

压气机叶栅中应用弯曲叶片的研究

哈尔滨工业大学 钟兢军* * 苏杰先 王仲奇

【摘要】 从弯曲叶片控制叶栅二次流的机理出发, 讨论了压气机叶栅中应用弯曲叶片的特殊性, 并根据国内外的有关文献和通过实验所取得的研究结果, 分析了压气机叶栅中应用弯曲叶片的国内外研究现状、实际应用情况及未来的发展前景。

主题词: 压气机 叶栅 弯曲 叶片

分类号: V 232. 4

1 前 言

航空发动机发展中, 压气机性能的改善起着十分关键的作用^[1-3]。美国从 1982 年起开始执行名为“高性能涡轮发动机技术”(HPTET) 的计划, 其目标是到 2000 年使美国军用航空及大气层武器系统使用的涡轮发动机推重比增加 1 倍, 即达到 20 左右, 同时油耗下降约 40%^[4]。为此, 研制先进而紧凑的压气机系统; 开发为获得高压比、高效率、有适当喘振裕度以及尽可能较少级数的风扇和压气机所需要的技术就变得相当重要。

减小叶轮机机械动、静叶栅内的能量损失, 合理地利用和控制叶栅通道中二次流的产生和发展, 降低叶栅的二次流损失, 是提高叶轮机效率的重要途径。早在 60 年代起, 各国学者就进行了大量的控制叶栅内气体流动、减少能量损失方法的理论分析与实验研究, 提出的降低叶栅二次流的方法可归纳为^[5]: 改变通流部分几何参数(通道子午收缩与子午面成型方法)、改善做功量分布(可控涡流型)、附面层隔离法、附面层控制法、旋涡控制附面层法、机匣处理法、叶片的端弯与修型、弯曲叶片技术等。利用这些方法, 可以改善叶轮机叶栅中的气流流动状况, 降低叶栅损失。决定二次流大小的因素主要有两个: 一是壁面的粘性效应; 二是壁面压力梯度的大小和方向, 叶栅气动特性好坏取决于壁面静压梯度。如果静压梯度使附面层向一起集聚, 将引起二次流损失急剧增高。在气动负荷较高的叶栅中, 较大的横向和沿流向的逆压梯度不可避免, 叶栅气动特性的好坏主要依赖于展向压力梯高。如果展向静压分布能消除附面层的集聚, 二次流损失会大幅度降低, 采用弯曲叶片恰好可以使展向静压沿叶高重新分布。

2 弯曲叶片的提出与理论发展

弯曲叶片自 60 年代提出^[6]到现在, 叶片的成型和设计理论的发展经历了两个阶段^[7]: (1) 反力度均化理论阶段。在大型汽轮机的末几级, 由于根部反力度与顶部反力度相差极大, 因此, 为了使顶部反力度不致于过大而增加顶部间隙漏气损失, 往往在根部不得不引入负的反力度,

有时可达 20% 以上, 这无疑会恶化动叶根部区域的流动状况。在这种背景下, 人们提出了反力度沿叶高均化理论, 以期提高根部反力度, 降低顶部反力度, 从而改善整个级的气动性能。60 年代至 70 年代初, 使反力度沿叶高均化的方法有内外壳成型、叶片的反扭以及叶片的周向弯曲; (2) 弯扭联合气动成型理论阶段, 也称为附面层迁移理论阶段, 是在 1981 年首次提出的^[8]。文献[8]指出, 决定叶栅内能量损失的主要因素不是反力度沿叶高的分布, 而是叶栅槽道内, 尤其是喉部以后静压沿叶高的分布, 并进而通过数值计算结果表明, 在正弯曲叶栅内(即叶片压力面与端壁成锐角的弯曲叶片叶栅)可以获得在叶栅流道根部区域内为负压力梯度, 而在顶部区域为正压力梯度的“C”型静压分布规律。在此种压力梯度作用下, 叶栅两端附面层内的低能流体被吸入到主气流并被主流带走, 从而降低了两端区的能量损失, 这就是附面层迁移理论的主要内容。这种“C”型压力分布已被许多实验结果所证实^[9]。为了使反力度沿叶高显著地发生变化, 从而提高间隙根部的压力, 同时降低间隙顶部的压力, 以达到改善动叶根部区的流动状况, 减少动叶顶部径向间隙漏气损失的目的, 除叶片弯曲外, 还应将叶片进行反扭曲, 使得间隙内造成的流线反曲率可以导致反力度沿叶高的均化。这种将叶片的弯曲和扭曲合理地匹配成型的方法, 就称之为“叶片的弯扭联合气动成型”。

弯扭叶片这种高性能叶片的出现, 使叶轮机叶片的发展进入了第三个阶段, 即从直叶片→扭叶片→弯扭叶片^[10]。在美国的 HPTET 计划中采用的第一项革命性技术就是“先进的气动热力学”, 而在这项技术中列第 1 位的就是“三维粘性气动热力学模型”, 如“普惠公司的低压涡轮三维复合扭曲导向叶片”^[4]。

3 弯曲叶片在压气机叶栅中应用的研究状况

膨胀叶栅和导向叶栅的研究结果表明^[7]: 采用正弯曲叶片, 叶栅流道内可以得到沿叶高的“C”型压力分布, 它可以显著地降低航空发动机的涡轮导向器和燃气轮机的喷管这类膨胀叶栅中的能量损失; 采用反弯曲叶片, 可在叶栅流道内沿叶高建立起反“C”型压力分布, 它使叶栅中部的叶型表面上的低能流体迁移至两端, 对中部有严重附面层分离的导向叶栅, 采用反弯曲叶片对降低总能量损失可能是有利的; 采用正弯曲叶片可使叶栅两端吸力面与压力面间的压差减小, 而中部的压差增大, 从而减弱端部的二次流, 增大中部作功量。对于端部损失占主要地位的低展弦比叶栅, 只要其中部无分离发生, 采用正弯曲叶片是有利的。

采用弯曲叶片可以有效控制膨胀叶栅和导向叶栅二次流, 大大地改善级特性的方法, 从理论上应该是减少压气机叶栅中端部损失, 消除壁角分离的一条重要途径。但不能简单的技术移植, 两种叶栅内是两类性质不同的流动——涡轮内部的气流是作膨胀加速流动, 叶片的表面附面层不易分离; 而压气机叶栅的气流是作扩压减速流动, 沿流动方向的附面层的正压力梯度, 使得附面层迅速增厚并易于分离。文献[11]指出, 在压气机叶栅中气流折转角小, 因而气流的离心力小, 由它产生的径向压力梯度小, 吸收端壁附面层的效应也就小; 另外由于压气机叶栅是扩压叶栅, 叶型损失比较大, 低能流体吸到主流后还会影响到主流区的流动, 所有这些因素使得在压气机中采用弯曲叶片的效果可能不如透平中明显, 叶片的最佳倾角可能大于透平, 美国 G·E 公司的 E³ 发动机中后掠倾斜的压气机静叶的倾角高达 30°。

国内外学者在压气机叶栅中采用倾斜和弯曲叶片的实验研究方面已取得了一定的成果。Sullivan^[12]在 1980 年进行了低压压气机末级静子中采用具有后掠的周向倾斜叶片的研究。比利时的 Breugelmans 在 1984 年^[13]研究了在低展弦比($h/b=1.0$)的二维压气机叶栅中, 叶片

倾斜对二次流的影响。分别对具有 0° 、 15° 、 25° 和 35° 倾斜角的倾斜叶片压气机叶栅在标准进口附面层和人工加厚附面层条件下进行了实验研究。实验结果表明,在倾斜角很小时,就几乎可完全抑制正倾斜侧二次流的发展,而在另一侧二次流高损失区扩大,流动状况恶化,壁面失速发展成一个向叶栅中部扩展的更大的区域。当叶片倾角为 15° 时,如不考虑尾迹的影响,其根部损失等于进口附面层损失;当倾斜角增大到 35° 时,负倾斜侧的高损失区覆盖了几近 100% 的节距范围。也就是说,在倾斜角超过 15° 时,在两种进口附面层情况下,正倾斜侧损失的减少程度基本不变,但负倾斜侧损失很大并且随倾斜角的加大而增加,对整个叶栅而言,正倾斜一侧所得到的减少损失的益处不足以补偿负倾斜侧损失的增大。在标准进口附面层条件下,展向最小损失处的扩压因子 DF 从倾斜角为 0° 时的 0.29 增大到 35° 时的 0.33,轴向速比 AVR 由 1.15 变化到 1.19。对人工加厚附面层情况,最低 DF 值为 0.24 而最高 AVR 为 1.21。叶栅出口气流角在叶片倾斜时在正倾斜侧有所降低。1985 年他进一步对直叶片、直线倾斜叶片 ($15^\circ S$),正弯曲叶片 ($15^\circ CO$) 和反弯曲叶片 ($15^\circ CA$) 在进气角 $40^\circ \sim 60^\circ$ 范围内进行详细的实验研究,同时也考虑了来流附面层的影响^[14]。实验结果表明, $15^\circ S$ 叶栅在不同的进口附面层状态下,总压损失得到改善;在接近失速冲角时损失急剧上升,只有对人工加厚附面层情况时损失才有所下降。对弯曲叶栅 $15^\circ CO$,在参考进口附面层,损失没有得到改善;损失的明显降低是在 $+6^\circ$ 冲角和失速冲角范围之间得到的。人工加厚附面层时,冲角的范围与常规叶片的变化趋势一致,为了减少损失,应避免零冲角和负冲角。 $15^\circ CO$ 显示出叶栅中部处的损失增高和更厚的尾迹,这是由叶片力的径向分力造成的。在正冲角下可见到叶栅中部处有局部分离存在;叶栅中部的扩压因子由于流管发散而增加。在参考进口附面层状态下, $15^\circ CA$ 的研究表明,总压损失比常规直叶栅有所改善。因此, Breugelmans 指出,正确的、适当的二面角(倾斜角)的应用可改善端壁区域的流动并在中等冲角与失速冲角之间,展向平均损失有明显的改善,他确定的合适的倾斜角为 15° 。

Weingold^[2]通过对三级实验压气机的计算和实验,考察了弯曲静叶对压气机静子端壁损失的影响,采用了可控扩散叶型、端弯及第二代可控扩散叶型。实验结果表明,弯曲静子在流场中产生的径向力减小了吸力面角区的扩散速率,进而延缓和消除角区分离的形成。角区分离的消除可以使端壁区域中的静子叶片在没有过早分离的条件下工作,这样可以使损失降低,减小阻塞和使气流得到更大的转折。由角区分离的消除所带来的总的压气机效率的提高可达 1% 或者稍多一点。由弯曲静子的采用所引起的压力分布与端部角区的粘性流场存在很强的相互作用, 3-D N-S 计算也证实了对弯曲静子效率所带来的益处。

在压气机中应用弯曲叶片并取得卓有成效的实验结果是俄罗斯 Bogod 等人 1992 年的工作^[3]。Bogod 等人利用多级压气机中典型的

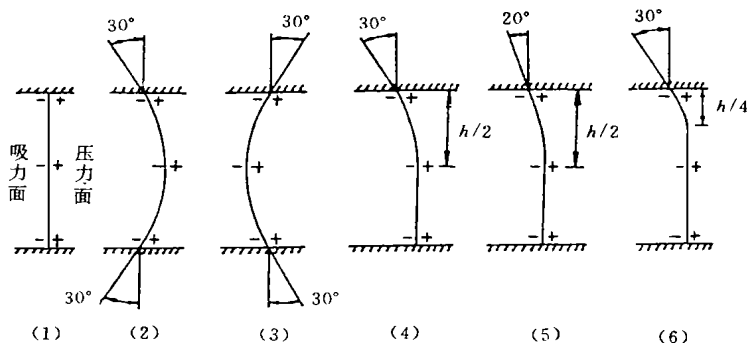


图 1 Bogod 采用的 6 种不同弯曲导叶的积迭线

中亚音速级,研究了 6 种不同弯曲型式(见图 1)的出口导叶栅。在实验时,沿叶高平行于轴线方向叶型不变,其它几何参数也保持不变。级的试验显示出对所有 5 种弯曲叶片的变形级,总的气动特性有所改善:(1)对 2, 4, 5, 6(不同的正弯曲方法),在优化的工况范围内,级效率提高 1.0%~1.5%(见图 2);(2)改型 3(反弯曲叶片)的级效率提高的最大值为 2.0%~3.0%,在所有特性区域中都是如此(图 2);(3)用旋转失速表示的级的稳定工作边界的位置对任何一种积迭线形式基本上没有发生变化;(4)级特性的改变是由于沿叶高和弦向的气动负荷的再分配,这样就改变了附面层的发展和二次流的形成;正弯曲叶栅(叶片 2)在平均半径处变得相对过载,顶部的速度分布得到改善,而反弯曲叶栅则相反;(5)导叶弯曲不仅影响此排叶栅的功而且也改变了前一排动叶的特性;叶片尾迹由于导叶弯曲所引起的不均匀流动,流动特性会发生变化;(6)3 的损失降低是最大的。

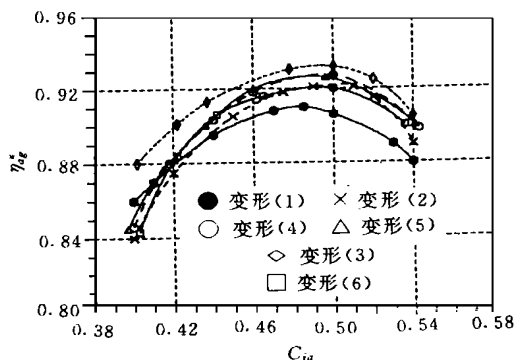


图 2 级效率与空气流量系数间的关系^[3]

国内在压气机叶栅中采用弯曲叶片的研究开始于 90 年代初,目前已取得了一定的研究成果^[15-25]。研究采用的是 NACA 65-24A₁₀₋₁₀ 系列叶型叶片组成的平面叶栅,在低速风洞上对常规直叶栅、正倾斜 25 叶栅、25 正弯曲叶栅、25 反弯曲叶栅以及根部正倾斜 25 而顶部负倾斜 25 的复合弯曲叶栅(S 型叶栅)进行了实验研究。实验考察了不同冲角下叶片倾斜和弯曲对压气机叶栅出口流场的影响^[15-20]和叶片表面及端壁静压的影响^[21,22],分析了不同叶栅进口附面层厚度和叶栅稠度下弯曲叶片压气机叶栅气动特性的变化^[23,24],并对采用弯曲叶片降低叶栅损失进行了涡动力学机理分析^[5,25]。文献[5, 17-22]的实验结果表明:在所采用的实验条件和几何参数下:(1)在常规直叶片压气机叶栅中,叶栅的通道涡较强,出口集中脱落涡和角区分离泡的存在,造成了叶栅两端区较高的二次流损失,并且随来流冲角的提高,旋涡出现破裂,二次流损失进一步上升^[25]。(2)采用正倾斜叶片使叶栅根部区域的通道涡加强,角区分离消失,叶片吸力面上气流分离由直叶片的鞍点/螺旋点分离转变为鞍点/结点分离,根部区域二次流损失降低;顶部区域由于通道涡减弱和由根部区域迁移而来的低能流体的大量堆积,已发展成为严重的角区分离,旋涡已失稳破裂,高损失区域扩大。冲角增大时,高损失区更向展向和横向扩展,叶栅的总损失在所有冲角下均高于直叶栅。(3)正弯曲叶片的采用,在叶栅中建立了沿展向的叶栅中部压力低而两端区压力高的“C”型压力分布,两端通道涡得到加强的同时,两端角区的分离消失,两集中脱落涡向叶栅中部移动且尺度和强度有所加大,叶栅中部二次流损失相应提高。正弯曲叶栅两端叶片负荷降低,中部的叶片负荷提高,出口气流角沿展向分布有所改善,扩压因子沿展向分布均匀,在正冲角下正弯曲叶栅的总损失降低。为降低损失,正弯曲叶栅应避免在零冲角和负冲角下使用,这个结果也是与 Breugelmans 实验结果一致的^[14]。(4)反弯曲叶片的采用,减弱了叶栅的通道涡而加大了叶栅两端区的角区分离泡,但集中脱落涡的强度和尺度降低并减弱为尾缘出口脱落涡,且由于叶栅中部处流线的收缩而更靠近叶栅中部,通道涡和脱落涡的破裂消失,叶栅中二次流损失降低。冲角增大时,叶栅中二次流损失降低得更大,叶栅总损失比直叶栅的总损失降低,在 +10 冲角时达到 29.03% (参见图 3)^[19]。另外,反弯

曲叶栅出口气流角沿展向的均匀分布也将使其与下游叶栅的匹配更为合理。(5) S 型叶片综合了正弯曲叶片和反弯曲叶片的一些特点,根部区域二次流损失降低而顶部区域二次流损失提高,但叶栅总损失在所有冲角下与直叶栅相比并未得到降低。(6) 倾斜和弯曲叶片的采用,重组了压气机叶栅中的压力场和旋涡运动结构,叶栅流场结构改变。

对不同叶栅稠度下压气机叶栅中采用弯曲叶片的实验结果表明^[23],随叶栅稠度的增加,叶栅总损失在大部分冲角下呈不断增高的趋势。正弯曲叶栅的最小损失冲角出现在正冲角下,而且低损失系数区增宽;反弯曲叶栅的最小损失冲角出现在负冲角下。正弯曲叶栅为降低损失,在实验所采取的叶栅参数下,其叶栅稠度应低于直叶栅相应的叶栅稠度,取在 1.33~2.0 之间;反弯曲叶栅在叶栅稠度为 1.8~2.0 之间具有良好的冲角特性,且叶栅损失比直叶栅降低。而正弯曲叶栅在参考进口附面层和人工加厚附面层条件下,零冲角时未见叶栅损失的降低,而反弯曲叶栅在参考进口附面层条件下叶栅损失得到降低^[24]。

4 压气机中弯曲叶片的实际应用及进一步工作

通过以上论述可以看出采用弯曲叶片的好处:(1)它是“硬性”控制,迫使气流按设计者的意图流动;(2)它施控制于流动的全过程,从叶栅的进口直致出口;(3)在多级叶轮机械中,它易于连续地实现,不仅在静叶中,而且在动叶中,没有区域性限制。采用弯曲叶片可以达到控制径向压力梯度的目的,重组沿叶高的二次流,消除附面层堆积或避免旋涡的汇合,从而有效地控制叶片表面径向二次流和端壁横向二次流发展,降低端部流动损失。这有助于消除端部壁角区的失速,提高间隙站顶部的压力和降低顶部区域气流马赫数,前者可使压气机叶片径向间隙漏气损失减小,后者可以削弱压气机叶尖区域的激波强度,降低激波损失。在航空发动机的高、低压压气机工作匹配中,低压压气机的末级静叶采用后掠倾斜叶片具有特殊的贡献。由于根部静压较高,从而改善了过渡段内的扩压流动,对防止压气机喘振或增加喘振裕度有重要的作用。基于这个原因,美国通用电力公司在其最先进的 E³ 发动机中采用了这一先进技术^[13],改善了高、低压压气机中间过渡段的气动性能。美国普·惠公司为装备波音 777 飞机所研制的 PW 4084 发动机的一级风扇叶片、七级低压和十一级高压压气机的静子导流叶片全部采用具有可控扩散叶型的三维弯曲造型的端弯叶片,实验证明壁面的扩散损失减小,推力由原来 322 kN 提高到 397 kN,效果是明显的^[26]。横跨三大洲的国际合作涡扇发动机—V 2500,是国际航空发动机公司的先进产品^[27,28],压气机叶片设计采用了端部弯曲的可控扩散叶型。叶片端部弯曲的叶型适于低速环形附面层气流,可减少二次流并控制涡系的形成。试验表明,效率提高了 1%,高压压气机喘振边界提高了 6%。沈阳航空发动机制造公司、沈阳发动机研究所、北航和 011 基地第二设计所也将端弯叶片、倾斜叶片、端削叶片应用于航空发动机的压气机叶栅中,取得了很好的效果^[29-31]。

要在压气机中应用弯曲叶片来降低损失、改善叶栅气动性能、提高效率,需要进一步开展环型叶栅实验和压气机级实验并深入开展采用弯曲叶片降低损失机理的研究。研究中应当解

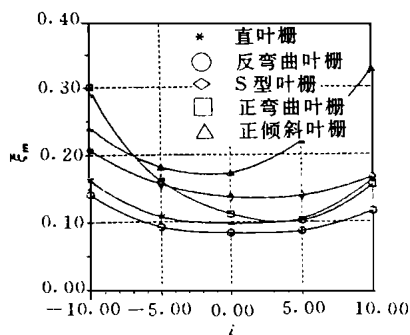


图 3 叶栅总损失与来流冲角的关系^[5]

决采用弯曲静叶片与动叶片的匹配原则, 叶片的弯向与弯量的确定原则及子午型面、侧型面^[32]与回转面之间的综合优化成型及与可控扩散叶型(CDA)、端弯^[33]和叶片前缘后掠^[34]等项新技术的综合优化目标准则的确定。不失时机地在改型和新型发动机中采用弯扭叶片的研究, 会使我国在这方面的研究继续保持领先地位。勿用置疑, 这些技术的实现, 将会显著地提高压气机的效率, 使我国的发动机气动性能提高到发达国家 90 年代的水平。

参 考 文 献

- 1 陈矛章 航空叶轮机械的气动力学问题 气动热力学发展战略研讨会专题报告汇编, 北京: 1989: 1- 7
- 2 Weingold H D, Neubert R J, et al Reduction of Compressor Stator Endwall Losses through the Use of Bowed Stators ASME Paper 95- GT- 380
- 3 Bogod A B, et al Direct and Inverted Calculation of 2D Axisymmetric and 3D Flows in Axial Compressor Blade Rows TSA G I, Moscow, Russia, 1992
- 4 蒋洪德 美国航空发动机和计算流体力学发展情况介绍 气动热力学发展战略研讨会专题报告汇编, 北京: 1989: 29- 36
- 5 钟兢军 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的试验研究 [博士学位论文] 哈尔滨工业大学, 1995
- 6 Deich M e, Gubalev A B, et al A New Method of Profiling the Guide Vane Cascade of Stages with Small Ratios of Diameter to Length Teplenergetika, 1962, (8): 42- 46
- 7 王仲奇, 苏杰先等 叶片栅内减小能量损失机理研究的新进展 工程热物理学报, 1994, 15(2): 147- 152
- 8 Wang Zhongqi, Lai Shengkai, et al Aerodynamic Calculation of Turbine Stator Cascades with Curvilinear Leaned Blades and Some Experimental Results Symposium Paper of 5- th ISABE, India, 1981
- 9 Han Wanjin, Wang Zhongqi Relationship between Static Pressure Distribution on Walls and Secondary Flow Losses in Rectangular Turbine Stator Cascades with Leaned and Curvilinear Blade at Different Incidences INTERFLUID 1st International Congress on Fluid Handling Systems, Germany, 1990
- 10 Kobayashi K, Honjo M, et al Verification of Flow Pattern for Three- Dimensional- Designed Bladse MECH E C423/015, 1991
- 11 苏杰先, 冯国泰等 弯曲叶片在压气机中的应用 工程热物理学报, 1990, 11(4): 404- 407
- 12 Sullivan T S, et al Energy Efficient Engine Fan Test Hardware Detailed Design Report NASA CR- 165148, 1980
- 13 Breugelmans F A H, Carels Y, et al Influence of Dihedral on the Secondary Flow in a Two- Dimensional compressor Cascade ASME J. of Engineering for Gas Turbine and Power, 1984, 106(3): 578- 584
- 14 Breugelmans F A H, et al Influence of Incidence Angle on the Secondary Flow in compressor Cascade with Different Dihedral Distribution ISABE, Beijing, China, 1985: 85- 7078
- 15 尚尔兵, 苏杰先等 有周向倾斜叶片的压气机叶栅的实验研究 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集, 索溪峪: 912035, 1991:
- 16 Shang Erbing, Wang Zhongqi, et al The Experimental Investigation on the Compressor Cascades with Leaned and Curved Blade ASME Paper, 1993: 93- GT- 50
- 17 钟兢军, 苏杰先等 叶片倾斜和弯曲对扩压叶栅出口流场的影响 工程热物理学报, 1995, 16(1): 29- 34
- 18 钟兢军, 苏杰先等 不同冲角下弯曲扩压叶栅出口流场的实验研究 工程热物理学报, 1995, 16(3): 284- 289
- 19 钟兢军, 王仲奇等 反弯曲扩压叶栅降低二次流损失的实验研究 工程热物理学报, 1997, 18(1): 54- 57
- 20 钟兢军, 苏杰先等 从扩压因子看叶片倾斜和弯曲对扩压叶栅出口流场的影响 哈尔滨工业大学学报, 1994, 25(5): 30- 33
- 21 钟兢军, 苏杰先等 弯叶片扩压叶栅壁面静压分布的实验研究 航空动力学报, 1994, 9(3): 255- 258
- 22 钟兢军, 苏杰先等 不同冲角下弯叶片扩压叶栅壁面静压的实验研究 航空动力学报, 1995, 10(4): 365- 368
- 23 钟兢军, 王菁等 稠度对弯叶片压气机叶栅特性的影响 航空动力学报, 1997, 12(2):
- 24 钟兢军等 进口附面层厚度对弯叶片扩压叶栅损失的影响 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集, 1996
- 25 钟兢军, 苏杰先等 压气机叶栅壁面拓扑和二次流结构分析 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集, 珠海: 1996
- 26 肖柳 系列化发展的 PW 4084 型发动机 国际航空, 1992, (6): 50- 52
- 27 横跨三大洲的国际合作计划—V 2500 涡扇发动机 国外航空技术, 发动机, 1986, (1): 23- 29
- 28 Tubbs H, Rea A. Aerodynamic Development of the High Pressure Compressor for the IAE V 2500 Aeroengine Mech E C423/023, 1991
- 29 鲍秀珍 端弯技术在压气机上的应用 中国航空学会第七届叶轮机械学术会议, CSAA 94- PT- 42, 成都, 1994
- 30 高金满 倾斜叶片在某型发动机上的初步应用 航空动力学报, 1990, 5(2): 113- 117
- 31 蔡运金, 钟玉玲等 应用端弯叶片增加压气机喘振裕度 航空动力学报, 1988, 3(3): 215- 218
- 32 王仲奇 一代新型轴流式透平机械叶片—叶片的弯扭联合气动成型理论及其实验结果 工程热物理与能源利用学科, 气动热力学发展战略研讨会专题报告汇编, 北京: 1989: 55- 65
- 33 李喜宏, 吴国华等 压气机叶栅端壁流控制的试验研究 航空动力学报, 1993, 8(2): 31- 34
- 34 Tweed D L, Okiishi T H, et al Stator Endwall Leading Edge Sweep and Hub Shroud Influence on Compressor Performances ASME Paper, 1986: 86- GT- 197

FULL - LENGTH PAPERS

AEROELASTIC TAILORING FOR ROTOR BLADES OF TRANSONIC SWEEP FANS

Zhou Sheng, Yuan Wei, Guo Enm in

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT In order to raise the fan stage pressure, as an important measure to enhance engines thrust/weight ratio, there are two restrictive factors: First of all, the increase of rotor tip wheel speed will strengthen the shock waves in rotor passages, which decrease the efficiency. Then the strengthened shock waves could induce the onset of stall flutter. For the turbofans with small bypass ratio, the stall flutter is the main type of aeroelastic instabilities in the transonic fans. Both the above-mentioned two restrictive factors for raising the stage pressure ratio are correlated closely with 3D shock wave structure and the largescale separation zone induced mainly by 3D interaction of the shock wave with boundary layer. However, the 3D shock wave structure inside rotor passages is correlated with the spatial curve of rotor blade leading edge closely. So, how to design the spatial curve of blade leading edge becomes an important frontier problem of the turbomachinery aerodynamics. During designing process of some modern transonic swept fans, a kind of integrated aerodynamic/aeroelastic tailoring program has been used. The aeroelastic tailoring, a main part of the integrated tailoring, is described, and an example has been shown in this paper.

Key Words Fans Aeroelasticity Flutter Transonic aerodynamics
Shock wave structure

A SURVEY ON APPLICATION OF CURVED BLADES TO COMPRESSOR CASCADE

Zhong jingjun, Su Jiexian, Wang Zhongqi

(College of Energy, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT Based on the mechanism of controlling the secondary flow with the help of the curved blades in turbomachinery, the specificities of application of the curved blades to the compressor cascade are considered. A survey on current situation of the research, practical application and prospects of the curved blades for compressor cascades is made according to the works published at home and abroad, as well as the results of our experimental investigations.

Key Words Compressors Cascades Curved blades