

文章编号: 1000-8055(2006)04-0668-5

周向弯曲方向对弯掠叶片气动-声学性能影响的实验

欧阳华, 李 杨, 杜朝辉, 钟芳源

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200030)

摘 要: 以具有相同几何参数的常规径向叶片、周向前弯和周向后弯叶片为研究对象, 对旋转叶片周向弯曲后叶轮的气动和声学性能进行了对比试验研究。同时采用五孔探针半对向测量方法研究了周向弯曲后出口气流参数沿叶高的分布规律。结果表明, 与原型径向叶轮相比, 在保持叶片几何参数不变, 仅引入周向弯曲后, 无论周向前弯还是后弯, 均导致叶轮的效率和压升降低。叶片周向前弯可以有效地降低气动噪声, 大幅度地增加风扇的喘振裕度。在相同的周向弯曲角度下, 采用周向前弯技术明显优于周向后弯。此外, 研究表明弯掠叶片径向力对于气流参数沿叶高的分布具有较大的影响。周向前弯叶轮改善了叶顶附近的流动状况, 但中部叶高区域的损失增加。对于周向后弯叶轮, 虽然叶片中部损失减小, 但两端部损失增加明显。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 叶轮机械; 低压轴流风机; 弯掠叶片; 周向弯曲; 气动-声学性能

中图分类号: V231.3; TH432.1

文献标识码: A

Experimental study on aerodynamic and aero-acoustic performance of low pressure axial flow fan with circumferential skewed blades

OU YANG Hua, LI Yang, DU Zhao-Hui, ZHONG Fang-Yuan

(School of Mechanical Engineering,

Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200030 China)

Abstract: Low pressure axial flow fan with circumferential skewed rotors was studied. The rotors include the traditional radial rotor, the forward-skewed rotor and the backward-skewed rotor. In present study, aerodynamic and aeroacoustic performance of these three type rotors was measured and analyzed. The results show that the forward-skewed rotor may reduce noise effectively and extend the range of steady operation compared to the radial rotor. With the same skew angle, both the aerodynamic and aeroacoustic performance of forward-skewed rotor is better than that of the backward-skewed one. The performance difference comes from the direction of blade radial force. The tip flow condition of forward-skewed rotor is better, but the mid-span losses are increased.

Key words: aerospace propulsion system; turbomachinery; low pressure axial flow fan; skewed and swept rotor; circumferential skewed blade; aerodynamic and aeroacoustic performance

弯掠叶片技术最早来源于航空机翼领域对后掠翼和前掠翼的研究, 与常规风扇/压气机领域所

采用的径向叶片不同, 弯掠叶片除沿叶展方向的扭转外, 在叶片的叶顶和叶根间还存在沿弦长方

收稿日期: 2005-09-28; 修订日期: 2006-01-16

作者简介: 欧阳华(1973-), 男, 江西萍乡人, 上海交通大学机械与动力工程学院副教授, 主要从事叶轮机械气动热力学、不稳定流动及气动噪声的研究。

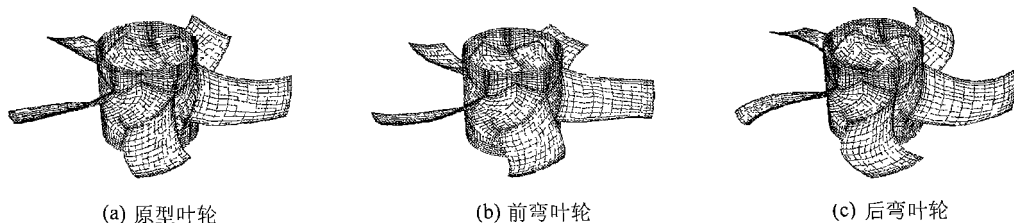


图 1 实验叶轮

Fig. 1 Experimental rotors

向的倾斜 (Sweep)、沿垂直于弦长方向的倾斜 (Dihedral) 以及沿周向旋转方向上的倾斜 (Skew), 是一种具有复杂三维空间结构的新型叶片。由于弯掠叶片技术具有显著减小流动损失、提高气动效率、提高喘振裕度和降低气动噪声等诸多优点, 已成为目前高性能风扇/压气机气动热力学研究领域的主要研究方向之一。美国 AST-NRP (advanced subsonic technology noise reduction program) 等研究计划已将弯掠叶片技术列为今后的重点研究方向^[1]。陈懋章院士在对我国风扇/压气机技术今后工作的建议中也将弯掠叶片技术列为改善我国航空发动机研究现状的关键技术之一^[2]。

目前国内外对于弯掠动叶的研究较多集中于流动损失机理探讨, 而对于不同周向弯曲方向所带来的气动-声学性能的影响涉及较少^[3-6]。本文首次对具有相同几何参数的径向、前弯和后弯动叶轮进行了气动-声学对比实验研究, 分析了不同周向弯曲方向对于轴流风扇气动-声学性能的影响。并通过测量出口流场参数沿叶高的分布, 探讨了弯掠叶片内部流动机理。

1 实验模型和装置

本文的实验模型包括原型叶轮、周向前弯叶轮和周向后弯叶轮 (如图 1 所示)。叶轮直径均为 500 mm, 叶片数为 5, 轮毂比 0.35, 额定转速 1 440 r/min。其中原型叶轮采用目前工业通风领域常用的 T35 型叶轮, 周向前弯、后弯叶片的设计在保持 T35 原型叶片几何参数不变的前提下, 通过沿叶高方向的叶片重心积迭线引入周向弯曲角度而得到^[7]。图 2 给出了原型叶轮、周向前弯以及周向后弯 3 种叶轮的叶片重心积迭线的形状。叶片重心积迭线由直线段+圆弧段构成, 其中直线段在叶根处, 圆弧段在叶顶, 二者的分界点位于 0.4 相对叶高处 (如图 2 中的 A 所示)。叶轮轴心和圆弧段末端点的连线所构成的直线

(OR, OF 和 OB) 与重心积迭线直线段 (OA) 之间组成的角度称之为该叶片的周向弯曲角。并且规定顺叶轮旋转方向弯曲的角度为正值, 定义为周向前弯叶轮, 逆叶轮旋转方向弯曲的角度为负值, 定义为周向后弯叶轮。本文所研究的周向前弯叶轮和周向后弯叶片弯角均为 8.3° 。需要说明的是, 本文所采用的 T35 原型叶轮本身亦具有 1.27° 的前弯角, 由于此角度较小, 本文近似认为原型叶轮为常规径向叶轮。

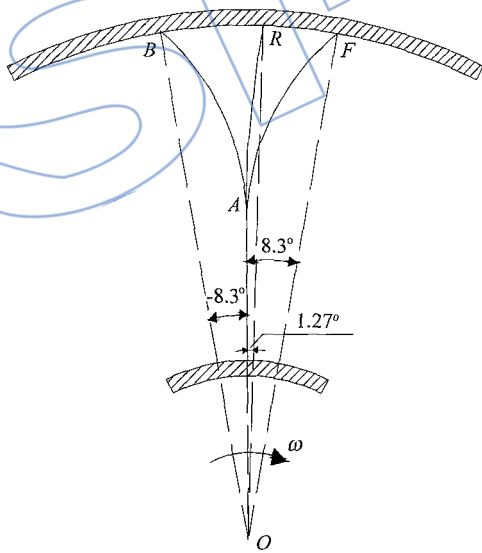


图 2 叶片积迭线及周向弯曲角度示意图

Fig. 2 Sketch of stacking line and circumferential skewed angle

本文的实验在上海交通大学涡轮机研究所气动消声实验室内进行。该消声室内净空间为 119 m^3 , 最大流量 $20\,000 \text{ m}^3/\text{h}$, 截止频率 160 Hz, 属于半消声室。风扇的气动-声学性能测试试验台依据国家标准 GB1236-1985 搭建, 如图 3 所示。采用直联方式将试验风扇安装于风机专用 YSF-8014 三相异步电机轴上, 电机通过 Sanken MF-7.5 K-380 型变频器供电, 并通过改变频率控制电机转速。风扇的变工况测量采用直径为 0.6 m

的消声节流锥进行流量调节,采用消声节流锥有利于防止外界噪声由风筒末端进入消声室而引起声学性能测试的误差。

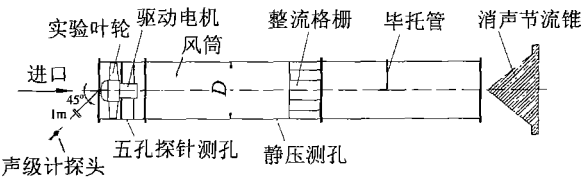


图 3 风机实验装置
Fig. 3 Fan test rig

声学性能测试系统包括丹麦 B & K 2230 型精密声级计和 B & K 1625 型 1/3 倍频程频谱分析仪所组成,测量方法遵循 GB/ T2888 - 1991 标准。

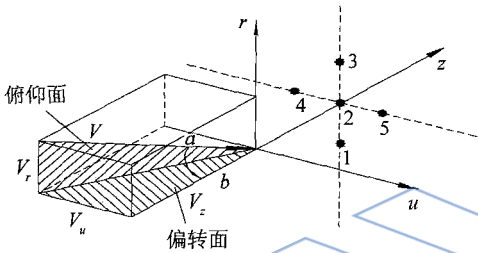


图 4 五孔探针角度定义图
Fig. 4 Geometry relationship of five hole probe

风扇出口气流参数沿叶高的分布采用五孔球形气动探针进行测量。探针头部直径为 6 mm,杆长为 500 mm,测压孔直径为 0.3 mm,1、3、4 和 5 孔轴线与 2 孔轴线之间夹角为 45°,如图 4 所示。测压孔感受的压力通过探针尾部支杆引出,用胶管与精密压力计相连,利用在标准风洞中获取的校正曲线,计算出三维流场气动参数大小及分布。五孔探针的测试采用半对向测量方法,该方法中俯仰角度 α 由校正曲线查出,偏转角度 β 在人工调整 4 和 5 孔平衡后由探针尾部刻度盘直接读取^[8]。

2 实验结果分析

2.1 叶轮的总体气动性能分析

图 5 给出了原型叶轮、前弯叶轮和后弯叶轮的无因次气动性能测试结果。图中无因次流量系数及全压系数的定义如下:

流量系数: $\phi = \frac{Q}{\pi u_t r_t^2}$

全压系数: $\psi = \frac{p_t}{\rho u_t^2}$ (1)

式中:

- $Q/(\text{m}^3/\text{s})$ ——流量;
- p_t/Pa ——全压;
- $u_t/(\text{m}/\text{s})$ ——叶顶旋转速度;
- r_t/m ——叶轮半径;
- $\rho(\text{kg}/\text{m}^3)$ ——流体密度。

由图 5 可知,原型叶片上引入周向前弯和后弯(弯角大小为 8.3°,采用直线 + 圆弧中弧线)后,风机的全压有一定程度的降低;风机最高效率点效率也下降了近 4%。从周向前弯、后弯的性能对比情况来看,两者气动性能曲线较为接近,周向前弯叶轮最高效率点附近的流量、全压、和效率等参数较周向后弯叶轮均有小幅度提高。

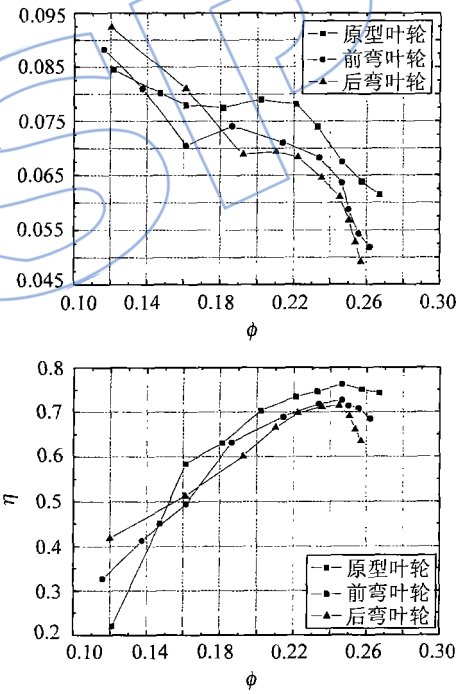


图 5 无因次气动性能实验结果
Fig. 5 Non-dimensional aerodynamic performance curves

从风扇的变工况性能来看,随着流量的减小,周向后弯叶轮的不稳定流动最早发生,原型叶轮其次,周向前弯叶轮最晚发生。喘振裕度的定义^[7]为:

$\Delta = \frac{Q_1 - Q_{\min}}{Q_{\min}} \times 100\%$

式中:

- $Q_{\min}/(\text{m}^3/\text{s})$ ——叶轮的最小稳定流量;

$Q_1 / (\text{m}^3/\text{s})$ ——最高效率处的叶轮流量。

根据 3 个叶轮的最高效率点的流量以及最小稳定流量,可以得到叶片周向弯曲对风扇工作稳定性能的影响。计算结果表明,原型叶轮的喘振裕度为 19.87%,周向前弯叶轮为 25.56%,后弯叶轮为 12.19%,即叶片周向前弯导致风扇的喘振裕度增大,而叶片周向后弯造成风扇的喘振裕度减小。

2.2 叶轮声学性能分析

图 6(a) 给出了 3 个叶轮总声压级随流量的变化情况。从整体来看稳定流量范围内的总声压级大小,原型叶轮的总声压级最高,后弯叶轮其次,前弯叶轮最小。具体说来,后弯叶轮总声压级比原型叶轮低 2~3 dB,前弯叶轮比原型叶轮低 6 dB 左右。进一步观察叶轮稳定工况范围内的总声压级的变化规律发现,随着流量的增加,原型叶轮和前弯叶轮的总声压级均经历从最大值减小到最小值再继续增大的过程,并且最小值点与它们的最高效率点相对应。而对于后弯叶轮,在该运行范围内总声压级一直呈现上升趋势。上述结果反映了这 3 个叶轮的变工况运行特点。

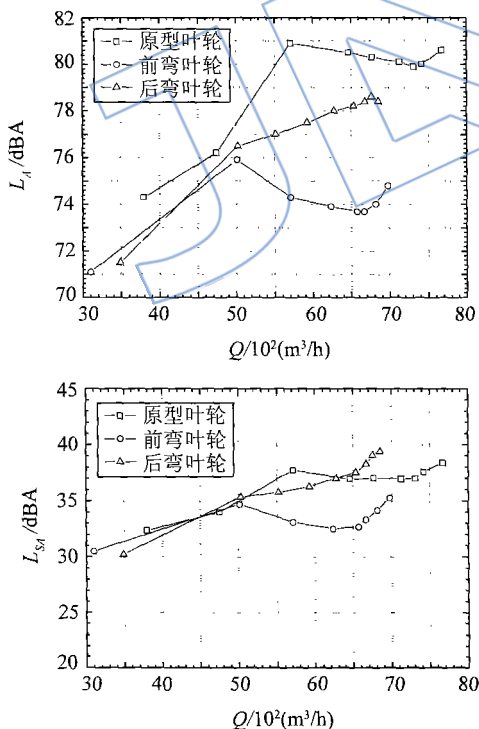


图 6 声压级对比曲线

Fig. 6 Comparison of sound pressure level

考虑到原型叶轮、前弯叶轮和后弯叶轮不同流量和压头的影响,图 6(b) 给出了 3 个叶轮的比

A 声级 L_{SA} 曲线。比 A 声级 L_{SA} 定义如下:

$$L_{SA} = L_A - 10 \lg(QP^2) + 19.8 \text{ (dBA)} \quad (3)$$

式中:

L_A /dBA ——总声压级;

$Q/(\text{m}^3/\text{min})$ ——流量;

P/Pa ——全压(Pa)。

可见,在大部分稳定工况流量范围内,前弯叶轮的比 A 声级 L_{SA} 均比原型叶片下降了 4~5 dB(A),显示出叶片前弯后对降低气动噪声的巨大能力;对于后弯叶轮,稳定工况流量范围内的比 A 声级 L_{SA} 曲线与原型叶轮存在一交点,流量大于 $6300 \text{ m}^3/\text{h}$ 时比 A 声级高于原型叶轮,流量小于 $6300 \text{ m}^3/\text{h}$ 后比 A 声级低于原型叶轮。

图 7 给出了 3 种叶轮在其最高效率点处的 A 计权 1/3 倍频程频谱。这 3 条曲线的共同点是,频谱曲线均较为平坦,噪声范围覆盖了从低频 100 Hz 到高频 10 kHz 的主要频段,反映出宽频噪声的特点。存在的差别是,前弯叶轮在整个频段的总声压级 L_A 均低于原型叶轮,在 250~1200 Hz 的频段上噪声值明显小于其它两个叶轮;后弯叶轮在 100~400 Hz 的低频段总声压级 L_A 与原型叶轮非常接近,400 Hz 以上频段噪声值则要小于原型叶轮。

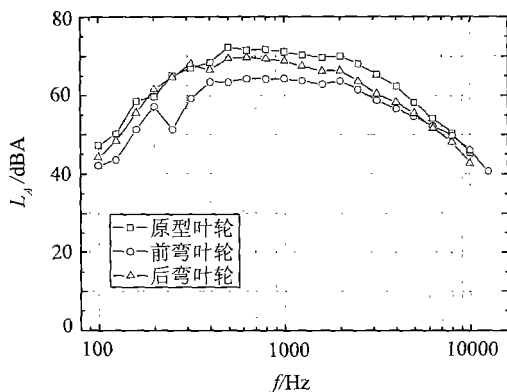


图 7 最高效率点 1/3 倍频程频谱

Fig. 7 1/3 Noise spectrum at the maximum efficiency point

表 1 总结了原型叶轮、周向前弯叶轮和周向后弯叶轮、三者各自最高效率点处的气动声学性能参数。

与具有相同几何参数的 T35 原型叶片相比,采用周向前弯、后弯后风机在稳定工况最高效率点处的全压和效率均有一定程度的下降。其中采用动叶前弯后,全压系数下降 5.63%,效率下降 3.53%;同时比 A 声级减少 4.3 dB(A),变工况时

喘振裕度提高了 5.69 %。采用动叶后弯时,其气动性能指标比前弯有所减小,总体差别不大,但比 A 声级却增加了 4.87 dBA,甚至比 T35 原型叶轮还高了 0.57 dBA。

表 1 最高效率点气动声学性能参数对比

Table 1 Comparison of aerodynamic and aeroacoustic performance at the maximum efficiency point

	原型叶轮	前弯叶轮	后弯叶轮
流量系数 ϕ	0.246 5	0.246 5	0.245 0
全压系数 ψ	0.067 5	0.063 7	0.061 0
η %	76.25	72.72	71.36
比 A 声级 L_{SA} / dBA	36.97	32.67	37.54

2.3 出口流动参数分布

图 8~图 11 给出了采用五孔探针测量得到的原型叶轮、周向前弯和周向后弯叶轮在设计流量 $\phi=0.246$ 时出口气流参数沿叶高的分布。图中 λ 为叶片相对叶高 ($\lambda=0\sim1$)。五孔探针沿径向布置于叶轮出口截面,距叶片出气边约 15 mm,沿叶片叶高共布置 6 个测点,分别置于相对叶高 $\lambda=0.015\,4,0.2,0.385,0.569,0.754,0.938$ 处。

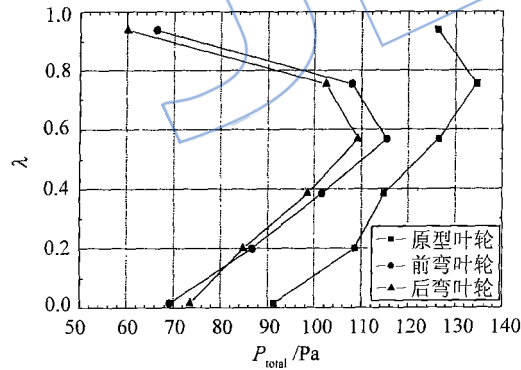


图 8 出口截面全压沿叶高分布

Fig.8 Distribution of total pressure rise at the outlet section

图 8 对比给出了 3 个叶轮的出口总压沿叶高分布曲线。在整个叶高范围内,原型叶轮的压升均明显高于前弯和后弯叶轮,其主要压升集中在叶片上半叶高 $\lambda=0.4\sim0.8$ 区域,其中最大压升在 0.75 相对叶高附近,叶片根部区域压升较为平缓,而在叶顶处压升下降较多。前弯叶轮在大部

分叶高范围内的压升略高于后弯叶轮。两个周向弯曲叶轮的主要压升都位于 0.4~0.8 相对叶高区间内,最大压升都集中在 0.55 相对叶高附近,不论在叶根区域还是叶顶区域压升下降得都很快。2 个叶轮的差异是在叶根附近,前弯叶轮的压升减小得更快些。上述试验结果反映了叶片的不同周向弯曲方向以及弯曲角度对气动性能的影响。由于前弯叶片向心径向力的作用,叶顶气流向叶片中部聚集,使该区域的做功能力增加;而原型叶轮由于整个叶高都是由离心力控制的,导致叶片主要做功区域向叶顶方向移动;对于后弯叶轮,与前弯叶轮相比由于径向力方向的差异,造成叶片中部的压升明显小于前弯叶轮。以上试验结果与气动性能的压力曲线完全吻合。

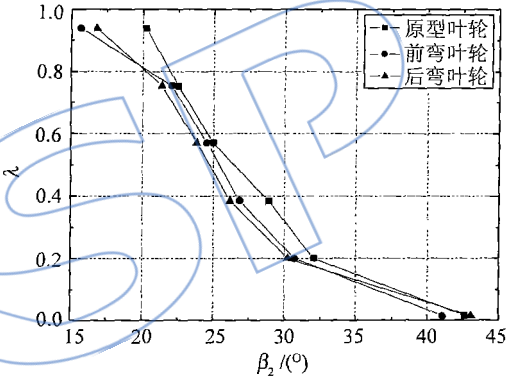


图 9 出口截面气流角沿叶高分布

Fig.9 Distribution of flow angle at the outlet section

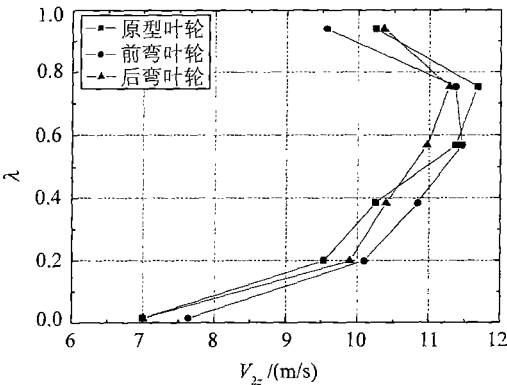


图 10 出口截面轴向速度沿叶高分布

Fig.10 Distribution of axial velocity at the outlet section

图 9 给出了叶片出口气流角沿叶高的分布曲线。可以看出,3 个叶轮都呈现几乎相同的分布规律,即沿叶高方向出口气流角逐渐减小。无论

前弯还是后弯叶轮,其出口气流角在整个叶高范围内均小于原型叶轮,特别是在 $\lambda = 0.2 \sim 0.6$ 的叶片中部叶高区域和 $\lambda > 0.8$ 的叶顶区域,相对叶高 $\lambda = 0.2$ 以下区域的出口气流角3个叶轮无明显差别。相对与周向后弯叶轮,前弯叶轮的出口气流角在叶片中上部叶高区域略高,而在叶顶区域略低。

图10给出了出口轴向速度沿叶高的分布。如图所示,3个叶轮的主要流通区域集中在叶片的中上部0.6相对叶高附近;在叶根和叶顶附近流量相对较小,比较起来叶根附近的流量要小于叶顶区域。3个叶轮流量分布的差异主要集中在0.2相对叶高以上,相对来说在叶根附近则较为接近。在整个叶高区域,前弯叶轮的流量分布最为均匀,后弯叶轮居中,原型叶轮最不均匀;在叶根附近的区域,原型叶轮和后弯叶轮的速度接近,并且明显小于前弯叶轮;前弯叶轮的最大轴向速度出现在0.5~0.6相对叶高区间,而其它两个叶轮出现在0.7~0.8相对叶高区域内;在0.9相对叶高以上的区域,前弯叶轮的流量比其它两个叶轮更小,流量减小的速度更快。上述结果表明,前弯叶轮能够比较明显地改善叶根附近的流动,延缓该区域流动分离的发生,而在叶顶区域轴向速度的迅速减小源于叶片径向力作用下流量向叶片中部附近集中。

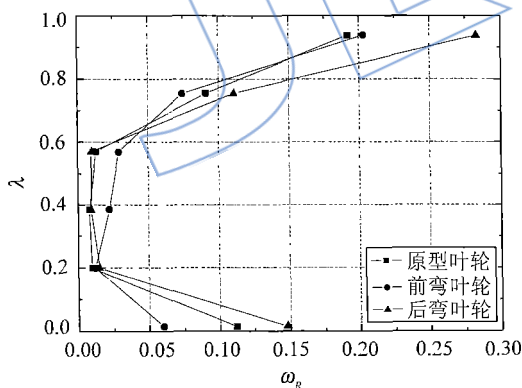


图11 出口截面总压损失系数沿叶高分布

Fig. 11 Distribution of total pressure loss coefficient at the outlet section

图11为出口总压损失系数沿叶高的分布情况。图中总压损失系数的定义如下:

$$\omega_k = \frac{2(P_{1w}^* - P_{2w}^*)}{\rho w_1^2} \quad (4)$$

式中:

P_{1w}^*/Pa ——进口滞止压力;

P_{2w}^*/Pa ——出口滞止压力;

$w_1/(\text{m/s})$ ——为进口相对速度;

$\rho(\text{kg/m}^3)$ ——为流体密度。

从叶轮沿叶高的损失分布来看,由于靠近轮毂和机匣端壁区域附面层和叶顶泄漏流动的影响,3个叶轮的中部流动损失较小,叶顶和叶跟端部损失相对较大,其中尤以叶顶区域的损失最大,而最小损失集中在0.2~0.6相对叶高区间。对比3个叶轮,在叶根附近前弯叶轮损失最小,原型叶轮居中,后弯叶轮最大;在叶片中部区域,前弯叶轮的损失明显高于其它两个叶轮;在叶顶区域,后弯叶轮损失最大,前弯叶轮略小于径向叶轮。对于周向前弯叶轮,叶片周向前弯后叶片顶部吸力面附面层的低能气流在离心力的作用下进入主流区域,有助于改善叶顶区域的流动状况,损失小于常规径向叶片,同时有效降低了噪声。但造成中部叶高流动损失增加。对于后弯叶轮,由于叶片径向力的方向与前弯叶轮相反,下半叶高附面层内低能流体向叶片顶部的迁移运动加剧了叶顶处通道二次流损失和端壁损失,虽然叶片中部总压损失系数稍有降低,但总体损失增加,造成风机效率降低,噪声增加。对于所研究的周向弯曲叶轮来说,中部损失与顶部损失增减量的比较对叶轮的总体性能有着重要的影响。从气动和声学性能曲线来看,由于前弯叶轮中部的损失增量换来了叶顶损失的大幅度减小(中部损失增量约为顶部损失减小量的三分之一),而后弯叶轮的损失增量大于减量,最终导致前弯叶轮的效率比后弯叶轮更高,噪声更低。

3 结 论

(1) 周向前弯叶轮的优点主要体现在气动噪声的降低和工作稳定性的大幅度增加。与原型叶轮相比,前弯叶轮比A声级减少4.3 dBA,喘振裕度提高了5.69%。

(2) 与原型叶轮相比,叶片周向后弯导致总体气动性能和声学性能均有不同程度的下降,其中比A声级提高了0.57 dBA,喘振裕度减小了7.68%。

(3) 与原型叶轮相比,周向前弯叶片顶部吸力面附面层的低能气流在离心力的作用下进入主流区域,有助于改善叶顶区域的流动状况,同时有效降低了噪声。但造成中部损失增加。

(4) 与原型叶轮相比,周向后弯叶轮下半叶高附面层内低能流体向叶片顶部的迁移运动加剧

了叶顶处通道二次流损失和端壁损失,虽然叶片中部总压损失系数稍有降低,但总体损失增加,造成风机效率降低,噪声增加。

参考文献：

[1] Edmane Envia. Fan noise reduction:an overview[R]. *Glenn Research Center, Cleveland:AIAA Paper* 2001 - 0661.

[2] 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) :1-15.

Chen Maozhang. Development of fan/ compressor techniques and suggestions on further researches[J]. *Journal of Aerospace Power* ,2002 ,17(1) :1-15.

[3] 钟芳源. 节能低噪轴流/ 离心风机(理论,计算,设计,实验研究)论文集[C]. 北京 :机械工业出版社 ,1994.

[4] Yamaguchi N ,Tominaga T ,Mitsubishi T. Secondary loss

reduction by forward skewing of axial compressor rotor blading[R]. *Proceeding of 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress* ,1991 ,12 :61-68.

[5] Sasaki T ,Breugelmans F. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance[J]. *Journal of Turbomachinery , Transactions of ASME* ,1998 ,120 (3) : 454-464.

[6] Beiler M G ,Carolus T H. Computation and measurement of the flow in axial flow fans with skewed blades[J]. *Journal of Turbomachinery , Transactions of ASME* ,1999 ,121(1) : 59-66.

[7] 欧阳华. 新型可逆式弯掠组合叶片的研究[D]. 上海 :上海交通大学 ,2002.

[8] 姜桐,吴克启. 叶轮机械内部流动实验分析方法[M]. 北京 :机械工业出版社 ,1989.

