

对不同转角扩压叶栅内弯叶片的数值模拟^{*}

张华良, 王松涛, 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: 通过数值模拟, 分析了叶片周向弯曲对不同转角的压气机叶栅内分离结构和叶栅损失系数的影响。折转角分别为 37° , 46° 和 54° ; 冲角分别为 $\pm 5^\circ$ 和 $\pm 10^\circ$, 弯角分别为 $\pm 10^\circ$, $\pm 20^\circ$, $\pm 30^\circ$ 。结果表明, 在不同折转角下, 叶片正弯的表现不同: 折转角较小时, 正弯增强了吸力面的二次流, 叶栅总损失增加; 中等折转角时, 叶片正弯可以有效遏止角区分离, 并改善吸力面分离型态; 大折转角时, 较小的叶片正弯可以改善流动, 但弯角大于 20° 时, 流动重新恶化。反弯使得叶栅内角区分离趋势增加, 气动性能明显降低。不同冲角下, 弯角对损失影响的变化趋势基本相同, 只是正冲角增强了这种趋势, 负冲角减弱这种趋势。

关键词: 航空发动机; 压气机; 叶栅; 折转角⁺; 叶片; 结构

中图分类号: 231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 04-0362-06

Numerical simulation for the influence of bowed blade in compressor cascades with different turning angles

ZHANG Hua-liang WANG Song-tao WANG Zhong-qi

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

Abstract A numerical simulation was performed to analyze the effect of bowed blade on the separation structures and the energy losses in the compressor cascades with different turning angles. The turning angles were 37° , 46° , 54° , respectively. The bowed angles were $\pm 10^\circ$, $\pm 20^\circ$, $\pm 30^\circ$, and the incidence angles were $\pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$, respectively. The results show that the influence of positive bowed blade is different with the variation of the turning angles. If the turning angle is low, the secondary flow on the suction surface as well as the loss increases. If the turning angle is moderate, it restrains the corner separation and changes the separation configuration. If the turning angle is high, a low positive bowed angle improves the performance. But the flow becomes worse again if the bowed angle exceeds 20° . The negative bowed blade results in the flow separation and the flow performance is reduced remarkably. The varieties at different incidences are similar. The tendency strengthens at positive incidence and weakens at negative incidence.

Key words Aircraft engine; Air compressor; Cascade; Turning angle⁺; Blade; Structure

1 引 言

现代航空工业的发展对航空发动机的性能提出了更高的要求, 其中压气机性能的改善起着十分关键的作用。因此, 研究压气机叶栅内真实流动的结构和机理, 探索降低作为叶栅内主要能量损失的二次流损失的方法和途径是非常必要的。一般认为, 决定叶栅内二次流大小的因素主要有两种: 一是壁面粘性效应; 二是壁面压力梯度的大小和方向^[1]。在正常的

叶片通道中, 其宏观流动形态由理想流动所控制, 即压力分布起控制流动的作用^[2]。基于此认识, 1981年王仲奇教授研究了弯曲叶片改善叶栅气动性能的机理, 提出了附面层迁移理论, 指出叶片正弯可以在吸力面形成指向叶片中部的顺压力梯度, 反弯形成指向叶片根部的顺压力梯度。利用这一理论在涡轮叶栅中采用弯叶片取得了良好的效果^[3~5]; 在此基础上, 钟兢军教授对弯曲叶片控制扩压叶栅二次流的机理进行了系统的实验研究^[6]。国外许多压气机设计

* 收稿日期: 2006-06-05 修订日期: 2006-09-07。

基金项目: 国家自然科学基金资助 (50236020)。

作者简介: 张华良 (1978—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机械分离流研究。

者也常把弯叶片作为降低端壁损失的重要举措^[7-8]。但到目前为止,国内外学者大都把注意力放在弯叶片的作用效果上,即在“求果”方面已经积累了丰富的经验,而反观“寻因”方面,基本上仍旧停留在附面层迁移这一理论层次上。

附面层不仅具有迁移的性质,还可以不同形式发生分离,而不同的分离形态造成的掺混损失也有显著差别。同时,根据压气机加功原理,增加扭速即增加气流折转角是提高压气机负荷的途径之一,而在扩压叶栅中气流折转角的增加则意味着附面层的加厚甚至分离,在某些情况下这种三维分离是无法避免的,此时流场中粘性作用增强,附面层不仅存在迁移,还可能发生分离形态的转变,此时,正常流动中弯叶片的作用机理是否同样适用需要进一步讨论。本文针对这一问题,采用数值模拟的方法,分析了低速条件下,不同转角的扩压叶栅内流动损失与流场结构的关系,试图揭示弯叶片在不同流场环境中的作用机理。

2 物理模型及数值方法

本文的数值计算采用 NACA 65 平面叶栅数据,叶片弦长 0.128 m,展弦比 1.25,稠度 1.6。折转角(β)分别为 37° 、 46° 和 54° ;每种折转角下分别计算了原型和正负弯角(θ)为 10° 、 20° 、 30° 共 7 种方案,并且考虑了冲角(α)的影响,分别选择 $\pm 5^\circ$ 和 $\pm 10^\circ$ 冲角。本文叶片弯曲采用 Bogod 教授^[9]的定义方法,其叶片积迭线的形式如图 1 所示,其中,SS 表示吸力面,PS 表示压力面。计算在 CFD 软件 NUMECA 的 Fine/Turbo 模块上进行,所有方案采用相同的边界条件:进口总温 308 K,总压 101.83 kPa,来流马赫数 0.2,出口给定背压 99.61 kPa。网格为 Numeca 的 AutoGrid 模块生成的结构化网格,文中给出了原型叶栅的网格拓扑,其中流向 129,周向 49,径向 73。为了得到清晰的壁面流谱,第一层网格的 y^+ 值小于 3 并采用低雷诺数的 $k-\varepsilon$ 湍流模型,同时采用局部时间推进和多

重网格法加速收敛。

3 计算结果与讨论

本文首先对所采用数值方法的可靠性进行了实验验证^[10],主要从两个方面考虑:一是栅后能量损失系数和出气角;二是壁面流谱,结果表明本文所采用的数值方法是可信的。图 2~4 显示了不同折转角下,叶片弯曲对能量损失轴向分布的影响。对比可以发现:(1)随着折转角的增加,叶栅尾缘以后的能量损失占总损失的比例不断增加。在小折转角时,主要能量损失发生在 $Z = 1.25$ 范围内(如图 2)。损失的来源主要是流道内的附面层摩擦和尾缘脱落涡的掺混。此时流动分离较小,尾缘脱落涡强度不大,流动很快就趋于均匀。随着折转角的增加,尾迹掺混所带来的损失所占比例越来越大,说明流动分离不断增强,在叶栅流道后不仅存在尾缘脱落涡的掺混,还存在强大的展向分离所引起的掺混,此时掺混具有强烈的三维性,且要经过较长距离才能混合均匀。(2)在三种折转角下,当反弯达到负 30° 时,都存在损失突然增加的情况,说明此时流场发生了突变,对应 5~7 图可以发现是因为出现了角区闭式分离泡,它是端壁周向压力梯度和流向压力梯度两者共同作用的结果,分离泡内掺混严重,损失急剧增加,往往伴随着角区失速,在压气机设计中是力求避免的。显然,这与设计工况下的主要分离形式即自由涡层式分离完全不同^[11]。它结构更复杂,在壁面流谱上往往表现为鞍点—双螺旋点形式,流动具有明显的禁区性特点,分离泡内回流严重,而且由于剧烈掺混而湍流度明显增加;而自由涡层式分离结构比较简单,分离线上一般不存在鞍点,甚至没有奇点(当分离线的起始和结束都是正常点时),流动没有禁区性特点,在逆压梯度下分离的涡层容易破裂,流动损失也比较小,因此可以从壁面流谱的拓扑结构和损失变化来区分这两种附面层分离的形式。(3)能量损失的差别主要体现

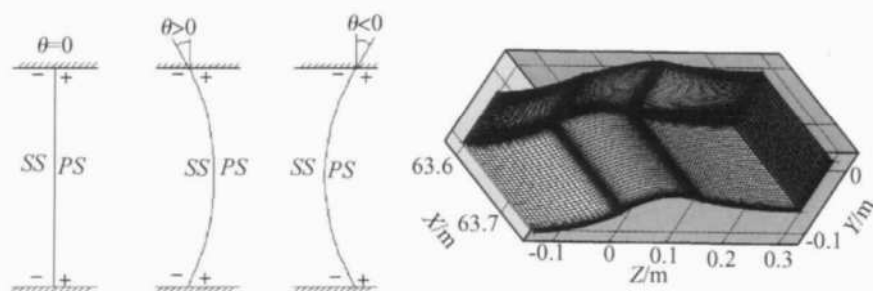


Fig. 1 Definition of bowed cascade by stacking lines and grid topology

在流道后,在流道中能量损失的差别不大,这说明弯叶片对流动损失的影响主要体现在栅后的流动掺混情况。而且这种趋势随着折转角的增加而增强。(4)不同冲角下,弯角对损失影响的趋势基本相同,只是正冲角增强这种趋势,负冲角减弱这种趋势,也就是说,在正冲角下叶片弯曲的效果更明显。

图 5~7 显示了不同弯角下吸力面和端壁极限流线的计算结果,由于在各弯角下压力面的流动均附着

良好,没有明显的分离和展向串流,本文没有给出其流谱图。可以明显看到:叶片正弯使得极限流线流谱的奇点数目减小,从而使得流动趋于简单。叶片反弯使得极限流线的奇点数目增加,从而使得流动趋于复杂。整体上具体而言:(1)折转角为 37° 时,随着正弯角的增加,吸力面流线有明显的向叶片中部收敛的趋势,而且角区分离形态也发生了变化,分离螺旋点逐渐消失,流动由一种半闭式的分离向开式分离转化

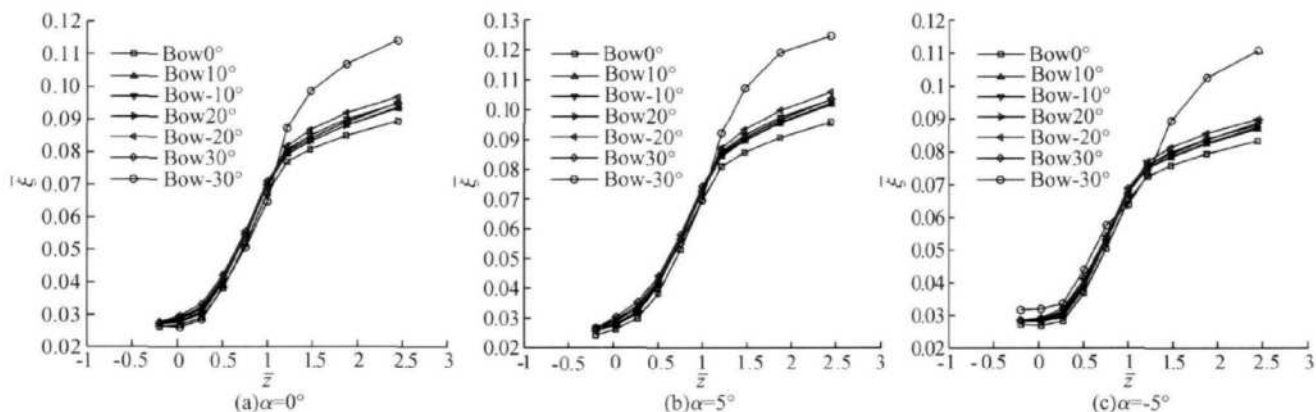


Fig. 2 Axial distribution of energy loss coefficient with a turning angle of 37°

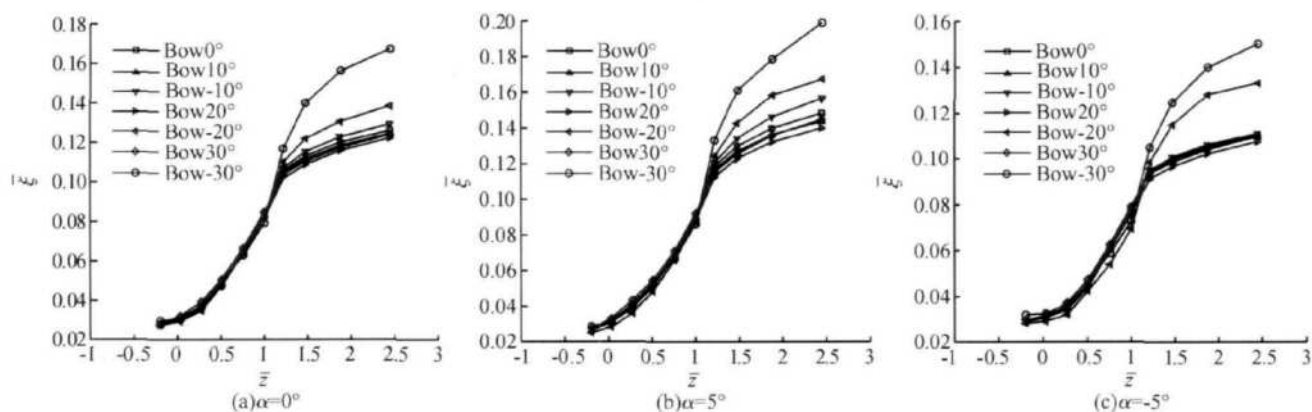


Fig. 3 Axial distribution of energy loss coefficient with a turning angle of 46°

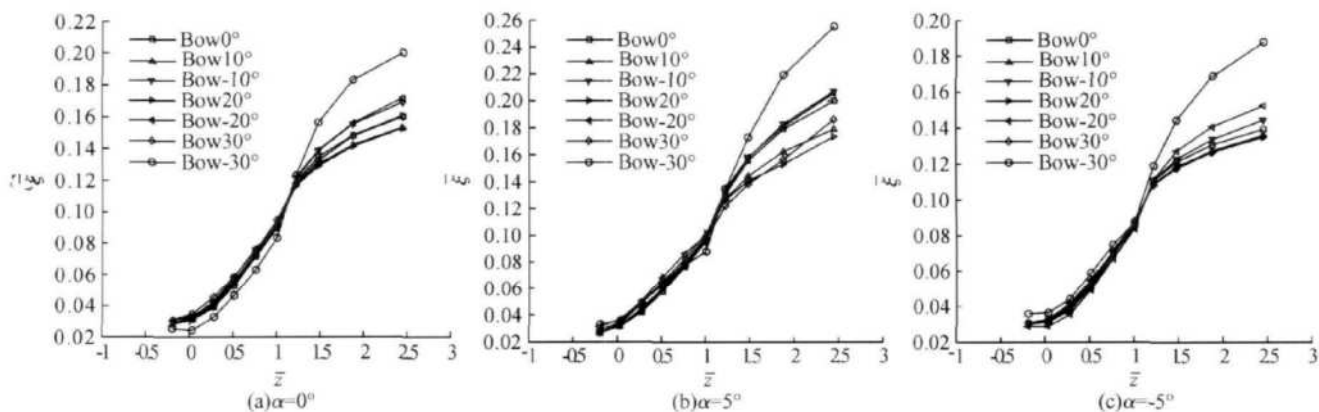


Fig. 4 Axial distribution of energy loss coefficient with a turning angle of 54°

(奇点数减少)。叶片反弯时,吸力面角区的分离开始向端壁发展,当反弯角达到 30° 时,在角区形成完全的闭式分离泡(奇点数增加)。而且这种分离泡一经形成,虽有反弯形成的叶片力的作用,但仍然沿展向,周向和轴向迅速扩展。(2)折转角为 46° 时,叶片正弯使得分离形态由半气泡分离向自由涡层式分离转化,同时伴随着奇点数目减小。值得注意的是,随着正弯角的增加,吸力面回流的总范围并没有减小,也就是说叶片正弯的影响主要表现为分离形态的简化而非分离范围的减小。叶片反弯的影响与 37° 基本相同,先是吸力面分离向端壁发展,当反弯达到一定程度,吸力面分离最终与角涡作用形成角区分离泡,此时奇点数目增加。(3)折转角为 54° 时,吸力面分离形态经历了两个过程,随着正弯角的增加,先是两个位于角区的半气泡型分离向叶片中部发展,同时

分离形态向自由涡层型转化,但随着正弯角的进一步增加,聚集在叶片中部的附面层又重新形成气泡型分离。叶片反弯的影响与 46° 时类似。

图 8 显示了不同转角下,弯角对冲角的敏感性。折转角较小时 (37°),无论是正弯和反弯都使得叶栅总损失增加,且冲角越大,这种趋势越明显。这是因为气流折转较小时,叶栅流道内二次流并不强,流动损失主要表现为附面层内的摩擦损失和尾迹掺混。叶片正弯虽然可以在一定程度上减小角区的低能流体的堆积(此时由于二次流较弱,其效果并不大),但是弯曲叶片的采用一方面增加了叶栅表面积从而增加了叶片表面的摩擦损失,另一方面由于引入了展向力从而在吸力面上形成了从端壁指向叶片中部的负压力梯度,从而增强了吸力面整体的二次流,使得流道后的掺混也更强,导致总损失的增加。需要指出的

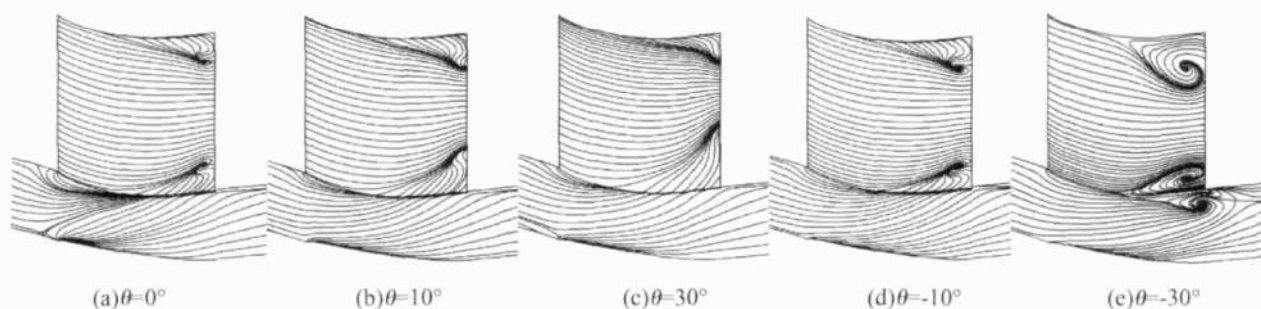


Fig. 5 Distribution of the limiting streamlines on the suction surface and endwall with a turning angle of 37°

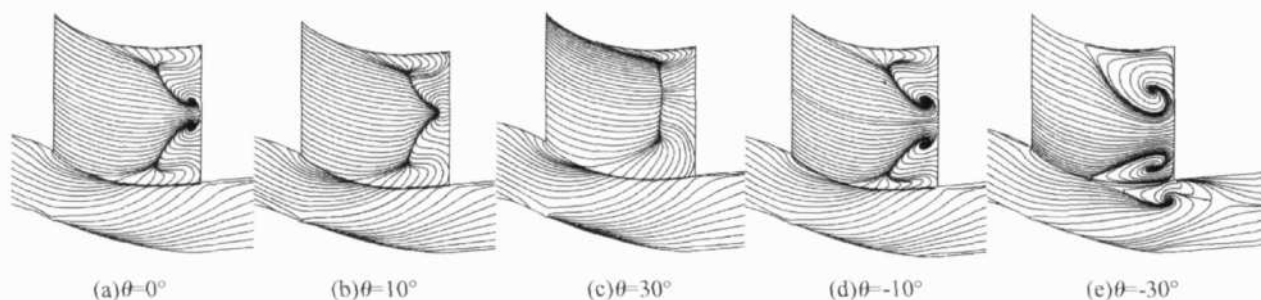


Fig. 6 Distribution of the limiting streamlines on the suction surface and endwall with a turning angle of 46°

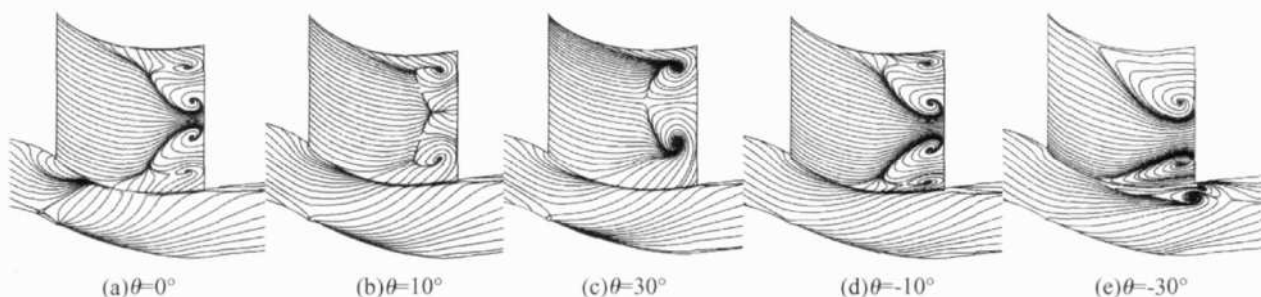


Fig. 7 Distribution of the limiting streamlines on the suction surface and endwall with a turning angle of 54°

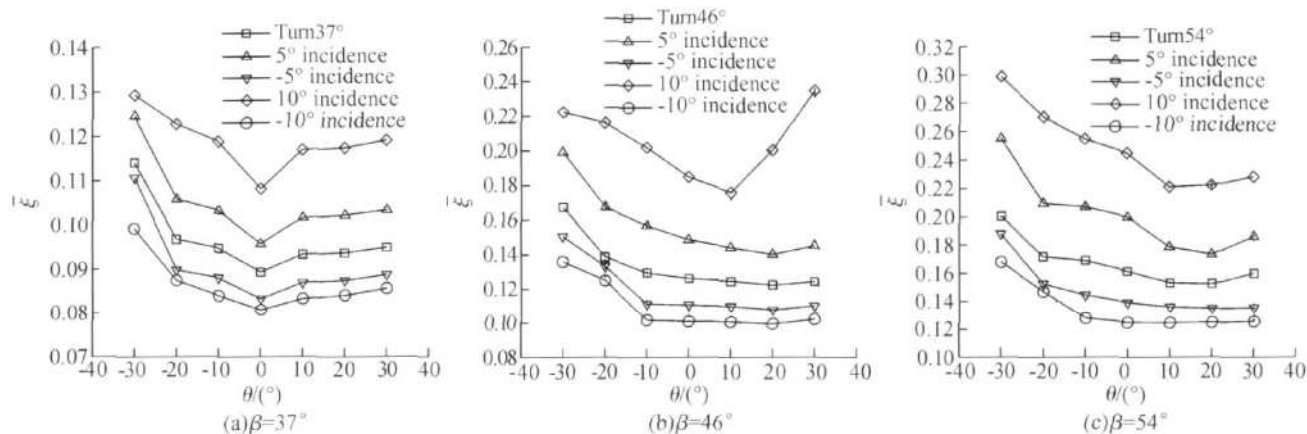


Fig. 8 Effect of the bowed cascade on energy loss coefficient at different incidences

是: 由于实际的压气机静叶都是环形叶栅, 在其叶片表面存在指向叶根的负压力梯度, 这会造成角区低能流体堆积严重, 甚至导致角区失速, 因此可以推测在环形叶栅内, 叶片正弯仍可能取得一定的正效果。中等折转角时 (46°), 叶片正弯可以有效遏止角区分离, 并改善吸力面分离型态, 虽然总体的分离范围改变不大, 但分离的形态即附面层的性质发生了变化, 流动以泡式分离为主, 变为以自由涡层分离为主, 大大降低了栅后的流动掺混损失, 因此获得了良好的效果, 获得正效果的弯角可达 30° 。在正冲角时尤其明显, 图中显示在 5° 冲角时损失最大可降低约 7%; 在负冲角时, 正弯的效果则明显降低。反弯则使得叶栅内角区分离趋势增加, 气动性能明显降低。大折转角时 (54°), 分离形态变化剧烈, 弯角与冲角对损失的影响也更加复杂, 对于本文的算例, 一定范围内的叶片正弯仍然可以改善流动, 但当弯角大于 20° 时, 流动重新恶化。 5° 冲角时这种变化更加明显, 但冲角继续增大时, 由于分离更加复杂, 最佳弯角也开始呈下降趋势, 10° 冲角时, 最佳弯角小于 10° 。反弯的作用与 46° 折转时相似。

通过上面的分析, 可以得到以下启示, 弯叶片的作用主要是控制叶栅内的二次流, 而决定叶栅内二次流损失的因素主要有两种: 一是壁面粘性效应; 二是壁面压力梯度的大小和方向。在分离不严重时, 宏观流动主要由压力分布控制, 粘性的作用主要表现在能量的耗散上。或者说, 在正常的叶片通道中, 其宏观流动形态由理想流动所控制, 即压力分布起控制流动的作用。此时弯叶片的作用机理是通过引入叶片力, 重建叶片表面的压力场, 从而重新分布附面层的发展, 达到降低损失的目的, 此即著名的附面层迁移理论。随着流动分离的不断增强, 粘性的作用也不

断增强, 其对流态的影响不可忽略。因为分离一旦发生, 其分离形态的变化具有非线性特点, 不仅与压力场有关, 还与粘性和附面层本身的状态有关, 此时考察弯叶片的作用时, 除了考虑叶片力即叶片表面的压力梯度外, 还需直接考察附面层的分离形态。附面层的分离形态不同, 对损失的影响也不同。也就是说, 在分离流场中考察弯叶片的作用机理时既要考虑附面层的迁移, 还要考虑附面层的性质。

需要说明的是, 本文不同折转角下的叶型数据是通过简单的改变中弧线而得到的, 对得到的叶型没有进行优化, 因此具有一定的不确定性。加之湍流模型本身的缺点, 在某些情况下可能出现解的异常, 如图 3(c) 中, 弯角为负 20° 的情况和图 8(b) 中冲角为正 10° 的情况。但它们仍符合整体的趋势, 而且在实际设计中它们都不在选择的工作范围内, 因此对本文的结论并无严重影响。

4 结 论

(1) 叶片正弯使得极限流线流谱的奇点数目减小, 从而使得流动趋于简单。叶片反弯使得极限流线流谱的奇点数目增加, 从而使得流动趋于复杂。

(2) 随着叶片折转角的增加, 粘性影响显著增强, 基于正常流的压力分布理论不能完好的解释大分离条件下弯叶片的作用机理, 而必须详细考察叶片弯曲所引起分离形态的变化。

(3) 对于本文的算例, 正弯在不同折转角下有不同的表现, 最佳弯角随着折转角的增加先增加后减小。反弯则始终使叶栅恶化。

(4) 随着冲角的变化, 弯叶片的表现基本保持相同趋势, 但正冲角下叶片弯曲的效果更明显。

(下转第 387 页)

5 结 论

(1) 利用转子叶片排内存在的压差, 周向槽机匣处理的抽吸作用减弱了叶顶间隙泄漏涡, 同时, 被周向槽所抽吸而分离的间隙涡又从转子通道低压区重新进入通道主流, 有效地吹除低压区低能阻塞团, 减小低压区损失, 有效地提高压气机稳定工作裕度。

(2) 周向槽机匣处理虽然提高了该离心压气机的稳定裕度, 但这些改进是以牺牲该离心压气机的效率为代价的, 周向槽内流动的气流与通道主流掺混的损失必然导致压气机的效率降低。可见如何从效率和稳定裕度这两项参数中做到合适的取舍, 这些是需要根据具体情况来决定的。

参考文献:

- [1] Hall E J, Crook A J, Delaney R A. Aerodynamic analysis of compressor casing treatment with a 3-D Navier-Stokes solver [R]. *AIAA* 94-2796.
- [2] 刘志伟, 张长生, 黄建功. 关于周向槽机匣处理的若干观测 [J]. *西北工业大学学报*, 1985, 13(1).

- [3] 楚武利, 卢新根, 吴艳辉. 带周向槽机匣处理的压气机内部流动数值模拟与试验 [J]. *航空动力学报*, 2006, 21(1).
- [4] 刘志伟. 周向槽扩稳处理的流动分析 [J]. *工程热物理学报*, 1990, 11(4).
- [5] Hathaway M D, Chriss R M, Strazisar A J et al. Laser anemometer measurements of the three-dimensional rotor flow field in the NASA low-speed centrifugal compressor [R]. *NASA TP* 3257, 1995.
- [6] Hathaway M D, Chriss R M. Experimental and computational investigation of the NASA low-speed centrifugal compressor flow field [J]. *Transactions of the ASME*, 1993, 115(3): 527~542.
- [7] Chriss R M, Hathaway M D, Wood J R. Experimental and computational results from the NASA Lewis low-speed centrifugal impeller at design and part-flow conditions [J]. *Journal of Turbo Machinery*, 1996, 118(1): 55~65.

(编辑: 郭振伶)

(上接第 366 页)

参考文献:

- [1] 叶大均, 王仲奇. 叶轮机械真实流动损失机理及控制方法的研究 [R]. 国家自然科学基金重大项目“工程热物理中关键性问题的研究”第一部分: 学术研究总结, 1992.
- [2] 邹正平, 赵令德, 陈懋章, 等. 叶轮机械叶片的三维造型及其对叶片气动负荷的影响 [J]. *航空动力学报*, 1998, 13(3).
- [3] Wang Z Q, Lai S K, Xu W Y. Aerodynamic calculation of turbine stator cascades with curvilinear leaned blades and some experimental results [C]. *Symposium paper of 5th ISABE*, 1981.
- [4] 苏杰先, 王仲奇. 叶片的弯扭联合气动成型理论、实验、设计及其应用 [J]. *动力工程*, 1992, 12(6).
- [5] 王仲奇, 郑 严. 叶轮机械弯扭叶片的研究现状及发展趋势 [J]. *中国工程科学*, 2000, 2(6).

- [6] 钟兢军. 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流的实验研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1995.
- [7] Breugelmans F, Carels Y, Demuth M. Influence of dihedral on the secondary flow in a two-dimensional compressor cascade [J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984, 578~584.
- [8] Takahashi Y, Hanatake H, Katoh Y. Experimental and numerical investigations of endwall flow in a bowed compressor cascade [R]. *AIAA* 2005-3638.
- [9] Bogod A B. Direct and inverted calculation of 2D axisymmetric and 3D flows in axial compressor blade rows [R]. *TAGI*, 1992.
- [10] 张华良, 王松涛, 王仲奇. 冲角对压气机叶栅内二次涡的影响 [J]. *航空动力学报*, 2006, 21(1).
- [11] 夏雪瀚, 邓学莹. 工程分离流动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.

(编辑: 郭振伶)