

文章编号: 0254-0096(2020)09-0302-08

翼型附加气动弹片流动控制研究

郝文星¹, 李 春^{1,2}, 陈福东¹, 余 万¹

(1. 上海理工大学能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室, 上海 200093)

摘 要: 通过数值模拟计算不同攻角(2°~30°)下弹片抬起角度的气动性能和噪声特性, 确定某攻角下的最佳弹片抬起角度。计算结果表明: 与原始翼型相比, 附加气动弹片翼型在失速攻角之后升阻力系数明显减小, 失速攻角也延迟了约2°; 气动弹片的存在一定程度上延缓分离点向前缘方向发展, 且上表面较大分离涡被分割成尺度较小的涡, 相应分离区域也有所减小。小攻角下, 气动弹片的存在破坏了附着流动, 导致升力下降而阻力增大, 攻角增大, 弹片开始产生积极效果; 弹片最优角度很大程度上跟攻角有关, 弹片角度变化对气动性能的影响并非线性的, 而是在某角度存在最优。攻角越大, 弹片最优角度越大; 小攻角下弹片抬起亦会增大翼型噪声声压级, 且抬起角度越大, 产生的负面影响越严重; 弹片产生效果之前, 噪声指向性声压级随弹片角度增大而增加, 产生效果后, 指向性分布声压级呈先增后减趋势, 约在最佳弹片角度下效果最好; 翼型噪声指向性分布呈现明显偶极子特性。研究结果为提高风力机翼型的气动性能和降低噪声水平提供理论指导和实现途径。

关键词: 数值模拟; 流动分离; 气动载荷; 噪声控制; 气动弹片

中图分类号: TK83

文献标志码: A

0 引 言

为更大程度汲取风能, 降低单位风电成本, 风力机单机容量及叶片尺寸不断增大^[1]。叶片作为风力机捕捉风能的重要部件, 其气动外形和结构决定风力机的生产成本、运行成本及使用寿命^[2]。改善翼型形状和结构可提高风力机气动性能和噪声特性, 提高捕风能力和发电效率。国内外学者以提高气动性能和噪声特性为目标, 针对风力机翼型/叶片结构优化设计开展大量研究。

对于提高气动性能, 第1类针对翼型/叶片尾缘变形开展。文献[3]基于钝尾缘易产生较大脱落涡的缺点, 对薄尾缘翼型 S809 和改进的钝尾缘翼型 S809-100 的性能进行模拟和对比。结果表明: 钝尾缘翼型可增大断面的最大升力系数和升力曲线斜率, 并可降低翼型污染对翼型升力影响的敏感度; 文献[4]通过风洞试验研究了对称加厚钝尾缘翼型的气动性能, 比较不同尾缘加厚厚度对翼型气动性能的影响。第2类采用各种优化算法对翼型整体几何外形进行优化。文献[5]对翼型参

数化方法 Parsec 和 Hicks-Henne 型函数系列方法进行低雷诺数翼型的参数化描述研究, 结合 Kriging 代理模型和遗传算法的运用, 进行了低雷诺数翼型的气动外形正优化设计; 文献[6]基于 ISIGHT 多学科设计优化软件平台, 实现风力机专用翼型尾缘加厚修型优化, 并实现优化过程的自动运行, 且基于指数混合函数法, 提出翼型尾缘对称和非对称加厚优化问题; 文献[7]在粒子群优化算法中用繁殖策略深度挖掘由 Kriging 代理模型所获取的全局信息, 对基准函数优化、翼型几何外形重构与层流翼型优化问题进行测试, 结果表明: 该算法可大幅度提高优化速度。第3类是翼型表面粗糙度的相关研究。文献[8]讨论风力机专用叶片上局部增加表面粗糙度, 在不同分布位置、不同当量大小的条件下对叶片气动性能影响的风洞实验研究。结果表明在叶片压力面尾缘通过适当增加一定宽度、一定粗糙度的粗糙带可增大叶片的有效升力系数; 文献[9]采用等效颗粒粗糙度的数值模拟方法和在翼型上布置等厚度沙粒的风洞试验方法, 得到表面粗糙度降低翼型的气动性能和翼型前缘是对粗糙度最敏感的区域结论。

收稿日期: 2018-03-28

基金项目: 国家自然科学基金(51976131; 51676131); 上海市“科技创新行动计划”地方院校能力建设项目(19060502200)

通信作者: 李 春(1963—), 男, 博士、教授、博士生导师, 主要从事流体机械及工程、风能高效转换与应用及叶轮机械气动力学方面的研究。lichun_usst@163.com

对于风力机气动噪声抑制的相关研究,文献[10]开展了叶片锯齿前缘对风力机气动噪声的影响的研究;文献[11]提取4种鸟类翅膀沿展向40%截面处的翼型,采用大涡模拟结合声类比FW-H方程的方法对不同仿生翼型进行流场及声场的模拟;文献[12]采用全消声低速风洞试验研究叶片尾缘加锯齿结构对其气动噪声的抑制效果,主要分析不同锯齿形状的影响。实验结果表明,尾缘锯齿是一种有效降低气动噪声的方法,尤其是对于中低频率的噪声,且锯齿参数对降噪效果有影响。对于几何外形优化的研究,文献[13]采用型函数扰动法对NACA4415翼型进行优化,以翼型自噪声为优化目标,并结合复合形法和MATLAB程序搜索寻优,以期获得高升阻比、低噪声水平的风力机翼型;文献[14]对小型风力机6种翼型几何外形进行优化,并分别计数值算其辐射噪声和自噪声,结果表明:优化后的翼型噪声均降低。

单指标的风力机翼型/叶片优化设计已不能满足风力机发展需求,提高气动性能、降低噪声水平和延长使用寿命等多指标设计更符合现代风力机方向。受自然界鸟类在着陆时羽毛向上抬起的启发,本文基于NACA0018翼型,在其上表面附加气动弹片,采用Fluent 17.0对其气动性能噪声特性进行数值模拟计算,研究气动弹片的不同抬起角度对翼型气动性能和噪声特性的影响。

1 气动性能数值计算

1.1 弹片翼型模型

以弦长 $C=0.25\text{ m}$ 的NACA0018翼型为基础,在其上表面距前缘点 0.7 倍弦长($0.7C$)处附加长为 $0.2C$ 的气动弹片, β 为翼型上表面铰点处切线与弹片之间夹角,其范围为 $0^\circ\sim 90^\circ$,如图1所示。

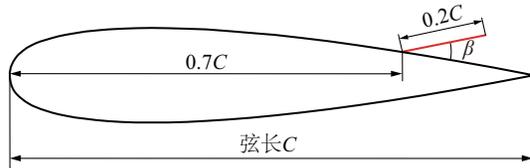


图1 弹片翼型几何示意图

Fig. 1 Geometric sketch of flap

1.2 计算方法

采用ANSYS Fluent 17.0对弹片翼型在攻角(angle of attack, AOA) $2^\circ\sim 30^\circ$ 进行数值计算,在压力与速度耦合方法求解N-S流动控制方程的基础上,采用SST $k-\omega$

湍流模型分别进行定常和非定常求解。

1.3 计算域及边界条件

计算域及边界条件如图2所示。计算域包括内部近场区和外部远场区,近场区半径 R_1 为 C 的圆形区域;远场区为半径 R_2 为 $30C$ 的圆形域。入口条件为速度入口,来流速度 29.4 m/s ,介质为空气,以弦长为特征长度的雷诺数约为 5×10^5 ;出口边界条件为压力出口,其相对压力为 0 Pa ,其余边界条件为壁面。

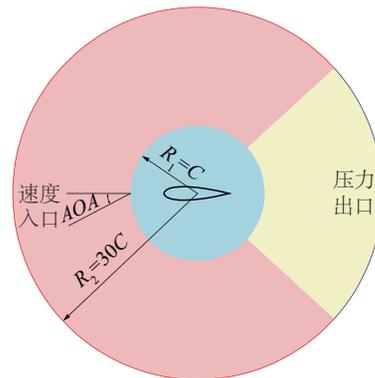


图2 计算域及边界条件

Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

1.4 网格划分

计算域网格如图3所示。远场区域内是结构网格,近场区域为非结构网格。经网格无关系验证后翼型表面布置400节点,全域网格数约为84000。为提高边界层流动计算精度,翼型表面第一层网格高度为 $1\times 10^{-4}\text{ m}$,对应无量纲壁面距离 Y^+ 约为1。

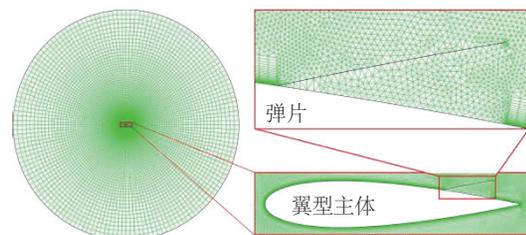


图3 计算域网格

Fig. 3 Mesh in computational domain

2 噪声特性数值计算

2.1 计算方法

风力机气动噪声数值计算分为直接法和混合法^[15]。其中混合方法主要思想是分开求解流场和声场,首先采用CFD法求解流场从而获得计算气动噪声最主要的压力脉动信息,然后结合选取的噪声源参数求解得到气动

噪声的传播规律。混合法省去了较多的模型假设,更加符合实际情况,常被用于求解远场噪声特性^[16]。本文采用 CFD 和 FW-H 声类比法结合的方法计算翼型的噪声特性。

2.2 FW-H 声类比法

1969 年,文献[17]的作者将 Curle 方程推广到固体边界与流体相互作用的发声问题,获得了以他们名字命名的 FW-H 方程^[18]:

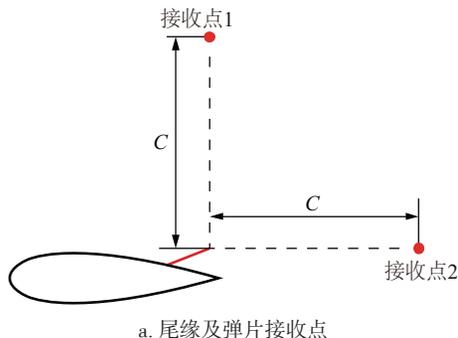
$$\left[\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right] p'(x, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ [\rho_0 \hat{n}_i + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f) \right\} + \frac{\partial}{\partial t} \left\{ [\rho_0 v_n + \rho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

式中, c_0 —— 声速, m/s; $p'(x, t)$ —— 接收点声压, dB, x 代表位置矢量, t 代表时间; T_{ij} —— Lighthill 应力张量, 下标 i, j 为求和指标; $H(f)$ —— Heaviside 功能函数; 对于无粘流动 $p_{ij} = p' \delta_{ij}$; \hat{n}_i —— 垂直声源面向外的单位矢量; u_i —— x_i 方向流体速度分量, m/s; v_i —— x_i 方向声源面速度分量; $u_n = u_i \hat{n}_i$, $v_n = v_i \hat{n}_i$; ρ 、 ρ_0 —— 流体密度和静止时的密度, kg/m^3 ; $\delta(f)$ —— Dirac 函数。

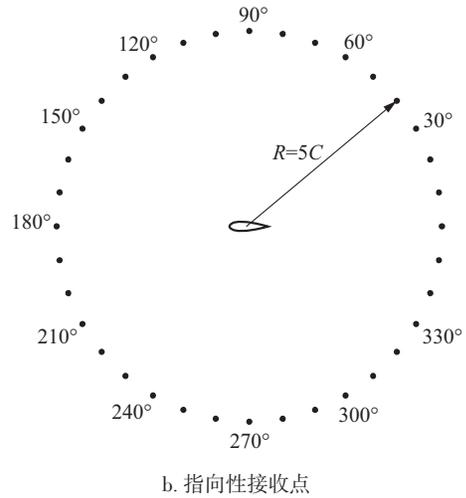
2.3 计算模型及接收点布置

气动噪声计算需对非定常流场中细小的压力脉动有着较好的捕捉,因此本文在瞬态模拟时采用大涡模型 (LES); 源修正长度尺度为 $5C$; 计算时每 2 个时间步长写出一次噪声源, 每 200 个时间步长提取一次噪声数据, 时间步长为 5×10^{-5} , 源数据粗糙因子 $N=2$, 由 $f=1/(N(2\Delta t))$ 得截止频率 $f=5000$ Hz。

在计算噪声特性时, 本文主要研究弹片对翼型的影响, 因此在弹片末端法向上长度为 C 处布置接收点 1, 在弹片末端下游长度为 C 处布置接收点 2, 如图 4a 所示。噪声在不同方向传播强度会有所不同, 因此翼型气动噪声在不同方向上具有指向性。以翼型弦长中点为圆心, $5C$ 为半径, 周向上每隔 10° 布置一个噪声接收点 (共 36 个), 如图 4b 所示。



a. 尾缘及弹片接收点



b. 指向性接收点

图4 接收点分布

Fig. 4 Receiver point distribution

3 网格无关性验证

在进行网格无关性验证时, 保持首层网格高度不变, 对其进行验证, 选取弹片角度为 10° 下攻角 AOA 分别为 10° 和 20° 进行验证, 结果如图 5 所示。由图 5 可知, 网格数量从 4 万增加到 8 万, 2 个攻角下升力系数 l 持续小幅度增加, 此时网格数量并未达到要求; 网格数量从 8 万增加到 10 万时, 升力系数基本维持不变, 此时 8 万网格数量可满足要求。因此本文网格数量为 84000 可满足计算精度要求。

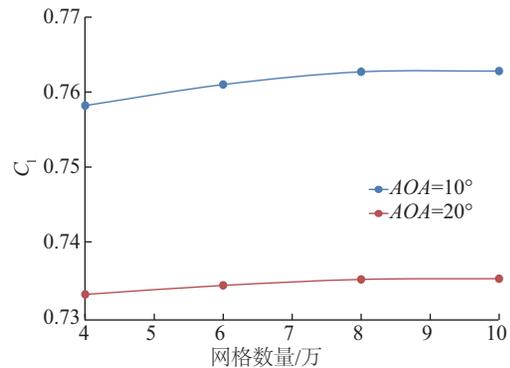


图5 网格无关性验证

Fig. 5 Grid independence verification

4 可行性验证

为研究翼型附加气动弹片的可行性, 分别选取 NACA0018 原始翼型和附加弹片翼型进行对比验证, 采用数值模拟方法计算攻角 AOA 在 $6^\circ \sim 24^\circ$ 范围内气动弹片对翼型气动性能的影响。升力系数 C_l 和阻力系数 C_d

如图6所示。

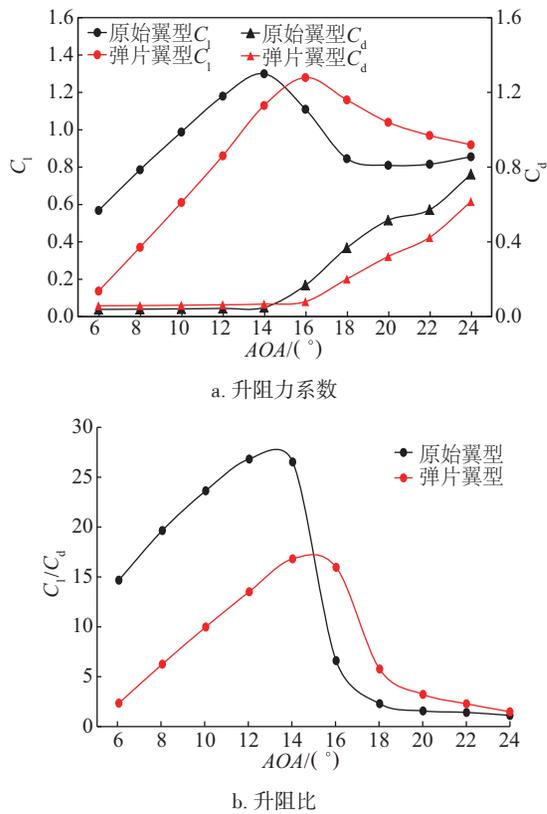


图6 升阻力系数及升阻比

Fig. 6 Lift, drag coefficient and lift drag ratio

翼型在失速攻角之前,弹片未产生效果,此时弹片的存在降低了升力系数,增大了阻力系数,其原因是此时翼型流动尚未发生分离或分离点在弹片位置之后,弹片破坏了原本翼型的附着流动。但在失速攻角之后,分离点逐渐向前缘方向发展,当分离点前移到弹片前时,弹片开始产生预期效果,升力系数较原始弹片有所提高,阻力系数也明显减小,且失速攻角由原来的 14° 延迟至约 16° 。

选取原始翼型和弹片翼型在 6° 和 18° 攻角时的速度云图进行对比分析如图7所示。在 6° 攻角时,流动分离点在气动弹片之后,此时弹片的存在破坏了翼型表面的附着流动,导致弹片下游产生少量的分离涡,增大了翼型阻力系数和减小了升力系数;攻角增加至 18° 时,流体流经原始翼型前缘在吸力面发生分离,并形成较大分离涡。从动量守恒角度,分离后的气流几乎失去了下洗能力,导致其升力系数的下降。弹片翼型把较大分离涡分割成较小的2个部分,在某种程度上延缓了流动分离的前移, 18° 攻角时分离点由原来的 $0.34C$ 位置延迟到 $0.4C$ 处,且分离区域也有所减少。

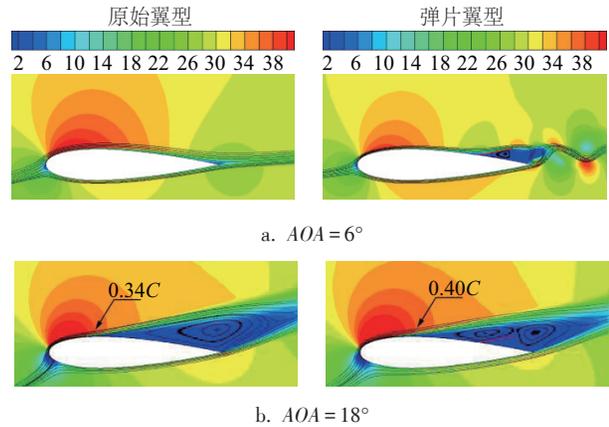


图7 速度云图

Fig. 7 Velocity nephogram

上述分析证明了气动弹片在失速攻角后有较佳效果。在此基础上,进一步研究气动弹片流动控制机理。

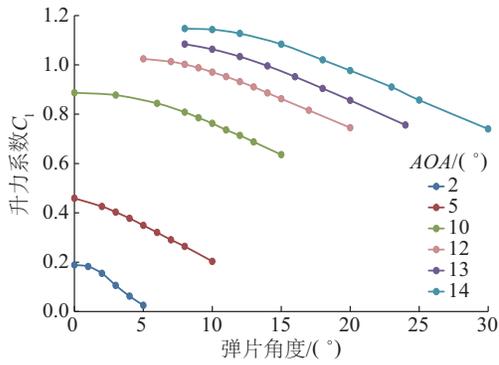
5 性能分析

5.1 气动性能分析

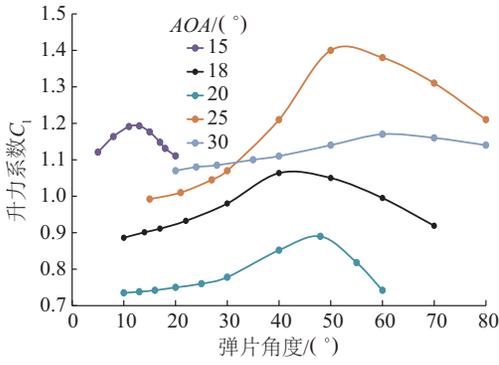
弹片的最优角度主要取决于攻角。在某一攻角下,弹片角度的变化对气动性能的影响并非线性的,而是在某一弹片角度下存在最优。基于此,分别计算了攻角在 $2^\circ \sim 30^\circ$ 时,弹片角度在所对应攻角附近的升阻力系数及流场分布。

5.1.1 升阻力系数及升阻比

图8~图10分别为不同攻角下翼型升、阻力系数和升阻比随弹片角度的变化。由图8~图10可知,随着攻角增加,翼型升力系数总体呈现先增大后减小再增大的趋势;阻力系数先缓慢增大,当攻角增大到 20° 时,阻力系数开始突增;而升阻比呈现先增大后减小再趋于稳定的趋势。为便于进一步发现规律,图中把升力系数分为小攻角 ($2^\circ \sim 14^\circ$) 和大攻角 ($15^\circ \sim 30^\circ$)。在小攻角下,无论弹片角度为多少,气动弹片的存在始终起到相反效果,致使小攻角范围内翼型的升力系数随着弹片角度增大而减小,阻力系数逐渐上升;而随着攻角的增加,在大攻角范围内,气动弹片开始产生预期效果,升力系数随着弹片角度增加先增加后减小,在某弹片角度下存在最大值,阻力系数随着弹片角度增加先减小后增大,在某弹片角度下存在最小值,升阻比变化规律与升力系数相似,而此时弹片角度即为该攻角下的最优角度。



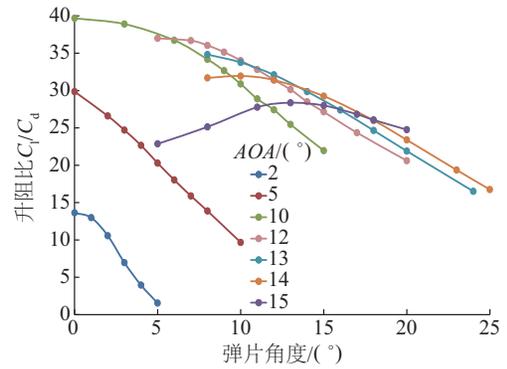
a. 小攻角



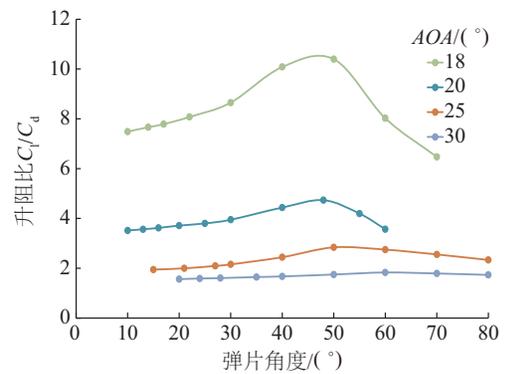
b. 大攻角

图8 升力系数随弹片角度的变化

Fig. 8 Change of lift coefficient with angle of flap



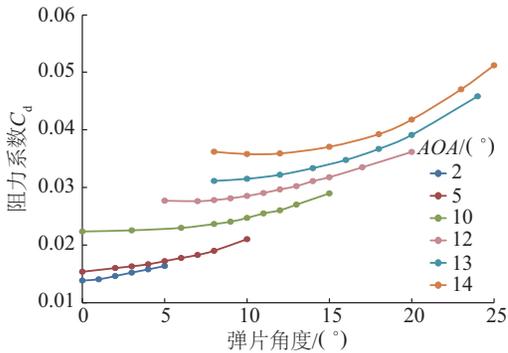
a. 小攻角



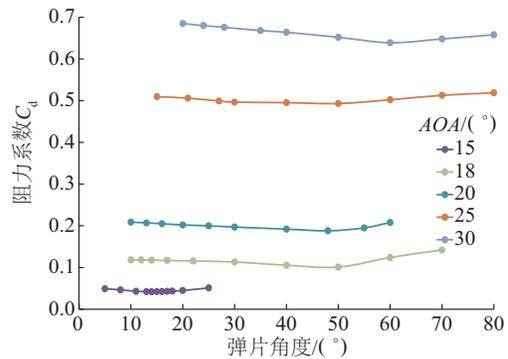
b. 大攻角

图10 升阻比随弹片角度的变化

Fig. 10 Change of lift-drag ratio with angle of flap



a. 小攻角



b. 大攻角

图9 阻力系数随弹片角度的变化

Fig. 9 Change of drag coefficient with angle of flap

各攻角对应最优弹片角度图如图 11 所示。小攻角范围内气动弹片未产生预期效果,因此不存在最优弹片角度;攻角在 15°~30°范围内翼型升阻比随弹片抬起角度先增加后减小,故所对应攻角下存在最优弹片角度。由图 6 可知,15°、18°、20°、25°和 30°攻角下对应最优弹片角度分别为 13°、40°、48°、52°和 61°,且随着攻角的增加,最优弹片角度与攻角度数。

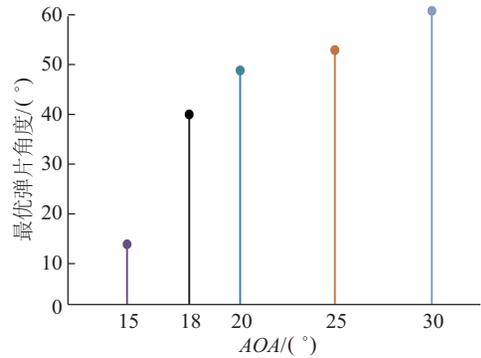


图11 各攻角下的最优弹片角度

Fig. 11 Optimal flap angle at each angle of attack

5.1.2 涡量云图

分别选取气动弹片产生效果之前的攻角 AOA(5°和

12°)及之后的攻角 AOA (18°和 30°)时不同弹片角度下的涡量云图,如图 13 所示。

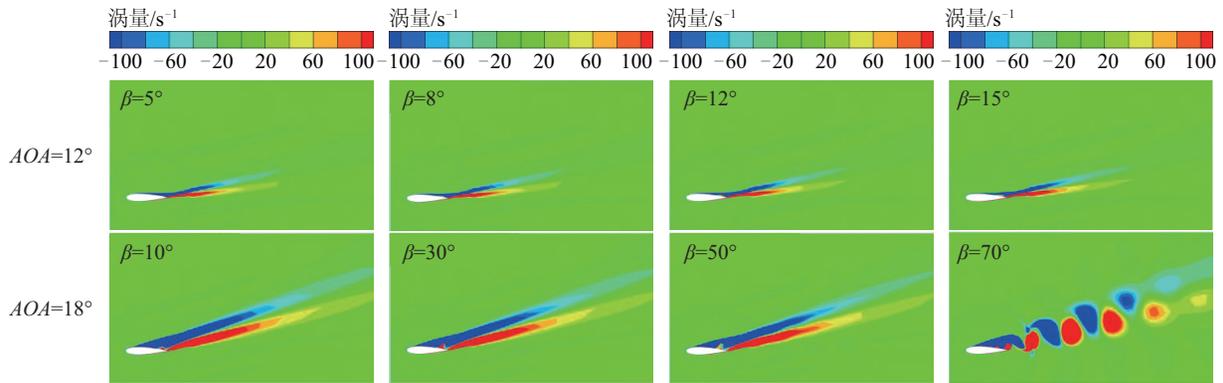


图 13 Z方向涡量云图

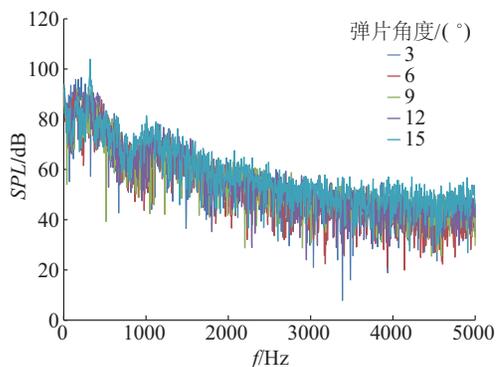
Fig. 13 Vorticity cloud in direction Z

由图 13 可知,随着攻角增大,尾缘后逐渐形成尺度不等的脱落涡,且翼型上表面形成分离涡的位置逐渐前缘方向移动。小攻角下流动分离发生在靠近尾缘处,尾缘尚未产生明显脱落涡,此时弹片角度的变化对流动分离及尾缘脱落涡的影响较不明显;当攻角为 18°时,弹片角度的增加加速了尾缘脱落涡的形成,导致在 70°弹片角度时尾缘产生周期脱落的涡街,但此时涡尺度和涡核间距均较小;当攻角增大至 30°时,涡尺度和涡核间距大幅增加,上表面流动分离位置前移到靠近前缘位置。

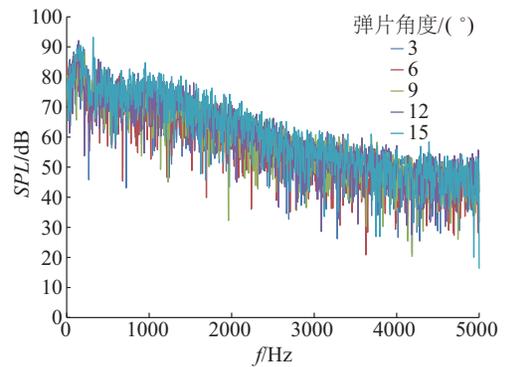
5.2 噪声特性分析

5.2.1 监测点声压级

在弹片末端垂直方向和水平方向上距离为 C 处设置接收点 1 和接收点 2,分别计算其在不同攻角、不同弹片角度下的声压级。接收点在攻角为 10°时不同弹片角度下总声压级曲线如图 14 所示。图 14 中明显看出,2 个接收点在不同弹片抬起角度下的总声压级曲线保持相同的趋势,总体上随着频率的增大呈现逐渐减小趋势。对比 2 接收点处声压级曲线可知,在相同抬起角



a. 接收点 1



b. 接收点 2

图 14 接收点在不同弹片角度时总声压级(SPL)曲线

Fig. 14 Total sound pressure level curve of receive points in different flap angles

度下,由于尾缘脱落涡的产生,靠近尾缘的接收点 2 的总声压级略大于 1。在 10°攻角时,流动分离发生较不明显或弹片位置尚在附着流区,因此弹片抬起即会产生负面影响,且抬起角度越大,负面影响越严重,图 14 中 10°攻角时 2 个接收点声压级均随着弹片角度增加而略有增加。

5.2.2 噪声指向性分布

图 15 为不同攻角下,不同弹片角度时的噪声指向性分布图。图 15 中,总体上翼型声压级在周向上随着攻角的增加而增大,且均呈现偶极子特征。图 15 中 5°和 10°攻角时,弹片未产生效果,此时指向性声压级均随着弹片角度增加而增加;20°和 30°攻角时,弹片已产生预期效果,此时随着弹片角度从 10°增大到 60°和 20°增至 80°,指向性分布中的声压级呈先增大后减小趋势,在最佳弹片角度时最小,且由于翼型上下表面的区别,不同弹片角度指向性图中会有部分重叠产生。

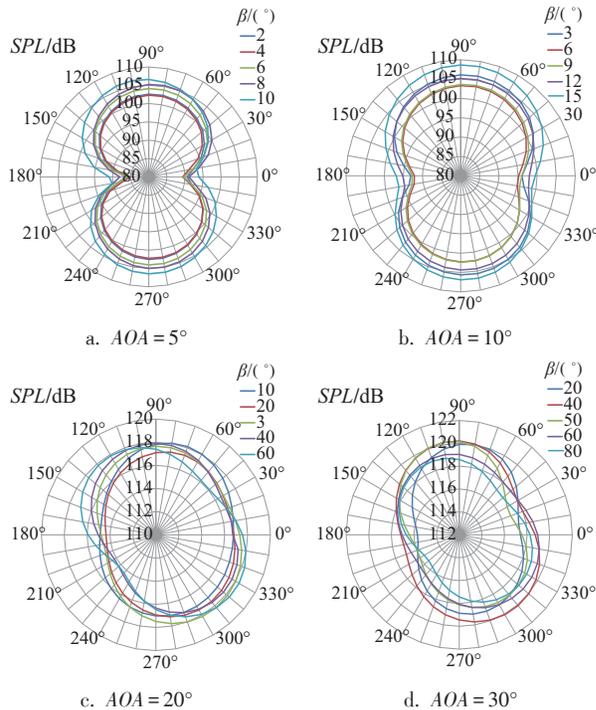


图 15 翼型噪声指向性分布

Fig. 15 Airfoil noise directivity distribution

6 结 论

本文以 NACA0018 翼型为基础,在其上表面装置固定气动弹片,采用 ANSYS Fluent 17.0 分别计算不同攻角下不同弹片角度对翼型气动性能和噪声特性的影响,得出主要结论如下:

1)失速攻角前,气动弹片未产生效果,反而降低了翼型的气动性能;失速攻角之后,弹片产生较好效果,提高了翼型的气动性能,并延缓了分离点向前缘方向发展。

2)在小攻角下,气动弹片的存在破坏了附着流动,致使升力下降而阻力增大,随攻角增大,弹片才开始产生积极效果。

3)弹片最优角度很大程度上跟攻角有关,弹片角度变化对气动性能的影响并非线性的,而是在某角度存在最优。攻角越大,弹片最优角度越大。

4)小攻角下弹片抬起亦会增大翼型噪声声压级,且抬起角度越大,产生的负面影响越严重;弹片产生效果之前,噪声指向性声压级随弹片角度增大而增加,产生效果后,指向性分布声压级呈先增后减趋势,约在最佳弹片角度下效果最好;翼型噪声指向性分布呈现明显偶极子特性。

[参考文献]

[1] YOON G, LEE H, SANG H L, et al. Power curve of a

wind generator suitable for a low wind speed site to achieve a high capacity factor [J]. Journal of electrical engineering & technology, 2014, 9(3): 820-826.

[2] 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 Y, LI C, MIAO W P, et al. Optimum design method of horizontal-axis wind turbine blade [J]. Acta energiae solaris sinica, 2016, 37(5): 1107-1113.

[3] 杨瑞,李仁年,张士昂,等.钝尾缘风力机翼型气动性能计算分析[J].机械工程学报,2010,46(2):106-110.

YANG R, LI R N, ZHANG S A, et al. Computational analyses on aerodynamic characteristics of flatback wind turbine airfoils [J]. Journal of mechanical engineering, 2010, 46(2): 106-110.

[4] BAKER J P, MAYDA E A, DAM C P V. Experimental analysis of thick blunt trailing-edge wind turbine airfoils [J]. Journal of solar energy engineering, 2006, 128(4): 422-431.

[5] 陈学孔,郭正,易凡,等.低雷诺数翼型的气动外形优化设计[J].空气动力学学报,2014,32(3):300-307.

CHEN X K, GUO Z, YI F, et al. Aerodynamic shape optimization and design of airfoils with low Reynolds number [J]. Acta aerodynamica sinica, 2014, 32(3): 300-307.

[6] 徐浩然,杨华,刘超.风力机翼型尾缘加厚修型优化[J].太阳能学报,2015,36(3):743-748.

XU H R, YANG H, LIU C. Optimization of enlarging the thickness of airfoil's trailing edge for wind turbines [J]. Acta energiae solaris sinica, 2015, 36(3): 743-748.

[7] 孙美建,詹浩.基于全局信息的粒子群算法翼型综合优化设计[J].航空学报,2010,31(11):2166-2173.

SUN M J, ZHAN H. Synthesis airfoil optimization by particle swarm optimization based on global information [J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2010, 31(11): 2166-2173.

[8] 包能胜,霍福鹏,叶枝全,等.表面粗糙度对风力机翼型性能的影响[J].太阳能学报,2005,26(4):458-462.

BAO N S, HUO F P, YE Z Q, et al. Aerodynamic performance influence with roughness on wind turbine airfoil surface [J]. Acta energiae solaris sinica, 2005, 26(4): 458-462.

[9] SAGOL E, REGGIO M, ILINCA A. Issues concerning roughness on wind turbine blades [J]. Renewable and sustainable energy reviews, 2013, 23(2): 514-525.

[10] ROGER E A, ROBERT T N. Effect of leading-edge serrations on noise radiation from a model rotor [C]//

- New York: U.S. Navy, Advanced Marine Vehicles Meeting, 1972.
- [11] 李典, 刘小民. 几种仿生翼型气动性能及噪声特性研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(12): 2629-2632.
LI D, LIU X M. Numerical study of aerodynamic performance and noise characteristic of several bionic airfoils[J]. Journal of engineering thermophysics, 2015, 36(12): 2629-2632.
- [12] 许影博, 李晓东. 锯齿型翼型尾缘噪声控制实验研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 120-124.
XU Y B, LI X D. An experiment study of the serrated trailing edge noise[J]. Acta aerodynamica sinica, 2012, 30(1): 120-124.
- [13] 刘雄, 罗文博, 陈严, 等. 风力机翼型气动噪声优化设计研究[J]. 机械工程学报, 2011, 47(14): 134-139.
LIU X, LUO W B, CHEN Y, et al. Research on the aerodynamic noise optimization of wind turbine airfoil[J]. Journal of mechanical engineering, 2011, 47(14): 134-139.
- [14] GÖÇMEN T, ÖZERDEM B. Airfoil optimization for noise emission problem and aerodynamic performance criterion on small scale wind turbines[J]. Energy, 2012, 46(1): 62-71.
- [15] 陈伟杰, 乔渭阳, 王良锋, 等. 基于LES与FW-H方程的圆柱-翼型干涉噪声数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2146-2155.
CHEN W J, QIAO W Y, WANG L F, et al. Investigation of rod-foil interaction noise using large eddy simulation and FW-H equation[J]. Journal of aerospace power, 2016, 31(9): 2146-2155.
- [16] 张栋梁. 风力机翼型气动噪声数值计算及设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
ZHANG D L. Aerodynamic noise numerical simulation and design studies of wind turbine airfoil[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [17] 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.
- [18] FARASSAT F. Acoustic radiation from rotating blades—the kirchhoff method in aeroacoustics[J]. Journal of sound & vibration, 2001, 239(4): 785-800.

STUDY ON FLOW CONTROL OF AIRFOIL BASED ON AERODYNAMIC FLAP

Hao Wenxing¹, Li Chun^{1,2}, Chen Fudong¹, Yu Wan¹

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai 200093, China)

Abstract: The aerodynamic performance and noise characteristics of a series of flap angles under different angles of attack (2° - 30°) were calculated by numerical simulation, and the optimal flap angle at certain attack angle was found. The calculation results show that the lift and drag coefficient of the flap airfoil is better than the original airfoil after the stall angle of attack, and the stall angle of attack is also delayed by about 2 degrees. The flap postpones the development of the separation point to the leading edge to a certain extent, and the larger separation vortices on the upper surface are divided into smaller vortices and the separation regions has also been reduced corresponding. The existence of flap damage the attachment flow, resulting in the lift decrease and the drag increases under the small angle of attack (AOA), but the flap began to produce positive effect with the increase of angle of attack; the optimal flap angle is largely related to the AOA, the influence of the change of the flap angle on the aerodynamic performance is nonlinear, but are the optimum at a certain angle. The bigger of the AOA, the greater of the flap optimal angle; at small AOA, the flap could also increase the noise sound pressure level, the greater the flap angle, the negative impact of the flap is more serious; before the flap do the need, the noise directivity of sound pressure level increases with flap angle increases, and after the flap do the need, the directional distribution of sound pressure level is first increased and then decreased at about the optimum angle is best; the noise directivity distribution showed obvious airfoil characteristics of dipole. The research results provide a theoretical guidance and approach to improve the aerodynamic performance of the wind turbine and reduce the noise level.

Keywords: numerical simulation; flow separation; aerodynamic loads; noise control; aerodynamic flap