

文章编号: 1000-8055(2007)03-0465-06

弯曲及局部修型对大折转角扩压叶栅性能的影响

李绍斌, 苏杰先, 冯国泰, 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: 通过数值模拟对具有 51° 叶型折转角的环形扩压叶栅进行了研究. 将外流飞行器上控制附面层流动的基本思想和修型措施应用于弯叶片的局部修型, 结合近壁面附面层流动和总压损失对比分析了大折转角扩压叶栅采用直叶片、弯叶片和局部修型弯叶片的气动性能. 结果表明: 在大折转角、高亚声速气流进口条件下, 局部修型弯叶片能更有效的控制大逆压梯度下叶栅内附面层的发展, 提高叶栅气动性能.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 大折转角; 局部修型; 扩压叶栅; 弯叶片

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effect of blade bowing and local modification on high-turning angle compressor stator performance

LI Shao-bin, SU Jie-xian, FENG Guo-tai, WANG Zhong-qi

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

Abstract: This paper presents a numerical study of a high-turning angle compressor stator with 51° . The main ideas and local modification to achieve better control of boundary layer flow in aircraft are applied to the contouring of bowed stator. The skin friction line of suction side and total pressure loss are discussed in the straight blade, bowed blade and local modified bowed blade. The results show that the local modified bowed blade can effectively control the boundary layer flow and it is applicable to the boundary conditions of high adverse pressure gradient, high-turning and high subsonic inlet velocity.

Key words: aerospace propulsion system; high-turning angle; local modification; compressor stator; bowed blade

为研制高性能的航空发动机, 提高发动机推重比, 降低耗油率, 扩大稳定工作范围, 要求发动机的旋转部件(压气机和涡轮)的设计具有更高的气动性能. 采用高负荷叶栅能有效的减少压气机和涡轮的级数, 从而缩小发动机的结构尺寸和重量, 成为研发高性能发动机的一个有效措施. 美国 IHPTET 计划的提出使得发动机中压气机部件

的设计面向高负荷甚至超高负荷方向发展, 进而达到减少级数、缩小发动机尺寸、提高推重比的目的. 在压气机中, 大折转角静叶栅允许动叶出口气流更高的周向速度, 具有更强的扩压能力和对气流的折转能力, 将是高负荷压气机设计采取的重要措施之一.

在压气机叶栅中, 一般把叶型折转角超过

收稿日期: 2006-03-09; 修订日期: 2006-05-22

基金项目: 国家自然科学基金重点项目资助(50236020)

作者简介: 李绍斌(1980-), 男, 河南新乡人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学的研究.

43 的叶栅称为大折转角叶栅,国外对这类高负荷叶栅的研究起步较早,Bryce 等人^[1]在 1995 年发表了对英国 R·R 公司多级跨声速压气机中 C148 单级跨声风扇的研究结果.在 C148 跨声风扇中,静叶根部叶型的最大折转角约 60°,实验和 Emmerson^[2]的数值模拟结果发现,静叶在大转角条件下较强的二次流和大的逆压梯度造成根部区域的严重分离,导致级效率下降,实验测量效率比设计低了 3.5%.Calvert 和 Emmerson^[3]在 C148 的基础上进一步提高设计指标,重新设计了一个具有大折转角静叶的高压比跨声风扇级,实验结果表明静叶达到了设计要求的气动性能.Friedrichs^[4]对一级高负荷低速轴流压气机进行了实验研究,采用的常规设计静叶和根部前掠静叶叶型折转角均超过 60°,结果表明:在大折转角条件下,具有根部前掠静叶的级性能优于常规设计静叶的,尤其在小流量系数工况下,效率高约 10%,流场显示根部前掠静叶能有效的抑制和延缓吸力面下端壁角区的分离,有益于压气机喘振裕度的提高.

文献[5-7]对平面大折转角扩压叶栅进行了不同方面的研究,包括了不同马赫数、不同湍流强度、不同叶型几何、定常流动和非定常尾迹干扰流动等方面.研究结果对大折转角扩压叶栅在压气机中的应用具有实际的借鉴和指导意义.

国内对高负荷压气机的研制已经取得初步成果^[8],863 高负荷风扇级已经研制成功,实验结果中的风扇级部分性能参数超过了设计预期目标,文献[8]中给出了具体的总性能参数,并和美国 HTFC 计划和 NAFcot 计划研究的同类风扇进行了比较.

本文采用数值模拟的方法对具有 51°叶型折转角的环形扩压叶栅进行了研究,并将外流飞行器中控制附面层流动的基本思想和修型措施^[9]应用于弯叶片的三维成型中,对弯叶片进行局部修型.文章详细分析了在高亚声速进口条件下静叶采用直叶片、弯叶片和局部修型弯叶片的叶栅气动性能.结果表明:在大折转角、高亚声速进口条件下,局部修型弯叶片对叶栅内的扩压流动具有较强的控制能力,能更有效地控制逆压梯度下吸力面附面层的发展,抑制附面层分离的发生,降低损失,提高了叶栅的气动性能.

1 叶栅几何参数及数值方法

1.1 叶栅几何参数

环形叶栅以某型涡扇发动机的压气机部件中

的静叶为背景,基本几何参数和气动参数在表 1 中详细列出.直叶片、弯叶片和局部修型弯叶片的主要几何参数相同,直叶片与弯叶片积迭线如图 1 所示,直叶片积迭线为径向线,弯叶片根部 2°的反弯曲角度,顶部 18°的正弯曲角度,弯曲积迭线是经过优化设计后得到的.

表 1 环形叶栅基本参数

Table 1 Compressor stator geometrical parameters

中径处弦长/mm	52.0
叶高/mm	40.2
叶片数	38
叶型折转角/(°)	51.0
外径/mm	280.4
进口气流 Mach 数	0.72~0.8
进口气流冲角/(°)	2.0
设计流量/(kg/s)	9.10

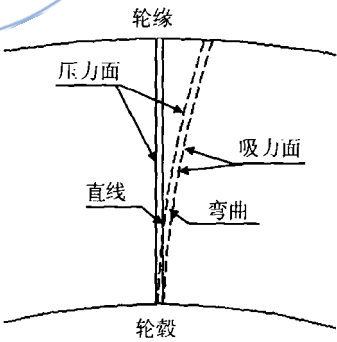


图 1 直、弯叶片积迭线

Fig. 1 Straight and bowed blade stack lines

1.2 数值方法

数值方法采用 NUMECA 系列软件包,叶栅流道空间离散网格使用 IGG/ AutoGrid 模块生成,采用 H-O-H 型结构网格,分别对应网格节点数(周向×径向×轴向)为 41×65×9(H),33×65×265(O),65×65×33(H)共 731 835 节点,如图 2 所示.加密靠近壁面区域的网格,壁面第一层网格 $y^+ < 3$. N-S 方程求解器采用 FINE/ TURBO 模块,对三维定常流场进行模拟,空间离散采用二阶迎风差分格式辅以矢量通量分裂算法,4 阶 Runge-Kutta 法时间推进迭代求解,全多重网格

法和局部时间步法加速收敛,湍流模型采用低雷诺数 Spalart-Allmaras 模型。

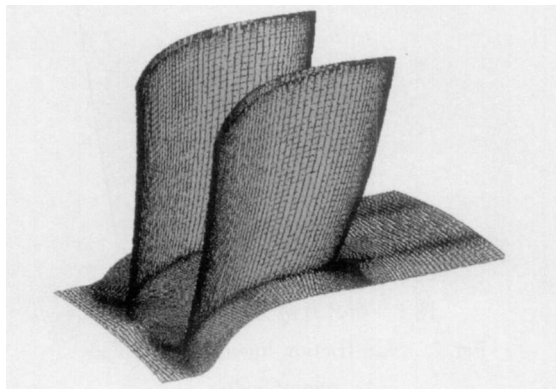


图2 环形扩压叶栅计算网格

Fig. 2 Computational mesh of blade passage

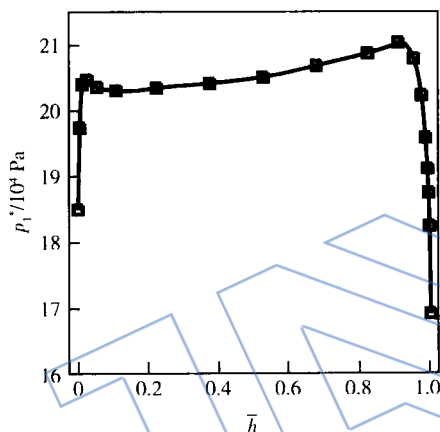


图3 进口总压沿叶高分布

Fig. 3 Inlet total pressure along blade height

计算边界条件给定叶栅进口总温 355 K,进口总压如图3所示给定沿叶高分布,气流角为 -43.0° ,出口给定中径处静压 172 500 Pa,考虑径向压力梯度,采用完全径向平衡方程.考虑与上游某型风扇转子的匹配,取风扇转子设计点出口绝对总压作为所研究静叶的进口总压.进口总压分布规律在叶根和叶顶处较低,相当于进口存在端壁附面层.进口边界与静叶前缘的轴向距离大于动静叶的轴向间距,这样适当的延长进口边界是为了尽量避免数值计算中有反射边界条件带来的影响.对直叶片、弯叶片和局部修型弯叶片流场模拟采用相同的网格结构、计算方法和气动边界条件。

2 局部修型

几何修型是在外流飞行器上常见的控制附面层分离的措施.长时期以来,控制附面层分离的基本思想主要是防止分离,尽可能避免分离出现,或

尽可能推迟分离发生.为此,或是设法使附面层中气流获得高能量,或是设法降低逆压梯度,以使附面层中的气流克服逆压梯度而抵御分离.在外流中钝物体绕流的几何修型措施包括前体修型、加导流片和后体修型等方面,这些措施可以大大减小分离区,使阻力显著下降.本文将外流中控制附面层分离的基本思想和修型措施应用于叶片的三维成型中,对大折转角弯曲扩压叶栅进行局部修型,对大逆压梯度下吸力面附面层流动进行控制,进而达到降低损失提高叶栅气动性能的目的。

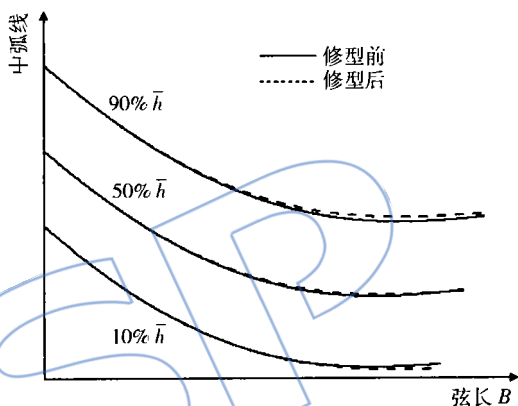


图4 中弧线对比

Fig. 4 Comparison of camber line

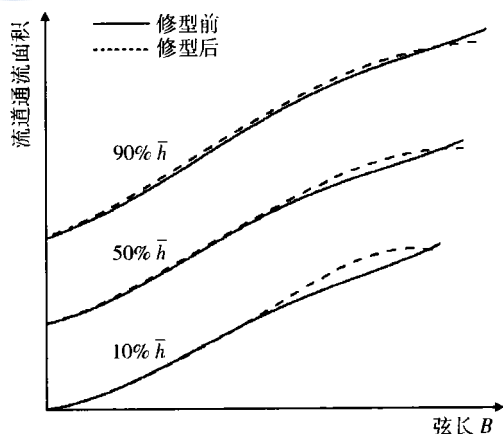


图5 流道通流面积对比

Fig. 5 Comparison of passage area along chord

为保证叶栅内三维流场不发生较大的改变,保持基本相同的叶片气动负荷,对大折转角弯曲静叶的后半弦长进行局部修型.局部修型包括2个方面:

- (1) 对叶片后半弦长的叶片厚度分布规律进行修整;
- (2) 对叶片后半弦长的叶片中弧线曲率进行修整.综合采用这两个措施,在不改变叶片主要几何参数(弦长、节距、叶高等)的前提下,控制相邻

叶片间后半弦长区域通流面积沿流向的变化率和叶型折转角沿流向的变化率,同时适当调整叶片局部的出口叶型角保持修型前后叶栅的出口气流角基本不改变,满足和下游叶栅的匹配.沿叶高方向修型措施与叶栅内局部区域的流动相关,图4和图5给出了修型前后3个叶高上的中弧线规律和流道通流面积的对比,修型后降低了后半弦长通流面积沿弦向的变化率,在10%叶高上接近尾缘区域的通流面积略微收缩,这对削减吸力面附面层排挤厚度是很有益处的.局部修型对大折转角弯曲扩压叶栅内流动的改善效果在下面的流场分析中详细给出.

3 对比结果分析

图6~图8给出了各叶片吸力面壁面的摩擦力线.在大折转角扩压叶栅中,大的横向压差造成较强的通道涡,从吸力面的摩擦力线可以清楚看出通道涡在叶栅内的发展过程.直叶片叶栅中叶片根部的负荷较高,横向压差造成下端壁大量低能流体向叶片吸力面迁移,在通道涡的作用下沿吸力面向叶展中部迁移,达到中径处,径向迁移的附面层低能流体在沿流向的逆压梯度下形成局部的回流区,增加了25%~40%叶高范围的损失.在叶片顶部同样存在较强的通道涡作用,逆压梯度下沿吸力面迁移的附面层在3/4弦长处发生分离,图6中清晰可见分离区的范围.分离区低能流

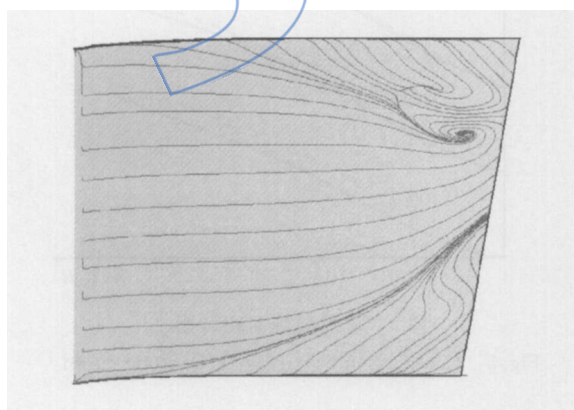


图6 直叶片吸力面摩擦力线

Fig.6 Skin friction line of straight blade
suction side

体在逆压梯度下的回流、吸力面附面层低能流体和通道涡及三者的掺混造成70%叶高以上较大的损失,从图9中周向平均总压损失系数沿叶高的分布可以清楚看出这一点.叶片弯曲后,根部有2°的反弯角,叶片负荷稍有增加;顶部有18°的

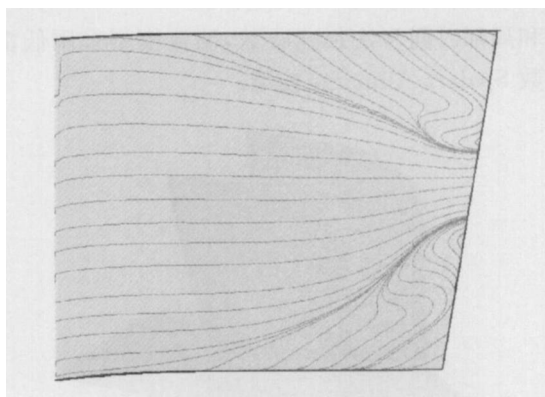


图7 弯叶片吸力面摩擦力线

Fig.7 Skin friction line of bowed blade
suction side

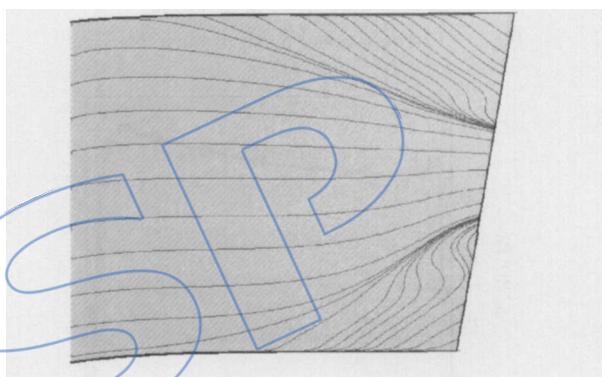


图8 局部修型弯叶片吸力面摩擦力线

Fig.8 Skin friction line of modified bowed blade
suction side

正弯角,叶片负荷下降较明显,上端壁的横向压差相对直叶片的降低,端壁横向迁移的低能流体减少.叶片弯曲改变了叶栅内的三维压力场分布,图7中从根部径向迁移的附面层低能流体达到45%叶高,在尾缘附近仍然存在局部的回流区,且回流趋势比直叶片的稍有增强,这是由于反弯曲后根部负荷稍有增加造成的.而在上半叶展,附面层流动得到了控制和改善,消除附面层分离区,仅在靠近尾缘的70%~80%叶高存在局部的回流区,与直叶片相比,显著的降低了70%叶高以上的损失.同时,弯曲使得叶展中部的负荷增加,吸力面增厚的附面层和尾迹及二者的掺混造成的损失比直叶片的有所增加,图9中20%~75%叶高弯叶片的损失高于直叶片的.叶片弯曲能有效控制附面层的流动,抑制了分离,避免了由于分离造成的更大的损失,改善了逆压梯度下叶片吸力面的附面层流动.

将局部修型措施应用到弯叶片中,修型后的弯叶片使叶片吸力面区域的流场得到了进一步的改善.图8给出了弯叶片局部修型后吸力面壁面

的摩擦力线.显然,修型后的弯叶片消除了吸力面附面层低能流体在逆压梯度下形成的局部回流区,沿吸力面径向迁移的附面层低能流体在流动方向上具有很强的一致性,避免了低能流体在吸力面角区的堆积,消除了回流区低能流体和主流的掺混损失.局部修型通过控制相邻叶片间后半弦长区域通流面积沿流向的变化率和叶型折转角沿流向的变化率,改变了叶片后半弦长近吸力面的压力场、径向压力梯度和尾缘附近的逆压梯度,有效的控制了叶片近尾缘处吸力面附面层的增厚速度.与弯叶片相比,局部修型弯叶片在 15 %~80 %叶高的损失有所降低,三维压力场分布的改变使得上、下通道涡造成的吸力面的分离线高度有所下降,只有 1/3 叶高,避免了 30 %~70 %叶高的附面层低能流体和通道涡掺混造成损失.

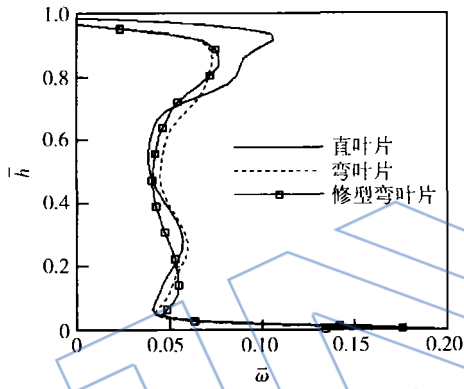


图 9 总压损失系数沿叶高分布
Fig. 9 Total pressure loss coefficient distribution along blade height

图 9 中 96 %叶高以上的损失为负值,这是由于叶栅内流动的径向掺混造成的.在叶栅出口处,

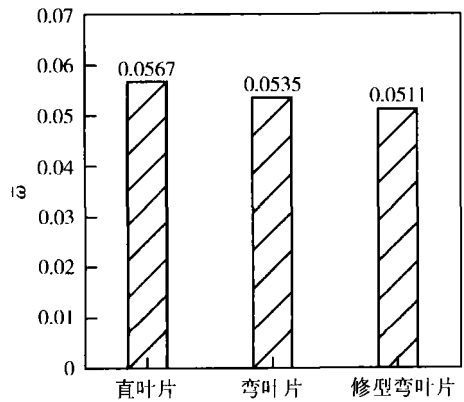


图 10 总损失对比图
Fig. 10 Comparison of total pressure loss coefficient

进口端壁附面层在横向压差的作用下已迁移至叶片吸力面附近,径向掺混使得上端壁区域再生附面层具有比进口更高的总压,因此总压损失会出现局部的负值.图 10 给出了采用直叶片、弯叶片和局部修型弯叶片的扩压叶栅的总损失对比图,直叶片中存在附面层分离,总损失最大,叶片弯曲后抑制了附面层分离,总压损失下降约 5.6 %,局部修型弯叶片进一步控制和改善了逆压梯度下附面层沿流向的发展,总压损失比直叶片下降约 10 %.

4 结 论

本文对大折转角环形扩压叶栅气动性能的研究结果表明:

- (1) 在大折转角和高亚声速进口条件下,直叶片对大逆压梯度下附面层流动的控制能力有不足之处,不能满足高负荷叶栅气动性能的要求.
- (2) 弯叶片改变了三维压力场,能有效地控制附面层流动,抑制分离,改善叶片近吸力面的流动,与直叶片相比,总损失下降约 5.6 %,但其对吸力面径向迁移附面层低能流体在逆压梯度下的局部回流的控制能力不足.
- (3) 在弯叶片的基础上应用局部修型措施,控制后半弦长的扩压过程,能有效控制和改善弯叶片吸力面附面层的发展,抑制大逆压梯度下附面层低能流体在吸力面的局部回流,更进一步提高弯叶片的性能,与直叶片相比,总损失下降约 10 %.因此,考虑局部修型措施的大折转角弯叶片的应用是减少压气机级数、缩短发动机尺寸、提高推重比和部件性能的一个有力措施.

参考文献:

[1] Bryce J D, Cherrett M A, Lyes P A. Three-dimensional flow in a highly loaded single-stage transonic fan [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 22-28.

[2] Emmerson P R. Three-dimensional flow calculations of the stator in a highly loaded transonic fan [R]. ASME Paper 96-GT-546, Birmingham, 1996.

[3] Calvert W J, Emmerson P R, Moore J M. Design, test and analysis of a high-pressure-ratio transonic Fan [R]. ASME Paper GT2003-38302, Atlanta, 2003.

[4] Friedrichs J, Baumgarten S, Kosyna G, et al. Effect of stator design on stator boundary layer flow in a highly loaded single-stage axial-flow low-speed compressor [R]. ASME Paper 2000-GT-616, Munich, 2000.

[5] Boese M, Fottner L. Effects of riblets on the loss behavior of a highly loaded compressor cascade [R]. ASME Paper GT-2002-30438, Amsterdam, 2002.

- [6] Douglas J W, Li S M, Song B, et al. Effects of freestream turbulence on the losses of a highly loaded compressor stator blade[R]. ASME Paper GT2003-38604, Atlanta, 2003.
- [7] Hilgenfeld L, Pfitzner M. Unsteady boundary layer development due to wake passing effects on a highly loaded linear compressor cascade[R]. ASME Paper GT2004-53186, Vienna, 2004.
- [8] 刘宝杰, 邹正平, 严明, 等. 叶轮机计算流体动力学技术现状与发展趋势[J]. 航空学报, 2002, 23(5): 394-404.
- LIU Baojie, ZOU Zhengping, YAN Ming, et al. Present status and future development of CFD in turbomachinery[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(5): 394-404.
- [9] 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: 242-254.