

文章编号: 1000-8055(2006)04-0741-6

采用高负荷弯曲静叶的 压气机改型研究

李绍斌, 苏杰先, 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: 采用适合高亚音速气流进口的大折转角弯曲静叶对某型高负荷风扇级进行改型设计, 使用单列弯曲静叶代替原型级中的串列静叶。采用三维成型技术设计弯曲静叶, 引入叶片局部修型措施控制和改善栅内流动, 通过数值模拟三维流场得到原型级和改型级的设计转速特性线和设计点的气动性能。研究结果表明: 采用三维成型的高负荷弯曲静叶在优化压气机结构的同时也提高了压气机的气动性能, 将是研发高性能压气机可采取的重要措施之一。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 大折转角; 弯曲静叶; 局部修型; 压气机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Redesign of a transonic compressor stage using highly loaded bowed stator

LI Shao bin, SU Jie xian, WANG Zhong qi

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Study on the redesign of a highly loaded fan stage using high turning bowed compressor stator suitable for high subsonic inlet flow conditions was presented. The original tandem stator was replaced by the highly loaded bowed stator. 3D contouring technique and local modification of blades were applied to the design of the bowed blade in order to improve the aerodynamic performance and the compressor structure. The performances along the constant design speed line and at design point both of the original fan stage and the redesigned fan stage were obtained by numerical simulations. The results show that the highly loaded bowed stator can be used to improve the structure and the aerodynamic performance of the compressor, and it is believed that the highly loaded bowed stator can also be used to develop high performance compressor.

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

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, 要求发动机中压气机部件和涡轮部件的设计具有更高的气动性能。美国 IHPTET 计划使得航空涡轮发动

机中压气机部件和涡轮部件的设计突破目前技术的障碍, 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。采用高负荷叶栅能有效的减少压气机和涡轮

收稿日期: 2005-09-28; 修订日期: 2006-05-30

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(50236020); 国防科工委基础项目

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。

的级数,从而缩小发动机的结构尺寸、减轻重量,成为研发高性能航空发动机的一个有效措施。

国外对压气机部件中采用高负荷叶栅的研究起步较早,主要通过研制高负荷转子提高单级压比进而减少级数。在过去的四、五十年里,压气机负荷的提高主要通过提高转子叶尖切向速度、降低展弦比、增加稠度这三方面来实现。在材料强度和结构允许的条件下,轴流压气机单级压比已经超过了 3,同时保持较高的绝热效率,将在未来战机上得到应用^[1]。目前一般采用串列静子与高负荷转子匹配来完成级后的轴向出气,而对采用单列大折转角静子的研究相对较少。一般把叶型折转角超过 43°的叶栅成为大折转角叶栅,显然,采用大折转角静子对发动机结构的益处是多方面的。

对压气机中采用大折转角静子的研究国外已经开展多年。上世纪 90 年代 Bryce^[2]和 Emerson^[3]等人公开了对英国 R·R 公司多级跨音速压气机中 C148 单级跨音风扇进行的实验和数值研究结果。在 C148 跨音风扇中,静叶根部叶型的最大折转角约 60°,实验结果反映出静叶根部存在严重的流动分离,影响了级性能。之后,Calvert 和 Emmerson^[4]在 C148 的基础上进一步提高设计指标,采用现代技术重新设计了一个具有大折转角静叶的高压比跨音风扇级,实验表明该风扇级达到了设计要求的气动性能。Friedrichs^[5]对一级高负荷低速轴流压气机进行了实验研究,静叶叶型折转角超过 60°,研究发现具有根部前掠静叶的级性能优于常规静叶的,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。Boese^[6], Douglas^[7]和 Higenfeld^[8]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^[9],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[9]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。

在高性能发动机的研制过程中一个重要的方

面是将弯、扭、掠技术纳入叶片的设计中去,目前弯叶片在先进压气机中的设计已经被采用。Bogod^[10]、Weingold^[11]、Fischer^[12]等人在多级实验压气机中采用弯曲静叶的研究表明压气机级性能得到不同程度的改善和提高。英国 R·R 公司的 Wellborn 等人^[13]、美国 R·R 公司的 Gallimore 等人^[14,15]、美国 GE 公司在 E3 发动机^[16]、普·惠公司研制的 PW4084 和 PW6000 发动机^[17]在实际应用型号中采用三维成型弯掠叶片控制压气机叶栅内的流动,均取得了显著的效果。

本文以某一小型涡扇发动机的高负荷风扇级为研究对象,原型为 1.5 级,改型设计采用单列大折转角弯曲静叶代替原型中的串列静叶,三维流场数值模拟的研究结果表明,采用高负荷弯曲静叶改型不仅优化了压气机结构,同时提高了风扇级设计点的气动性能,目前改型已进入实验研究阶段。

1 原型/改型叶栅几何参数与数值方法

1.1 几何参数

原型串列静叶为两排直叶片,改型弯曲静叶前缘和尾缘为周向弯曲。表 1 给出了原型和改型静叶基本几何参数。与串列静叶相比,改型中弯曲静叶具有 3 个优点:(1)总叶片数减少;(2)弦长和轴向弦长均减小;(3)总叶型折转角减小。

表 1 静叶几何参数

Table 1 Stator geometrical parameters

	串列静叶(原型)		弯曲静叶 (改型)
	I	II	
叶片数	34	34	36
叶高/mm	40 2	40 2	40 2
中径处弦长/mm	40 0	24 0	51 0
展弦比	1 0	1 67	0 8
叶型折转角/(°)	32	24	51

图 1 给出了原型级与改型级的子午视图。

与传统的弯曲叶片的设计不同,本改型研究中通过采用叶片三维成型技术直接设计得到大折转角弯曲静叶。传统弯曲叶片的设计一般先有基本叶型和直叶片,然后通过优化的积叠线确定径向积叠规律再成型得到弯叶片,因此从前缘到尾

缘叶片具有统一的弯曲规律。在本研究中, 作者开发了一套适合高亚音速进口和大折转角条件下的扩压叶栅叶型, 叶型中弧线为四次多项式, 厚度分布规律为双三次多项式, 设计中考虑与动叶出口气流速度和气流角的匹配, 不同叶高采用不同的中弧线规律和厚度分布规律。三维成型后叶片从前缘到尾缘的弯曲规律并不相同, 如图 2 所示, 从弯曲静叶缘线的轴向视图可以看出前缘为反弯曲规律, 尾缘为正弯曲规律, 沿径向的弯曲规律不对称。

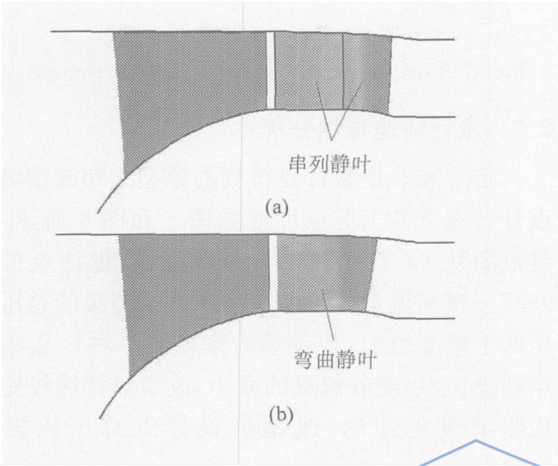


图 1 原型级 (a) 与改型级 (b)

Fig. 1 Original stage (a) and redesigned stage (b)

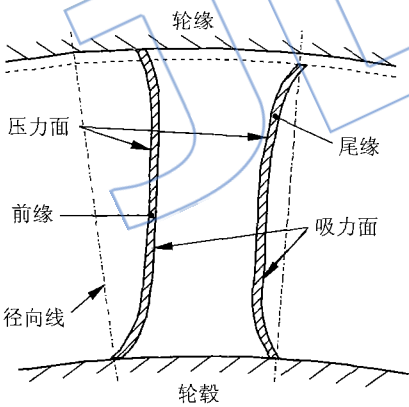


图 2 弯曲静叶缘线轴向视图

Fig. 2 Axial view of bowed stator leading and trailing edges

在弯曲静叶三维成型过程中, 引入叶片局部修型。局部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。本研究将外流中控制附面层分离的基本思想和修型措施引入叶轮机内, 对大折转角弯曲静叶的后半弦长进行局部修型。局部修型包括两个方面: (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。沿叶高方向修型措施与叶栅内局部区域的流动相关, 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, 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来改变近尾缘区域吸力面的压力场分布, 从而有效控制和改善弯曲静叶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。同时适当调整叶片局部的出口叶型角控制叶栅不同叶高的出口气流角, 使出口气流角沿叶高分布均匀, 满足和下游叶栅的匹配。在文献[18]中对单列大折转角扩压叶栅采用直叶片、弯曲叶片、局部修型弯曲叶片 3 种不同叶栅的气动性能进行了详细的对比分析, 结果表明局部修型大折转角弯曲扩压叶栅对大逆压梯度下的流动有较强的控制能力和改善效果, 详见文献[18]。

1.2 数值方法

本文数值模拟方法采用 NUMECA 公司推出的系列软件包。叶栅流道空间离散网格生成采

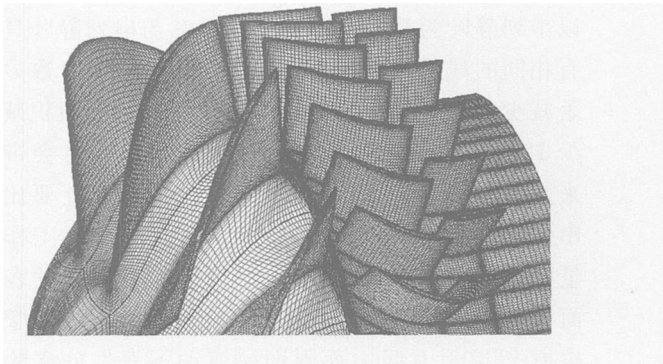


图 3 计算网格

Fig. 3 Computational mesh

用 IGG/AutoGrid 模块, 级流场计算网格如图 3 所示。动叶流道采用 H-O 型网格, 节点分布 $37 \times 49 \times 17$ (H), $17 \times 49 \times 205$ (O), 叶顶间隙蝶形网格, 节点分布 $9 \times 9 \times 209$, 原型级与改型级采用相同的动叶网格。串列静叶流道采用 H 型网格,

节点分布 $41 \times 49 \times 137$, 改型后弯曲静叶流道采用 O-H 型网格, 节点分布 $21 \times 49 \times 241$ (O), $41 \times 49 \times 25$ (H), 级网格节点总数约 50 万。节点分布数对应周向 $\times$ 径向 $\times$ 轴向, 控制近壁面区域网格加密, 保证壁面第一层网格 $y^+ < 5$, 定常与非定常计算采用同一套网格。

采用三维 N-S 求解器 Fine/Turbo 模块对原型级和改型级的定常和非定常流场进行数值模拟。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 法迭代求解, 全多重网格法加速收敛, 湍流模型采用低雷诺数 Spalart-Allmaras 模型, 定常计算中动静叶交界面采用混合平面法辅以 Full Noor Matching 处理。计算边界条件进口轴向进气, 总温 288 K, 总压 101 870 Pa, 动叶叶尖切向速度 410 m/s, 出口给定中径处静压, 采用径向平衡方程, 通过改变出口静压得到级等转速特性。对设计点的风扇级流场进行非定常数值模拟, 采用相位延迟方法处理动静叶相对位置不同时的边界条件, 在不改变动静叶叶片数的前提下通过计算单通道叶栅流场得到非定常条件下风扇级的流场, 在总性能参数(流量、压比和效率) 出现周期性波动后得到收敛结果。与定常计算相比, 非定常计算消除了动静叶交界面混合处理带来的影响。

2 对比分析

2.1 静叶几何参数对比

图 4 详细给出了原型串联静叶和改型弯曲静叶整圈的几何参数对比。列出 4 个方面的比较均以串联静叶为基数。单列弯曲静叶与串联静叶具有相同的气动负荷, 采用高负荷设计后叶片数显著减少, 几乎为原型叶片数的一半, 叶片表面积减少 12.3%。叶片数和叶片表面积的减少将会带来两个方面的好处, 在结构上采用一列静叶要比串联静叶简单, 叶片加工量和部件安装调试工作量都要减少, 从气动性能方面考虑, 更小的叶片表面积将会降低高亚音速状态下叶片表面造成的摩擦损失, 在叶片吸力面附面层流动不发生分离的前提下摩擦损失降低有利于级性能的提高。弯曲静叶比串联静叶的叶片重量下降 8.7%, 轴向弦长减小 17.8%, 轴向弦长减小可以缩短压气机部件的轴向尺寸, 整体重量的降低将直接提高发动机的推重比, 这对提高涡扇发动机性能是非常有益的。

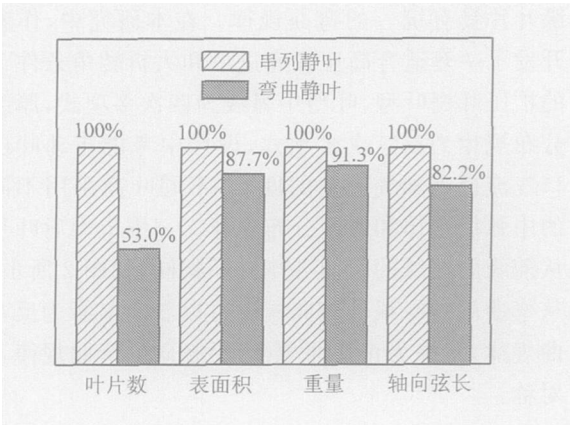


图 4 静叶几何参数对比图

Fig. 4 Comparison of stator geometrical parameters

2.2 设计转速特性分析

定常和非定常计算得到的原型级和改型级在设计转速下各工况点性能如图 5 和图 6 所示, 流量范围从 93.7% ~ 100% 壅塞流量, 设计点位于 99.7% 壅塞流量。图 5 中壅塞点改型级的总压比稍低于原型级的, 但等熵效率略高一些。从壅塞点到设计点, 随着流量的减小, 改型级特性线变化比原型级更陡峭, 改型后设计点总压比提高 1.2%,

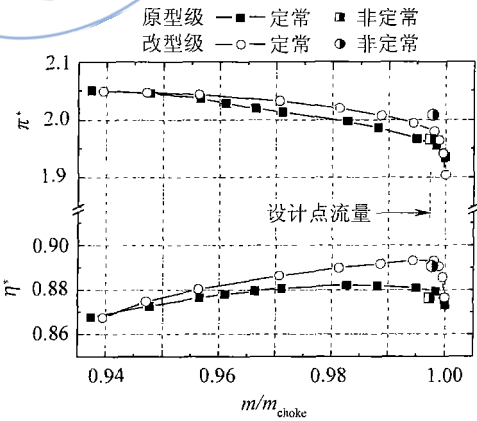


图 5 设计转速特性线

Fig. 5 Performance curve at design speed

等熵效率提高 1.4%。从设计点到 93.7% 壅塞流量点, 改型级与原型级的总压比上升趋势较平缓, 二者差别逐渐减小。改型级等熵效率呈下降趋势, 原型级等熵效率先稍有增加再减小, 最大效率点位于 98.5% 壅塞流量, 随着流量的减小, 二者的差别也是逐渐减小。在 94% 壅塞流量点附近, 改型级与原型级的总压比和等熵效率基本相同。图 5 中同时给出了设计点的非定常计算结果, 在动静叶相互干扰的非定常条件下, 风扇级的气动

性能具有周期性波动的特点, 图中给出了总压比和等熵效率的时均值, 原型级和改型级的总压比与定常计算的相比都略有升高, 等熵效率的平均值与定常计算的略有降低。改型级的时均总压比明显高于原型级的, 波动幅值二者基本相同, 为总压比的 1.5%。改型级时均等熵效率也高于原型级的, 效率的波动幅值原型级为 4.45%, 改型级为 3.36%, 这表明在非正常条件下, 采用弯曲静叶的改型级出口流场比原型级具有更好的均匀性。在总体趋势上改型级的气动性能优于原型级的。

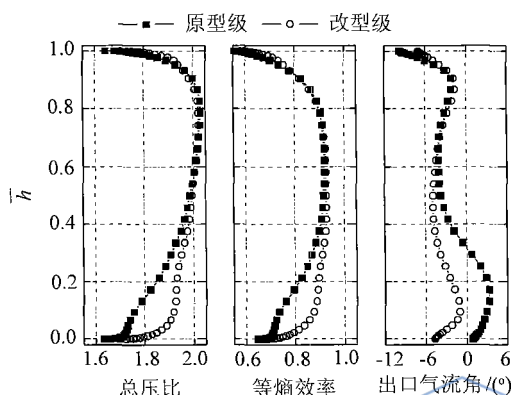


图6 设计点气动性能参数沿叶高分布

Fig. 6 Performances distribution along blade height at design point

图6给出了原型级与改型级在设计点的气动性能参数沿叶高分布。图中总压比、等熵效率和出口气流角均为质量加权周向平均的结果, 可以明显的看出弯曲静叶对根部和顶部区域流动的改善作用, 在根部尤为突出。在此高负荷风扇级中, 动叶的高转速和子午流道的收缩造成静叶根部进口气流接近音速, 使得静叶根部的流动难以控制。串列静叶的直叶片对根部区域的流动不能很好的控制, 造成 40% 叶高以下损失较大, 采用局部修型弯曲静叶后, 静叶根部和顶部的局部修型满足与进口端壁附面层流动方向的匹配, 避免了端壁区域气流的正冲角, 削弱了静叶进口端壁区域的横向压力梯度, 推迟了端壁附面层的横向迁移, 减少了横向压力梯度下向吸力面角区堆积的附面层低能流体。同时前缘的反弯曲改变了静叶进口的压力场分布, 增加了进口 80% 叶高以下指向下端壁的径向压力梯度, 削弱了 80% 叶高以上指向下端壁的径向压力梯度。在 20% 叶高以下的叶根区域, 较大的反弯曲角度使得径向压力梯度进一

步加强, 抑制了动叶出口下端壁低能附面层流体进入静叶流道后的径向窜流, 同时增加了根部的通流能力, 这对抑制下端壁区域低能流体的形成是有益处的。在 80% 叶高以上, 径向压力梯度的减弱使得动叶叶尖泄漏低能流体和主流掺混作用减小。大折转角条件下在静叶流道内形成大的横向压差, 流向逆压梯度下形成的端壁附面层低能流体在横向压差的作用下向吸力面迁移, 尾缘的正弯曲规律增加了后半弦长吸力面两端指向中径的叶片力, 有利于端壁附面层低能流体的径向迁移, 避免了吸力面角区低能流体的堆积。同时采用的弯叶片局部修型措施也避免了径向迁移的附面层低能流体在流向逆压梯度下的局部回流。图6中可以看出 40% 叶高以下改型级的性能比原型级显著提高, 在 90% 叶高以上也有所提高, 弯曲静叶出口气流角沿叶高的分布比串列静叶的也要均匀, 将会降低栅后的由于径向掺混带来的损失。

3 结论

通过采用高负荷弯曲静叶对压气机的改型研究表明:

- (1) 采用大折转角弯曲静叶能有效减少压气机叶片数、尺寸和重量, 优化了结构。
- (2) 三维成型结合局部修型的弯曲静叶能满足压气机的特性要求, 具有优良的变工况性能。
- (3) 局部修型弯曲静叶具有较强的三维压力场控制能力和端壁流动控制能力, 高负荷条件下显著的改善了近端壁区域的流动, 降低了流动损失。因此采用高负荷弯曲叶栅将是研发高性能压气机可采取的措施之一。

参考文献:

- [1] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(1): 1-15.
- [2] 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.
- [3] Emmerson P R. Three dimensional flow calculations of the stator in a highly loaded transonic fan[R]. *ASME Paper 96-GT-546*, Birmingham: 1996.
- [4] 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.
- [5] 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- 0616, Munich: 2000.
- [6] 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.
- [7] 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* GT 2003- 38604, Atlanta: 2003.
- [8] Hilgenfeld L, Pfitzner M. Unsteady boundary layer development due to wake passing effects on a highly loaded linear compressor cascade[R]. *ASME Paper* GT 2004- 53186, Vienna: 2004.
- [9] 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.
- [10] Bogod A B. Direct and inverted calculation of 2D axisymmetric and 3D flows in axial compressor blade rows[R]. *TsAGI, Russia*: 1992.
- [11] Weingold H D. Reduction of compressor stator endwall losses through the use of bowed stators[R]. *ASME Paper* 95- GT- 380, 1995.
- [12] Fischer A, Riess W, Seume J R. Performance of strongly bowed stators in a 4 stage high speed compressor[R]. *ASME Paper* GT 2003- 38392, 2003.
- [13] Wellborn S R, Delaney R A. Redesign of a 12 stage axial flow compressor using multistage CFD[R]. *ASME Paper* 2001- GT- 0351, 2001.
- [14] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading, Part I: University research and methods development[R]. *ASME Paper* GT- 2002- 30328, 2002.
- [15] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading, Part II: Low and high speed designs and test verification[R]. *ASME Paper* GT- 2002- 30329, 2002.
- [16] Breugelmans F A E. Influence of dihedral on the secondary flow in a two dimensional compressor cascade[J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1984, 106(3): 578-584.
- [17] Brilliant L, Balamucki S, Burger G, et al. Application of multistage CFD analysis to low pressure compressor design[R]. *ASME Paper* GT 2004- 54263, 2004.
- [18] 李绍斌, 苏杰先, 冯国泰, 等. 弯曲及局部修型对大折转角扩压叶栅性能的影响(论文编号: 052043)[A]. 第十一届热机气动热力学年会论文集[C]. 中国工程热物理学会, 北京: 2005.