

文章编号:1000-8055(2012)08-1815-11

跨声速风扇的弯、掠三维设计研究

姜 斌¹, 郑 群¹, 王松涛², 冯国泰²

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 以某小型跨声速单级轴流风扇为平台, 采用数值模拟的方法, 研究并探讨了弯、掠三维设计技术对具有较高负荷的跨声速轴流压气机性能改善所起到的作用和抑制流动损失增加的机理. 分别探讨了在动叶上半叶高和静叶端区采用不同的弯、掠形式对风扇设计点以及等转速线上的小流量工况性能的影响. 研究表明: 动叶上半叶高采用反弯设计能够有效改变动叶端区压力梯度, 减少泄漏流在出口压力面侧的堆积, 增加动叶顶部的通流能力. 静叶端区采用前缘反弯和尾缘正弯的复合弯、扭技术, 同时实现了端区增容和控制二次流发展的目的. 随着流量的减小, 弯、扭设计静叶更好地控制住了端区二次流的恶化, 端区损失增长明显较直叶片缓慢, 风扇的稳定工作范围得到提高.

关 键 词: 跨声速风扇; 弯、掠叶片; 数值模拟; 稳定工作范围; 气动设计

中图分类号: V231. 3

文献标志码: A

Research on three-dimensional design of bowed and swept blade of transonic fan

JIANG Bin^{1,2}, ZHENG Qun¹, WANG Song-tao², FENG Guo-tai²

(1. College of Power and Energy Engineering,

Harbin Engineering University, Harbin 150001, China;

2. School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Effects of bowed and swept blade on the improvement of transonic fan performance and inhibition of the flow loss were studied by numerical simulation based on a small transonic axial fan. The swept and bowed design concept for the up half spanwise of rotor and later half spanwise of stator was discussed at the design flow condition and the less flow condition. The results show that negative bowed design for up half spanwise of rotor changes the pressure gradient near the endwall, thus, the accumulation of boundary layer near the side of pressure surface at outlet caused by the leakage flow is decreased, and the flow capacity is enhanced. The negative bowed design at leading edge and positive bowed design at trailing edge were adopted in the design of stator. The complex bowed and twisted technology can realize the increase of flow rate near the endwall and the control of the secondary flow at the same time. The bowed and twisted stator can also control the deterioration of secondary flow better with the decrease of flow rate and enlarge the range of steady operation condition obviously.

收稿日期: 2011-09-02

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1815_020.html

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2007CB210104); 中央高校基金(GK2030260109)

作者简介: 姜斌(1980—), 男, 吉林省吉林市人, 讲师, 博士后, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

Key words: transonic fan; bowed and swept blade; numerical simulation; range of steady operation condition; aerodynamic design

三维气动设计方法是提高压气机单级压比和稳定工作范围的有效手段. 弯、掠作为三维设计自由度已经被广泛应用于高性能风扇/压气机的气动设计当中^[1-6]. 弯、掠叶片为代表特征的三维设计手段在现代航空发动机压气机叶片设计领域当中的重要地位已经得到了共识, 然而, 对于弯、掠叶片对于流动控制的机理仍然存在不同的认识.

跨声速压气机内流场设计当中, 主要存在着激波以及其诱导的相关损失的迅速增加和高亚声速进口条件下大折转角度静叶扩压流动问题, 这两方面的原因限制了跨声速压气机负荷的进一步提高和高效流动. 弯、掠叶片在控制激波结构、激波与泄漏流相互作用以及高负荷叶栅端区流动控制方面都具有显著的效果, 也是许多研究机构和学者的研究热点问题之一^[7-12].

本文在对某小型跨声速风扇采用三维设计的基础上, 研究了弯、掠设计自由度对小型跨声速风扇的气动性能的影响, 探讨了弯、掠叶片对跨声速动叶顶部高损失区域的影响机理以及静叶采用复合弯曲方式在风扇不同工况情况下的作用机理.

1 数值方法可靠性分析

数值模拟方法是内流体力学当中的重要研究方法. 考虑受到物理模型、计算方法和数值误差等方面的限制, 进行程序的可靠性分析是十分必要的工作. 下面讨论数值模拟结果的可靠性.

1.1 几何模型

本文以美国国家航空航天局(NASA)的 Rotor 37 为例讨论了本文程序对于三维跨声速压气机内流场的预测能力, 主要从网格质量、湍流模型两个方向进行了讨论. 其几何模型参数详见参考文献^[13-14].

1.2 计算网格与数值方法

在网格生成方面, 选择了 H-O-H 型网格, 叶片周围 O 型网格能够较好保证叶片周围的网格正交性, 固体壁面附近网格做加密处理, 保证壁面附近 $y^+ < 5$. 叶顶间隙网格采用蝶形拓扑结果. 图 1 给出了计算网格示意图.

1.3 网格质量对计算结果的影响

首先, 讨论了网格疏密程度对计算结果的影响. 表 1 给出网格的选取方案. 湍流模型采用 S-A

(Spalart-Allmaras)低雷诺数湍流模型, 壁面附近第一层网格采用相同的距离保证 y^+ 值小于 10. 网格总数分别为 37 万(coarse), 70 万(normal)和 100 万(fine)左右.

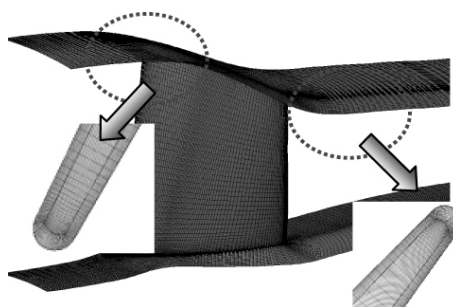


图 1 三维计算网格

Fig. 1 Three-dimensional computational mesh

表 1 Rotor37 计算网格方案

Table 1 Rotor37 computational grid schemes

网格总数	进口 H 块 ($I \times J \times K$)	O 块 ($I \times J \times K$)	出口 H 块 ($I \times J \times K$)
37 万	$17 \times 73 \times 65$	$233 \times 17 \times 65$	$17 \times 65 \times 65$
70 万	$17 \times 97 \times 77$	$281 \times 21 \times 77$	$25 \times 73 \times 77$
100 万	$17 \times 105 \times 85$	$313 \times 25 \times 85$	$33 \times 81 \times 85$

图 2 比较了 3 套计算网格对压气机特性曲线的预测情况. 其中黑色的实心圆点给出了实验结果. 图中的横坐标定义为计算流量与其最大流量的比值. 不同网格计算得到的壅塞流量分别为 20.79, 20.824, 20.828 kg/s, 可见当网格数较少时, 37 万的 Coarse 网格预测的壅塞流量对网格的依赖性还是较大的, 但是当计算网格达到了 70 万的 Normal 和 100 万的 Fine 网格时, 壅塞流量大小基本上已经与网格数量无关了.

由图 2 可见, 计算流体力学(CFD)程序对于壅塞流量的预测结果是可信的, 实验值是 (20.93 ± 0.14) kg/s. 在整条特性线的预测结果来看, 数值模拟预测的总压比与实验值吻合的较好, 而对效率的预测偏低 2% 左右. 较多的网格计算效率曲线略向上方. Fine 网格与 Coarse 网格在 98% 流量工况下, 效率相差 0.8% 左右. 随着网格数量的增加, 这种效率对网格疏密程度的依赖性大大减小, 比较 Fine 网格与 Normal 网格其效率相差可以忽略. 3 套网格计算得到的最小流量都

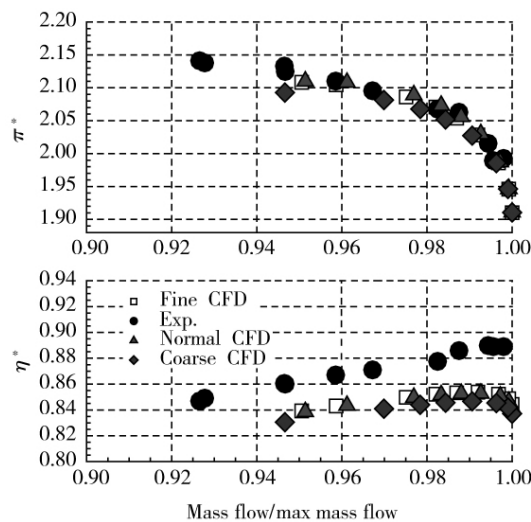


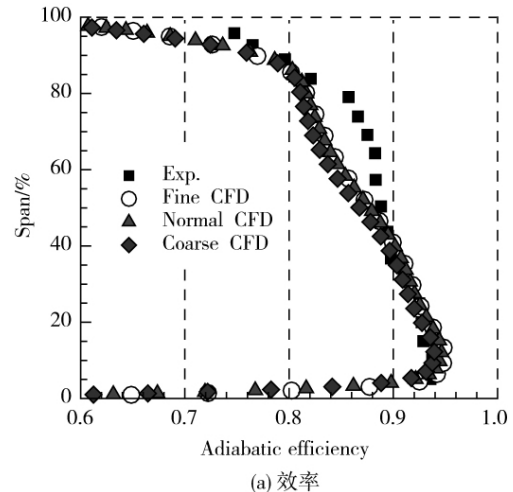
图2 不同网格的特性线对比

Fig. 2 Comparison of Rotor 37 performance maps with different grids

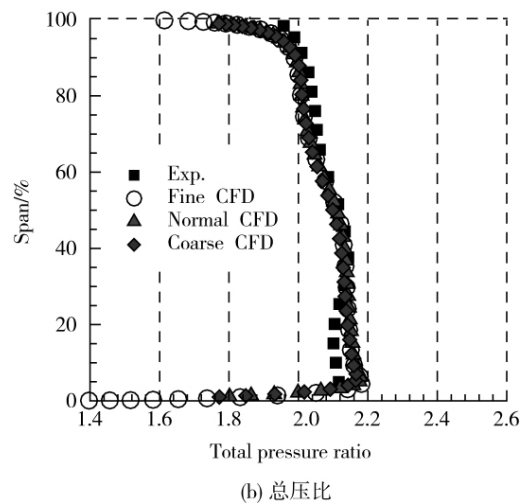
要高于实验值,计算得到的喘振裕度偏小.不同的网格疏密程度似乎对边界的预测影响不大.

图3对比了在不同网格疏密程度情况下,节距平均后的等熵效率、总压比沿径向的分布情况.图中实心方形为实验曲线,首先与实验相比等熵效率的计算值在50%~90%叶高范围具有较大程度的偏差,计算值偏低,最大偏差超过3%,这一区域应该是进口马赫较高、激波强度较强且不受顶部泄漏流影响较小的区域,分析是由于计算程序对较强的激波以及激波附面层相互作用造成的损失预测不利造成的.其他叶高范围内,计算结果与实验值相差不大.总压比的预测相对比较准确,误差较小,与实验值相比,在下半叶高范围,计算值偏高,而在上半叶高计算值偏低,但是幅度不大.

图4首先给出了计算得到的压气机的效率和压比随着壁面 y^+ 值的变化曲线.这里选择了5个不同大小的 y^+ 值作为对比方案,分别是0.677, 2.031, 4.062, 6.770, 20.31.图中可以看出,效率和压比曲线的变化规律基本是相同的,在 y^+ 值小于5时,随着 y^+ 值的增加效率和压比的计算结果都迅速增加,在 y^+ 值从0.677到4.062的变化区间,效率提高了近0.5个百分点.在 y^+ 从4.062到20.31之间,效率曲线出现了一个曲折,在6.770点处效率出现了一个最低点,随后效率随着 y^+ 值的增加继续增加,当 y^+ 值达到20.31时,效率达到86.2%,可见仅由于 y^+ 值的影响效率值就相差达到1.3%左右.



(a) 效率



(b) 总压比

图3 Rotor37 不同计算网格的节距平均气动性能沿径向分布

Fig. 3 Distribution of pith-averaged aerodynamic parameters along the radius of Rotor37 with different grids

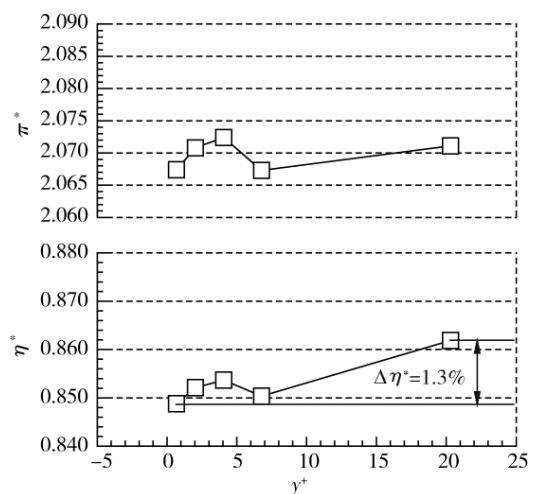
图4 压气机性能随 y^+ 值的变化

Fig. 4 Compressor performance values with different y^+ values

图 5 给出了在不同 y^+ 值的情况下, 90% 叶高的叶片表面相对等熵马赫数的计算结果对比, 在图中可以看到, y^+ 值的影响主要体现在激波附近, 对其他位置, 不同 y^+ 得到的计算结果相差很小. 对激波位置的预测, 当 y^+ 值保持在低雷诺数湍流模型所要求的 $0 \sim 10$ 之间时, 不同 y^+ 时, 计算的激波位置相差相对较小, 当 y^+ 有较大幅度的提高时 (达到 20.31), 预测的激波位置明显向下游移动, 且范围变小.

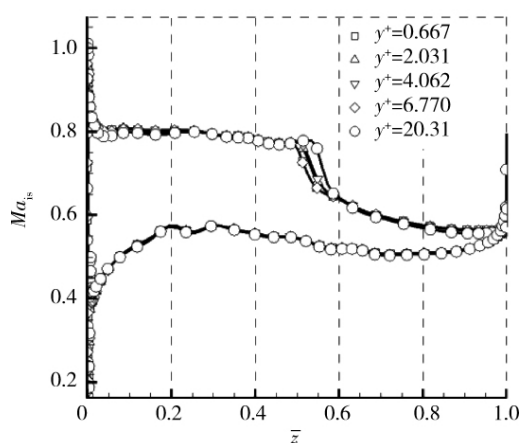


图 5 90% 叶高叶片表面相对等熵马赫数随 y^+ 值变化

Fig. 5 Relative isentropic Mach number at 90% spanwise with different y^+ values

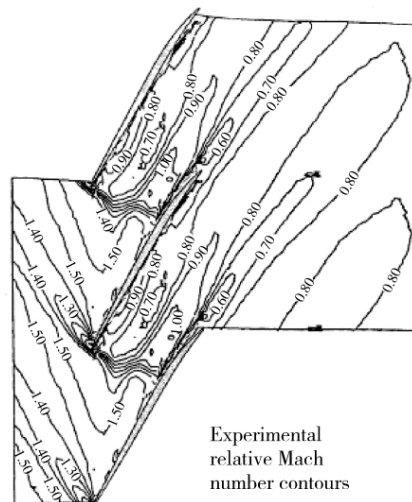
1.4 湍流模型对计算结果的影响

这里选择了两种不同的湍流模型, S-A 模型和 SST (shear stress transport) 模型与实验结果进行对比.

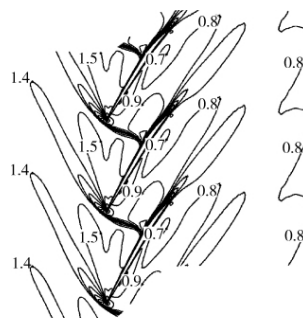
图 6 中分别给出了 Rotor 37 在 90% 叶高截面的相对马赫数. 从马赫数的分布以及数值上来看, 计算结果与实验结果吻合的很好. 从具体的流场细节来看, 两种湍流模型计算得到的激波角度基本相差不大. 对激波附面层的相互作用, 以及附面层分离现象的预测方面, SST 模型对于激波后面的势流场波动以及激波附面层分离情况的预测与实验结果更为接近. 对于存在波涡干涉的复杂流场, S-A 模型计算结果与实验结果相差较大, SST 模型的预测结果与实验结果接近, 虽然局部细节还有差别, 但是能够对泄漏涡对激波形状的影响以及激波后泄漏涡的发展趋势给出比较准确的预测.

从上面的结果可以看出: 从计算成本上来说, 一方程 S-A 模型计算速度最快, 从计算结果来看, 对跨声速压气机内流场的大体趋势的预测还

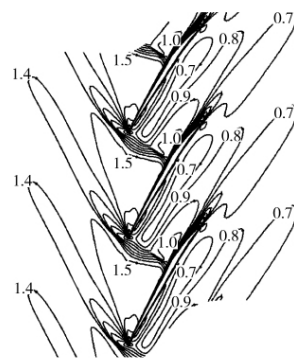
是比较准确的, 但对流场细节的预测能力不够, 只有 SST 模型能够对激波附面层的相互干扰以及激波后的附面层分离以及泄漏涡与激波的相互作用给出较为准确的预测.



(a) Experiment result



(b) S-A



(c) SST

图 6 90% 叶高截面相对马赫数等值线

Fig. 6 Relative Mach number at 90% spanwise

2 跨声速风扇三维气动设计

本文的设计方案是针对原有发动机的改型设计, 新设计在保留原有部分尺寸的前提下, 对风扇的气动性能提出了新的要求. 表 2 对比了改型前后风扇的性能参数, 分别从实验和 CFD 计算结果

表2 改型与原型设计点参数与喘振裕度

Table 2 Optimition parameters and results

		等熵滞止效率	总压比	进口单位面积 质量流量/($\text{kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$)	叶尖切线 速度/(m/s)	喘振裕度/%
原型	实验值	0.894	1.983	152.0	411	9.0
	CFD	0.862				
改型1	实验值	0.884	1.990	152.0	411	17.2
	CFD	0.880	2.040			
改型2	实验值			192.0	471	14.0
	CFD	0.896	1.851			
E3		0.873	1.74	209.9	456	15.0

两个方面对比了级效率、总压比、进口单位面积的质量流量和喘振裕度。其中“改型1”为前期的静叶改型设计方案^[11]，“改型2”为本文的改型方案，从表中来看，原型的设计点效率在89.4%，通过对静叶栅采用弯、扭叶片改型后，设计点效率为88.4%，原型与改型1的基本参数相差不大，总压比基本在2.0左右，由于改型1是在保持流量不变的情况下进行的，因此，进口单位面积的质量流量为 $152.0 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$ ，在叶尖切线速度 $411 \text{ m}/\text{s}$ 的情况下，动叶顶部进口相对马赫数在1.2左右，其主要特点是静叶采用弯、扭叶片实现了用单列弯、扭叶片代替了原有的串列叶栅，减轻了风扇的质量。CFD计算结果表明：数值计算得到的效率值较实验值偏低，喘振裕度也偏小。

本文改型设计的风扇几何尺寸发生了较大的变化，因此性能指标也发生了变化，主要体现在风扇的总压比下降到1.85，其设计难点主要在于，要求风扇具有更高的通流能力和效率，进口单位面积质量流量达到 $192.0 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$ ，动叶顶部叶尖速度有所提高达到 $471 \text{ m}/\text{s}$ ，动叶顶部进口相对马赫数达到1.5左右，改型风扇的设计指标与原型相比，级进口的相对马赫数增加了较多，必然会出现动叶内相应的激波损失迅速增加，这对于要求设计具有与原型相当效率水平的结果是难度较大的。另一方面，虽然风扇进口的马赫数有了较大的提高，但是仍然要求具有15%左右的喘振裕度。通过与典型的航空涡轮风扇发动机E3的跨声速风扇相比，本文设计的风扇效率比其高了2个百分点以上。

从设计方法方面来看，本文气动设计基于传统三元设计的基本框架，大量采用全三维的CFD技术以及优化设计方法，得到了较为理想的

设计气动设计结果，具体设计方法见参考文献[12]。本文在此设计结果的基础上，详细地研究了弯、掠叶片设计方法在跨声速风扇动叶和静叶中的应用和对气动损失的控制作用。

3 弯、掠动叶设计对风扇性能影响

3.1 几何模型定义与计算方案

积叠线定义按照两端为贝塞尔曲线，中间使用直线连接的方法，这种方法具有较多的控制变量，能够实现任意叶高、任意角度的积叠线弯曲首先，图7给出了积叠线的控制曲线。

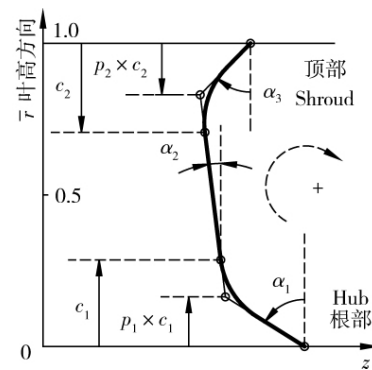


图7 积叠线的定义

Fig. 7 Stacking curve definition

为了讨论动叶上半叶高积叠线弯、掠对风扇性能和流场结构的影响，对具有不同弯高、弯角、掠高、掠角的转子的风扇级进行了气动计算。表3当中给出了计算方案。其中，方案命名的规则是，第一个字母表示积叠线的弯、掠，S表示掠，B表示弯，而后字母H表示弯高或者掠高，其后面的数字就表示积叠线弯曲的相对高度，接下来字母A表示角度，P表示正的角度或者前掠，N表示负的角度或者后掠，最后给出具体的数值。

表 3 动叶计算方案

Table 3 Computational schemes of rotors

前掠叶片 方案	掠高/ %	掠角/ (°)	正弯叶片 方案	弯高/ %	弯角/ (°)
SH0AP0	0	0	BH30AN10	30	-10
SH10AP20	10	20	BH10AN20	10	-20
SH20AP20	20	20	BH20AN20	20	-20
SH30AP20	30	20	BH30AN20	30	20
SH40AP20	40	20	BH30AP10	30	10
SH30AN10	30	-10	BH30AN20	30	-20
SH30AP10	30	10	BH30AN30	30	-30
SH30AP30	30	30	BH30AN40	30	-40

3.2 掠叶片对风扇性能的影响

在跨声速压气机的研究当中,跨声速转子积叠线的“掠”一直是人们研究的热点.大量具有掠型设计的跨声速转子得到研究,但是结论并不统一,目前较为大家接受的研究结果是,动叶顶部积叠线的前掠能够在保持设计点效率的前提下,提高喘振裕度.然而这要与流道的形式和具体参数有关,也不能一概而论,本文的风扇具有等外径的设计特点,计算结果表明:“掠”型设计没有给风扇带来性能的提高.

表 4 中给出了“掠”动叶设计方案设计点的性能参数值,从中能够看出,在 20° 掠角不变的情况下,随着掠高的增加,效率有所降低,流量有所增加,喘振裕度也有所降低,但总的来看,变化幅度非常的小,基本可以认为效率不变,只是流量有所

表 4 掠动叶设计点性能参数

Table 4 Computational results of swept rotors

方案	设计点 效率	流量/参 考流量	压比	喘振 裕度/%
SH0AP0	0.89607	0.9973	1.8508	13.6
SH10AP20	0.89596	0.9976	1.8512	13.6
SH20AP20	0.89568	0.9983	1.8515	13.4
SH30AP20	0.89577	1.0000	1.8526	11.8
SH40AP20	0.89540	1.0024	1.8538	13.2
SH30AN10	0.89559	0.9964	1.8502	13.3
SH30AP10	0.89586	0.9986	1.8517	11.8
SH30AP30	0.89546	1.0020	1.8536	11.8

改变.在保持 30% 掠高的情况下,前掠时掠角的增加使得效率有少许的下降,而后掠使效率有了一定的增加.从这里的计算结果来看,前掠并没有使风扇喘振裕度有所增加.总体来看,掠动叶对本文设计风扇的气动性能影响较小,可见,掠对于压气机性能的影响是需要考虑特定的流道形式的,才可能具有较好的效果.

图 8 和图 9 给出了不同掠高和掠角情况下风扇级的特性曲线,图中能够看到:在整个流量范围内风扇的压比和效率特性.可见,无论掠高或掠角对本文风扇的性能曲线影响不大,较大的掠角和掠高对风扇设计点的效率影响较小,堵塞流量有了较大的提高.

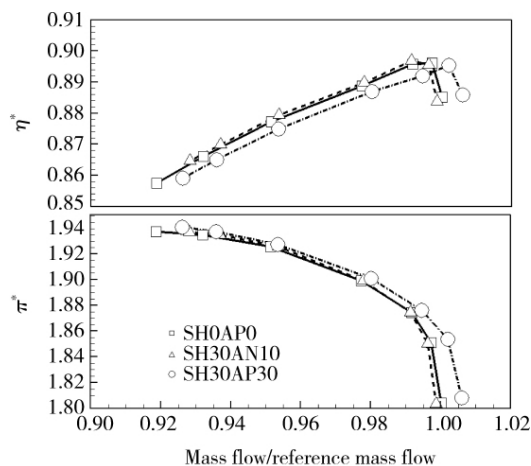


图 8 不同掠角的风扇级特性曲线

Fig. 8 Performance maps of fan with different sweep angles

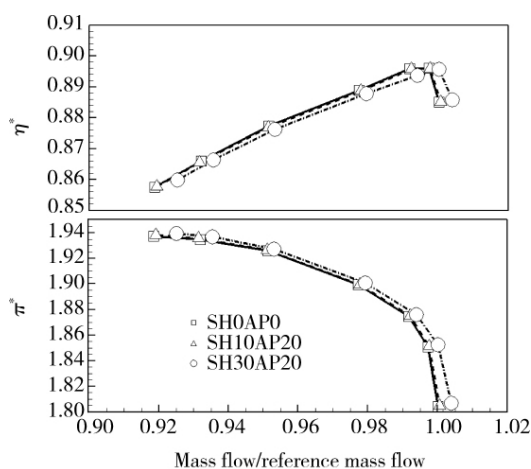


图 9 不同掠高的风扇级特性曲线

Fig. 9 Performance maps of fan with different sweep heights

3.3 弯叶片对风扇性能的影响

“弯”是压气机设计的另外一个自由度,本小节讨论了动叶顶部弯叶片对风扇性能的影响.表5给出了动叶采用弯叶片设计的跨声速风扇设计点的性能参数,从表中可以看到,从效率上来看,动叶顶部的反弯使得设计点效率有所增加,最高效率超过了90%,但是,总压比有所下降,喘振裕度同时有所提高.从计算结果来看,动叶的“上反”弯叶片设计使效率和喘振裕度有所提高.而且效率的提高幅值比较大,在表中可见,反弯 30° 左右的时候,效率较原型提高了0.4个百分点左右.

表5 弯动叶设计点性能参数

Table 5 Computational results of bowed rotors

方案	设计点效率	流量/参考流量	压比	喘振裕度/%
BH30AN10	0.89794	0.9972	1.8502	13.3
BH10AN20	0.89747	0.9979	1.8510	13.2
BH20AN20	0.89901	0.9984	1.8511	12.6
BH30AP20	0.89333	0.9979	1.8518	12.7
BH30AP10	0.89501	0.9977	1.8515	12.4
BH30AN20	0.90025	0.9975	1.8497	10.7
BH30AN30	0.90192	0.9968	1.8486	13.9
BH30AN40	0.90152	0.9925	1.8450	13.7

图10和图11分别给出了不同弯角和弯高对风扇级特性的影响.从中可以看到,弯角对风扇性能的影响最为明显,随着弯角的增大,在整个工作

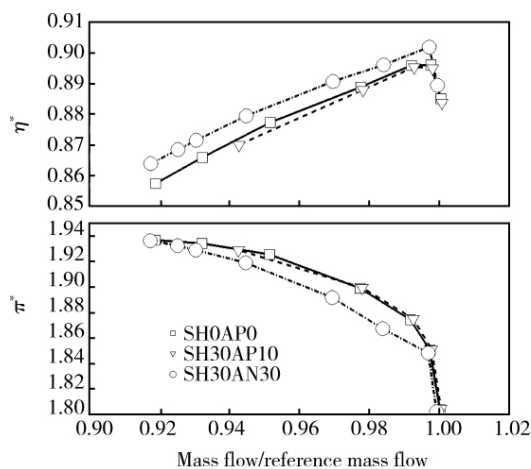


图10 不同弯角的风扇级特性曲线

Fig. 10 Performance maps of fan with different bow angles

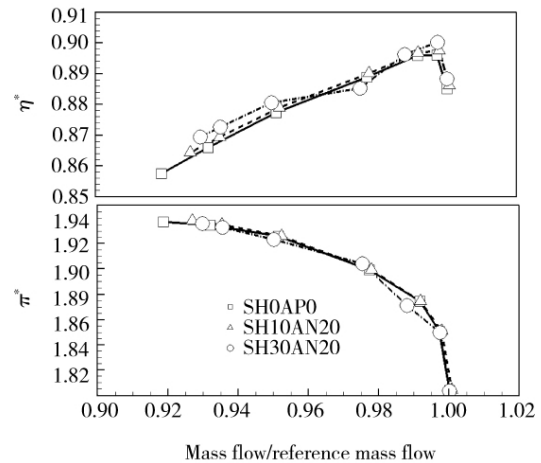


图11 不同弯高的风扇级特性曲线

Fig. 11 Performance maps of fan with different bow heights

流量范围内风扇的效率增加明显,同时总压比有所下降,壅塞流量基本不变.在弯角为 20° 的时候,弯高对性能的影响较小,对于弯高较大的时候,喘振裕度有所降低.

从总体性能方面能够看出,动叶上半叶高的反弯对风扇级性能改善最为明显.设计点的效率提高了0.4个百分点左右,同时喘振裕度也有所提高.在中等弯角的情况下,弯高的影响较小.

图12和图13分别对比了周向平均后动叶效率、级效率以及静叶的总压损失系数沿叶高方向的分布情况.从图中可以看到,虽然只是动叶顶部30%叶高范围内进行了反弯设计,但是大部分叶高范围都受到了影响.无论从动叶还是级的效率来看,从10%叶高位置到90%叶高范围内都受到了弯叶片设计的影响.反弯对提高效率有益,而且

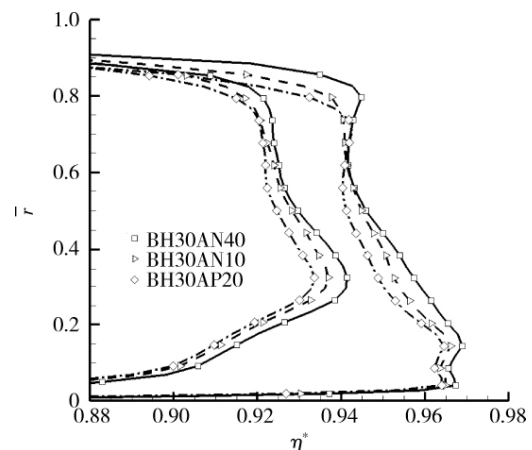


图12 不同弯角时动叶和级效率沿叶高方向的分布

Fig. 12 Distribution of efficiency along spanwise with different bow angles

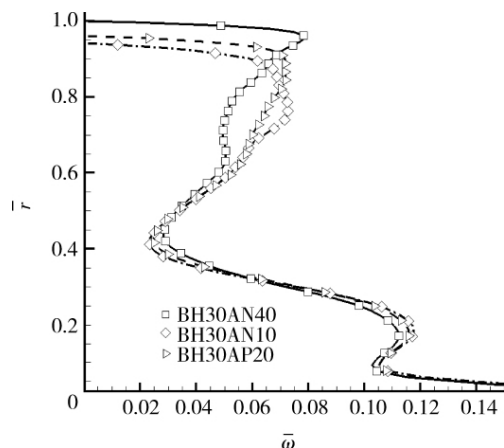


图 13 不同弯角时静叶损失系数沿叶高方向的分布

Fig. 13 Distribution of loss coefficient along spanwise with different bow angles

较大的弯角效果比较明显,同时,下半叶高得到效率的提升与上半叶高幅度相差不大,可见,弯叶片改变了跨声速动叶整个流场.从静叶的总压损失系数来看,其受到影响的范围主要集中在静叶的顶部一定叶高范围内,在 60%~90% 叶高范围内,动叶的反弯也带来了静叶总压损失系数的下降,但是对 95% 叶高以上位置,静叶的总压损失随着弯角的增加有所增加.

图 14 给出了动叶出口截面的效率的云图.从图 14(b) 可以看到,在没有采用弯叶片的风扇动叶出口,高损失区域集中在叶片的尾缘附近,并且沿着叶高方向不断增加,呈倒梯形分布,低效率区域集中在动叶顶部区域的压力面侧,这部分高损

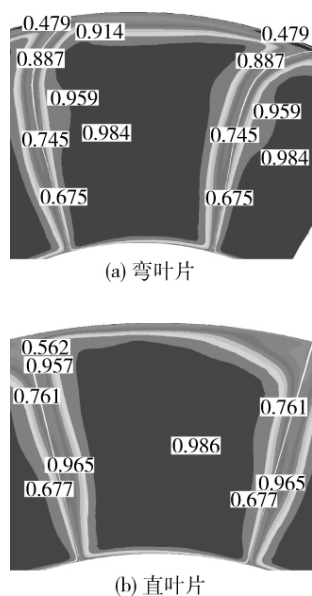


图 14 出口截面效率分布

Fig. 14 Efficiency contour at rotor outlet

失流体主要来源于动叶顶部区域的泄漏流动在出口压力面侧的堆积,动叶顶部的泄漏流动在与流道内的激波相互作用后,会在动叶出口的压力面侧汇集,形成动叶出口主要的低效率区.图中可见,动叶顶部采用反弯设计后,虽然在叶顶的主流区效率有所下降,但是在尾缘附近的效率明显增加,特别是叶顶泄漏流在压力面侧造成的高损失区域明显得到改善,整体上效率有所提升.

4 高亚声速复合弯曲静叶设计对风扇性能的影响

高亚声速进口条件下的大折转角静叶栅的气动设计是跨声速风扇/压气机气动设计当中的关键技术之一.采用弯、扭联合设计是提高叶栅负荷和流动稳定性的有效手段.

4.1 弯、扭静叶设计对跨声速风扇性能的影响

本文采用的静叶栅气动设计技术,参考了改型 1 当中的气动设计方法,及其开发的大折转角叶型特点^[9].此静叶栅的设计具有明显的三维特征,而且静叶的前缘与尾缘具有不同的弯曲规律,前缘具有反弯的效果,尾缘则具有正弯的效果.在文献^[11]中的改型设计表明,这样的弯叶片设计达到了很好的效果.此种设计,是在考虑了端区气流角匹配的情况下,结合弯叶片设计控制出口二次流和角区失速,由于出口根部端区的气流折转角较大,在前缘积叠的情况下,通过控制静叶根部叶型的安装角,在端区的出口实现了类似积叠线正弯的效果,造成向上的压力梯度,从而使端区的二次流损失降低,另一方面为了增加根部的通流能力,对前缘的积叠线进行了反弯的处理,使进口的流线向端区靠拢,从而增加了端区的流量.因此,通过这种弯、扭叶片的设计方法,实现了在对静叶进口损失较小的流体向端区靠拢以增加根部的通流能力,同时在出口实现了低能流体向叶高中间位置的偏移,减小端区二次流损失的效果.这种设计在此种大折转角的扩压叶栅设计当中取得了很好的效果.

本文静叶的气动设计借鉴了改型 1 当中的静叶,在其基础上对级间的匹配以及出口气流角进行了调整.文中对具有不同的弯角和弯高的静叶进行了研究,通过机理研究最终确定改型方案,限于篇幅,这里只给出了最后的设计结果.

通过上一下节的研究表明了动叶“上反”弯曲对于提高风扇级的性能是有益的,计算结果表明:风扇的效率和喘振裕度都有所增加.对动叶采用

弯、掠叶片设计使风扇的性能得到了进一步的提高,在考察了静叶弯、扭对风扇性能的影响之后,设计当中引入了弯、扭静叶的概念,进一步提高了跨声速风扇的性能,下面对设计结果进行分析。

在完成了跨声速风扇转子的设计之后,静叶的匹配设计首先采用了直叶片,按照中间截面的气动参数进行设计,然而计算结果表明,虽然在设计点的效率已经很高,但是在非设计工况性能不佳,风扇的喘振裕度与设计要求相差较大。由此,针对风扇的非设计工况,对静叶栅采取了端区气流角的匹配设计以及弯、扭静叶设计,结果取得了较好的效果,喘振裕度得到了明显的提高。在此基础上,又考虑到动叶的“上反”弯曲设计,使得设计指标基本达到了设计要求,设计点效率超过了90%。图15对比了静叶采用直叶片、弯叶片以及动、静叶综合采用三维设计的风扇性能曲线。从图中能够清晰的看到,对动、静叶采用弯、扭叶片设计方法给风扇性能带来的收益。图中带有方块的曲线代表动叶采用直叶片,静叶采用弯、扭叶片设计的风扇,带有三角形的曲线代表,动叶和静叶都采用了弯、扭叶片设计的风扇级,带有圆形的曲线代表了动、静叶都没有采用弯、扭技术设计的风扇级。从图中能够明显看到,弯叶片设计的静叶栅与直静叶相比,风扇级的喘振裕度有所提高,动叶采用“上反”弯曲设计在整个流量范围内提高了效率,总压比有少许的下降。

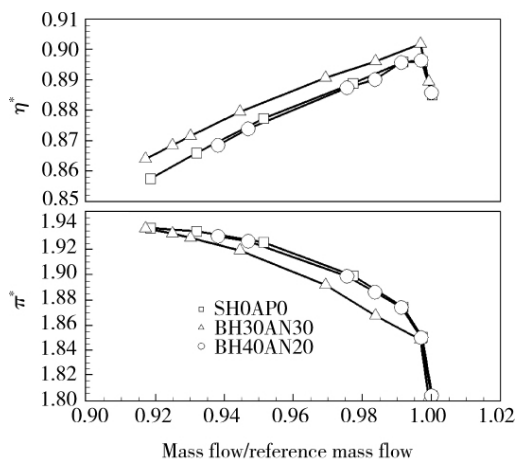
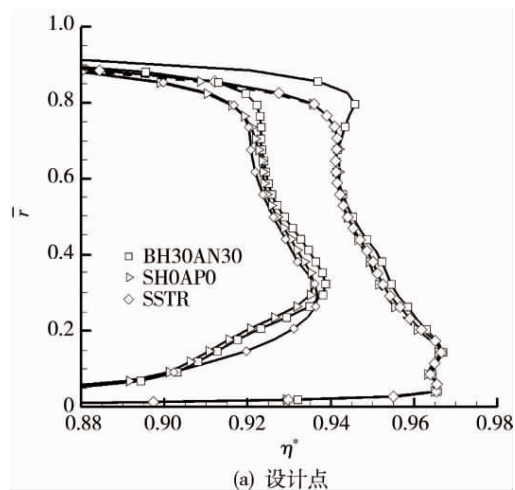


图15 采用弯、扭静叶的风扇级特性曲线对比

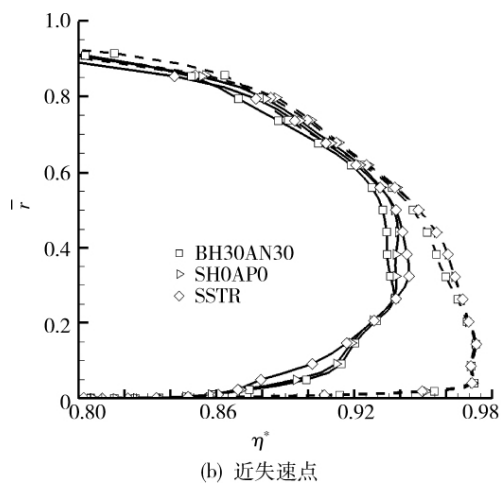
Fig. 15 Comparison of the fan performance maps

在对风扇的特性线分析之后,下面进行了更为详细的性能分析,图16给出了在设计点和近端点两个工况下,风扇的动叶和级效率沿着叶高的分布情况,同时通过对比分析,考察了弯、扭叶片

对风扇级性能的影响。从图中可以看到,动叶的“上反”弯曲对风扇效率的影响最为显著,使高损失区内流动得到改善。弯、扭静叶设计与静叶采用直叶片的设计,在效率上差别不大,即使在近端点附近,两者的级效率沿叶高的分布也相差不大。图中能够注意到,在设计点时,弯、扭静叶的设计时风扇级根部效率是较低的,然而随着流量的减小,直静叶的流场恶化很快,在近端点时,根部的级效率已经低于弯、扭静叶。可见,弯、扭叶片具有更好的变工况性能,有利于提高风扇的工作范围。



(a) 设计点



(b) 近失速点

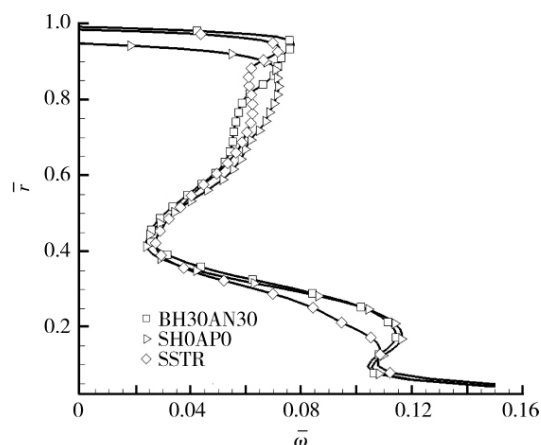
图16 动叶效率以及级效率沿叶高方向的分布

Fig. 16 Distribution of efficiency along spanwise

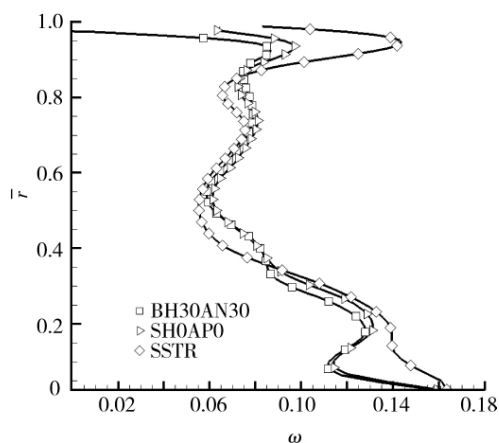
4.2 弯、扭静叶损失分析

图17给出了不同方案的静叶的总压损失系数在叶高方向的分布,对比静叶采用直叶片设计和弯、扭叶片设计的结果,可以看到,在设计点时,直叶片设计的静叶在端区具有较小的损失系数,而弯、扭静叶则具有更高的损失系数。动叶“上反”弯叶片设计对静叶损失的影响在前面已经分析

过. 随着流量的减小, 在近端点附近时, 此时叶片负荷增大, 直叶片的端区损失急剧增加, 远远超过弯、扭静叶时的端区损失. 可见, 在本章的气动设计当中, 静叶的弯、扭叶片设计, 对设计点的损失影响不大, 其主要作用是限制了在小流量情况下, 静叶端区损失的快速增加, 提高了风扇级的工作范围.



(a) 设计点



(b) 近端点

图 17 静叶总压损失系数沿叶高方向的分布

Fig. 17 Distribution of loss coefficient along spanwise

5 结 论

通过本文的数值研究, 对小型跨声速风扇的三维弯、掠设计能够得到以下结论:

1) 弯、掠叶片三维气动设计技术是高性能跨声速风扇的特征之一, 本文的气动设计对动叶和静叶同时采用了弯、掠三维气动设计技术, 提高了风扇级的气动效率以及喘振裕度. 通过对跨声速风扇中采用弯、掠叶片对性能的影响的研究, 结果表明对动叶上半叶高采用反弯设计, 通过改变了

动叶端区的径向压力梯度, 能够有效的增加动叶顶部的通流能力, 改善了动叶顶部由于激波、附面层以及泄漏流相互作用造成的流动阻塞以相应的损失, 减少了泄漏流在出口压力面侧的堆积, 从而使风扇的级效率和喘振裕度都有所提高.

2) 静叶在端区采用了前缘反弯和尾缘正弯的复合弯、扭技术, 同时实现了增加端区流量和控制二次流的目的, 是改善跨声速压气机静叶端区流动的有效手段. 在本文的设计当中, 弯、扭静叶对存在一定负攻角, 而且二次流较弱的设计点流动影响不大, 随着风扇流量的减小, 弯、扭静叶更好的保证了端区的流量和对二次流的控制, 端区损失的增长明显比直叶片缓慢, 风扇的喘振裕度有了明显提高.

参考文献:

- [1] Wellborn S R, Robert A D. Redesign of a 12-stage axial-flow compressor using multistage CFD[R]. ASME Paper GT-2001-0351, 2001.
- [2] Gümmer V, Wenger U, Kau H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1): 40-48.
- [3] 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 Paper GT-2002-30328, 2002.
- [4] 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 Paper GT-2002-30329, 2002.
- [5] 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.
- [6] Tubbs H, Rea A. Aerodynamic development of the high pressure compressor for the IAEV 2500 aero engine[R]. ImechEC4236023, 1991.
- [7] Yamaguchi N, Tominaga T, Hattori S, et al. Secondary-loss reduction by forward-skewing of axial compressor rotor blading[C] // Proceedings of 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Yokohama; IGTC, 1991: 61-68.
- [8] Gümmer V, Wenger U, Kau H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressors[R]. ASME Paper 2000-GT-0491, 2000.
- [9] 李绍斌, 苏杰先, 王仲奇. 采用高负荷弯曲静叶的压气机改型研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 741-746.
LI Shaobin, SUN Jiexian, WANG Zhongqi. Redesign of a transonic compressor stage using highly loaded bowed stator[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 741-746. (in Chinese)

- [10] Braun M, Reume J R. Forward sweep in a four-stage high-speed axial compressor[R]. ASME Paper GT-2006-90218, 2006.
- [11] 李绍斌. 跨音速压气机高负荷弯、扭静叶设计及其气动性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
LI Shaobin. Design of highly loaded dihedral stator and investigation on the aerodynamic stage performance in an axial transonic compressor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [12] 姜斌, 王松涛, 冯国泰, 等. 高负荷低压风扇三维气动设计与损失分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 424-433.
JIANG Bin, WANG Songtao, FENG Guotai, et al. Research on three-dimensional aerodynamic design of transonic fan and loss analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 424-433. (in Chinese)
- [13] Reid L, Moore R D. Performance of single stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure[R]. NASA2TP21337, 1978.
- [14] Reid L, Moore R D. Performance of single stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.82[R]. NASA2TP21338, 1978.