

流动分离状态下弹片对翼型气动性能及噪声影响

李东旭¹, 郝文星¹, 李 春¹, 邓允河²

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 雅图新能源科技有限公司, 广东 深圳 518026)

摘 要:受自然界鸟类在应对阵风或着陆时翅膀上表面(吸力面)羽毛轻微抬起现象启发,以NACA0018翼型为基础,在其吸力面加装类似鸟类羽毛的弹片,通过数值模拟方法研究流动分离状态下弹片对翼型气动性能及气动噪声的影响。结果表明:翼型在流动分离状态下,依据原始翼型边界层分离特点给出特定抬起角度的弹片,能有效抑制流动分离区前移,减小流动分离,较之原始翼型其升力系数上升、阻力系数下降;流动分离区与翼型尾缘处声压级有所减小,周向总声压级呈偶极子分布且整体有所降低。

关 键 词:翼型;数值模拟;弹片;气动性能;气动噪声

中图分类号:TK83 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2020.03.033

[引用本文格式]李东旭,郝文星,李 春,等.流动分离状态下弹片对翼型气动性能及噪声影响[J].热能动力工程,2020,35(3):230-238. LI Dong-xu, HAO Wen-xing, LI Chun, et al. Effect of elastic flap on airfoil aerodynamic performance and aerodynamic noise under flow separation state[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2020, 35(3): 230-238.

Effect of Elastic Flap on Airfoil Aerodynamic Performance and Aerodynamic Noise under Flow Separation State

LI Dong-xu¹, HAO Wen-xing¹, LI Chun¹, DENG Yun-he²

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai, China, Post Code: 200093; 2. Yatu New Energy Technology Co. Ltd., Shenzhen, China, Post Code: 518026)

Abstract: Inspired by the fact that birds' feathers on the wings (suction surface) are slightly lifted in response to gusts or landings, and based on the NACA0018 airfoil, an elastic flap resembling bird feathers is added to the suction surface, which can have certain effects on aerodynamic performance, and the aerodynamic noise of airfoil is studied in the flow separation state by the method of numerical simulation. The results show that: the airfoil in the flow separation state, according to the original airfoil boundary layer separation characteristics, yields a specific lifting angle of the elastic flap, which can effectively resist the flow separation zone moving forward and reduce the flow separation, leading to an increase in lift coefficient and a decrease of resistance coefficient in contrast to the original airfoil. Meanwhile, the sound pressure level of the flow separation zone and the airfoil trailing edge is reduced, and the circumferential total sound pressure level is dipole distribution and also reduced overall.

Key words: airfoil, numerical simulation, elastic flap, aerodynamic performance, aerodynamic noise

收稿日期:2019-03-06; 修订日期:2019-04-06

基金项目:国家自然科学基金(51976131, 51676131); 国家自然科学基金国际(地区)合作与交流项目(51811530315); 上海市“科技创新行动计划”地方院校能力建设(19060502200)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51976131, 51676131), National Natural Science Foundation Project of International (Regional) Cooperation and Exchange Program(51811530315), Shanghai University Science and Technology Innovation Action Plan Local University Capacity Building Project (19060502200)

作者简介:李东旭(1994-),男,辽宁锦州人,上海理工大学硕士研究生, E-mail: 2733002784@qq.com.

通讯作者:李 春(1963-),男,北京人,上海理工大学教授, E-mail: lichun_usst@163.com.

引言

风力机获取风能的主要部件是风轮叶片,其气动外形决定了风力机的风能利用率、运行可靠性和发电效率^[1]。风力机的大型化能够减少风力机的单位造价,降低风资源的开发成本,自1996年以来,我国累计平均装机功率一直保持持续稳定的增长^[2]。2018年,西门子-歌美飒又推出了额定功率为10 MW的直驱型风力机SG 10.0-193 DD,其叶片长度达95 m^[3]。叶片尺度的增加,一方面使叶片质量增大,另一方面也使得叶片本身变形严重,叶片扰流更为复杂^[4]。复杂的叶片扰流与严重的叶片变形将导致叶片攻角剧烈变化从而使翼型出现较大范围内的流动分离。

流体流动分离现象的产生主要是由于流体在翼型吸力面无法克服逆压梯度且受边界层流体粘性影响而与翼型表面分离,分离本身又会导致升力系数下降,阻力系数上升及能量损耗等严重后果^[5]。对风力机而言,绕流叶片产生流动分离会使得风力机振动加剧,进入旋转失速等不稳定的破坏性工况,甚至造成重大事故^[6]。因此,对流动分离控制技术的研究有着十分重要且现实的意义。

流动分离控制技术是利用流体与气动装置的相互作用,改善叶片周围流动状态或改变叶片载荷分布的一种局部控制技术,可分为主动控制技术与被动控制技术^[7]。主动控制技术需要额外的能量输入,气动装置根据具体需要进行动作,因此具有较高的可靠性,但一定程度上消耗了能量,加大了控制系统的复杂性。Chng和Rachman^[8]在翼型的前后缘处采取吹气和吸气装置,计算结果表明:与原始翼型相比,吹气和吸气装置流动控制效果明显,翼型的最大升力系数提升1.5倍。被动控制技术不需要额外的能量输入,气动装置固定于叶片表面或根据外界流场作用自适应运动,从而改善近壁面流场。Zhang等人^[9]对CAS-W2-350、CAS-W2-400和CAS-W1-450翼型加装了涡流发生器,结果表明:涡流发生器的展向布置间距对不同翼型有着不同的效果,若将涡流发生器布置于距翼型前缘0.2倍弦长处,可以延迟流动分离的产生且阻力系数总体下降明显。

翼型附加气动弹片是一种较有优势的被动流动

分离控制方法,不仅可以适应于多种流态,并且结构简单。Bramesfeld和Maughmer^[10]将9%翼型弦长的气动弹片置于机翼上表面,通过风洞试验研究其流动控制效果及控制机理,试验结果表明:在流动分离状态下弹片铰点压力出现阶跃变化,同时气动弹片上游压力降低下游反之,翼型下表面压力升高,整体上增大了翼型上下表面的压差,从而使翼型最大升力系数提高了20%,流动分离点后移6%。文献[11]对不同攻角下原始翼型与自适应襟翼翼型的气动性能以及自适应襟翼自身的受力情况进行了研究,结果表明:自适应襟翼处于最佳抬起角度比处于气动平衡角度时对流动分离控制的效果更好,升力系数提高的更多。

叶片流动分离除影响风轮气动效率外,还对风轮气动噪声有一定影响。风电场大规模开发以及风电机组不断大型化建设使远离居民区的空旷风场资源越来越稀缺,导致风电场选址被迫靠近居民区,而运行中的风电机组叶片所产生的噪声可传播数百米之远,这将会严重影响附近人们的日常工作与生活^[12]。因此,风力机噪声污染已经成为制约风力机发展的一个重要因素^[13]。

风力机的气动噪声主要由气流之间的互相扰动以及气体与风力机叶片表面互作用而产生,按照噪声源的产生机理可将其分为旋转噪声与涡流噪声^[14]。相关学者对此进行了大量实验研究与数值研究。Cho等人^[15]采用麦克风阵列对NASA Ames风洞实验中的模型进行缩小化处理,通过数值计算模拟了其噪声特性并确定噪声声源位置。Ranft等人^[16]基于声类比理论,采用不可压RANS求解器Fluent及SST $k-\omega$ 湍流模型,对比分析了不同风速、不同转速下风力机叶片的旋转噪声和涡流噪声。

国内外有很多学者对风电机组降噪方法进行了研究,研究方法包括现场测试与数值模拟等。Oerlemans等人^[17]对锯齿尾缘的降噪效果进行了现场测试,测试结果表明:经过翼型优化后的叶片和加装锯齿尾缘的叶片在低频段都有明显的降噪效果,锯齿尾缘叶片降噪效果最好,噪声降低可达3.2 dB。文献[18]对NACA0012翼型进行尾缘打孔,并分别计算不同攻角下翼型的噪声特性,模拟结果表明:多孔结构在降低翼型气动噪声上有明显效果。

针对弹片的研究,现有工作多针对于其对流动分离的改善效果,较少涉及其对翼型气动噪声的影

响,故本文依据原始翼型边界层分离特点给出弹片特定抬起角度,并采用 CFD 结合 FW-H 方程的方法研究原始翼型和弹片翼型的气动性能及噪声特性。

1 气动性能数值计算

1.1 弹片翼型模型

以弦长(c)为 0.25 m 的 NACA0018 翼型作为基础翼型,将长度为 $0.2c$ 的刚性平直弹片加装于距翼型前缘 $0.75c$ 的吸力面上,如图 1 所示。其中, β 为弹片抬起角度,即为弹片与过弹片铰点并与翼型上表面相切直线的夹角。

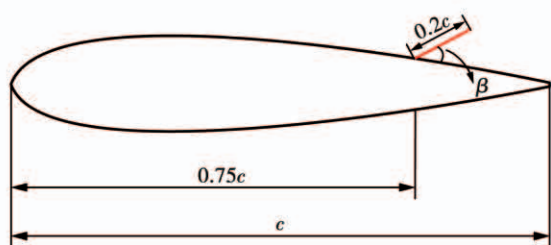


图 1 弹片翼型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the airfoil with elastic flap

1.2 计算方法

对原始翼型与弹片翼型分别在流动分离状态下进行数值计算,使用压力基求解器耦合求解动量方程与质量方程。由于计算所涉及流体为低速不可压,且计算过程中不涉及热量传递过程,故不对能量方程进行求解。采用 SIMPLEC 半隐式算法,空间离散选取二阶迎风格式。为保证在较少计算资源下获取较为精确的流场计算结果,采用分离涡(Detached-eddy simulation)方法模拟湍流,近壁区 RANS 方法选用 transitional SST 模型。由于数值模拟为非定常,故所得计算数据波动较大,为了便于分析,使用时间统计法对数据的瞬时值进行时均处理。

1.3 计算域及边界条件

图 2 为计算域及边界条件。计算域包括内部近场区、外部远场区和弹片嵌套区域。以翼型内部距翼型前缘 $0.5c$ 处为圆心,近场区为半径 c 的圆形区域,远场区是半径为 $30c$ 的圆形区域;弹片嵌套区域是以弹片铰点为圆心, $0.2c$ 为半径,弧度为 0.25π 的扇形区域。计算域入口条件为速度入口,来流速度 $w = 17.5$ m/s,介质为空气,对应以弦长为特征长度的雷诺数 $Re = 3 \times 10^5$ 。出口边界条件为压力出

口,相对压力为 0 Pa,其余边界条件为壁面。

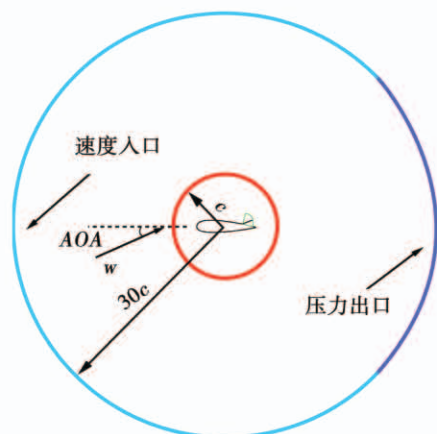


图 2 计算域及边界条件

Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

1.4 网格划分

图 3 为计算域网格。远场区域为结构网格,近场区域和弹片嵌套区域均为非结构网格。翼型表面布置 320 个节点,全域网格数量约为 55 000。为便于捕捉流动分离点并提高边界层内计算精度,翼型表面第一层网格高度为 7.2×10^{-5} m,对应的 y^+ 为 1。

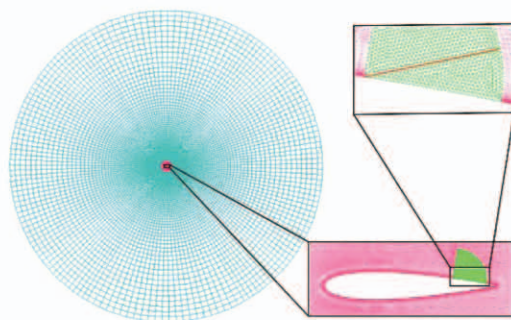


图 3 计算域网格

Fig. 3 Mesh of computational domain

2 气动噪声特性数值计算

2.1 计算方法

计算气动声学(Computational Aeroacoustics, CAA)是基于计算流体力学与气动声学的一门新兴交叉学科,主要用于研究噪声源以及预测噪声的影响。气动噪声的数值模拟方法主要有以下三种:(1)直接求解法;(2)宽频噪声法;(3)声类比法。就所研究的对象而言,需要考虑流场的瞬时变化,准

确计算中高频下的声辐射,且未涉及其它固体边界对声传播的影响。因此,翼型气动噪声的计算采用CFD结合声类比的方法。首先通过CFD计算翼型周围流场并采集声源数据,然后采用FW-H方程根据外流场计算结果对气动噪声进行计算,声压级频谱分布通过快速傅里叶变换(FFT)得到。

2.2 FW-H 方程

由Lighthill所给出的体积源内流体质量守恒的连续性方程和流体体积元方程再引入Heaviside广义函数可推导出FW-H方程^[19],并且FW-H方程被认为是Lighthill声类比方法最广泛的形式^[20],也是计算所采用的,可表达为:

$$\left[\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right] p'(x, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} \{ [p_{ij} \hat{n}_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f) \} + \frac{\partial}{\partial t} \{ [\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f) \} \quad (1)$$

式中: c_0 —声速; $p'(x, t)$ —接收点声压; T_{ij} —Lighthill 应力张量; $H(f)$ —Heaviside 功能函数; $\hat{n}_j$ —垂直表面向外的单位矢量; u_i —流体速度分量; ρ, ρ_0 —流体密度和静止时的密度; $\delta(f)$ —Dirac 函数。

2.3 计算模型及接收点布置

应用CFD耦合声类比方法求解气动噪声,首要工作是利用N-S(Navier-Stokes equations)方程和质量方程计算物体表面及主流湍流压力脉动,然后根据流场信息通过FW-H方程计算声场信息。以ASD格式导出噪声源,源修正长度为1.25 m;每隔2个时间步写入一次噪声源数据,每隔500个时间步提取一次接收点数据;时间步长为 5×10^{-5} ;源数据粗糙因子 $n=2$;截止频率 $f=5\,000$ Hz。

在进行气动噪声计算时,由于主要研究弹片对翼型气动噪声的影响,为更好获取尾迹噪声声压级分布特性和噪声在流场中传播的变化,在弹片末端下游和垂直于弹片末端的位置布置4个噪声接收点(A、B、D和E),如图4(a)所示。为了得到翼型的噪声声压级指向性分布数据,分别在原始翼型与弹片翼型的周围每隔 10° ,以弦长的5倍为半径并以后缘中点为圆心布置36个噪声接收点,如图4(b)所示。

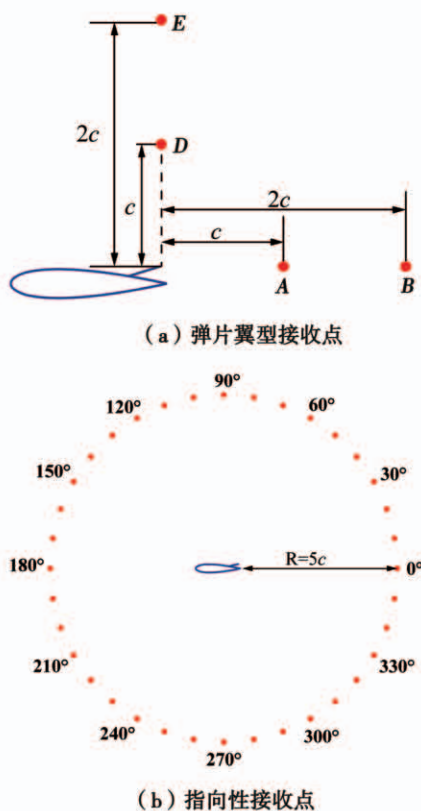


图4 噪声接收点分布

Fig. 4 Receiver point distribution of noise

3 弹片抬起角度确定

3.1 边界层分离理论

图5为边界层分离示意图,由普朗特边界层理论可知,绕过翼型的流体可分为边界层区与势流区两部分,由于边界层内的压强分布与边界层外势流区相同,故边界层内流体从最左侧流至A点时,压强也是先减小后增大。

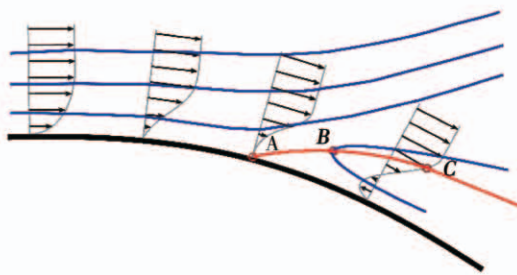


图5 边界层分离示意图

Fig. 5 Schematic diagram of boundary layer separation

又根据普朗特边界层方程可知,在壁面上,速度梯度的变化率由压力梯度决定,所以会导致壁面上的速度梯度逐渐由大于零降低至A处的等于零,随

后继续降低变为小于零出现反向运动流体。反向运动流体与上游来流发生冲击,将上游来流挤离壁面,这种现象称为边界层分离,开始出现分离的 A 点称为流动分离点。 ABC 为分离线。在分离线两侧会有两股相反方向的流体相遇,且两侧流体的速度大小一般不同。

3.2 弹片抬起角度的确定

如图 6 所示,在壁面与分离线之间的区域内,流体速度为负,流体反向运动,其中分离线以上区域 $u_x > 0$,分离线以下区域 $u_x < 0$,并且通常称此区域为流动分离区,而在分离线上各点 x 方向流体速度 $u_x = 0$ 。通过时间统计法对 x 方向流体速度云图的瞬时值进行时均处理,根据时均流场可近似得到翼型某一攻角下的分离线。

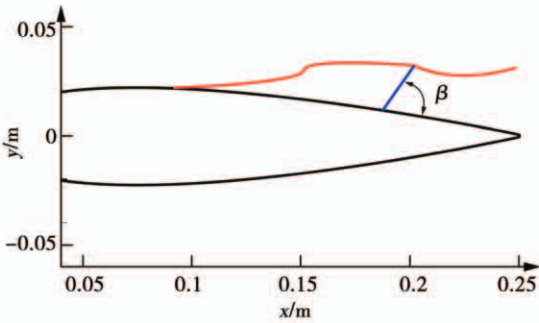


图 6 弹片抬起角度意图

Fig. 6 Schematic diagram of the elastic flap lift angle

由于弹片抬起的主要目的是有效阻挡后方流体向前流动。因此,将弹片抬起至尾缘处于分离线上进行研究,以便更好地获取弹片的阻流效果。在对原始翼型进行数值模拟确定分离线后,使用能够对节点进行单独控制的 GRID_MOTION(dy_mesh,domain,dt,time,dtime)宏命令来控制弹片翼型的弹片抬起,使弹片顶端刚好与分离线相接触,进而确定弹片抬起角度 β 。流动分离后翼型攻角与弹片抬起角度对应关系如表 1 所示。

表 1 各攻角对应的弹片抬起角度

Tab. 1 The elastic flap lift angles corresponding to each AOA

攻 角/(°)	抬起角度/(°)
16	24.12
17	32.75
18	66.34
19	68.69
20	70.35

4 结果分析

4.1 气动性能

由于翼型处于流动分离状态时翼型攻角较大,因此对原始翼型与弹片翼型在 $16^\circ \sim 20^\circ$ 攻角范围内升阻力系数进行数值计算,并与文献[21]中实验值进行比较,如图 7 所示。

可以看出,升力系数实验值在达到流动分离状态后下降较为平缓,而计算值给出的失速攻角更大,且升力系数达到失速点后下降更为剧烈。整体上,大攻角范围内,升力系数计算值大于实验值,对应的阻力系数小于实验值。计算值与实验值存在差异,但整体趋势较为一致。

原始翼型与弹片翼型在 $16^\circ \sim 20^\circ$ 攻角均处于流动分离状态,此时升力系数有明显下降,而阻力系数大幅度增加;弹片翼型升力系数高于原始翼型,阻力系数略小于原始翼型,且攻角为 20° 时弹片翼型与原始翼型相比阻力系数基本相同、升力系数略高;弹片翼型的升力系数下降速率比原始翼型大,阻力系数上升速率差距不大。整体上,弹片翼型升力系数最大值明显大于原始翼型,且对应的失速攻角相对于原始翼型略有延迟,阻力系数差异不如升力系数明显,起到了一定的增升减阻的作用。

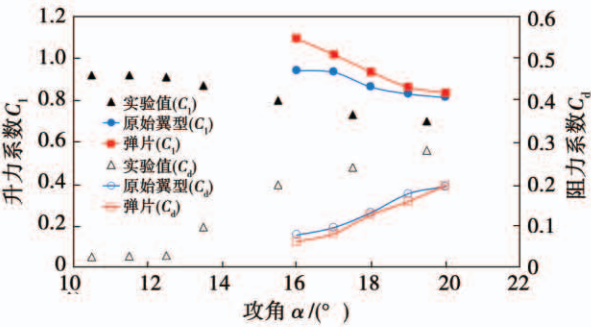


图 7 升、阻力系数计算值与实验值对比

Fig. 7 Comparison of lift coefficient and drag coefficient between calculated results and experimental data

由图 8 可知,原始翼型与弹片翼型在 16° 、 18° 和 20° 均处于流动分离状态。当攻角为 16° 时流动分离点位于弹片铰点前方,与原始翼型相比延缓了流动分离点前移,并且流体流过弹片时出现了一定程度的下洗,有利于提高翼型的升力系数;当攻角为 18° 时,流体在翼型上表面发生大范围流动分离,并形成连续较大的分离涡,分离涡形成后气流几乎失

去下吸能力且升力系数大幅下降,弹片翼型由于弹片的存在将较大的分离涡分割成若干个小分离涡,分离涡所具有的动量被部分抵消,提高了下吸能力。当攻角为 20° 时,原始翼型流动分离点已非常靠近

前缘,几乎整个上表面都处于流动分离区域,弹片翼型分离区域有所减小但由于弹片位置靠后不足以完全阻止分离回流向前的流动,故升力系数提高微弱,阻力系数基本不变。

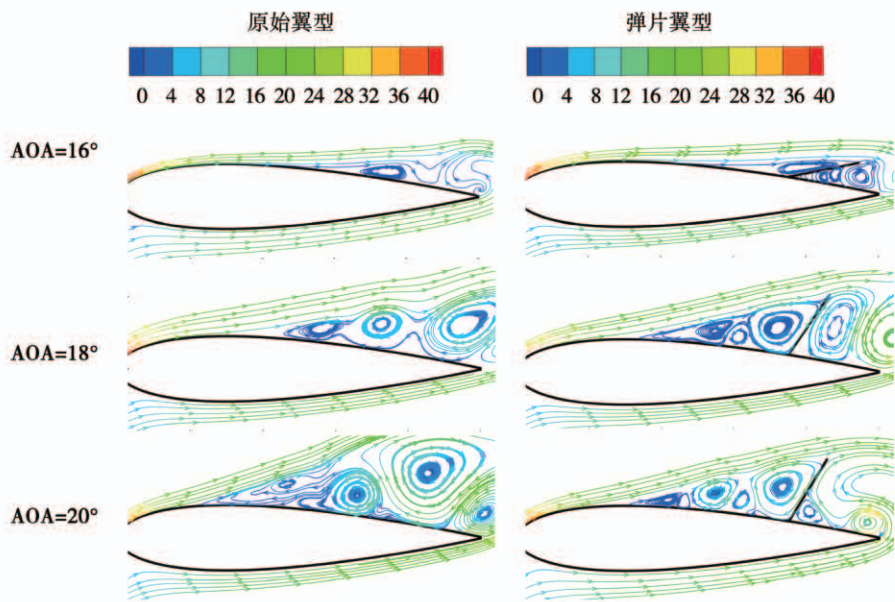


图 8 翼型流线图(m/s)
Fig.8 Charts of streamlines around the airfoil(m/s)

从流体速度流线图可知,翼型周围速度值变化趋势整体一致,但弹片翼型吸力面速度值稍大,压力面反之,弹片上游速度值高于下游速度值。整体上,升力系数提高,阻力系数降低,分离区域减小,分离点向尾缘方向推迟。

图 9 为原始翼型与弹片翼型的涡量云图。当攻角为 16° 时,翼型处于流动分离状态且流动分离靠近尾缘,脱落涡并不明显,但弹片的存在会轻微破坏原来较好的附着流动,从而导致小尺度脱落涡略微

明显;当攻角为 18° 时,此时尾缘已经产生了周期脱落的涡街,但涡尺度与涡核间距仍然较小,此时弹片作用较为明显,接近尾缘处分离涡基本消失,涡脱落频率降低,涡尺度与涡核间距均变小;当攻角为 20° 时,涡脱落更为严重,涡迹区进一步扩大,弹片作用效果更为显著,明显看出,尾缘涡脱落强度较轻,流场仍保持较好的附壁效果,流动状态得到改善。随着攻角增大,涡尺度与涡核间距显著增大,上表面流动分离位置也向前缘方向移动。

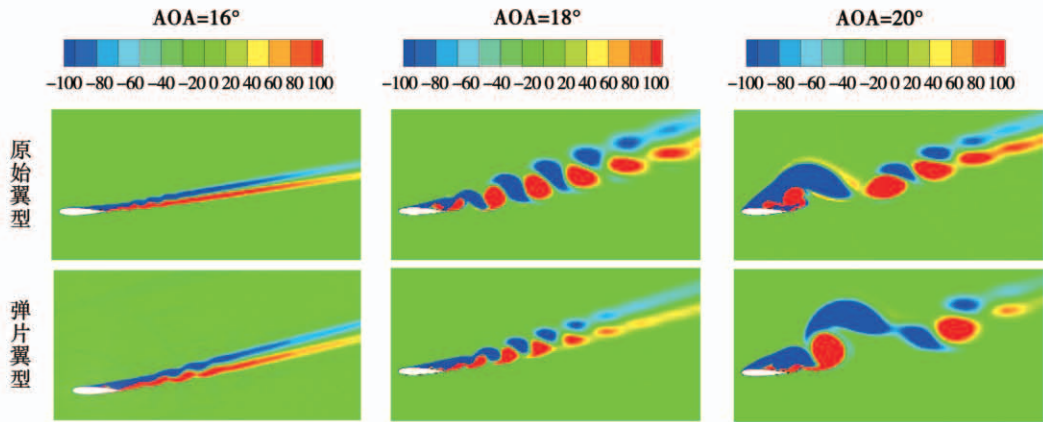


图 9 Z 方向涡量云图(s^{-1})
Fig.9 vorticity contour in the Z direction(s^{-1})

4.2 气动噪声

图 10 为原始翼型的均方根压力云图,由均方根压力的定义可知,压力值的均方根可反应压力脉动的情况,进而在某种程度上能够衡量声源强度。在攻角为 16° 时均方根压力分布近似与翼型弦线呈对称分布;随着攻角增大到 18° ,均方根压力云图则表

现出非对称的关系,均方根压力最大值有向前发展的趋势,翼型前缘和尾缘均出现最大值且尾缘最大值区域大幅度增大;当攻角增大至 20° 时,不仅流动分离点逐渐向前缘移动,湍流强度也同时增大。分离区和翼型尾缘处均会产生最大均方根压力,可以预测主要噪声源集中在分离区和尾缘处。

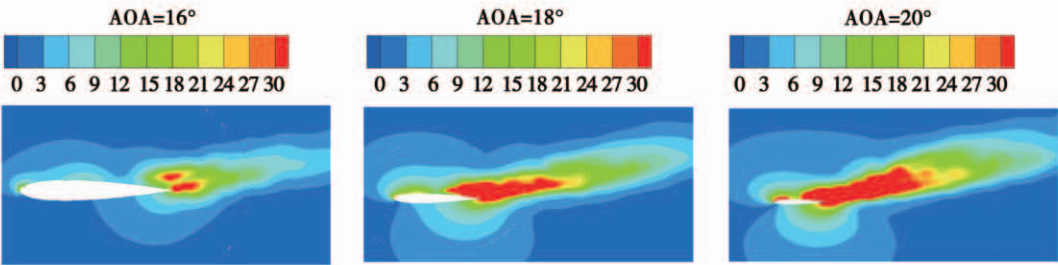


图 10 原始翼型均方根压力云图 (Pa)

Fig. 10 Root mean square pressure contour of original airfoil (Pa)

图 11 为原始翼型与弹片翼型在攻角为 18° 时的声压级分布。可以看出,原始翼型和弹片翼型在 4 个接收点处的声压级趋势整体一致,但随着噪声频率的增大,所有接收点的声压级均略有减小。在原始翼型的声压级分布中,低频和高频段声压级曲线均无明显峰值,呈现出宽频特点,这是翼型自身所产生的噪声所致;而在弹片翼型中低频段声压级出现若干“毛刺”,有分散的峰值存在,结合速度流线图可知,这是由于弹片的存在阻挡部分回流并将较大分离涡打散成若干不规则较小的分离涡所产生的噪声,并且各接收点的声压级均小于原始翼型声压级,弹片呈现出积极效果。比较接收点 A 与 D 或接收点 B 与 E 处声压级可知,当不同接收点与声源距离相同时,垂直于弹片上方声压级大于弹片下游水平方向声压级,这是由于翼型处于流动分离状态时产生的尾缘脱落涡会被主流向上带起,从而引起传播介质振动加剧;比较接收点 A 与 B 或接收点 D 与 E 处的声压级可知,当接收点与翼型距离不断增加,噪声也会随之减小,这是由于噪声在向外辐射的过程中会发生能量耗散,导致声压级衰减。由图 11 (a) 与图 11 (b) 可知,比较接收点 A、D 处的声压级,弹片作用明显,各频率所对应的声压级相对原始翼型降低 18% 左右;对比接收点 B、E,弹片翼型低频声压级无明显变化,高频声压级下降 15% 左右,这是由于翼型表面流动分离所产生的漩涡在向尾缘分

裂脱落的过程中导致流场压力波动逐渐趋于平缓,弹片影响也随之减弱。

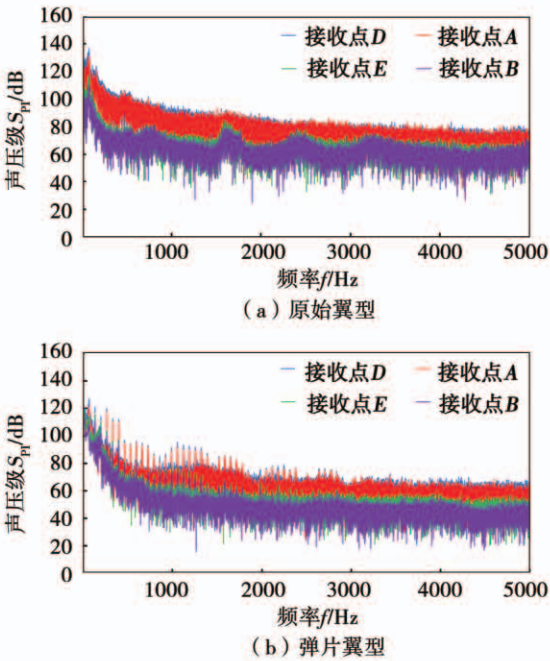


图 11 翼型 18° 攻角噪声声压级分布

Fig. 11 The noise sound pressure level of airfoil at AOA 18°

图 12 为原始翼型与弹片翼型在 A、B、D 和 E 4 个接收点上的压力波动频谱图。由图 12 (a) 与 12 (b) 比较可知,弹片翼型的压力功率谱密度在数值

上小于原始翼型,弹片作用显著,又因为弹片存在将较大的分离涡分割成若干个较小的分离涡,使得湍流流动更为复杂,因此弹片翼型低频压力周期波动剧烈,这与图 11 各接收点声压级频谱图所呈现的规律一致;原始翼型主频与次频明显,弹片翼型在 D 点主频为 30.5 Hz 相比较原始翼型主频 66.5 Hz 有明显降低,与图 11 所示 D 点声压级主频相吻合,这是由于在原始翼型受力中脱落的分离旋涡占主导地位且翼型吸力面所受脱落涡作用力频繁。

图 13 为原始翼型与弹片翼型在 16° 、 18° 和 20° 攻角时的噪声声压级指向性分布。可以看出,在各攻角下翼型上、下表面噪声指向性总声压级差别不大并均高于翼型前后缘,且随攻角增大周向总声压级略有增加,这是由于攻角增大翼型表面流动分离加剧导致边界层流体不规则运动加剧,气流不稳定性增加。此外,还可发现在 16° 攻角时偶极子特征明显,随攻角增大偶极子有弱化趋势,特征表现上逐渐变弱,这说明攻角增大流动分离更为严重,导致传播介质之间压力不均匀,所以翼型辐射噪声周向上逐渐模糊。此外,较大攻角下弹片翼型在一定程度

上改善了湍流强度使噪声总声压级略有降低。

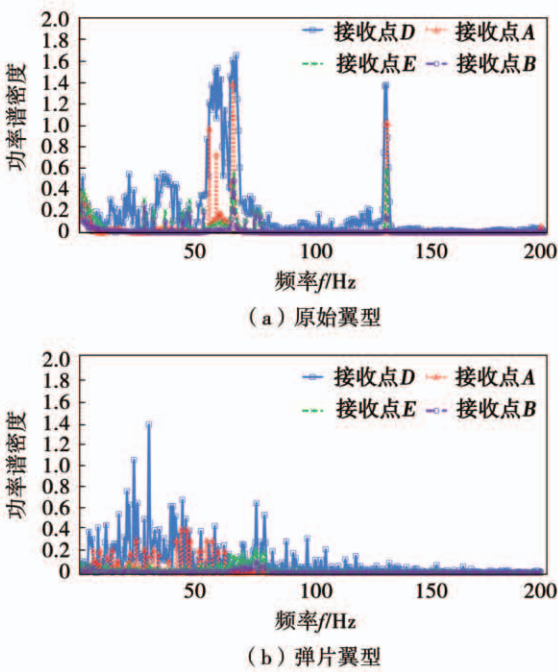


图 12 翼型 18° 攻角压力波动频谱图
Fig. 12 The pressure fluctuation spectrum of airfoil at AOA 18°

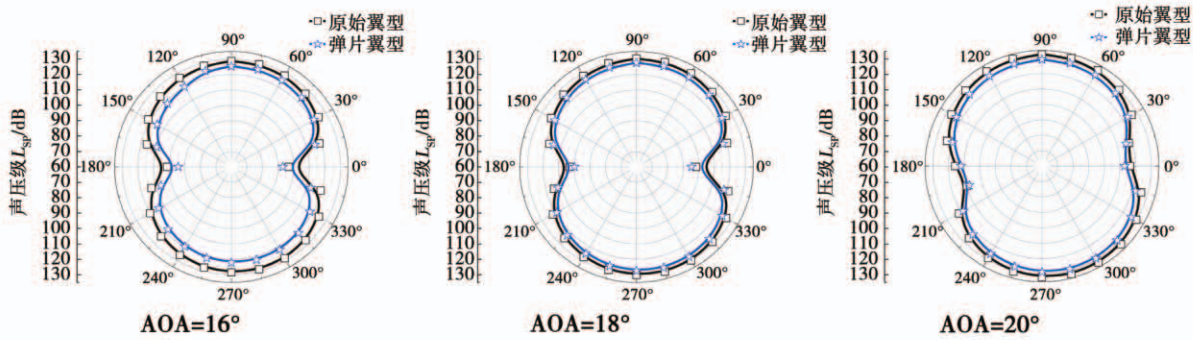


图 13 翼型噪声声压级指向性分布
Fig. 13 The noise sound pressure level directivity of airfoil

5 结 论

基于 ANSYS Fluent 17.0 软件,以 NACA0018 作为原始翼型,以原始翼型为基础在吸力面加装弹片作为弹片翼型,以边界层分离理论为依据确定弹片抬起角度,并对原始翼型和弹片翼型在流动分离状态下的气动性能及噪声特性分别进行数值计算,结论如下:

(1) 气动弹片在翼型处于流动分离状态时可改

善气动性能,阻挡回流部分流体向前流动,分离较严重时能够降低尾缘涡脱落的频率,并使涡尺度与涡核间距缩小。弹片翼型吸力面压力降低,流动分离区域缩小,流动分离点向后推迟,升力系数增加,阻力系数下降。

(2) 翼型处于流动分离状态时噪声源主要集中在分离区和尾缘处。气动弹片的加装可有效降低气动噪声,弹片翼型在流动分离区与翼型尾缘处声压级有所下降,周向总声压级呈偶极子且有所降低,湍

流强度得到一定改善。

参考文献:

- [1] 杨 阳,李 春,缪维跑,等.水平轴风力机叶片优化设计方法[J].太阳能学报,2016,37(5):1107-1113.
YANG Yang, LI Chun, MIAO Wei-pao, et al. Optimum design method of horizontal-axis wind turbine blade[J]. Acta Energaie Solaris Sinica, 2016, 37(5): 1107-1113.
- [2] 徐 涛.中国风电装机容量统计[J].风能产业,2017,91(2): 44-52.
XU Tao. Statistics of installed capacity of wind power in China[J]. Wind energy industry, 2017, 91(2): 44-52.
- [3] Siemens Gamesa. Wind turbine SG 10.0-193 DD[EB/OL]. [2019-06-31]. <https://www.siemensgamesa.com/en-int/products-and-services/offshore/windturbine-sg-10-0-193-dd>.
- [4] VEERS P S. Trends in the design, manufacture and evaluation of wind turbine blades[J]. Wind Energy, 2003, 6(3): 245-259.
- [5] GAD-EL-HAK M. Flow control: the future[J]. Journal of aircraft, 2001, 38(3): 402-418.
- [6] DALESSANDRO V, CLEMENTI G, GIAMMICHELE L, et al. Assessment of the dimples as passive boundary layer control technique for laminar airfoils operating at wind turbine blades root region typical Reynolds numbers[J]. Energy, 2019, 170: 102-111.
- [7] LUMLEY J L. Flow control: passive, active and reactive flow management by mohamed Gad-el-Hak [J]. Mechanical Engineering, 2000, 43(4): 726-727.
- [8] CHNG T L, RACHMAN A. Flow control of an airfoil via injection and suction[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(1): 291-300.
- [9] ZHANG L, LI X, YANG K, et al. Effects of vortex generators on aerodynamic performance of thick wind turbine airfoils[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2016, 156: 84-92.
- [10] BRAMESFELD G, MAUGHMER M D. Experimental investigation of self-actuating, upper-surface, high-lift-enhancing effectors[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(1): 120-124.
- [11] 郝文星,李 春,朱海天,等.自适应襟翼流动分离控制数值研究[J].中国电机工程学报,2019,39(2):224-230.
HAO Wen-xing, LI Chun, ZHU Hai-tian, et al. Numerical study on adaptive flap flow separation control[J]. Proceedings of the CSEE, 2019, 39(2): 224-230.
- [12] 胡 昊.风力机叶片气动噪声特性与降噪方法研究[M].北京:中国水利水电出版社,2016.
HU Hao. Research on characteristic and noise reduction method of aerodynamic noise from wind turbine blades[M]. Beijing: China Water & Power Press, 2016.
- [13] LI Q S, SHU Z R, CHEN F B, et al. Performance assessment of tall building-integrated wind turbines for power generation[J]. Applied Energy, 2016, 165: 777-788.
- [14] 贺德馨.风工程与工业空气动力学[M].北京:国防工业出版社,2006.
HE De-xin. Wind engineering and industrial aerodynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006.
- [15] CHO T, KIM C, LEE D. Acoustic measurement for 12% scaled model of NREL Phase VI wind turbine by using beamforming Current[J]. Applied Physics, 2010, 10(2): 320-325.
- [16] RANFT K, AMERI A A, ALEXANDER J I D, et al. Acoustic analysis of the NREL Phase VI wind turbine[C]. ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air, American Society of Mechanical Engineers, 2010, 12(5): 911-922.
- [17] OERLEMANS S, FISHER M, MAEDER T, et al. Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations[J]. AIAA Journal, 2009, 47(6): 1470-1481.
- [18] 刘汉儒,王掩刚,张 俊.尾缘多孔结构流动控制影响的数值研究[J].西北工业大学学报,2017,35(1):103-108.
LIU Han-ru, WANG Yan-gang, ZHANG Jun. Numerical study on the influence of flow control on the trailing edge porous structure [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(1): 103-108.
- [19] WILLIAMS J E, HALL L H. Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1970, 40(4): 657-670.
- [20] FARASSAT F. Acoustic radiation from rotating blades-the kirchhoff method in aeroacoustics[J]. Journal of Sound & Vibration, 2001, 239(4): 785-800.
- [21] SHELDAHL R E, KLIMAS P C. Aerodynamic characteristics of seven airfoil sections through 180 degrees angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines SAND80-2114[R]. Sandia National Laboratories, 1981.

(金圣迪 编辑)