

叶尖小翼对轴流风机气动性能及 噪声特性影响的数值研究

刘刚, 王雷, 刘小民

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为了控制轴流风机叶顶泄漏流造成的气动损失和噪声,在轴流风机叶片顶部添加了融合式叶尖小翼结构,并对风机的气动性能及噪声特性进行了数值研究。采用大涡模拟结合声类比方程的数值方法,研究了叶尖小翼对轴流风机流场和声场的影响。通过对风机叶尖流场和声场进行分析,对比不同外倾角的融合式叶尖小翼周围的涡场结构以及表面声压脉动,分析了不同外倾角小翼对叶尖泄漏流的控制作用以及叶尖小翼对风机气动性能和噪声特性产生的影响。结果显示:叶尖小翼结构可以有效抑制叶尖泄漏涡以及叶尖分离涡的发展,降低轴流风机的气动噪声,提高轴流风机静压效率;使用 20° 外倾角的叶尖小翼,风机静压效率提高了 1.1% ,噪声降低了 5.0 dB ;叶尖泄漏流造成的气动噪声主要是宽频噪声,叶尖小翼可以明显降低轴流风机的宽频噪声;通过优化叶尖小翼的外倾角可以在不损害风机气动性能的同时实现较好的降噪效果。

关键词: 轴流风机;大涡模拟;气动噪声;叶尖小翼;叶尖泄漏涡;叶尖分离涡

中图分类号: TH443;TB535 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202007013 **文章编号:** 0253-987X(2020)07-0104-09



OSID 码

Numerical Investigation on Effects of Blade Tip Winglet on Aerodynamic and Aeroacoustic Performances of Axial Flow Fan

LIU Gang, WANG Lei, LIU Xiaomin

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To reduce aerodynamic loss and noise caused by the tip leakage flow in an axial flow fan, fused winglets are added on the top of the blades of the axial flow fan. The influence of winglets on the flow field and sound field of the axial flow fan are investigated with numerical method of large eddy simulation and FW-H acoustic analogy. The tip leakage flows are compared under the influences of winglets with different camber angles. Analyzing the flow field and sound field, and comparing the vorticity distributions around the fused blade tip winglets with different camber angles and the surface sound pressure pulsation, the effect of the different camber angle of winglets on the tip leakage flow and the influence of the tip winglets on the fan aerodynamic performance and noise characteristics are discussed. The results show that the winglet can effectively control the development of tip leakage vortex and tip separation vortex, reduce the aerodynamic noise of the axial flow fan, and improve the static pressure efficiency of the axial flow fan. The static pressure efficiency increases by 1.1% and noise decreases by 5.0 dB by utilizing the blade tip winglets with 20° camber angle. The aerodynamic noise caused by tip

leakage flow is mainly broadband noise, and the winglet can significantly weaken the broadband noise. Optimizing the camber angle of the winglet, the noise reduction can be achieved without damaging the aerodynamic performance.

Keywords: axial flow fan; large eddy simulation; aerodynamic noise; blade tip winglet; tip leakage vortex; tip separation vortex

噪声是评价风机优劣的重要指标,因此越来越多的研究人员致力于低噪声轴流风机的研发。气动噪声是轴流风机的主要噪声,气动噪声又分为旋转噪声和涡流噪声。轴流风机叶轮和机匣内壁面之间必须存在一定的间隙来避免动静干涉,而间隙中的泄漏流会激发强烈漩涡造成流动损失,并产生较大的涡流噪声。低压轴流风机通常选用较大的叶顶间隙,叶顶泄漏引起的噪声将成为风机气动噪声的主要成分^[1]。因此,控制叶顶泄漏流是改善风机气动噪声的有效途径。常见的抑制叶尖泄漏流的方法包括机匣处理^[2]、叶顶喷气处理^[3]、叶尖修型^[4]以及叶尖小翼处理^[5]等。

鸟类翅膀尖部进化出的上偏的羽毛可以抑制叶尖涡和提高升阻比,从而帮助鸟类远距离滑翔^[6]。受此启发,Whitcomb 在 1976 年提出飞机翼梢小翼的概念,翼梢小翼可以阻挡气流从机翼下表面到上表面的绕流,增加机翼的有效展弦比^[7]。翼梢小翼通过耗散翼尖涡,减小诱导阻力,提高飞机升阻比,从而提高燃油经济性。不少国内外学者也将叶尖小翼应用在叶轮机械间隙流动控制中。虽然叶尖涡都是由于吸力面和压力面的压力差造成的,但是由于机匣的限制,叶轮机械叶片叶尖流动与飞机机翼叶尖流动有较大区别。对涡轮动叶加装叶尖小翼的实验表明,在最大转速及最大膨胀比工况下,相对叶顶间隙为 3% 时,叶尖小翼使涡轮效率提高了 0.6%~1.1%^[8]。在低压轴流风机叶端添加附加导叶的实验发现,叶端导叶可以抑制顶部泄漏流,降低涡流噪声,添加附加导叶后风机全压效率提高了 3%~3.5%,噪声降低了 4~5 dB^[9]。

常用的翼尖小翼有融合式翼尖小翼、阶梯式翼尖小翼、斜削式翼尖小翼 3 种形式^[10]。相较于传统翼梢小翼,融合式小翼在机翼翼尖处与翼梢小翼翼根处进行圆滑过渡,机翼一体性更高,可以避免应力集中。轴流风机叶片需要承受复杂气动载荷和较大的离心力,所以更适合采用融合式小翼。目前,业界普遍认为影响融合式翼尖小翼性能的结构参数主要是小翼形状和外倾角。韩少冰等和钟兢军等对加装不同长度、宽度、起始位置的吸力面小翼的轴流压气

机及叶栅进行了数值及实验研究^[5,11-12];隗智辉等对低压轴流风机的叶尖小翼形状和位置进行了细致的优化,认为对于改善风机气动性能而言,吸力面小翼优于压力面小翼,且小翼宽度为 3 倍叶片厚度时风机效率较高^[13-14]。但是,前人的研究大多是无外倾角的叶尖小翼,关于叶尖小翼外倾角对轴流风机气动性能的影响还不清楚,而且关于叶尖小翼对轴流风机叶尖噪声影响的研究也较少。

本文设计了宽度为 3 倍叶片厚度的吸力面融合式叶尖小翼,采用数值计算方法研究了叶尖小翼外倾角对轴流风机气动性能及声学特性的影响,通过优化叶尖小翼提高了轴流风机静压效率,有效降低了轴流风机的气动噪声。

1 研究对象及方法

1.1 研究对象

图 1 是融合式叶尖小翼实物与结构示意图,借鉴机翼的融合式翼尖小翼结构,将叶尖小翼结构用在轴流风机叶尖流动控制中。本文以一款低压轴流风机为研究对象,风机的基本参数如表 1 所示,风机三维模型如图 2 所示。在计算过程中对该模型进行了相应的简化,将安装凸台、出气格栅予以省略,同

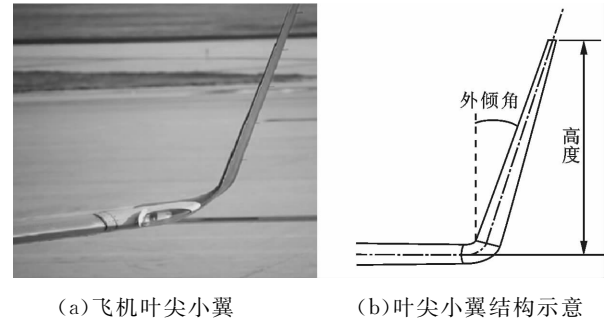


图 1 融合式叶尖小翼实物与结构示意图

表 1 风机的基本结构参数

参数	取值	参数	取值
叶片数	5	导风圈内径/mm	710
叶片弦长/mm	260	轮毂直径/mm	154
叶片厚度/mm	5	叶轮外径/mm	702
叶顶间隙/mm	4	转速/(r·min ⁻¹)	969

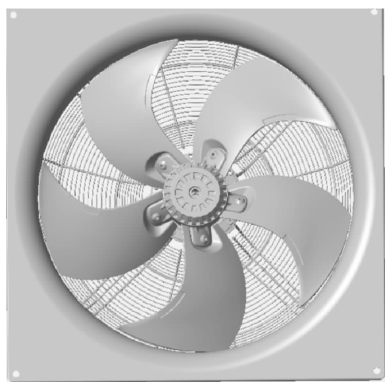


图2 轴流风机模型

时将电机区域用柱体进行替代,按照原型风机叶片安装角及弯掠形式对叶片进行了重构,以保障网格质量提高收敛性。在叶片吸力面叶尖处添加了融合式叶尖小翼,研究叶顶结构对风机气动性能及噪声特性的影响。

为了研究叶尖小翼外倾角对轴流风机气动性能及噪声特性的影响,建模时控制了小翼的大小、形状和位置,设计了宽度为3倍叶片厚度的吸力面融合式叶尖小翼,外倾角参数选取为 0° 、 10° 、 20° 、 30° 、 40° 。通过优化叶尖小翼提高轴流风机效率,并有效降低轴流风机的气动噪声。由于轴流风机叶片较机翼的弯扭程度更加复杂,难以保证叶片弦向各位置处小翼与叶片主体夹角一致,所以本文提出一种更简便的外倾角定义方法。图3是带有叶尖小翼的风机叶轮模型,在图3d中,定义了轴流风机融合式叶尖小翼的外倾角为叶片截面与转轴的夹角。通过以

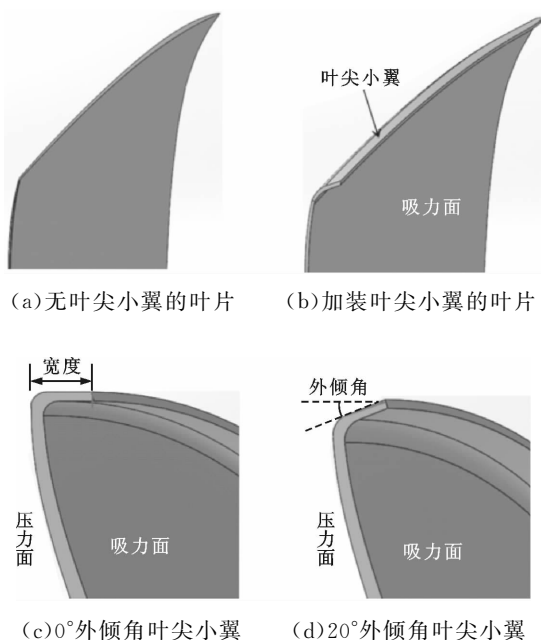


图3 带叶尖小翼的轴流风机叶片示意

小翼边缘线为分型线,在叶尖小翼添加轴向的拔模斜度,拔模斜度等于小翼外倾角,同时保证了叶轮外径、叶顶间隙一致。小翼翼根处与叶片主体进行圆角过渡,圆角半径为5 mm。

1.2 数值方法及验证

采用 Ansys Fluent 软件对轴流风机的流动及噪声进行数值模拟。整个计算流体域的计算模型如图4所示。计算域分为进口延长区、叶轮区、电机区、叶顶区以及出口延长区,各个区域之间的连接采用 interface 交界面,进口延伸段的长度为3倍叶轮直径,出口延伸段的长度为4倍叶轮直径。进口延长区和出口延长区采用结构化网格,叶轮区域、叶顶间隙区域及电机区域均采用适应性较好的非结构化网格。根据大涡模拟以及紧凑声源条件,对叶轮及导风圈表面进行了加密,表面网格尺寸小于3 mm,并在固体表面设置了10层边界层网格。第一层网格高度控制为0.02 mm,使得风机壁面网格 $y^+ < 1.0$ 。叶轮区的网格数约为500万,总体流域的网格数约为800万。进口总压设置为101 325 Pa,出口静压设置为101 325 Pa,叶轮、导风圈和电机表面采用无滑移壁面条件。旋转区域即叶轮区域的转速为969 r/min,定常计算使用MRF方法,非定常计算使用滑移网格方法。控制方程为Navier-Stokes方程,差分格式使用二阶精度,收敛残差设定为 1.0×10^{-4} 。使用 $k-\epsilon$ 湍流模型的定常计算结果作为非定常计算的初始流场,开启大涡模拟进行非稳态计算。大涡模拟使用的亚格子模型为局部涡黏度的壁面自适应模型,采用二阶后向差分格式,方程组求解采用SIMPLEC方法。

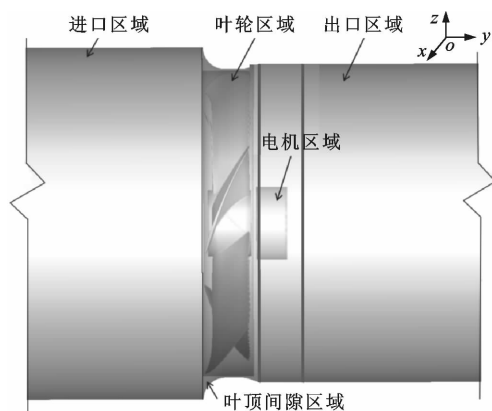


图4 轴流风机物理模型

气动噪声数值模拟目前应用较广泛的是大涡模拟结合声类比理论的FW-H方法^[14],即通过大涡模拟获得近场的流场信息,提取出叶片表面的声压脉

动等变量,结合 FW-H 方程得到叶轮的远场噪声,获得接收点噪声的时域信息,再通过快速傅里叶变换得到声压级频谱,进一步获得声场的声压、声源强度等信息。由于噪声波长远大于风机的特征尺寸,所以噪声计算中可以忽略导风圈和叶轮之间噪声的反射、衍射和散射^[15]。在数值模拟与实验测试中,气动噪声接收点的布置一致,均在风机转轴上距离风机进风口 1 m 处。

非定常时间步长 Δt 与傅里叶变换可捕获的最高频率 f 存在关系

$$\Delta t = 1/2f \tag{1}$$

人耳可听范围是 20~20 000 Hz,但是最高频率越高,数值计算采用的时间步长越小,需要消耗的计算资源就越多。图 5 是实验测试的原型机噪声声压级频谱分布,可以看出,风机高频噪声所占比重很小,所以数值模拟采用的最高频率选为 5 kHz,时间步长选取为 1.0×10^{-4} s。对于流动时长,本文监测了总声压级的时间稳定性,求解的总流动时长为 0.5 s,风机转动周次为 8,此时流场声场基本稳定。将风量和噪声的实验值与计算值进行对比,结果如下:风量的实验值为 13 619 m³/h,计算值为 13 897 m³/h,相对误差为 2.0%;噪声的实验值为 70.3 dB,计算值为 68.3 dB,相对误差为-2.8%。

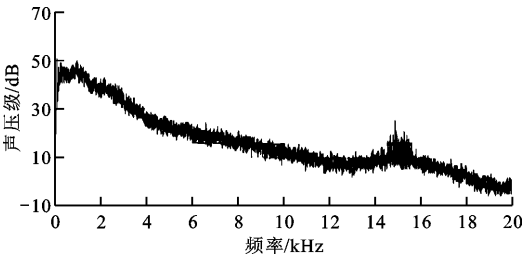


图 5 实验测试的原型机噪声声压级频谱分布

2 实验结果及分析

2.1 小翼结构对于风机流场的影响

通过流场的定常数值模拟,比较了设计流量下风机的静压效率,风机静压效率的定义为

$$\eta_{st} = \frac{p_s q}{N \omega \eta_m^{-1}} \tag{2}$$

式中: p_s 为出口静压; q 为流量; N 为叶轮力矩; ω 为角速度; η_m 为传动效率。

图 6 比较了有无叶尖小翼以及叶尖小翼外倾角对于风机静压效率的影响。由图可以看出:叶尖小翼对风机静压效率有一定的影响;添加无外倾角叶尖小翼后,风机静压效率下降了 0.7%;外倾角参数

最优(即外倾角为 20°)时,风机静压效率提高了 1.1%。关于离心叶轮的叶尖小翼研究表明,添加叶尖小翼会导致叶轮效率下降^[16]。由于安装叶尖小翼延长了叶顶间隙流道,所以会导致叶轮受到的扭矩增加,当流动改善作用小于小翼带来的扭矩增加时,就会导致风机静压效率下降。但是,通过优化小翼的外倾角可以提高风机静压效率。在一定范围内,随着外倾角的增加,风机静压效率也会增加,存在最优外倾角使得风机静压效率最高,且高于无叶尖小翼时的风机静压效率。随着外倾角进一步增加,风机静压效率减小。这是因为当外倾角增大并趋近于 90°时,叶轮结构会逐渐趋近于无叶尖小翼叶片,所以流动状态和气动性能也会接近于无叶尖小翼风机的。另外,叶尖小翼结构会影响叶尖流动的涡结构,影响风机叶尖流动损失,进而影响风机静压效率。

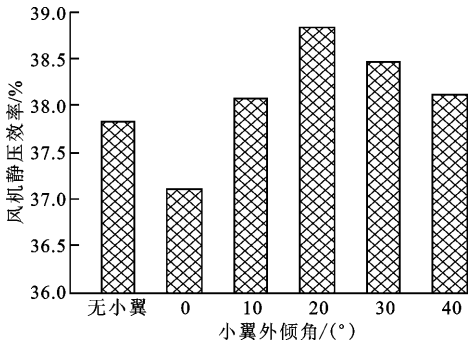


图 6 不同叶轮的风机静压效率

使用 Q 等值面可以判断风机周围的涡分布和涡强度。 Q 的定义方式^[17]为

$$Q = \frac{1}{2}(\omega_{ij}^2 - \sigma_{ij}^2) \tag{3}$$

$$\omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \tag{4}$$

$$\sigma_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \tag{5}$$

式中: ω_{ij} 为流体的旋转角速度; σ_{ij} 为流体的变形率; $Q>0$ 代表该区域流体微团的旋转运动占主导。通过使用 Q 准则,可以直观地识别涡核结构和位置。图 7 为风机叶片表面 $Q=900\ 000\ s^{-2}$ 的等值面,可以看出,叶尖处存在较强的涡结构。叶尖处主要的涡结构包括叶尖泄漏涡和叶尖分离涡。

从图 7 可以看出,叶尖泄漏涡的强度大于叶尖分离涡的,且叶尖泄漏涡的发生位置较叶尖分离涡的更靠近前缘。使用叶尖小翼可以有效降低叶尖泄漏涡的强度,但是使用 0°外倾角的叶尖小翼时,叶尖分离涡的强度增加,使用 40°外倾角的叶尖小翼

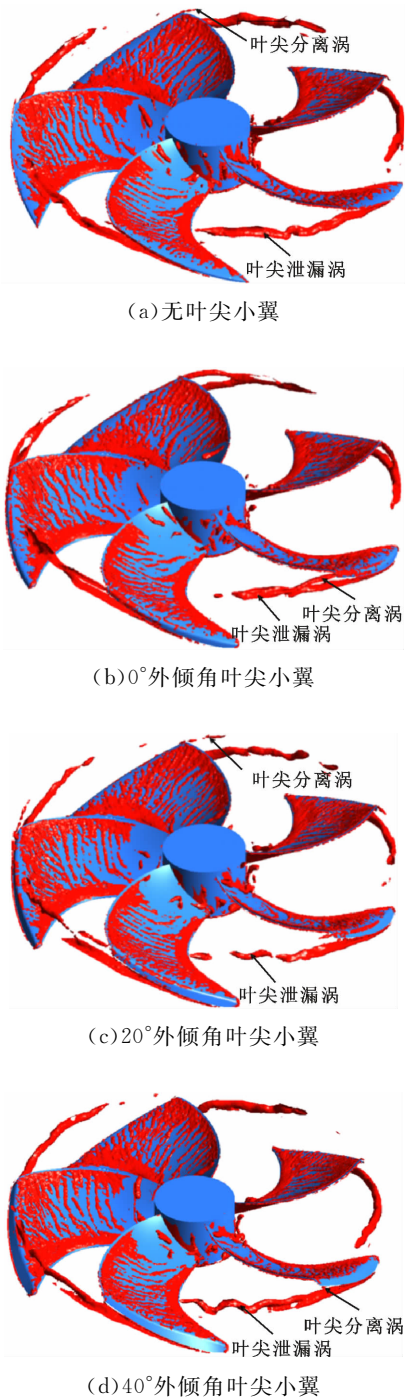


图 7 轴流风机叶片表面 $Q=900\,000\text{ s}^{-2}$ 的等值面

时,叶尖涡结构与无叶尖小翼风机的相近。叶尖泄漏涡是由于叶片压力面和吸力面的压力差引起了泄漏流,泄漏流在叶片吸力面卷起而形成的。添加叶尖小翼可以降低叶尖压力面到吸力面的压力梯度,同时使得流动阻力增大,从而起到抑制叶尖泄漏涡的作用。叶顶分离涡是由于叶顶与叶片压力面的相互作用,导致靠近叶顶的压力面气流的流动分离而形成的。外倾角较小时,相对而言叶顶宽度较大,更容易产生分离,叶顶分离涡强度较大。风机静压效

率的直接影响因素是流动损失,轴流风机的流动损失主要是叶型损失和二次流损失。叶尖处压力面和吸力面的二次流带来的流动损失占很大比重。分离涡和泄漏涡使得流体与主流方向不一致,二次流的存在造成整个主流区也存在大量的剪切作用,产生可观的损失,使得风机静压效率降低。

涡结构是复杂的非定常三维结构, Q 等值面虽然可以直观地捕捉涡核心的位置,却无法准确地比较涡的强度。文献[18]提出了一种间接反映叶尖涡强度和发展轨迹的分析方法。这种方法的原理在于叶尖涡会产生低压中心,从而使靠近涡核位置空间的静压低于周围区域的。所以,低压区的压力越低就表明叶尖涡的强度越大,等压线的山谷线就是叶尖涡的运行轨迹。图 8 是风机叶顶间隙距离叶顶 2 mm 处的环面静压分布,图中用虚线标注了叶尖泄漏涡和叶尖分离涡的轨迹。可以看出:加装小翼后的叶轮较原型叶轮低压区域面积更小,即叶顶泄漏涡强度降低;随着叶尖小翼外倾角的增加,叶尖泄漏涡的发展轨迹与叶片形成的夹角增加,使得叶尖泄

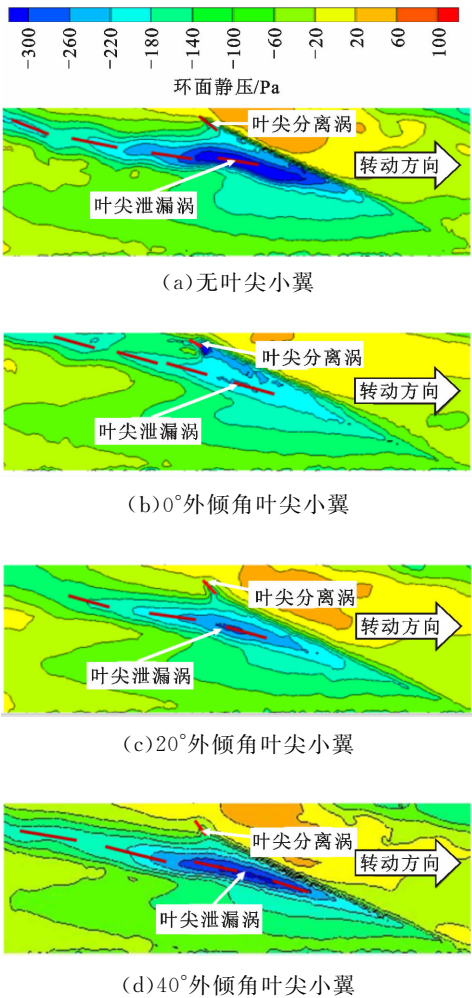


图 8 风机叶顶间隙环面静压分布

漏涡远离叶片吸力面;叶尖小翼影响了叶尖涡的强度;无叶尖小翼风机的泄漏涡强度很大;添加叶尖小翼后泄漏涡的强度降低,分离的涡强度增加,添加 20°外倾角后,叶尖泄漏涡的强度稍有增加,分离涡强度减小,外倾角增大到 40°时,叶尖泄漏涡的强度增加,分离涡强度减小。使用 20°外倾角的叶尖小翼可以有效控制叶尖泄漏涡,同时避免产生较大的叶尖分离涡。

2.2 小翼结构对于风机噪声的影响

通过定常流场计算比较多组不同外倾角叶尖小翼的风机静压效率。在 0°~40°外倾角范围内,随着叶尖小翼外倾角增加,风机静压效率先增加后减小,外倾角为 20°时效率最高。通过计算非定常流场和声场,比较了无叶尖小翼以及 0°、20°、40°外倾角叶尖小翼的风机的噪声,结果如图 9 所示。可以看出:添加叶尖小翼可以有效降低风机气动噪声,选用合适的外倾角的叶尖小翼可以进一步降低风机的噪声;20°外倾角时,风机噪声最小,与无叶尖小翼风机相比,降低了 5.0 dB;随着外倾角的增大,噪声也会增大,40°外倾角时的风机噪声与无叶尖小翼的风机噪声相近。

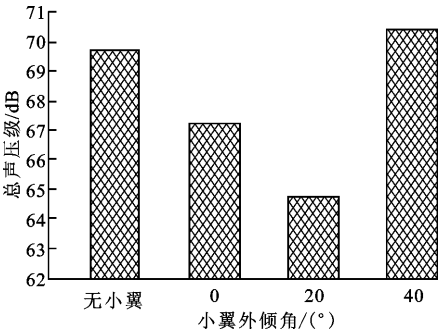


图 9 不同叶轮的总声压级

噪声产生的原因是壁面静压的变化,表面压力脉动的时均值反映了声源强度分布和出现噪声的位置。壁面的表面压力脉动时均值定义为

$$\bar{p}_s = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_1^N \left(\frac{dp}{dt} \right)^2}$$
 (6)

式中: p 为瞬时静压; t 为时间; N 为采样点数。 $\bar{p}_s$ 是静压关于时间偏导的均方根值,可清晰地反映声源位置和声源强度分布^[19]。

图 10 和图 11 为无叶尖小翼以及 0°、20°、40°外倾角叶尖小翼时,风机叶片表面及风机机匣表面的声压脉动时均值。可以看出,噪声源主要集中在叶顶间隙区域的叶片和机匣。这是由于风机的叶尖泄漏涡和叶尖涡造成的流动混乱对叶片及机匣内壁产

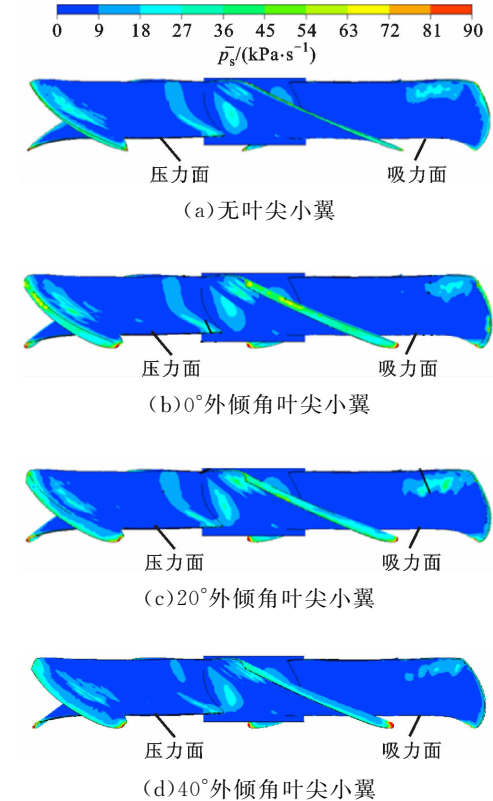


图 10 风机叶片表面声压脉动时均值

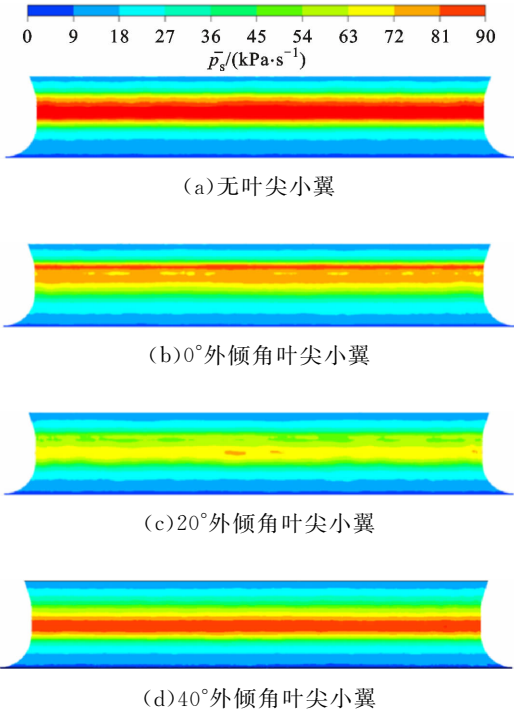
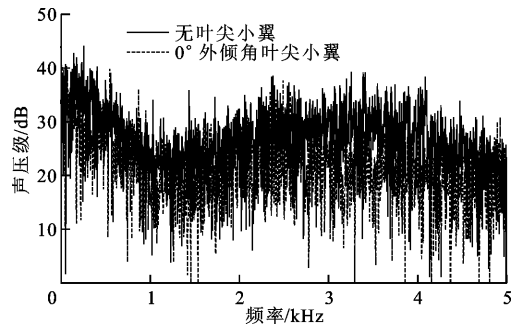


图 11 风机机匣表面声压脉动时均值

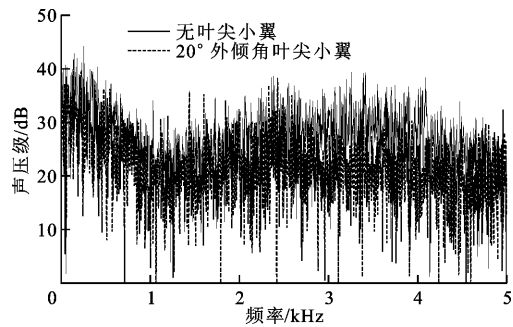
生了强烈的冲击,从而造成了气流持续产生不规律的局部压力脉动。叶尖小翼可以大幅改善风机机匣内壁处的压力脉动强度,使得局部声源强度减弱。叶尖小翼对叶片吸力面和压力面的声源影响不大。

结合 2.1 小节对流场的分析,可以确定声源和涡结构之间的联系。叶尖小翼通过抑制叶尖泄漏涡,有效降低了风机叶尖处的噪声。无外倾角的叶尖小翼使风机叶尖分离涡强度增加,所以 0° 外倾角叶尖小翼风机的机匣和叶尖靠近叶片尾缘处的声源强度较其他风机的增大。但是,叶尖小翼对叶尖泄漏涡的削弱作用大于叶尖小翼使叶尖分离涡增强带来的副作用。使用 20° 外倾角的叶尖小翼,可以抑制叶尖泄漏涡,同时避免叶尖分离涡强度增加,从而实现较理想的降噪效果。使用 40° 外倾角的叶尖小翼,叶尖泄漏涡的强度增加,噪声增加。叶尖分离涡和泄露涡造成的流动混乱使得气流对周围壁面的无规则冲击增加,从而造成流动噪声增加。叶尖声压脉动强度与叶尖分离涡及叶尖泄漏涡的强度存在明显的相关性。

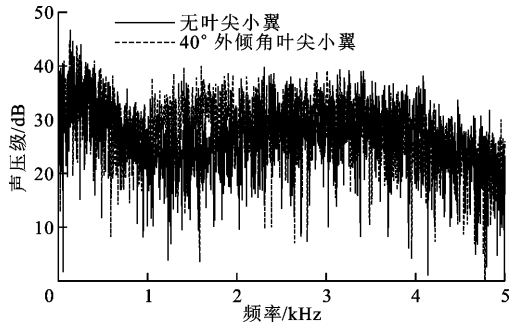
图 12 展示了添加不同叶尖小翼的风机声压级频谱分布。从图 12a 和图 12b 可以看出,叶尖小翼外倾角为 0° 和 20° 时,可以起到抑制宽频噪声的作用。叶尖小翼通过抑制叶尖泄漏涡的产生和发展,降低了轴流风机的宽频噪声,叶尖泄漏涡造成的噪声呈现明显的宽频特性。从图 12c 可以看出, 40° 外倾角叶尖小翼风机的噪声较无叶尖小翼风机的略有增加。两者的声压级在大多频段下的分布基本一致。在 $1\sim 2$ kHz 频段内, 40° 外倾角叶尖小翼风机声压级较高。由于噪声具有叠加特性,且轴流风机



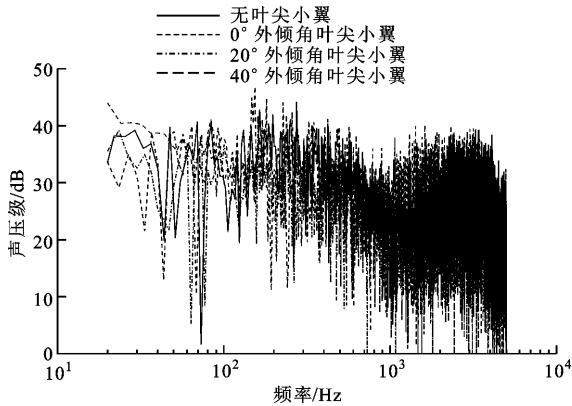
(a) 无叶尖小翼与 0° 外倾角叶尖小翼



(b) 无叶尖小翼与 20° 外倾角叶尖小翼



(c) 无叶尖小翼与 40° 外倾角叶尖小翼



(d) 无叶尖小翼与 0° 、 20° 、 40° 外倾角叶尖小翼

图 12 风机声压级频谱分布比较

的低频段噪声比较大,所以低频段的噪声对风机总声压级贡献最大。为了更明晰地区分不同情况下轴流风机的低频噪声特性,将声压级频谱分布的横坐标改为对数坐标,结果如图 12d 所示。可以看到,在 $20\sim 100$ Hz 频段内, 0° 外倾角叶尖小翼的风机声压级明显高于其他轴流风机的。可以推断这一部分的噪声源是由于 0° 外倾角叶尖小翼使得叶尖分离涡强度增加而产生的,叶尖分离涡产生的噪声主要集中在低频段。

为更加明确地反映噪声源的频谱特性,体现特定频率范围内噪声源的整体能量水平,采用 $1/3$ 倍频程频谱进行分析。轴流风机声压级 $1/3$ 倍频程图如图 13 所示。与无叶尖小翼的风机相比,可以看

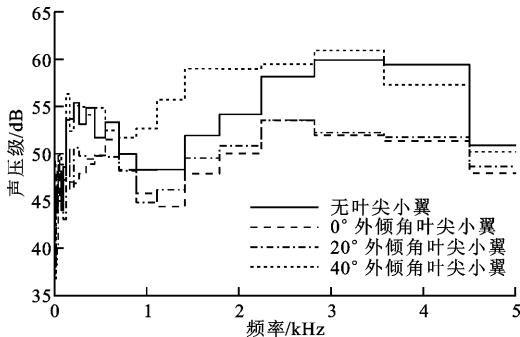


图 13 风机声压级 $1/3$ 倍频程图

出: 0° 和 20° 外倾角的叶尖小翼风机在大部分频段内噪声都有明显降低, 在 $200 \sim 400$ Hz 以及 $2 \sim 4$ kHz 频段内, 声压级降低了 $4 \sim 7$ dB; 0° 外倾角的叶尖小翼风机在 $20 \sim 100$ Hz 频段内声压级增加了 $3 \sim 5$ dB; 40° 外倾角的叶尖小翼风机在 $1 \sim 2$ kHz 频段内声压级增加了 $4 \sim 7$ dB。

3 结 论

本文以无叶尖小翼的低压轴流风机为原型, 在控制叶顶间隙不变的情况下, 对叶尖加装不同外倾角的融合式叶尖小翼风机进行了流场和声场的数值研究, 分析了叶尖小翼及外倾角变化对叶轮叶尖流动及气动噪声的影响, 主要结论如下。

(1) 添加叶尖小翼可以有效降低叶尖泄漏涡的强度, 但是叶尖小翼外倾角较小时会导致叶尖分离涡强度增大, 当外倾角较大时则无法起到抑制叶尖泄漏涡的作用。因此, 结构不合理的叶尖小翼会导致轴流风机静压效率下降。

(2) 相对于无外倾角叶尖小翼的轴流风机, 采用合适外倾角的融合式叶尖小翼风机的气动性能明显提升。在本文研究中, 20° 外倾角的叶尖小翼在降低叶尖泄漏涡强度的同时, 能够有效抑制叶尖分离涡的发展。随着外倾角的增加, 风机静压效率先增加后减小, 存在合适的外倾角使风机静压效率最高, 且风机静压效率高于无叶尖小翼风机的。

(3) 在给定的叶顶间隙条件下, 叶尖小翼通过控制叶尖涡的发展, 抑制叶尖及机匣处的涡流噪声, 从而起到降低风机气动噪声的效果。叶尖泄漏流引起的噪声为宽频噪声, 叶尖分离涡产生的噪声主要集中在低频段。

参考文献:

- [1] 成心德. 叶片式泵·通风机·压缩机: 原理、设计、运行、强度 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2011: 152-154.
- [2] SHABBIR A, ADAMCZYK J J. Flow mechanism for stall margin improvement due to circumferential casing grooves on axial compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 708-717.
- [3] SERRANO J R, NAVARRO R, GARCÍA-CUEVAS L M, et al. Turbocharger turbine rotor tip leakage loss and mass flow model valid up to extreme off-design conditions with high blade to jet speed ratio [J]. Energy, 2018, 147: 1299-1310.
- [4] YE X M, LI P M, LI C X, et al. Numerical investiga-

tion of blade tip grooving effect on performance and dynamics of an axial flow fan [J]. Energy, 2015, 82: 556-569.

- [5] 韩少冰. 叶尖小翼控制压气机叶顶间隙流动的研究 [D]. 大连: 大连海事大学, 2013: 51-171.
- [6] TAKENAKA K, HATANAKA K, YAMAZAKI W, et al. Multidisciplinary design exploration for a winglet [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(5): 1601-1611.
- [7] WHITCOMB R T. A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets: NASA-TN-D-8260 [R]. Washington DC, USA: NASA, 1976: 1-32.
- [8] BOOTH T C, DODGE P R, HEPWORTH H K. Rotor-tip leakage: part I Basic methodology [J]. Journal of Engineering for Power, 1982, 104(1): 154-161.
- [9] 吕文灿. 采用附加导叶的轴流式风机气动噪声研究 [J]. 华中理工大学学报, 1995, 23(S1): 156-159.
LU Wencan. An investigation on the aerodynamic noise in the axial flow fan with additional guide vanes [J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology, 1995, 23(S1): 156-159.
- [10] 罗越. 融合式翼梢小翼升阻特性及参数优化研究 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2016: 2-5.
- [11] 钟兢军, 桑则林, 韩少冰, 等. 带不同形状吸力面小翼的压气机叶栅变间隙实验研究 [J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2290-2297.
ZHONG Jingjun, SANG Zelin, HAN Shaobing, et al. Experiment on variable tip clearance characteristics of compressor cascade with different shapes of suction-side winglets [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2290-2297.
- [12] 钟兢军, 韩少冰. 叶尖小翼控制压气机间隙流动的研究进展 [J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2200-2207.
ZHONG Jingjun, HAN Shaobing. Research progress of compressor tip leakage flow control using blade tip winglet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2200-2207.
- [13] 隗智辉, 王军, 唐俊, 等. 吸力面叶尖小翼构型对轴流风机气动性能的影响 [J]. 流体机械, 2018, 46(2): 24-28.
JUN Zhihui, WANG Jun, TANG Jun, et al. Research of aerodynamic performance of axial flow fan with different size suction-side end-plate [J]. Fluid Machinery, 2018, 46(2): 24-28.
- [14] 隗智辉, 王军, 唐俊, 等. 叶尖小翼安装位置对轴流风机性能的影响 [J]. 动力工程学报, 2018, 38(3): 221-225.
JUAN Zhihui, WANG Jun, TANG Jun, et al. Effects

of tip end-plate installation position on the aerodynamic performance of an axial flow fan [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2018, 38(3): 221-225.

[15] LIU Q, QI D, TANG H. Computation of aerodynamic noise of centrifugal fan using large eddy simulation approach, acoustic analogy, and vortex sound theory [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part C Journal of Mechanical Engineering Science, 2007, 221(11): 1321-1332.

[16] 陈亚莉, 孙中国, 唐永洪, 等. 叶端加不同小翼对 Krain 离心叶轮气动性能影响的数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(11): 49-55.
CHEN Yali, SUN Zhongguo, TANG Yonghong, et al. Numerical investigation on the effect of blade tip winglets on the aerodynamic performance of Krain centrifugal impeller [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(11): 49-55.

[17] HUNT J C R, WRAY A A, MOIN P. Eddies, stream, and convergence zones in turbulence flows: CTR-S88 [R]. Stanford, CA, USA: Centre for Turbulence Research, 1988: 193-208.

[18] INOUE M, KUROUMARU M. Structure of tip clearance flow in an isolated axial compressor rotor [J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 250-256.

[19] LI C, LIN Q, DING X, et al. Performance, aeroacoustics and feature extraction of an axial flow fan with abnormal blade angle [J]. Energy, 2016, 103(2): 322-339.

(编辑 陶晴)

我刊入选卓越计划梯队类项目

2019 年 11 月 6 日,中国科协公布了《关于对中国科技期刊卓越行动计划拟入选项目进行公示的通知》。我刊入选卓越计划梯队类项目,获支持额度 200 万元。

为落实《关于深化改革培育世界一流科技期刊的意见》,中国科协联合中宣部、财政部、教育部、科技部、中国科学院、中国工程院,于 2019 年起启动实施“中国科技期刊卓越行动计划”。卓越计划下设领军期刊、重点期刊、梯队期刊、高起点新刊、集群化试点、国际化数字出版服务平台、选育高水平办刊人才等 7 个子项目,多措并举营造科技期刊创新发展良好生态。

此次梯队类项目共有 100 种左右中文期刊入选,其中中文大学学报共 9 种。
我刊今后将以更加饱满的精神姿态和昂扬向上的斗志,向世界一流期刊奋进。

梯队期刊类项目(根据刊名拼音排序)

序号	中文刊名	主办单位	主管单位
1	半导体学报	中国科学院半导体研究所	中国科学院
2	北京中医药大学学报	北京中医药大学	教育部
⋮			
117	物理学报	中国物理学会	中国科学院
118	西安交通大学学报	西安交通大学	教育部
119	稀土学报(英文版)	中国稀土学会	中国科协
⋮			
196	自动化学报	中国科学院自动化研究所	中国科学院
197	自然科学进展·国际材料(英文)	中国材料研究学会	中国科协
198	综合精神医学	上海市精神卫生中心(上海市心理咨询培训中心)	上海市卫生和计划生育委员会
199	作物学报	中国作物学会	中国科协