

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0396-07

低速条件下压气机静叶栅中弯叶片对 变攻角性能影响的数值分析

张永军, 陈 浮, 冯国泰, 苏杰先, 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: 使用数值计算的方法对某型压气级静叶栅的直叶片与弯叶片变攻角特性进行了对比研究, 结果发现弯叶片对正攻角下的流场特性有明显的影响。由于端区扩压因子的减小和近端区吸力面一侧的密流的增加, 所以弯叶片能够消除或推迟在大正攻角下近吸力面角区分离的产生。弯叶片也因此可以扩大叶栅稳定工况范围, 分析结果表明在某一弯角(20°)时, 达到最大, 临界攻角为 16° 。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 低速; 攻角; 压气机静叶; 弯叶片; 临界攻角; 数值分析
中图分类号: V 231. 3 文献标识码: A

Numerical Investigation of the Effects of Bowed Compressor Stator Vanes on Variable Incidence Performance at Low Speed

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

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

Abstract: The effects of the compressor bowed stator vanes on variable incidence characteristics were studied with the method of CFD. It was found that bowed vane had strong impact on flow field under positive incidence. Due to the decrease of diffusion factor near the end-wall and the augmentation of density mass flow close to the suction surface, the bowed blade eliminates or defers the separation formation near suction surface under high positive incidence and weakens the expanding of the separation region. Therefore, bowed blade is able to enlarge the operation range of the stator vane. The results show the bowed blade with bow angle of 20° has maximal operation range with critical incidence of 16° .

Key words: aerospace propulsion system; low mach number; incidence; compressor stator; bowed vane; critical incidence; numerical analysis

在涡轮喷气发动机中, 压气机设计的最主要的目的就是要在设计工况下获得较高的效率、较轻的重量以及较宽的工况范围, 即需要实现高推

重比和良好的变冲角性能。实现这些要求的措施有机匣处理、进出口导叶设计^[1]、叶型优化、端弯技术以及在涡轮叶片中大量使用的周向弯曲技术

收稿日期: 2005- 06- 26; 修订日期: 2005- 12- 20

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。

等。早期研究工作证明较为成功的是端弯技术, Wisler^[2] (1985) 研究发现使用端弯可以减小10%的端区损失并能够推迟接近壅塞时角区流动的恶化。20世纪80年代, 端弯技术首先应用在中国的RB211-535E4发动机和中国的WP7发动机上, 并获得成功。对于上世纪60年代就应用在涡轮叶片中的周向弯曲技术, 尽管在涡轮叶片中获得了巨大的成功, 但是在压气机中的应用研究在20世纪80年代以前却鲜有出现, 直到1984年 Breugelmans^[3] 等人才验证了导叶弯曲和径向弯曲对矩形叶栅二次流动的影响。从国外发表的资料看, GE、PW 和 RR 等公司均在压气级中采用了弯叶片, 我国航空发动机的压气机在采用弯叶片上研究还刚刚开始, Shang^[4] 等人在大转角矩形叶栅中也验证了正倾斜和反倾斜以及弯曲导叶的影响。王仲奇^[5] (1998) 在静叶栅实验中发现端弯减少了端区损失, 但同时叶展中间损失增加。目前我国一些研究所也都在进行“弓”型叶片的研究。这些研究表明在压气机中采用弯叶片对减少叶栅损失有一定的效果, 但是主要针对采用弯叶片对变冲角的性能以及叶栅损失影响方面的机理研究阐述较少。

为了对此进行深入研究, 我们对采用弯曲静叶栅重复级压气机的变冲角特性进行了实验与相关的基础数值研究, 发现弯叶片的变工况性能, 特别是小流量特性有明显改善的趋势, 本文是我们的数值研究部分。

1 数值计算方法与方案

本文从已成型的重叠级压气机静叶栅环形叶栅的冲角特性研究出发, 后进行两端正弯曲, 逐渐加大弯角, 在 $-20^{\circ} \sim 16^{\circ}$ 攻角下, 完成了 $5^{\circ}; 10^{\circ}; 15^{\circ}; 20^{\circ}$ 和 25° 共5套叶栅的数值计算。通过 CFD 计算本文对三维弯叶片流场多种气动数据进行分析, 结果证明了弯叶片在控制角区分离的有效性, 各性能参数定量说明了弯叶片技术应用在压气机静叶中的良好效果。本文计算所采用的叶片几何参数为: 叶高 $h = 0.1$ m, 弦长 $b = 0.08$ m, 几何折转角 $\theta = 39.5^{\circ}$, 内径 $r_h = 0.2$ m, 稠度 $b/t = 1.1$, 安装角 $\beta = 20^{\circ}$, 出口几何角 $\beta_2 = -9.75^{\circ}$, 展弦比 $h/b = 1.25$ 。

本文数值模拟所使用的程序为 NUMECA 公司开发的 FINE/TURBO 流场求解器。采用 B-L 湍流模型, 为了加速收敛计算使用了完全多重网格技术。考虑了进口边界层的径向总压分布, 为保

证径向各个截面的攻角相同, 进气角沿径向是变化的(如图1), 进口总温为294 K, 进口马赫数约

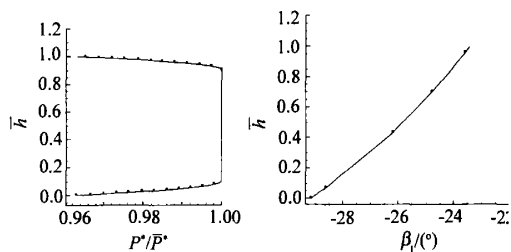


图1 进口总压系数和进气角分布

Fig 1 Inlet radial distributions of total pressure coefficient and flow angle

为0.2 (< 0.3), 因此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^[6]); 出口为径向平衡分布, 中径静压为101 325 Pa。固体壁面以绝热条件处理, 以消除由传热产生的损失。图2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(z)、径向(x)和周向(y)网格数分别为129, 65和65, 共为545 025个网格点。基于已给定了10%叶高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导致进口边界层进一步增厚使端区流场性能恶化,

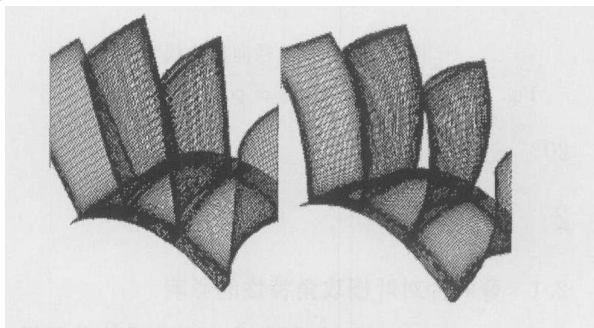


图2 直叶片栅与弯叶片栅的网格

Fig. 2 Numerical grids of straight and bowed cascades

所以将进口段适当缩短取为0.01 m; 由于尾迹掺混的原因所以出口延长段的长度对叶栅性能有一定的影响(如图3), 本文只关注弯叶片对叶栅内部流场的影响因此出口段也取为0.01 m, 以忽略弯叶片对尾迹掺混的影响; 低速条件下, 在边界处 FINE/TURBO 采用了一阶外插的方法来保证边界流场的计算精度。叶片积叠线主要由3段直线组成, 如图4直线段之间由二次曲线平滑过渡, 从叶顶到叶根直线高度分别是叶高的20%, 40%和

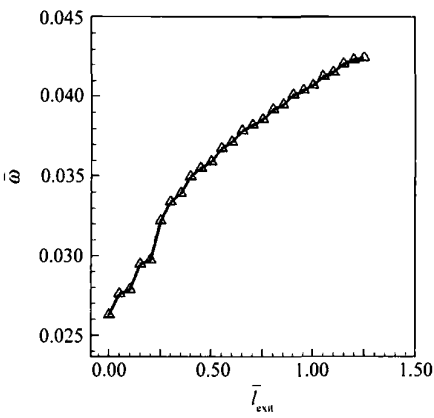


图3 出口段长度对叶栅总压损失的影响

Fig. 3 Effects of outlet positions on total pressure loss coefficient

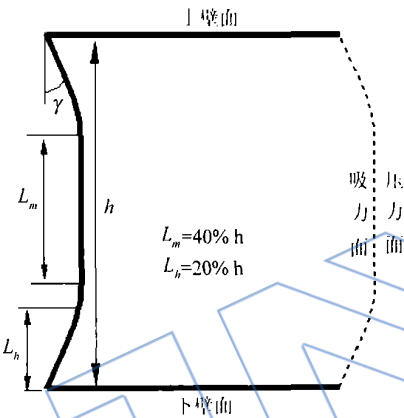


图4 正弯叶片径向积叠线

Fig. 4 Radial stacking line of positive bowed blade

20%,过渡段高10%。

2 结果分析

2.1 弯叶片对叶栅攻角特性的影响

图5是直叶栅在使用弯曲变形前后的总压损失系数、扩压因子和质量流量随攻角变化的曲线。图中标定了不存在收敛数值解的攻角位置,并称之为计算“临界攻角”。之所以这么定义是基于下面的原因:数值计算过程是求解N-S方程的过程,当N-S方程不存在唯一收敛的数值解时,N-S方程所反映的实际流场应该处在非常“混乱”的状态,这正是失速以至喘振时的状态特征。数值模拟结果显示虽然弯曲变形前后损失、扩压因子和流量随攻角的变化趋势并没有明显改变,但是弯叶片的采用对压气机静叶攻角的特性却有较大的影响,图5中直叶片的设计攻角(损失最低的攻角)由

- 5 增加到了弯叶片时的0°;除此之外,静叶弯曲前后的“失速点”和“壅塞点”都发生了变化,其中失速攻角即计算“临界攻角”从直叶片时的11°

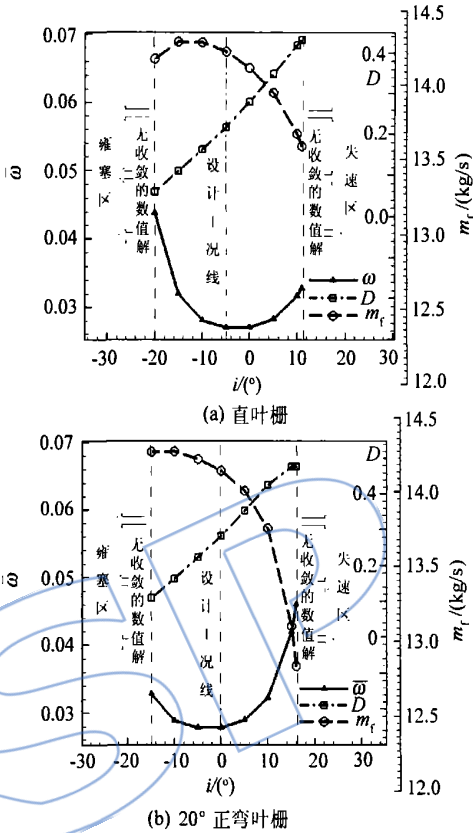


图5 计算所得到的直叶片栅与20°正弯叶片攻角特性的对比

Fig. 5 Comparison of numerical incidence characteristic between straight and 20° bowed cascades

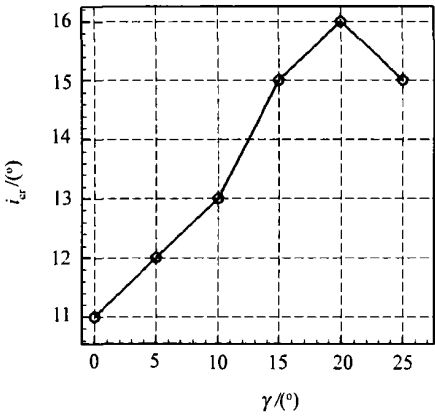


图6 临界攻角*i_{cr}*随弯角的变化

Fig. 6 Variation of critical incidence *i_{cr}* to bow angles

增加到了 16° ；这说明采用弯叶片后，叶栅的攻角范围得以扩大，静叶栅稳定的工作范围也因此扩大。图6和图7进一步表明弯叶片对静叶栅攻角范围及稳定工作范围的影响。

化，这就说明弯叶片能够扩大静叶栅的稳定工作范围。

2.2 零攻角下弯叶片对叶栅性能的影响

图8为零攻角时直叶片和弯叶片吸力面极

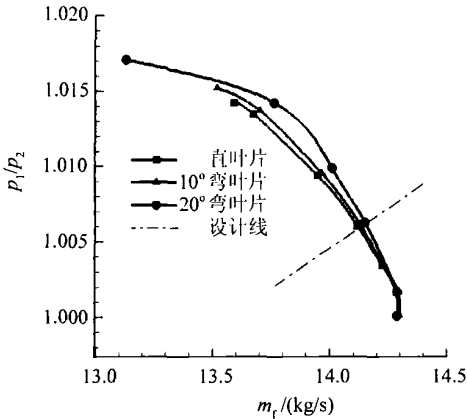
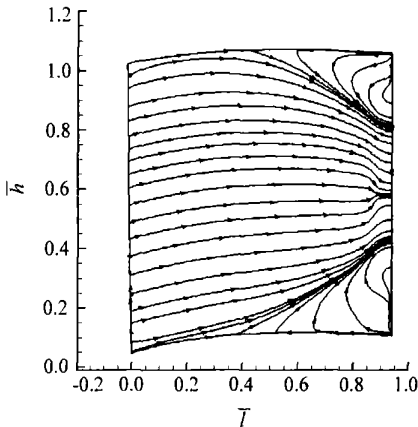


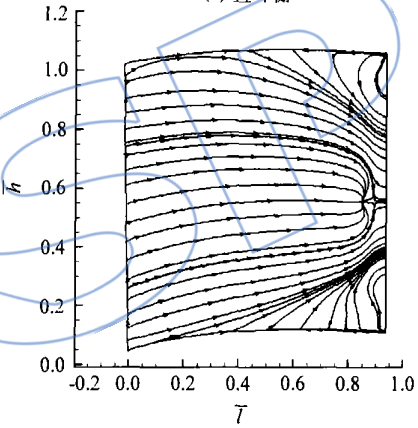
图7 不同弯角下特性曲线对比

Fig.7 Characteristic curves' comparison of cascades with different bow angles

前面提到计算临界攻角 i_{cr} 是指叶栅流场计算所能得收敛解的最大攻角，它是衡量静叶栅变工况性能的最直接的参数，它的值越大就说明叶栅的稳定攻角范围也越大。图6是计算临界攻角 i_{cr} 随弯叶片弯角增加而发生的变化，其中横坐标为弯角大小，纵坐标为 i_{cr} 的大小。可以看出，随着弯叶片弯角的增加 i_{cr} 也在增加，当弯角为 20° 时， i_{cr} 增加到最大值 16° ；然后下降，这说明存在一个最佳的弯曲角，此时弯叶片的临界攻角 i_{cr} 为最大，它的稳定工作范围也可能达到最大。从图7的叶栅特性曲线中看出，经过弯曲变形后，弯叶片的稳定边界很明显的向左偏移，而堵塞边界没有太大变



(a) 直叶栅



(b) 20° 正弯叶栅

图8 0 攻角下近吸力面极限流线

Fig.8 Limit streamlines near suction surface under incidence of zero

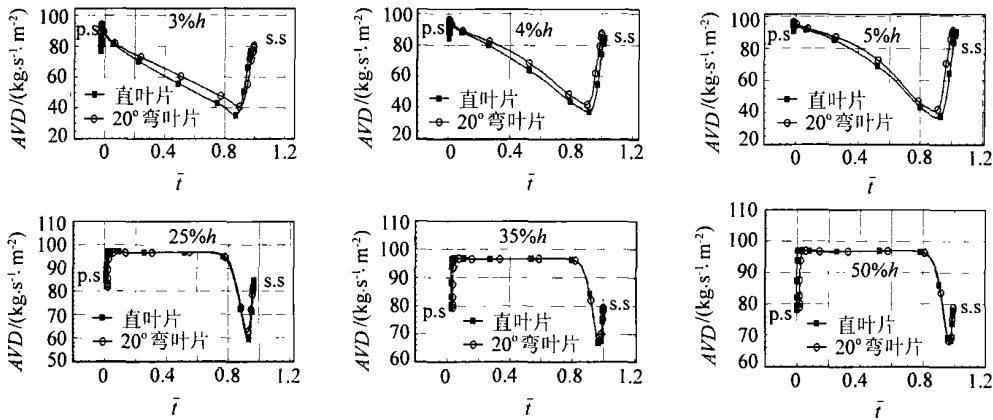


图9 0 攻角下径向不同位置的密流的分布

Fig.9 Axial Velocity Density (AVD) mass flow distributions along different radial positions under incidence of zero

限流线的比较,此时弯叶栅为设计工况点而直叶栅为近设计工况点,但两者的进口条件相同从而保证了流场的可比性,以观察小攻角下弯叶片的影响。从图8中可以看出,弯叶片时在上下端区的两个分离区的大小相对直叶片时的减小,而叶展中间区域增加了两条分离线,但分离的范围都比较小,说明由于正弯叶片径向叶片力的存在,使得端区低能流体径向迁移到中径区域,减小了端区的分离。从图9中密流(所谓密度是流体密度与轴向速度的乘积,即: $A VD = V_z \times \rho$)沿径向不同位置的分布可以很清晰的看出弯叶片端区吸力面一侧的密流增加,原因分为两方面: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。端区密流量的增加可提高端区的通流能力,降低分离发生的可能性,对吸力面/端壁角区存在严重分离的流场性能有很好的改善作用。

我们发现它对吸力面端壁角区的影响是减小尖峰马赫数,这样就降低了局部扩压因子 $D = (v_{\max} - v_2) / v_{\max}$ 。这一作用是比较理想的,因为降低局部扩压因子可能会推迟分离的产生。正如图10所示,弯叶片两端区的扩压因子得到减小,直叶片时端区的最小值为0.31,而弯叶片时减小为0.28,这种分布改变的益处或许在两端存在较大分离区的正攻角条件下才能体现得更为明显,因为端区的扩压因子减小会预示端区大分离区的推迟或减小。而此时展向中间区域的扩压因子 D 得以增加,也可以补偿由于端区扩压因子减小带来的静叶加功能力的不足。

2.3 正攻角下弯叶片对叶栅性能的影响

前面讨论了弯叶片对近设计工况点叶栅流场的影响,下面就小流量正攻角条件下的弯叶片影响进行分析。如图11,在正攻角下直叶片吸力面

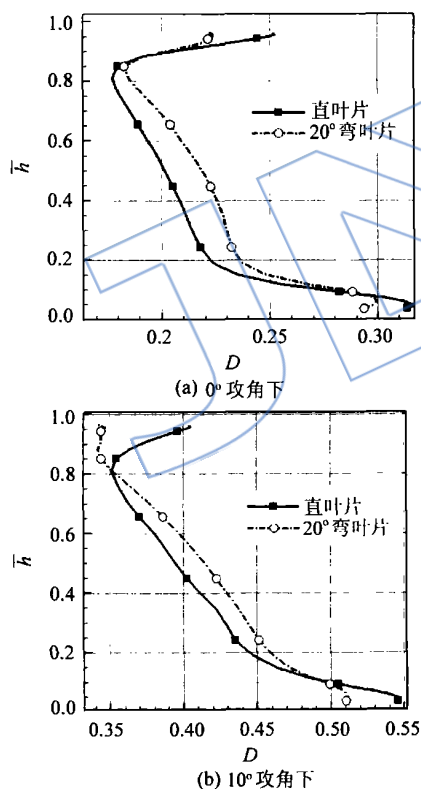


图10 0和10攻角下节距平均扩压因子沿叶高的分布

Fig. 10 Radial distributions of pitchwise mass-averaged coefficient of diffusion under incidences of 0° and 10°

经过弯曲变形后由于受到径向叶片力作用,

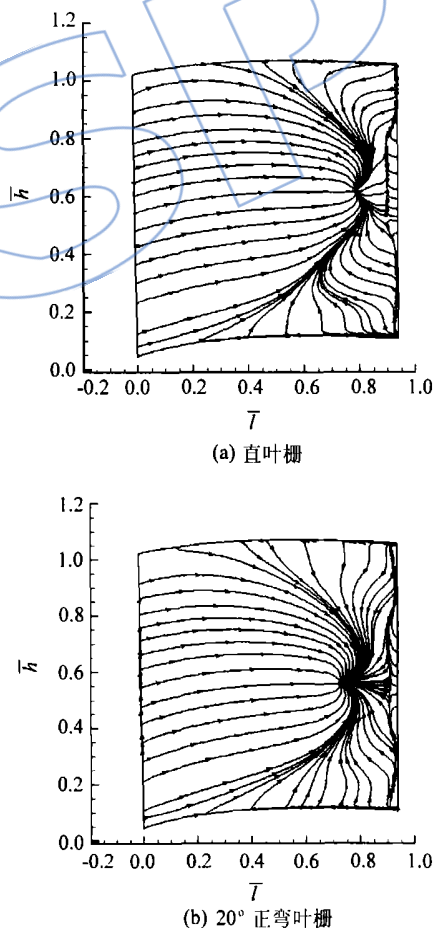


图11 10攻角下近吸力面极限流线

Fig. 11 Limit streamline near suction surface under 10° incidence

上极限流线与零攻角下的相比发生了较大的变化,上、下端区的两个分离区扩散到全叶高,展向

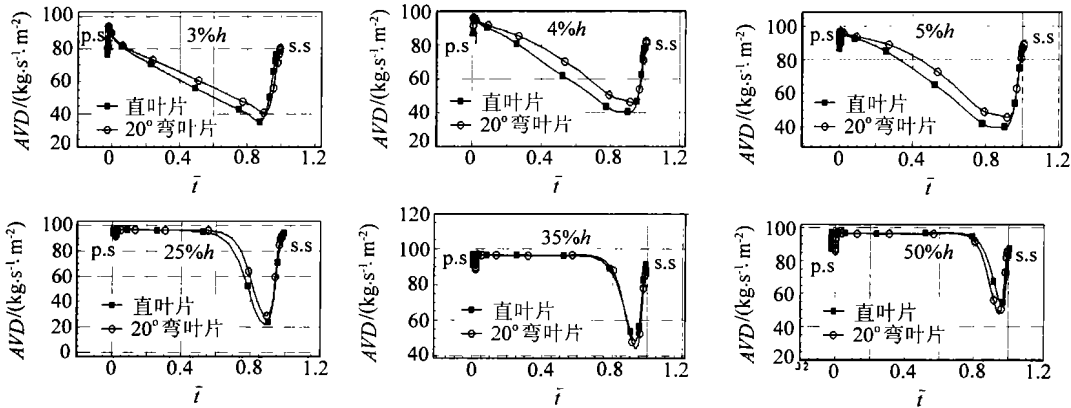


图12 10 攻角下径向不同位置的密流的分布

Fig. 12 Axial Velocity Density (AVD) distributions along different radial positions under 10° incidence

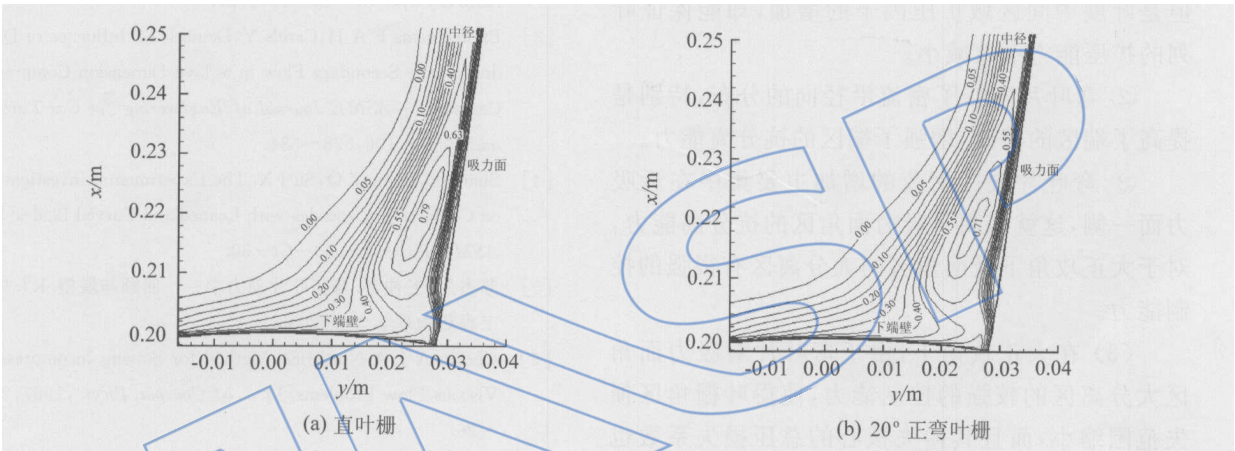


图13 10 攻角下吸力面角区总压损失系数分布

Fig. 13 Contours of total pressure loss coefficient at suction/end-wall corner under 10° incidence

中间区域表现为闭式分离的特点, 再加上主流速度较大, 控制了分离区的进一步扩大, 所以它对叶栅性能影响不大, 而两端区的分离更为严重。采用弯叶片后, 正如前面提到的(图10), 在正攻角下弯叶片两端区的压力增加, 扩压因子也得到减小, 促使两端区的回流区向展向中间迁移, 分离得到减弱。

如图12, 相对零攻角下在正攻角时下端区的密流增加更大, 在5%叶高处, 吸力面一侧密流最小值由直叶片时的40 kg/(s·m²)增加到了弯叶片时的45 kg/(s·m²)。在15%和25%叶高处密流也有一定的增加, 而在这些区域里, 零攻角下弯叶片相比直叶片时, 密流几乎没有变化(图9), 这就说明弯叶片在正攻角下对端区密流的增加作用要比在零攻角下时更为明显, 使用弯叶片对有攻角下的流场影响更大。

既然弯叶片能够减弱近端区分离的产生, 而且分离的产生和扩大是压气机叶栅发生失速的重

要原因, 那么就不难理解弯叶片为什么会使叶栅稳定边界向左偏移, 扩大了静叶栅的稳定工况范围。正攻角下弯叶片减弱了吸力面角区分离, 这一结果带来叶栅性能得到改善的另一个表现就是: 角区损失的下降。图13中将直叶片和弯叶片吸力面角的总压损失系数分布进行了比较, 可以看出弯叶片吸力面角区相对直叶片来说, 损失范围缩小, 而且其损失核心的总压损失系数从直叶片的0.79减小到0.71, 减小了近10%。而弯叶片对叶栅中部损失的影响不大。

3 结 论

(1) 弯叶片对叶栅的攻角特性有明显的影

响。

① 采用弯叶片后, 叶栅设计攻角(损失最低的攻角)增加。设计攻角由直叶片时的-5 增加到了弯叶片时的0°。

② 由于弯叶片对分离区的有效控制作用, 叶

栅稳定边界向左偏移,叶栅的稳定工作范围扩大,在某一弯角位置稳定工作范围达到最大。这对于对失速裕度有着较高要求的航空发动机而言有很重要的意义。

(2) 弯叶片对叶栅的攻角特性的影响的机理。

压气机叶栅的流动性能在很大程度上与分离流有关,而采用弯叶片后,可在很大的正攻角范围里减少由大正攻角引起的分离流,从而提高叶栅的性能:

① 弯叶片改变了扩压因子沿叶高的分布,由于近端区扩压因子的降低,弯叶片减小了近端区的损失,这种作用在分离较严重的正攻角叶栅流场中更为明显。弯叶片对叶展中间损失影响不大,但是叶展中间区域扩压因子的增加,却能保证叶列的扩压能力不致减小。

② 弯叶片改变了密流沿径向的分布,特别是提高了端区的密流,增强了端区的抗分离能力。

③ 弯叶片端区密流的增加主要集中在近吸力面一侧,这就提高了吸力面角区的抗分离能力,对于大正攻角下吸面角区的大分离区有很强的控制能力。

(3) 在大正攻角下,由于弯叶片对吸力面角区大分离区的较强的控制能力,使得叶栅角区损失范围缩小,而且其损失核心的总压损失系数也

下降。

(4) 在不同形状叶栅中(不同叶型和几何折转角)和不同进口马赫数条件下(未产生激波的亚音速进口条件),弯叶片的上述作用同样存在。

参考文献:

- [1] 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.
ZHENG 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.
- [2] Wisler D C, Bauer R C, Okiishi T H. Secondary Flow Turbulent Diffusion and Mixing in Axial-Flow Compressors [R]. *ASME Paper* 87- Gt- 16, 1987.
- [3] Breugelmans F A H, Carels Y, Demuth M. Influence of Dihedral on the Secondary Flow in a Two-Dimension Compressor Cascade [J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 106: 578~584.
- [4] Shang E, Wang Z Q, Su J X. The Experimental Investigations on Compressor Cascades with Leaned and Curved Blades [R]. *ASME Paper No.* 93- Gt- 50.
- [5] 苏杰先,王仲奇.弯扭叶片动力学——回顾与展望[R].中国工程热物理学会,982033.
- [6] Chorin A J. A Numerical Method for Solving Incompressible Viscous Flow Problems [J]. *J. of Comput. Phys.*, 1967, 2: 12~26.