

文章编号: 0258-1825(2012)05-0646-07

尾缘改型对风力机翼型性能的影响研究

李仁年¹, 袁尚科^{1,2}, 赵子琴²

(1. 兰州理工大学 能源与动力工程学院, 甘肃 兰州 730050; 2. 兰州工业学院建筑工程系, 甘肃 兰州 730050)

摘要:针对风力机工程常用翼型,采用有限元法的 SIMPLE 算法,对 NACA4412 翼型、加装 2%弦长 Gurney 襟翼的 NACA4412 翼型及对应尾缘厚度为 2%弦长的钝尾缘翼型进行了以流风速为 9.5m/s、攻角为 0°~25°的气动性能数值计算。结果表明,改型后的钝尾缘翼型在流场中产生了强烈的下洗作用,明显改变了翼型表面的压力分布,使其升力系数、升阻比较原型有显著改善,同时大大推迟了翼型的失速现象。通过翼型噪声机理的研究,对上述三种翼型分别采用在时间域上积分的方式进行了频谱特性的分析,气动声学研究表明,翼型噪声具有很强的指向性,改型后的翼型声级有明显降低,为低噪声风力机的优化设计和噪声预测提供了可靠的理论依据。

关键词:翼型;Gurney 襟翼;数值计算;气动性能;气动噪声

中图分类号:TK83 **文献标识码:**A

0 引言

随着可再生能源的发展,风力发电作为主要的清洁能源获得了长足发展^[1]。近年来,随着国内外风电产业的飞速发展,对相关设计技术提出了更高的要求,尤其是风力机翼型性能的研究已成为热点。风力机翼型性能主要包括气动性能和气动声学。多年来,人们尝试通过改变翼型形状等技术来提高翼型的气动性能,进而改善翼型气动声学的噪声水平。

风力机翼型气动性能的研究主要以风洞试验和数值模拟为主。但风洞试验研究耗资、费时,随着计算机技术发展及计算流体力学的不断发展,数值模拟已成为风力机翼型气动性能研究的主要方法。翼型尾缘对其气动性能有很大影响,20世纪70年代初,许多研究者对 Gurney 襟翼进行了大量研究,并取得了相当的研究成果^[2-6]。Gurney 襟翼是在翼型尾缘安装一块垂直于翼型弦长的薄板,最早 Gurney 襟翼安装在赛车上用以提高其转弯时的向心力,使其能顺利转弯。随后空气动力学者们通过研究发现 Gurney 襟翼用于翼型可改变其吸力面和压力面的压力分布,能明显提高翼型的升力系数,但 Gurney 襟翼明显阻碍了压力面气流的流动,产生了较大的阻力,同时 Gurney 襟翼用于翼型时其整体强度有所改变^[7-8]。

因此,为了弥补 Gurney 襟翼的缺陷,并提高翼型的气动性能,本文尝试对 Gurney 襟翼在不改变翼型弦长的情况下,在其压力面从 90%弦长处用光滑曲线顺圆连接至襟翼,使其形成钝尾缘翼型。并对 NACA4412 翼型、加装 2%弦长 Gurney 襟翼、以及对应尾缘厚度为 2%弦长的钝尾缘翼型进行气动性能的数值计算。同时,通过 Lighthill 声比拟理论及 FW-H 声学方程,采用 Fluent 软件在时间域上积分的办法,获得翼型声信号的历史信息,为开展风力机优化设计工作奠定基础。

1 数值计算原理

本文基于计算流体力学常用软件 Fluent,先后通过 S-A 单方程湍流模型、SST $k-\omega$ 双方程湍流模型,对风力机常用 NACA4412 翼型的气动性能进行 0°~25°攻角计算,并将计算结果和其对应攻角下的气动实验数据进行比较,发现 SST $k-\omega$ 模型的计算结果和实验数据最为接近^[9],其中不同攻角工况下的翼型升阻比对比数据如表 1 所示。同时由于 SST $k-\omega$ 双方程考虑了湍流剪应力在逆压梯度边界层的输运,适合钝体结构分离流动的模拟。因此,本文采用 SST $k-\omega$ 双方程湍流模型,分别对 NACA4412、加装 2%弦长 Gurney 襟翼的 NACA4412 翼型以及对应尾缘厚度

* 收稿日期:2011-03-10; 修订日期:2011-07-05

基金项目:国家重点基础研究发展计划资助项目(2007CB714602)

作者简介:李仁年(1963-),教授,博士生导师,主要研究方向为流体机械原理与风力机空气动力学研究. E-mail:lrn@lut.cn

为2%弦长的钝尾缘翼型进行数值计算。

表1 不同算法精度比较

攻角	实验值	S-A	误差值/%	SST $k-\omega$	误差值/%
0°	34	32	5.9	33	2.9
5°	59	55	6.7	55	6.8
10°	51	39	23.5	46	9.8
15°	27	22	18.5	25	7.4
20°	10	7	30	9	10

为了降低计算要求并能得到较为理想的网格,同时兼顾提高计算速度和计算精度,对不同的模型采用不同的网格划分方法,如图1所示。对NACA4412翼型原型外部流场采用C型结构化网格离散,在翼型上下表面分别布置95个网格节点,在远离翼型的半圆形区域的边界线上分布与翼型表面相同数量的节点,在翼型后缘向外的边界线上分布90个节点,通过无限插值法将翼型表面节点和边界线网格节点生成计算域网格。Gurney襟翼模型和钝尾缘翼型模型也采用结构化网格,Gurney襟翼的具体网格数根据尾缘Gurney襟翼高度确定。由于翼型附近的流场参数变化梯度比远场参数变化梯度大得多,且翼型前后缘的流动对翼型扰流数值模拟影响大,因此对上述三种翼型的附近及前后缘进行了网格局部加密,以提

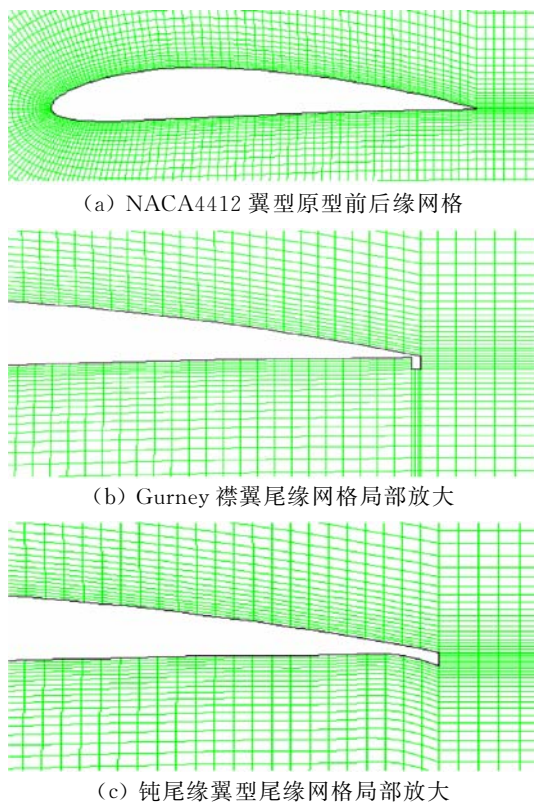


图1 网格示意图

Fig. 1 Scheme of numerical mesh

高其计算精度。

设定无穷远处来流风速为进口边界,来流湍流度为1%,湍流耗散长度为0.01m;出口为充分发展的压力出口条件,表压力给定为0,湍流度、耗散长度与进口相同;翼型表面采用壁面无滑移边界,不考虑壁面的粗糙程度,认为壁面光滑^[10]。

2 翼型气动性能计算结果与分析

本文通过Fluent软件对NACA4412翼型、NACA4412翼型加装2%弦长Gurney襟翼以及顺圆后尾缘厚度为2%弦长的钝尾缘翼型进行数值计算。运用的参数按甘肃瓜州地区风电场给定数据进行计算,在流场计算中不考虑风沙、水滴等多相流的影响,仅存在空气单相流动,空气密度为 $\rho=1.093\text{kg/m}^3$,相对应的空气运动粘性系数为 $\mu=1.46\times 10^{-5}\text{m}^2/\text{s}$ 。本文对攻角 α 在 $0^\circ\sim 25^\circ$,来流风速为9.5m/s进行求解。结果表明:在相同的计算状态下,加装2%弦长Gurney襟翼的翼型性能明显优于NACA4412翼型原型,经改型的钝尾缘翼型总体性能最优。

2.1 升力系数及升阻比

图2所示为在相同来流风速9.5m/s条件下,(对应雷诺数为 $Re=6.4\times 10^5$),升力系数随攻角 α 的变化情况。

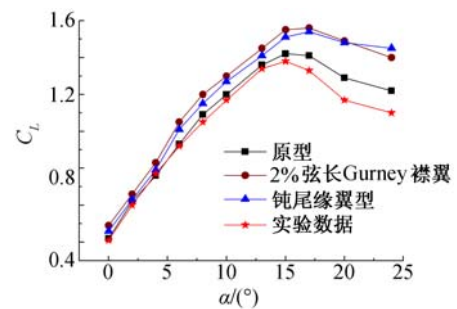


图2 NACA4412翼型与改型翼型升力系数

Fig. 2 Lift coefficients of NACA4412 and its modified airfoils

由图可知,在所计算的攻角范围内,Gurney襟翼和钝尾缘翼型的升力系数均有明显提高,而且两者提高的幅值相差不大,但失速后增加幅度变大。在升力系数提高的同时,两者均消除了原翼型在攻角 13° 左右出现的失速现象,使失速攻角大大推迟,即使在攻角 17° 左右也未曾出现失速,这为后续风力机叶片优化设计提供了一定的参考价值。图2表明NACA4412翼型经Gurney襟翼与钝尾缘翼型改型后其升力系数均随攻角的增加较原型有所提高。对于气动性能优良的风力机而言,要求翼型具有高升力系数和低阻力系数。图3说明,在风速9.5m/s情况下,

改进翼型的升阻比较原翼型也有所提高,用 CFD 计算的结果与实验结果相符^[9]。

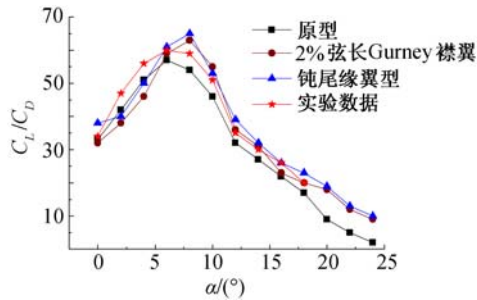


图 3 NACA4412 翼型与改型翼型升阻比

Fig. 3 Lift-drag ratios of NACA4412 and its modified airfoils

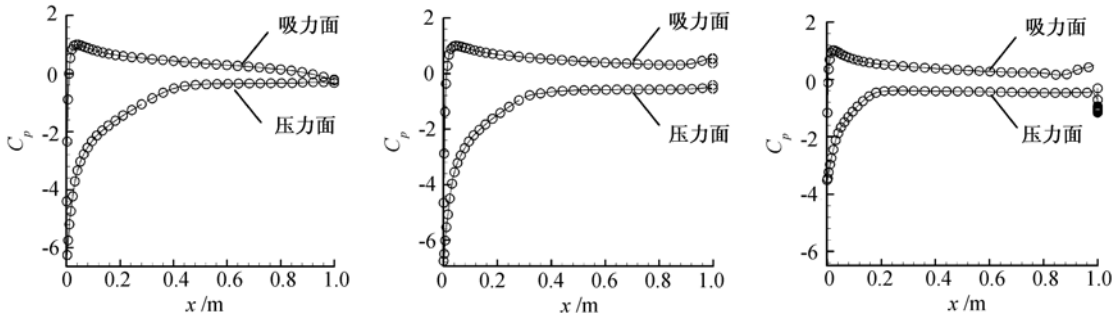
从图 3 可知,Gurney 襟翼与钝尾缘翼型的升阻比有所提高,其升阻比性能优于原型翼型,并且钝尾缘翼型弥补了 Gurney 襟翼产生的压力面表面间断问题,减小了气流流动阻力,从而产生了更高的升阻比^[11]。

2.2 流场分布

翼型尾缘改型后,加装 Gurney 襟翼和钝尾缘翼型表面的吸力面和压力面上的压力分布与空气流动均发生了明显变化。NACA4412 翼型及改型翼型在风速 9.5m/s 情况下的表面压力系数分布如图 4 所示。其中,压力系数是指翼型表面压力与参考压力(一般为流场来流压力)的压差与来流动压头的比值,是无量纲值^[12]。由图 4(a,b)可见,Gurney 襟翼较原

型翼型的吸力面更趋于平缓上升。由于在翼型表面压力系数分布图中,翼型上下表面两曲线之间的面积即为该翼型的升力,则由图 4(a,b)可知,原型翼型的升力主要集中在翼型的前缘部分,而 Gurney 襟翼使得通过翼型后的气流分布更加均匀。钝尾缘翼型压力面的压力(图 4c)比 Gurney 襟翼的压力(图 4 b)稍高,主要是由于钝尾缘后的旋涡引起下洗作用所致,这与图 5 所示一致。

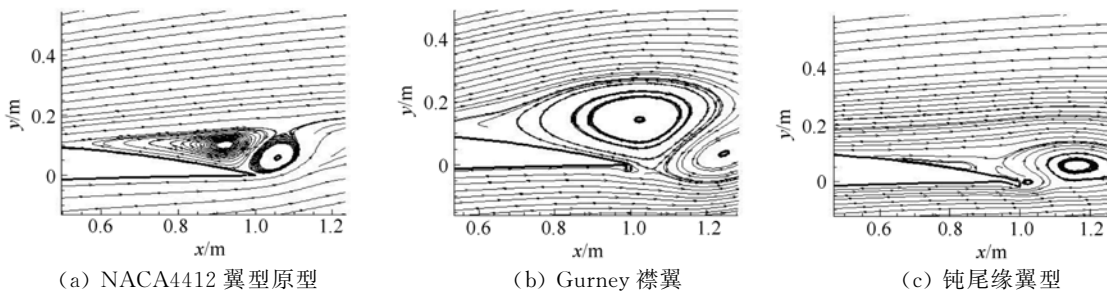
图 5(a,b,c)所示分别为 NACA4412 翼型原型、加装 2%弦长 Gurney 襟翼的翼型及对应尾缘厚度为 2%弦长的钝尾缘翼型的流线图。原型翼型与改型后翼型的升力系数、升阻比及压力系数等性能的提高可从翼型流场中得到解释。由图 5 可以看出,原型翼型表面尾部有一对旋转方向相反的旋涡存在,它们交替脱落。对于加装有 2%弦长 Gurney 襟翼的翼型,由于压力面上襟翼的阻挡,流线与原翼型发生较大的变化,旋涡向下移动到襟翼后面,绕流翼型的环量增加了,进而明显增加了升力,消除了原翼型较强的正涡量区,但下表面气流在尾缘处受到突然压缩造成较大的阻力。钝尾缘翼型在下表面用一光滑圆弧消除了襟翼的压缩过程,减少了翼型的阻力,同时由于压力面的光滑修形,消除了襟翼前方的旋涡,因而又比 Gurney 襟翼方案减小了阻力,进一步提高了翼型的气动性能。



(a) NACA4412 翼型原型压力系数分布 (b) Gurney 襟翼表面压力系数分布 (c) 钝尾缘翼型压力系数分布

图 4 NACA4412 翼型与改型翼型表面压力系数的比较

Fig. 4 Comparison of pressure coefficients of NACA4412 and its modified airfoils



(a) NACA4412 翼型原型 (b) Gurney 襟翼 (c) 钝尾缘翼型

图 5 NACA4412 翼型与改型翼型流场比较

Fig. 5 Comparison of flow field of NACA4412 and its modified airfoils

3 翼型气动声学特性分析

翼型尾缘噪声是风力机主要的高频噪声,由湍流边界层与翼型后缘相互作用而形成^[13]。翼型噪声的声场分为近场和远场,在近场存在着强烈的湍流流动,其部分湍流动能被转化为声能,将产生的声波从近场进入远场。近场部分噪声可通过时均化数值模拟,且对湍流诱发振动和噪声的分析有重要意义,但时均化数值模拟缺乏频谱分析,在流场计算中丢失了与振动、噪声紧密相关的时域和频域信息;而非直接的大涡模拟将湍流场中的涡流分为不同尺度的涡流,大尺度湍流可用数值计算方法直接求解,小尺度湍流对大尺度湍流的作用可通过亚格子模型使方程封闭,大涡模拟所得的结果有利于分析其频谱特性。本文通过大涡模拟获得满足时间精度音源曲面的变化过程后,通过 Fluent 气动声学软件中 Lighthill 声比拟理论的 FW-H 方程模拟声音的产生与传播,利用有限体积法进行方程的离散及应用时间域上积分的办法,计算声音接收处声压信号^[14-15]。

3.1 噪声计算方法分析

3.1.1 LES 模拟

大涡模拟(LES)将湍流运动通过滤波处理为不同尺度的湍流。湍流的脉动与混合主要是由对各种量起湍流耗散作用的大尺度的湍流构成,可通过数值计算直接求解;而只起耗散作用的小尺度湍流在运动方程中表现为类似于雷诺应力项的亚格子雷诺应力,可通过亚格子模型来完成。滤波后的连续性和动量方程如下所示:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho} \bar{u}_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right] - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

式中, ρ 为密度; \bar{u} 为滤波后的平均速度; μ 为运动粘性系数; τ_{ij} 为亚格子尺度湍流应力项。

3.1.2 FW-H 方程

FW-H 方程是 Ffowcs Willams 和 Hawkings 在 1969 年运用广义函数在任意运动控制面上得到的发声方程。是 Lighthill 声比拟理论的通用形式,基于将远场压力与包含部分音源在内的封闭积分联系起来的类比公式。Lighthill 噪声模拟采用两步算法:首先经流场计算得到满足时间精度要求的各相关变量在音源曲面上的变化过程;其次利用音源数据计算声

音接收点处的声压信号。Lighthill 根据 N-S 方程和连续性方程导出了流体发声的波动方程为:

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (3)$$

式中, $\rho' = \rho - \rho_0$ 为平均密度; c_0 为声速; ∇ 表示散度; T_{ij} 为莱特希尔应力张量。

利用广义格林函数得到(3)式的解为:

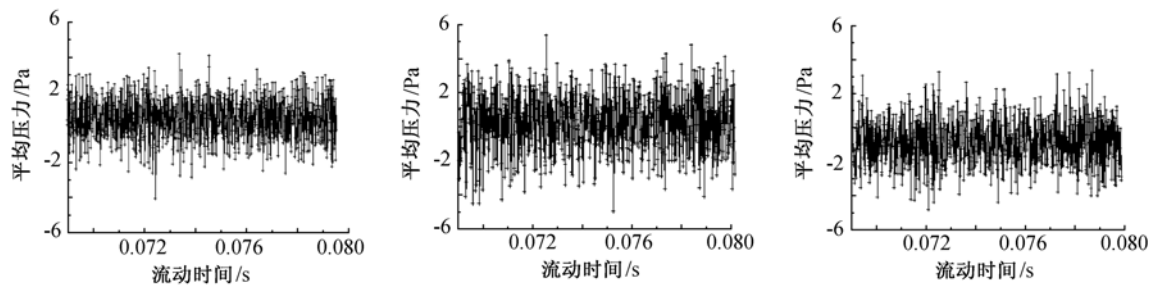
$$\begin{aligned} \rho' = & \frac{\partial}{\partial t} \int \frac{\rho_0 v_n}{R |1 - Ma_r|} dS(\zeta) - \\ & \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial}{\partial x_i} \int_{\alpha(\zeta)} \frac{f_i}{R |1 - Ma_r|} dS(\zeta) + \\ & \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_{\alpha(\zeta)} \frac{T_{ij}}{R |1 - Ma_r|} d(\zeta) \quad (4) \end{aligned}$$

其中: Ma_r 为运动马赫数在观察者方向的投影; $S(\zeta)$ 为运动固体表面积。方程右端 3 项分别代表由体积变化所产生的单极子源噪声、物体表面作用于流体的表面力引起的偶极子源噪声及存在于物体中的应力张量产生的四极子源噪声。

3.2 噪声计算结果分析

本文对 NACA4412 翼型原型、加装 2% 弦长 Gurney 襟翼的翼型及对应尾缘厚度为 2% 弦长的钝尾缘翼型进行了气动噪声的计算。观察点位于翼型平面,以尾缘为中心、垂直弦长向上方向为零点、顺时针每隔 20° 布置 14m 处为监测点,为了解便于比较,原型翼型与改型翼型取相同的监测位置。

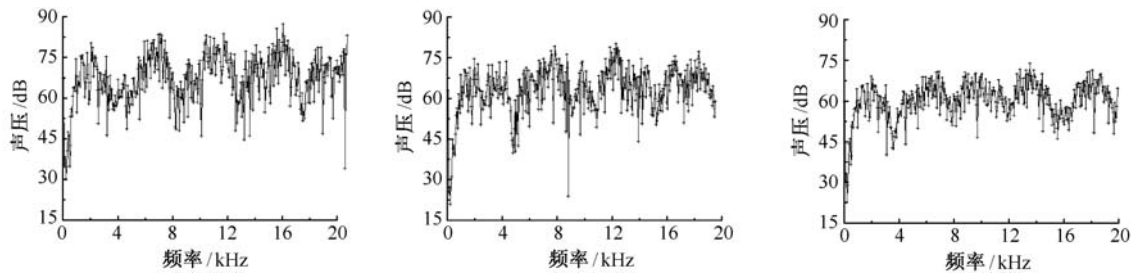
作为样本,图 6(a、b、c)所示分别为 NACA4412 翼型原型、加装 2% 弦长 Gurney 襟翼的翼型及对应尾缘厚度为 2% 弦长的钝尾缘翼型在 69~80ms 时间段以翼型尾缘为中心的极坐标(14, 20)点处的声压压力脉动监测计算结果,实时显示压力脉动的波形。由图可见,改型翼型尤其是钝尾缘翼型的声压压力脉动较小。图 7 为利用傅利叶变换将压力脉动监测计算结果转换为声压频谱,得到对应翼型的频谱信息。清晰可见 NACA4412 原型翼型的声压超压 75dB,均呈中高频分布;加装 2% 弦长 Gurney 襟翼后的翼型的声压有所降低,这是由于加装 Gurney 襟翼后气流在其后方形成的逆时针方向气流,使其吸力面上方有顺时针方向的旋涡,形成强烈的气流下洗;钝尾缘翼型虽因后缘增厚,尾迹区加宽,形成类似旋涡脱落噪声,噪声级较原形增大,但由于经 Gurney 襟翼后并对其压力面光滑修形,消除襟翼前面的湍流旋涡,噪声明显比原形与 Gurney 襟翼的声级低。



(a) NACA4412 翼型监测点处压力脉动 (b) Gurney 襟翼监测点处压力脉动 (c) 钝尾缘翼型监测点处压力脉动

图6 NACA4412 翼型与改型翼型监测点的压力脉动

Fig. 6 Pressure pulse on monitoring points of NACA4412 and its modified airfoils



(a) NACA4412 翼型监测点处声压频谱 (b) Gurney 襟翼监测点处声压频谱 (c) 钝尾缘翼型监测点处声压频谱

图7 NACA4412 翼型与改型翼型监测点的声压频谱分布图

Fig. 7 Sound pressure spectra on monitoring points of NACA4412 and its modified airfoils

以同样方式对原型翼型与改型翼型的各监测点进行频谱分析,将所得频谱数据进行对比和统计,表2给出了各观测点的平均噪声声级。

表2 观测点的声级水平

Table 2 Noise level of the observer positions

监测点	翼型原型/dB	Gurney 襟翼/dB	钝尾缘翼型/dB
0(14,0°)	86	77	72
1(14,20°)	81	74	67
2(14,40°)	75	69	52
3(14,60°)	70	58	41
4(14,80°)	57	51	37
5(14,100°)	57	53	35
6(14,120°)	70	57	43
7(14,140°)	77	67	50
8(14,160°)	82	74	65
9(14,180°)	85	78	73

以上分析结果印证了翼型噪声是由湍流边界层与翼型后缘相互作用而产生的,其中 θ 值在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 间,其观测点处的声压具有很强的指向性,与文献[16]的结果相符。同时得出改型后的翼型噪声比原型有所降低,尤其是钝尾缘翼型。

4 结 语

通过 Fluent 软件平台分别对 NACA4412 翼型、

加装 2%弦长的 NACA4412 Gurney 襟翼以及对应尾缘厚度为 2%弦长的钝尾缘翼型进行了气动性能与气动声学的数值计算,得出几点结论:

(1) 在同一流速(相同的雷诺数)不同的攻角情况下,加装 2%弦长的 Gurney 襟翼以及对应的钝尾缘翼型的升力系数和升阻比均比其原型翼型有明显的升高,在升力系数增大的同时,阻力系数也有少量增大,失速后其增大幅值变大,钝尾缘翼型其性能更优越。

(2) 改型后的两种翼型的升力系数有明显提高,同时推迟了原有失速攻角出现的失速现象。

(3) 改型后的两种翼型的吸力面气流有强烈的下洗作用,改善了翼型吸力面和压力面的压力分布,提高了翼型的升力。

(4) 根据翼型噪声产生机理及利用在时间域上积分的方式,采用 Lighthill 声比拟理论和 FW-H 方法对翼型进行了气动声学的频谱特性分析,得到改型后的两种翼型其声级比原型翼型有所降低,尤其是钝尾缘翼型,其声级降低幅值较大,进一步证明了翼型改型的必要性,为风力机高气动性能低噪声设计提供了一定的理论指导。

参 考 文 献:

- [1] 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): 106-109. (YANG Rui, LI Ren-nian, ZHANG Shi-ang, et al. Computational analyses on aerodynamic characteristics of flatback wind turbine airfoils[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2010, 46(2): 106-109.)
- [2] 李秋悦, 申振华. 翼型进行钝尾缘修改后气动性能数值研究[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2007, 24(1): 1-5. (LI Qiu-yue, SHEN Zhen-hua. A numerical study of aerodynamic characteristics of modified aerofoil with a blunt trailing edge[J]. *Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering*, 2007, 24(1): 1-5.)
- [3] 江学忠, 叶枝全, 叶大均. 二维叶片襟翼增升的试验研究[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(2): 170-174. (JIANG Xue-zhong, YE Zhi-quan, YE Da-jun. Experiment research on the lift enhancement of an airfoil using trailing edge flaps[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1998, 19(2): 170-174.)
- [4] 申振华, 于国亮. Gurney 襟翼对水平轴风力机性能影响的实验研究[J]. 太阳能学报, 2007, 28(2): 196-199. (SHEN Zhen-hua, YU Guo-liang. Experimental investigation of effect gurney flap on performance of horizontal-axis wind turbine[J]. *Acta Energiae Solaris Sinica*, 2007, 28(2): 196-199.)
- [5] 张磊, 杨科, 赵晓路, 等. 不同尾缘改型方式对风力机钝尾缘翼型气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(5): 773-776. (ZHANG Lei, YANG Ke, ZHAO Xiao-lu, et al. Aerodynamic influence of different trailing-edge changing methods to the blunt trailing-edge airfoil[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2009, 30(5): 773-776.)
- [6] 申振华, 于国亮, 申鸿焯, 等. 增大叶片弯度提高风力机性能的实验研究[J]. 太阳能学报, 2007, 28(8): 830-833. (SHEN Zhen-hua, YU Guo-liang, SHEN Hong-ye. The experimental study of enhancement of wind turbine performance by increasing blade camber[J]. *Acta Energiae Solaris Sinica*, 2007, 28(8): 830-833.)
- [7] BAKER J P, MAYDA E A, Van DAM C P. Experimental analysis of thick blunt trailing-edge wind turbine airfoils[J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2006, 128: 422-431.
- [8] STANDISH K J, Van DAM C P. Aerodynamic analysis of blunt trailing edge airfoils[J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2003, 125: 479-487.
- [9] ABBOTT I H, VON DOENHOFF A E, LOUIS S. STIVERS, Jr. National advisory committee for aeronautics(Summary of airfoil data report NO. 824)[R]. Langley Memorial Aeronautical Laboratory Langley Field, Va. 1945: 4-17.
- [10] 李仁年, 李银然, 王秀勇, 等. 风力机翼型的气动模型及数值计算[J]. 兰州理工大学学报, 2010, 36(3): 65-68. (LI Ren-nian, LI Yin-ran, WANG Xiu-yong, et al. Aerodynamic model of airfoil for wind turbine and its numeric computation[J]. *Journal of Lanzhou University of Technology*, 2010, 36(3): 65-68.)
- [11] 陈钱, 白鹏, 尹维龙, 等. 可连续光滑偏转后缘的变弯度翼型气动特性分析[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(1): 46-52. (CHEN Qian, BAI Peng, YING Wei-long, et al. Analysis on the aerodynamic characteristic of variable camber airfoils with continuous smooth morphing trailing edge[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(1): 46-52.)
- [12] 周作元, 李荣光. 温度与流体参数测量基础[M]. 北京: 清华大学出版社, 1986: 256-258. (ZHOU Zuo-yuan, LI Rong-guang. Basis of temperature measurement and fluid parameters[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1986: 256-258.)
- [13] KIM T, LEE S, KIM H, et al. Design of low noise airfoil with high aerodynamic performance for use on small wind turbines [J]. *Technological Sciences*, 2010, 53(1): 75-79.
- [14] ROJRATSIRIKUL P, WANG Z, GURSUL I. Unsteady fluid-structure interactions of membrane airfoils at low Reynolds numbers[J]. *Exp. Fluids*, 2009, 46: 859-872.
- [15] 李林凌, 黄其柏. 风机叶片噪声模型研究[J]. 机械工程学报, 2004, 40(7): 114-118. (LI Lin-ling, HUANG Qi-bai. Research on model of fan blades noise[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2004, 40(7): 114-114.)
- [16] 段广战, 陈平剑. 基于 CFD 的直升机旋翼噪声计算[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 314-319. (DUAN Guang-zhan, CHEN Ping-jian. Research of helicopter rotor aeroacoustic noise based on CFD techniques[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2009, 27(3): 314-319.)

Research on the effect of trail-edge improvement on airfoils performance for wind turbine

LI Ren-nian¹, YUAN Shang-ke^{1,2}, ZHAO Zi-qin²

(1. School of Energy and Power Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;

2. Architectural Engineering Department, Lanzhou Institute of Technology, Lanzhou 730050, China)

Abstract: A numerical simulation was used for researching the aerodynamic characteristics of wind turbine including NACA4412 airfoil, a modified NACA 4412 airfoil with a Gurney flap of 2% chord height and another modified NACA 4412 airfoil with a blunt of 2% chord thickness. It used the SIMPLE algorithm of finite element method to compute and analysis with coming wind speed was 9.5m/s and the attack angle from 0 to 25 degrees. Aerodynamic characteristic computational results showed that a strong downwash effect was produced by the modified airfoil with the blunt trailing edge, which changed the pressure distribution on the pressure and suction surface significantly. Therefore compared with the original NACA 4412 aerofoil, the lift and lift-drag ratio of the modified NACA 4412 airfoil was enhanced remarkably and the stall attack angle was increased. It had a spectrum analysis by noise mechanism of airfoils and the frequency spectrum of the noise signal, and the aerodynamic noise calculate results indicated that there existed highly directional radiation of the airfoils and the modified airfoils were reduced remarkably. It provided a reliable theory for low noise optimal design and noise prediction of wind turbine.

Key words: airfoil; Gurney flap; numerical calculate; aerodynamic performance; aerodynamic noise

(上接第 645 页)

snow concentration in saltation layer, which are obtained from the computational test, are compared with those calculated through empirical formula to determine the value of this undetermined coefficient. Snow drifting in open area is simulated using the two-equation model method, and the results are compared with results from the field tests. The comparisons show that the simulation results from the two-equation model method agree with them, which indicates that the present method can reproduce the important characteristics of wind-induced snow drifting movement. The mass concentrations in saltation layer obtained from two-equation model method are consistent with those from the field tests, whereas the results of mass concentrations in suspension layer are higher when compared with data from the field tests. The total mass transport rate still falls within the range of the field tests' results.

Key words: wind-induced snow drifting; two-equation model; snow mass concentration; mass transport rate