

大折转角弯曲静叶在高负荷压气机改型设计中的应用^{*}

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, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用适合高亚声速气流进口的弯曲静叶对某型高负荷风扇级进行改型设计, 使用单列大折转角弯曲静叶代替原型级中的串列静叶。采用叶片三维成型技术设计弯曲静叶, 引入叶片局部修型措施控制改善栅内流动和动静叶间的匹配, 通过数值模拟三维流场得到原型级和改型级的不同转速特性线上各工况点的气动性能。研究表明, 三维成型设计的高负荷弯曲静叶能够优化压气机的结构, 满足高负荷压气机不同转速工作点高性能的要求, 同时具有优良的变工况性能, 是研发高性能压气机部件可采取的措施之一。

关键词: 压气机; 大折转角⁺; 弯曲静叶⁺; 局部修型⁺

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 01-0026-06

Application of high-turning bowed compressor stator for redesign of a highly loaded fan stage

LI Shao-bin, SU Jie-xian, WANG Zhong-qi

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

Abstract A redesign of a highly loaded fan stage using high-turning bowed compressor stator was studied. The original tandem stator was replaced by the highly loaded bowed stator which was applicable to highly subsonic flow conditions. 3D contouring technique and local modification of blade were applied to the design of the bowed blade in order to improve the aerodynamic performance and the matching of the rotor and stator blade rows. Performance curves at different rotate speeds as well as performances at operating points for both the original fan stage and redesigned fan stage were obtained by numerical simulations. The results show that the highly loaded bowed stator can be used in improving the structure and the aerodynamic performances at various operating points of the compressor stage and it can also provide high performances at off-design conditions. It is believed that the highly loaded bowed stator can advance the design of high-performance compressor.

Key words Compressor; High-turning⁺; Bowed stator⁺; Local modification⁺

1 引 言

为研制高推重比、低耗油率的高性能航空发动机, 要求发动机中压气机部件和涡轮部件的设计具有高负荷下的优良气动性能。美国 HPTET 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原有技术的障碍, 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。采用高负荷叶栅已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。在过去的近 50 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^[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。显然, 采用大折转角静子对发动机结构的益处是多方面的。

在压气机中采用大折转角静子的研究国外已经开展多年。20 世纪 90 年代 Bryce^[2], Emerson^[3] 和

^{*} 收稿日期: 2005-12-13 修订日期: 2006-04-12

基金项目: 国家自然科学基金 (50236020)。

作者简介: 李绍斌 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。

Calvert^[4]等人先后对英国 RR 公司多级跨声速压气机中 C148 单级跨声速风扇进行过实验、数值和改型研究。在 C148 跨声速风扇中, 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, 采用现代技术重新设计后, 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°, 研究发现根部前掠静叶能有效地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, 尤其在小流量系数工况下, 效率高约 10%。Boese^[6], Douglas^[7], H igenfeld^[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。国家“八六三”高负荷风扇级已经研制成功^[9], 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 HT-FC 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。英国 RR 公司的 Wellbom 等人^[10]、美国 RR 公司的 Gallimore 等人^[11 12]、美国 GE 公司在 E3 发动机^[13]、普惠公司研制的 PW 4084 和 PW 6000 发动机^[14]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 1.5 级高负荷风扇级为研究对象, 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, 应用叶片三维成型设计技术和叶片局部修型措施完成弯曲静叶的设计, 对原型和改型风扇级在不同转速和不同工况点的三维流场进行数值模拟, 研究结果表明, 采用大折转角弯曲静叶改型不仅优化了压气机结构, 同时改善了风扇级在不同转速下设计点和非设计点的气动性能, 目前改型设计已进入实验研究阶段。

2 改型弯曲静叶设计

2.1 基本几何参数

表 1 给出了原型和改型设计静叶的基本几何参数。改型设计中保持原有的子午流道形状, 因此叶高不变。与原型中的串列静叶相比, 改型弯曲静叶具有

三个优点: (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。图 1 给出了原型级与改型级的子午视图。

Table 1 Stator geometrical parameters

	Tandem stator		Bowed stator
	I	II	
Blade number	34	34	36
Chord length at midspan/mm	40.0	24.0	51.0
Aspect ratio	1.0	1.67	0.8
Blade height/mm	40.2	40.2	40.2
Solidity	Hub	1.20	2.85
	Casing	1.00	2.35
Blade turning angle / (°)	32	24	48.5

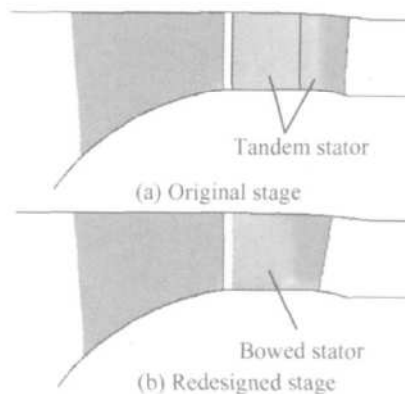


Fig 1 Original stage and redesigned stage

2.2 弯曲静叶设计

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, 从前缘到尾缘叶片型面具有统一的弯曲规律, 而本文改型中的弯曲静叶设计直接通过三维成型技术得到。在改型设计中, 开发了一套适合高亚声速进口和大折转角条件下的扩压叶栅叶型, 叶片成型数学方法基于高次多项式控制, 叶型中弧线为四次多项式, 厚度分布规律为双三次多项式, 设计中考虑不同工况下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控制参数。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。

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片的设计中,同时结合动静叶气流角与叶型角的匹配设计,对大折转角弯曲静叶的后半弦长进行局部修整。局部修型包括三个方面:(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;(3)对靠近上下端壁部分叶高上的弯曲静叶进出口几何叶型角进行修整。其中前两个措施是为了控制扩压叶栅内的流动,而第三个措施是为了动静叶间的匹配设计。在设计中综合采用前两个措施,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。局部修型对大折转角弯曲扩压叶栅内流动的控制和改善效果见参考文献[15]。第三个措施在压气机叶栅的设计中是常见的,考虑动叶出口气流角沿径向分布的不均匀性和静叶出口气流角的设计要求,适当调整叶片局部叶高上的进出口叶型角,满足进出口气流角与几何叶型角的匹配。图3给出了改型设计中弯曲静叶的进出口几何叶型角沿径向的分布,在前缘40%叶高以下和70%叶高以上叶型角均作了不同的改变,上下端壁处的几何叶型角与中径处的相差 4° 。尾缘的几何叶型角沿径向变化较大,是为了满足出口气流角沿径向分布的均匀性。

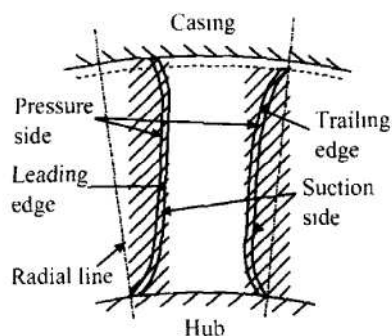


Fig 2 Axial view of bowed stator leading and trailing edges

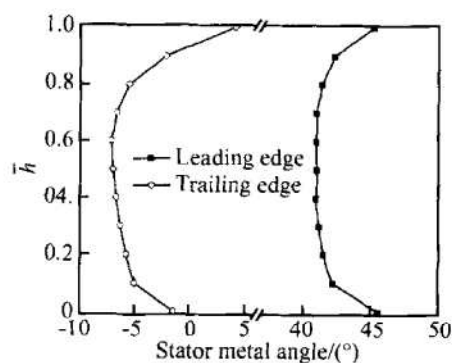


Fig 3 Blade angle of bowed stator

3 数值方法

本文数值模拟方法采用 NUMECA 系列软件包。叶栅流道空间离散网格生成采用 IGG /AutoGrid 模块,风扇级流场的计算网格如图4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 $y^+ < 5$ 。

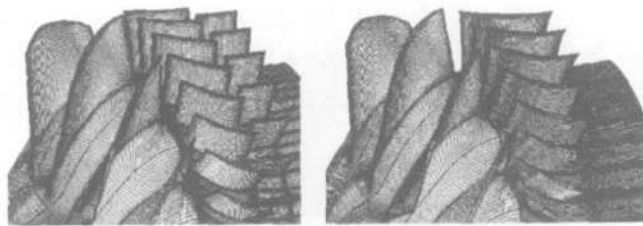


Fig 4 Computational mesh

采用 N-S 方程求解器 Fine/Turbo 模块对原型级和改型级的三维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 法时间推进迭代求解,全多重网格法加速收敛,湍流模型采用低雷诺数 Spalart-Allmaras 模型,动静叶交界面采用混合平面法辅以 Full Non-Matching 处理,保证交界面流量、动量和能量的守恒。计算边界条件进口轴向进气,总温 288 K,总压 101.870 kPa,动叶给定转速,出口给定中径处静压,采用径向平衡方程,通过改变级的出口静压得到等转速特性上不同流量工况点的级性能。

4 对比分析

4.1 静叶几何参数对比

图 5 详细给出了原型串列静叶和改型弯曲静叶整圈的几何参数对比。列出四个方面的比较均以串列静叶的参数为基数。单列弯曲静叶与串列静叶具有相同的气动负荷,采用高负荷静叶改型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列静叶简单,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声速状态下叶片表面造成的摩擦损失,在叶片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。单列弯曲静叶比串列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。

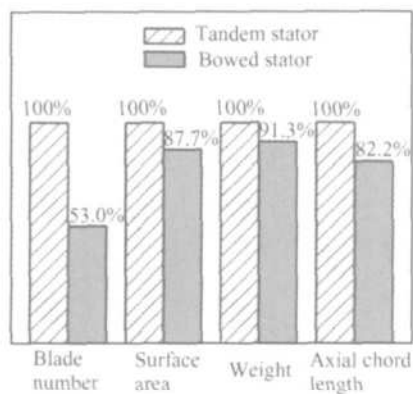


Fig 5 Comparison of stator geometrical parameters

4.2 特性分析

数值计算得到的原型级和改型级在不同转速下各工况点的性能对比如图 6 所示。给出的四条转速线包括了风扇级的亚声速到超跨声速工作状态。由于数值模拟对跨声速压气机喘振裕度预测有一定的局限性,因此本文未对改型级和原型级的喘振边界进行讨论,只对近喘振边界的小流量工况点的级性能进行了预测和对比分析。

在 $\bar{n} = 0.821$ 转速下,风扇级内气流为高亚声速流动状态,改型级的流量范围略大于原型级的,在特性线上的不同工况点改型级的总压比和等熵效率都有不同程度的提高,尤其在工作点右侧的大流量工况范围内等熵效率有明显提高,级性能的改善来源于两

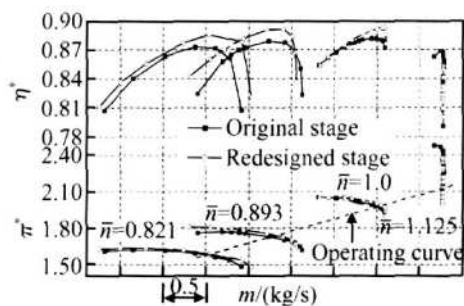


Fig 6 Comparison of performance curves under different rotate speeds

个方面的改进,一是高亚声速状态下叶片型面摩擦损失的减小,二是弯曲静叶对端壁流动的控制降低了端壁区域的能量损失。在 $\bar{n} = 0.893$ 转速下,风扇级动叶的叶尖区域具有脱体激波结构,该转速在级出口压力较低的状态下静叶流道喉部位置会出现超声速流动现象,改型级中单列弯曲静叶的喉部截面积略小于原型级中前排静叶的,因此工作点右侧改型级的最大流量低于原型级的,接近最大流量时静叶的“涡轮”状态使得级性能明显降低。在近工作点和小流量工况范围内,随着流量的减小,改型级的等熵效率提高明显,从 1.0% 达到 2.5%。在 $\bar{n} = 1.0$ 转速下,风扇级动叶工作在跨声速状态,具有脱体激波和槽道正激波结构,多道激波增压后动叶出口气流速度降至高亚声速,即使在出口压力较低的壅塞流量工况点静叶内流动也未超声速,级的最大流量由动叶决定,因此改型级和原型级的最大流量相同。从壅塞流量点到工作点,改型级特性线变化比原型级更陡峭,改型设计后工作点总压比提高 1.2%,等熵效率提高 1.4%,随着流量从工作点到小流量工况逐渐减小的过程中,改型级与原型级的总压比上升趋势平缓,二者差别逐渐减小,改型级等熵效率呈下降趋势,原型级等熵效率平缓过渡后减小,二者的差别也是逐渐减小,在小流量范围内性能参数几乎重合。 $\bar{n} = 1.125$ 是风扇级的最高转速,在该转速风扇级动叶进口相对速度完全超声速,具有较强的前缘脱体斜激波和槽道正激波,改型级与原型级的最大壅塞流量相同,特性线大部分范围均为垂直的直线,不同工况的等熵效率与其它转速的相比整体降低明显,改型设计后出口压力的变化范围比原型级的略有减小,相对原型级来看,改型级的喘振裕度有所下降。需要说明的是在该转速下,静叶前缘根部具有明显的激波结构,动静叶间较小的轴向间隙使得该激波会与动叶尾缘根部流动发生相互干扰,定常流动的数值模拟对动静叶交界面采用混合平

面法处理,在交界面出现激波间断的情况下数值方法引入的误差使得模拟结果的可信度有所下降。图6从 $\bar{n}=0.821$ 至 $\bar{n}=1.0$ 转速,改型设计后级的工作点在最大效率点,改型级最高等熵效率点的包络线高于原型级,且包络线上的最高效率点对应风扇级 $\bar{n}=1.0$ 转速上的工作点。改型设计中保持了原型级中的动叶,改型级总压比的提高来自于弯曲静叶总压损失比原型串列静叶的降低。

4.3 不同转速工作点性能分析

图7给出了原型级与改型级四个转速下工作点气动性能参数沿叶高的分布。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速度大于叶高中部和顶部的,在最高转速,静叶根部进口有局部的低超声速区,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(图7(a)~(c)),采用弯曲静叶后,前缘的反弯曲改变了静叶进口沿叶高方向的压力场分布,从图2的缘线弯曲规律可以看出采用弯曲静叶后加强了进口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,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,指向下端壁的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,前缘的反弯曲规律削弱了静叶进口端壁区域的横向压力梯度,延缓了端壁附面层的横向迁移。流向逆压梯度下形成的端壁附面层低能流体进入静叶流道内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。同时采用弯叶片局部修型措施减小靠近端壁区域的叶片出口几何叶型角,降低了静叶出口近端壁区域局部的气动负荷,减小了端壁区域气流角的过偏转,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。从图7(a)~(c)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,避免了30%叶高以下气流的欠偏转,将会降低栅后的由于径

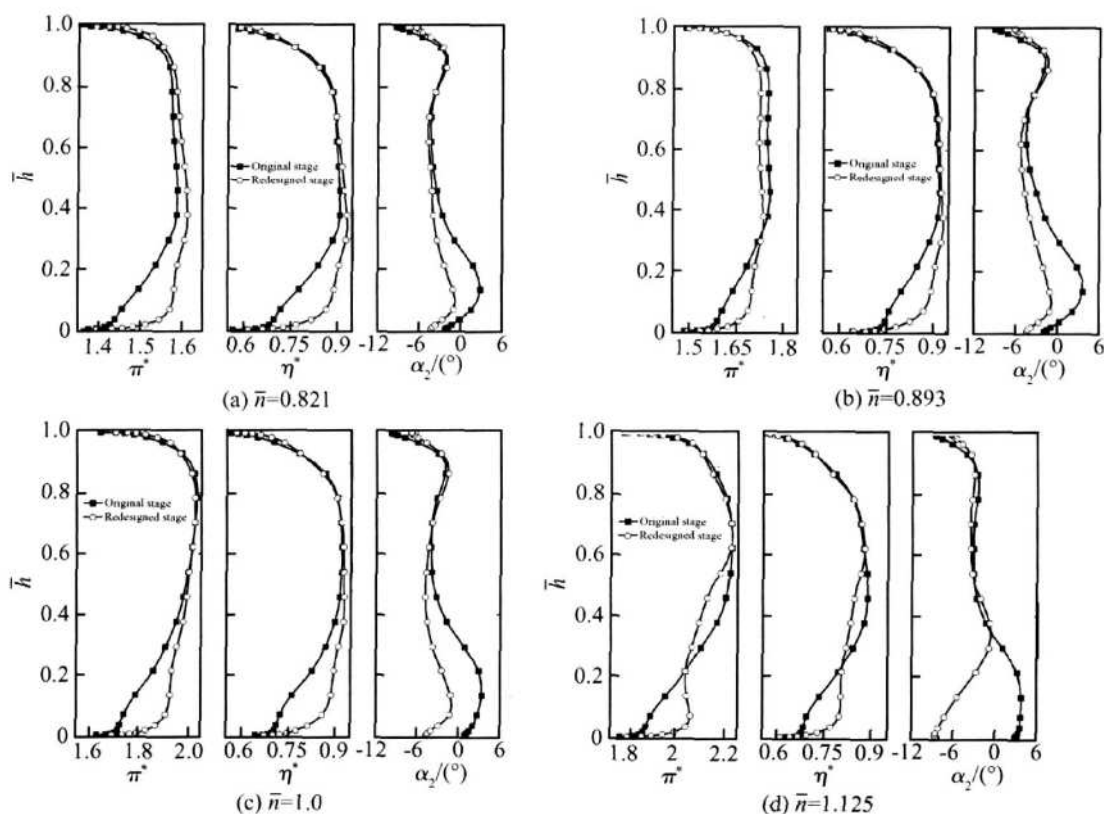


Fig 7 Stage performances distribution along blade height at operating points under different rotating speeds

向掺混带来的损失。动叶最高转速时静叶前缘根部吸力面一侧有一弱激波, 激波后吸力面附面层明显增厚, 改型设计静叶不能很好的控制激波后大逆压梯度下附面层的发展, 形成的附面层低能流体在横向二次流作用下向中径迁移, 造成了 20% ~ 60% 叶高范围改型级总压比和等熵效率比原型级的降低, 如图 7 (d) 所示, 但 20% 叶高以下的性能仍然得到了改善。

5 结 论

对高负荷压气机进行改型设计, 采用三维成型设计的大折转角弯曲静叶替代原型中的串列静叶, 研究结果表明:

(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设计的弯曲静叶能更好的满足动静叶间的匹配, 不仅能满足高负荷压气机不同转速下工作点的高性能要求, 还能满足不同转速下特性要求, 具有优良的变工况性能。

(3) 三维设计的弯曲静叶具有较强的压力场控制能力, 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部件可采取的措施之一。

参考文献:

- [1] 陈矛章. 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).
- [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 96-GT-546*
- [4] Calvert W J, Emmerson P R, Moore J M. Design, test and analysis of a high-pressure-ratio transonic fan [R]. *ASME 2003-GT-38302*
- [5] Jens Friedrichs, Sven Baumgarten, Gunter Kosyna et al

Effect of stator design on stator boundary layer flow in a highly loaded single-stage axial-flow low-speed compressor [R]. *ASME 2000-GT-616*

- [6] Matthias Boese, Leonhard Fottner. Effects of riblets on the loss behavior of a highly loaded compressor cascade [R]. *ASME 2002-GT-30438*
- [7] Douglas J W, Li S M, Song R et al. Effects of freestream turbulence on the losses of a highly loaded compressor stator blade [R]. *ASME 2003-GT-38604*
- [8] Lothar Hilgenfeld, Michael Pfitzner. Unsteady boundary layer development due to wake passing effects on a highly loaded linear compressor cascade [R]. *ASME 2004-GT-53186*
- [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
- [10] Wellbom S R, Delaney R A. Redesign of a 12-stage axial-flow compressor using multistage CFD [R]. *ASME 2001-GT-0351*
- [11] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading: part 1: University research and methods development [R]. *ASME 2002-GT-30328*
- [12] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading: part 2: Low and high speed designs and test verification [R]. *ASME 2002-GT-30329*
- [13] Breugelmans F A E, Carels Y, Demuth M. 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
- [14] Lisa Brilliant, Stanley Balamucki, George Burger et al. Application of multistage CFD analysis to low pressure compressor design [R]. *ASME 2004-GT-54263*
- [15] 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 [C]. 中国工程热物理年会论文, 2005

(编辑: 郭振伶)