

图11为弯叶片对不同叶高处密流的影响。因为 δ^* 的不同引起端区二次流动特征的不同, 当 δ^* 较大时, 端区低能流体能量较低, 使得吸力面一侧的密流偏低, 如图11所示 C11条件下近端区各个叶高截面吸力面一侧的密流都比C31条件下的小。当采用弯叶片后, 端区各截面密流都有所提高, 但相对而言, δ^* 较大的C11时, 弯叶片的这种作用更大, 在15%和25%叶高处的回流区也部分的得到消除。而在 δ^* 较小的C31时, 在25%叶高处弯叶片对密流的改变很小。这说明 δ^* 较大时, 弯叶片可更好的控制端区低能流体的发展与聚

集, 从而更有效的改善了叶栅的性能。

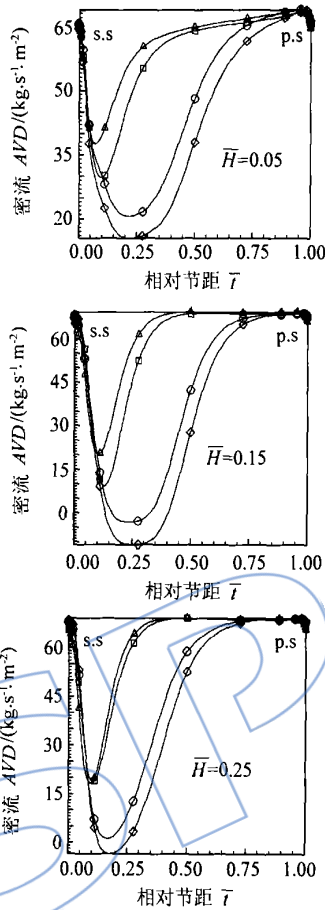


图11 不同进口条件下弯叶片对不同叶高处密流的影响

Fig. 11 Effect of bowed blade on mass flow density of spanwise section under different values of δ^*

3 结 论

- (1) 在亚音速条件下, 进口边界层特征影响弯叶片对叶栅性能改善作用的程度。进口边界层越厚或边界层的动量损失厚度越大, 弯叶片降低叶栅总损失的能力越强。这一结论在高亚音速和低亚音速条件下都适用。
- (2) 进口边界层增厚, 导致了端区低能流体的总量增加, 从而使端区流动性能恶化。采用弯叶片后, 低马赫数条件下端区密流增加明显, 通流能力得到较大改善, 因而叶栅流动性能增强, 端区损失下降; 高马赫数条件下密流变化不大, 但端区性能同样得到改善, 在较厚边界层叶栅中端区的改善更明显。
- (3) 进口边界层动量损失厚度增加, 导致端

区涡量增加及低能流体能量下降,端区流动性能恶化。采用弯叶片后,在低马赫数条件下端区密流增加明显,抗分离能力得到较大提高,从而使叶栅流动性能增强,端区损失下降;在高马赫数条件下动量损失厚度增加到一定程度时,弯叶片对叶栅性能的改善作用加强。

(4) 在亚音速大负荷扩压叶栅中,弯叶片对叶栅端区性能的改善能力受各种条件的影响,在这一领域还需更多的工作去做。

参考文献:

- [1] Joubert H. Flow-Field Calculation in Compressor Operating with Distorted Inlet Flow[R]. *Gas turbine and Aero-Engine Congress and Exposition June 11 - 14, 1990. Brussels, Belgium.*
- [2] 王东. 近零冲角下环型压气机叶栅的弯曲叶片表面静压的研究[J]. *热能动力工程*, 2003, 18(4): 369~374.
Wang Dong, Su Jiexian, Zhong Jingjun, et al. A Study of the Surface Static Pressure of Curved Blades in Annular Compressor Cascades at Near Zero Incidence[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy & Power*, 2003, 18(4): 369~371.
- [3] 钟兢军. 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1995.
- [4] 韩万今, 吕红卫, 卢文才, 等. 进口附面层厚度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, Lu Hongwei, Lu Wencai, et al. The Influence of Thicknesses of Inlet Boundary Layers on Losses in Cascades of High-Turning Curved Blades[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1994, 15(4): 391~394.
- [5] Walsh J A, Gregory-Smith D G. Inlet Skew and the Growth of Secondary Losses and Vorticity in a Turbine Cascade[J]. *A S M E Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(4): 633~642.
- [6] 卢文才, 钟兢军, 苏杰先, 等. 弯叶片压气机叶栅在不同进口附面层厚度下的特性研究[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 1998, 30(6): 8~11.
Lu Wencai, Zhong Jingjun, Su Jiexian, et al. Study on Characteristic of Compressor Cascades with Curved Blades at Different Inlet Boundary Layer Thickness[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 1998, 30(6): 8~11.
- [7] 郑严, 袁宁, 王仲奇. 采用弯扭导向器改型对涡轮级提高发动机性能的三维粘性流场的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(2): 153~157.
Zhang Yan, Yuan Ning, Wang Zhongqi. 3-D Viscid Flow Numerical Research of Improving Aero-Engine Performance with Twisted and Bowed Turbine Guide Blades[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(2): 153~157.
- [8] 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 Cascades[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1997, 18(5): 553~557.
- [9] Breugelmans F A. E. Influence of Incidence Angle on the Secondary Flow in Compressor Cascade with Different Dihedral Distribution[R]. *ISABE Paper 85-7078, Beijing: 1985.*
- [10] Shun Kang. Investigation on The Three Dimensional Flow within a Compressor Cascade with and without Tip Clearance[D]. *Ph. D Thesis of Vrije Universiteit Brussel*, 1993.
- [11] Chorin A J. A Numerical Method for Solving Incompressible Viscous Flow Problems[J]. *Journal of Comput. Phys.*, 1967, 2: 12~26.