

文章编号: 0258-1825(2013)02-0266-07

风力机翼型气动噪声非线性声学计算

余雷, 宋文萍

(西北工业大学 翼型/叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘要:采用非线性计算气动声学方法和基于雷诺平均 NS 方程的计算流体力学方法对常规尖后缘风力机翼型及其修型后的钝后缘翼型的气动噪声进行了计算。首先,对两种方法得到的翼型气动性能及翼型绕流流动进行了对比,结果表明非线性方法提供的湍流相关信息比基于雷诺平均 NS 方程的计算方法更加详细。然后,将声学计算结果与相关声学实验进行了对比,非线性方法对两种翼型气动噪声的预测结果与实验结果吻合良好,而基于雷诺平均 NS 的计算方法则明显低估了尖后缘风力机翼型的气动噪声。最后,对两种翼型不同的噪声产生机理进行了分析,并讨论了两种计算方法不同的数值模拟能力。

关键词:气动噪声计算;非线性声学求解;湍流人工重构;风力机翼型

中图分类号:TK83 **文献标识码:**A

0 引言

随着风能利用的不断深入,在过去的30年中,系列风力机的直径和额定功率一直在快速增加。如直径126m,功率5000kW的风力机现已投入运行。直径的增加使风力机叶片内侧对结构强度的要求越来越高,研究表明^[1],增加叶片翼型截面厚度,即采用大厚度翼型,是提高结构效率、降低叶片重量的关键技术之一。但常规厚翼型气动性能较低,尤其是对翼型表面污染特别敏感,不能直接应用于大型风力机叶片。为了提高厚翼型气动性能,近年来出现了一种以后缘钝化为特征的平底后缘翼型(flatback airfoil),又称为钝后缘翼型(blunt trailing edge airfoil)。该翼型在结构和气动两方面都具有很大的优势^[2-4]:在结构方面,增加了叶片截面面积和惯性矩,具有更高的抗弯和抗扭能力;在气动方面,具有更高的升力系数和升力线斜率,其最大升力系数对于前缘具有更低的粗糙敏感度。

美国 Sandia 国家实验室在始于2002年的风力机叶片先进翼型研究中使用了这类翼型,他们发现平底后缘翼型在解决结构和气动之间矛盾的同时会引起阻力和气动噪声的增加。阻力增加是由于尾流区附近产生定常或非定常的低压流动^[5],不过其影响并

不严重,而且可由增大的升力补偿;但噪声水平的增加会对风电场周围的生态环境造成严重的噪声污染。声学实验表明^[6-7],叶片内侧平底后缘翼型产生的气动噪声主要是由涡脱落产生的低频(50Hz~200Hz)、单音噪声,相比于叶尖附近产生的较高频率的宽频噪声,这种噪声更令人感到烦扰。为了限制噪声水平,可能会使风力机叶片不能在最佳状态下运行,从而导致风力机性能和叶片气动效率的降低。因此,气动噪声问题成为平底后缘翼型在大型风力机叶片上应用的关键问题之一。针对这一问题,国外进行了大量的实验测量和数值计算工作,国内对这类翼型的研究较少,而且主要对气动特性展开研究,其气动噪声问题尚未受到足够的重视。

近年来气动噪声在许多领域都逐渐成为热点问题,计算气动声学(Computational Aeroacoustics, CAA)也从计算流体力学中发展成为一门独立的学科,但还没达到计算流体力学当前已能够应用于工业设计的成熟水平。由于声学变量(如声压)量级很小,通常需要采用大涡模拟(Large-Eddy Simulation, LES)对流动中的重要尺度扰动进行求解才能得到精确的计算结果^[8],但 LES 对空间和时间分辨率要求较高,需要足够的计算资源才能完成。对于某些问题,即使采用混合 LES 方法,计算资源也是不够的。

* 收稿日期:2012-02-11; 修订日期:2012-05-18

基金项目:国家高技术研究发展计划(863计划)项目资助(No. 2012AA051301)

作者简介:余雷(1984-),男,博士研究生,主要从事气动噪声预测和翼型优化设计研究。E-mail: yulei200508@163.com

本文采用 Batten^[9-10]发展的通用非线性声学求解器 (Non-Linear Acoustics Solver, NLAS) 结合雷诺平均 NS(Reynold Averged Navier-Stokes, RANS) 方程的计算结果, 对平底后缘翼型近场气动噪声进行直接数值计算研究, 并和相关实验结果进行了对比分析。结果表明, 这种方法只需较少的计算资源即可得到足够精确的近场声学计算结果。

1 计算方法

1.1 非线性声学计算方法

CAA 将声学计算域分为近场和远场两部分: 在声学远场, 流动是均匀的, 声波传播是线性的, 可采用积分方法如声类比等结合流动近场 CFD 计算结果精确求得此处观测点声学信息; 在声学近场, 由于固体表面存在引起的湍流流动、声波反射和折射等现象, 声波传播具有明显的非线性特征, 需要采用非线性方法进行声学求解。尽管由 CFD 计算结果可以直接得到近场声学信息, 但如前所述, 精确的声学结果仍需要足够的计算资源。Batten 在 2002 年提出 NLAS 方法^[9]求解近场非线性声学问题, 这种方法可以在点数较少的声学网格上执行, 大大降低了 CAA 对计算资源的需求。

NLAS 方程由 NS 方程推导得到, 没有任何简化假设, 保留了原方程所有的项。与波动传播方程和线性化欧拉方程相比, 这是一个比较突出的优点。将 NS 方程中的每个原始变量分解为统计平均变量与随机扰动变量, 即 $\phi = \bar{\phi} + \phi'$ 。将其带入 NS 方程, 对扰动量和平均量重组, 得到扰动方程组, 即 NLAS 方程:

$$\frac{\partial \bar{Q}'}{\partial t} + \frac{\partial \bar{F}_i'}{\partial x_i} - \frac{\partial (\bar{F}_i^v)'}{\partial x_i} = - \frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} - \frac{\partial \bar{F}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{F}_i^v}{\partial x_i} \quad (1)$$

其中,

$$\bar{Q} = \begin{bmatrix} \bar{\rho} \\ \bar{\rho} \bar{u}_j \\ \bar{e} \end{bmatrix}, \quad \bar{F}_i = \begin{bmatrix} \bar{\rho} \bar{u}_i \\ \bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \bar{p} \delta_{ij} \\ \bar{u}_i (\bar{e} + \bar{p}) \end{bmatrix},$$

$$\bar{F}_i^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{\tau}_{ij} \\ -\bar{\theta}_i + \bar{u}_k \bar{\tau}_{ki} \end{bmatrix},$$

$$\bar{Q}' = \begin{bmatrix} \rho' \\ \bar{\rho} \bar{u}_j + \rho' \bar{u}_j + \rho' u_j' \\ e' \end{bmatrix},$$

$$(\bar{F}_i^v)'' = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij}' \\ -\theta_i' + u_k' \tau_{ki}' + \bar{u}_k \tau_{ki}' \end{bmatrix},$$

$$F_i' = \begin{bmatrix} \bar{\rho} \bar{u}_i' + \rho' \bar{u}_i \\ \bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \rho' \bar{u}_i \bar{u}_j + \rho' \bar{u}_i u_j' + \rho' u_i' \bar{u}_j \\ u_i' (\bar{e} + \bar{p}) + \bar{u}_i (e' + p') \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \rho' u_i' \\ \bar{\rho} \bar{u}_i u_j' + \rho' \bar{u}_i \bar{u}_j + \rho' \bar{u}_i u_j' + \rho' u_i' u_j' \\ u_i' (e' + p') \end{bmatrix}$$

忽略密度扰动并对方程两边进行时间平均, 可消去密度扰动相关项和线性扰动通量项, 得:

$$\overline{LHS} = \overline{RHS} = \frac{\partial R_i}{\partial x_i} \quad (2)$$

其中,

$$R_i = \begin{bmatrix} 0 \\ -\overline{\rho' u_i' u_j'} \\ c_p \overline{\rho T' u_i'} + \overline{\rho' u_i' u_k \bar{u}_k} + \frac{1}{2} \overline{\rho' u_i' u_k u_i'} + \overline{u_k' \tau_{ki}'} \end{bmatrix}$$

可以看出, 上式对应标准的雷诺应力张量和热通量。现在要求得这些未知项的值, 通常可在求解扰动方程之前通过 RANS 计算方法获取; 而未求解尺度(短波长)的影响则可通过湍流的人工重构方法求得。在求出统计平均变量之后, 即可采用方程(1)进行时间相关计算求得随机扰动量。

1.2 湍流人工重构

湍流人工重构是指在常规 RANS 方法得到湍流统计结果的基础上产生扰动速度场。在 LES 和声学相关领域, 湍流人工重构可以显著降低计算成本。Kraichnan 在 1970 年对人工湍流重构给出了较为详细的说明^[11], 提出用 Fourier 模式叠加描述时间空间关系, 不过该方法只能用于静止各向同性湍流。2001 年, Smirnov 等提出基于雷诺应力张量相似变换的张量尺度概念^[12], 将 Kraichnan 方法成功应用于各向异性湍流, 这是时间平均剪切应力重构必不可少的性质。在此基础上, Batten 等对张量尺度进行了简化处理, 避免了计算相似变换的过程, 其湍流扰动速度可写为:

$$u_i(x_j, t) = a_k \sqrt{\frac{2}{N}} \sum_{n=1}^N [p_k^n \cos(\hat{d}_j^n \hat{x}_j + \omega^n \hat{t}) + q_k^n \sin(\hat{d}_j^n \hat{x}_j + \omega^n \hat{t})] \quad (3)$$

$$\hat{x}_j = 2\pi x_j / L, \quad \hat{t} = 2\pi t / \tau, \quad \hat{d}_j^n = d_j^n \frac{V}{c^n}, \quad V = L / \tau,$$

$$c^n = \sqrt{\frac{3}{2} \overline{u_i' u_m' d_i^n d_m^n / d_k^n d_k^n}}, \quad p_i^n = \epsilon_{ijk} \eta_j^n d_k^n,$$

$$q_i^n = \epsilon_{ijk} \xi_j^n d_k^n, \quad \eta_i^n, \xi_i^n = N(0, 1),$$

$$\omega^n = N(1, 1), \quad d_i^n = N(0, 1/2)$$

其中, L 和 τ 分别为湍流的长度和时间尺度, ϵ_{ijk} 为向量积运算的置换张量, $N(\alpha, \beta)$ 是平均值为 α , 标准偏差为 β 的高斯正态分布函数。 a_{ij} 是当地雷诺应力张量的 Cholesky 分解, 对于对称、正定的雷诺应力张量 $\overline{u_i u_j}$, a_{ij} 为:

$$a_{ij} = \begin{pmatrix} \sqrt{\overline{u_1 u_1}} & 0 & 0 \\ \overline{u_1 u_2} / a_{11} & \sqrt{\overline{u_2 u_2} - a_{21}^2} & 0 \\ \overline{u_1 u_3} / a_{11} & (\overline{u_2 u_3} - a_{21} a_{31}) / a_{22} & \sqrt{\overline{u_3 u_3} - a_{31}^2 - a_{32}^2} \end{pmatrix} \quad (4)$$

2 计算过程

为了说明 NLAS 方法计算近场气动噪声的能力, 以文献[7]中的 DU97-W-300 和 DU97-flatback 翼型为例, 根据其实验状态展开非定常 RANS 和 NLAS 的直接声学计算。DU97-flatback 翼型后缘厚度 10%, 以后缘厚度为 1.7% 的风力机专用翼型 DU97-W-300 为基础, 沿中弧线在最大厚度至后缘之间对称增加翼型厚度得到, 如图 1 所示。针对这两种翼型的外形特征和翼型绕流流动特征, 生成了 C-H-O 多块网格, 如图 2 所示。本文的计算过程如图 3 所示, 首先采用较密的网格进行定常 RANS 计算, 然后在此基础上分别进行非定常 RANS 计算和采用较稀网格的 NLAS 方法计算, 直接求解得到近场声学结果。

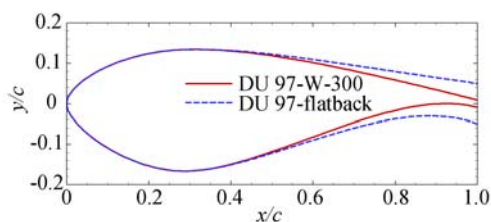


图 1 DU 97-W-300 和 DU 97-flatback 翼型
Fig. 1 Airfoil DU97-W-300 and DU97-flatback

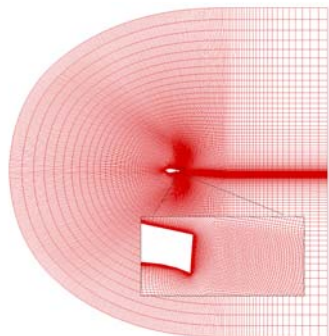


图 2 平底后缘翼型 C-H-O 多块网格
Fig. 2 Three block C-H-O grids of flatback airfoil

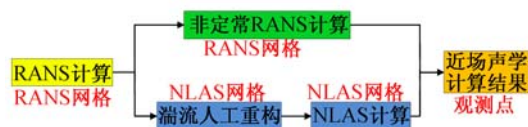


图 3 求解风力机翼型近场气动噪声的计算过程
Fig. 3 Numerical procedures to predict near field noise of wind turbine airfoils

2.1 定常 RANS 方程求解

求解 NLAS 方程之前需要计算当地雷诺应力张量和热通量的统计平均值, 因此首先进行平底后缘翼型绕流的定常 RANS 计算。根据实验状态, 基于弦长的雷诺数取为 3.0×10^6 , 迎角为 4° 。控制方程为可压缩雷诺平均 NS 方程, 湍流模型为 $k-\epsilon$ 模型, 针对低马赫数流动采用了预处理技术。计算网格为图 2 所示的二维网格沿展向等间距扩展生成的三维网格, 沿法向第一层网格距物面 5.0×10^{-6} 倍弦长, 保证物面各处 $y^+ < 1$ 。翼型表面为无滑移壁面边界条件; 展向两端为对称边界条件; 远场距物面约 20 倍弦长, 法向最外面的三层网格单元为阻尼边界, 模拟无限远边界条件, 抑制声波在远场边界上的反射。三维网格共包含大约 90 万个六面体单元, 采用多重网格技术加速 RANS 方程求解收敛过程, 迭代约 320 步后残值下降 5 个量级, 即可视为收敛, 得出所需统计平均结果。

2.2 非定常 RANS 方程求解

在定常 RANS 计算的基础上, 引入双时间迭代进行非定常 RANS 计算。计算状态和计算网格与定常计算相同, 空间离散采用耦合 TVD 限制器的二阶迎风格式, 时间离散采用二阶隐式格式, 时间步长 $\Delta t = 0.0001\text{s}$ 。推进到 5000 步到 0.5s 之后, 开始记录翼型的气动特性和观测点处的压力脉动, 继续推进 5000 步到 1.0s, 非定常 RANS 计算结束。

2.3 NLAS 方程求解

求解 NLAS 方程所用的计算网格与 RANS 求解所用网格的拓扑结构相同, 沿法向第一层网格距物面 1.0×10^{-4} 倍弦长, 远场距离物面约 5 倍弦长, 共包含大约 60 万个六面体单元。首先将定常 RANS 计算得到的统计平均结果插值到 NLAS 计算网格上, 再根据这一统计平均结果对湍流进行人工重构, 空间和时间离散格式与 RANS 计算相同, 时间步长 $\Delta t = 0.0001\text{s}$, 记录了 0.5s 到 1.0s 之间的翼型气动特性和观测点处的压力脉动。

3 计算结果与分析

3.1 气动计算结果与分析

定常 RANS、非定常 RANS 和 NLAS 方法计算得到翼型 DU97-W-300 和 DU-flatback 的升力系数、阻力系数和力矩系数如表 1 所示,其中非定常 RANS 和 NLAS 计算得到的力系数为 0.5s 至 1.0s 之间的时间平均值。可以看出,对于 DU97-W-300 翼型,定常 RANS 和非定常 RANS 的计算结果比较接近,而对于 DU97-flatback 翼型,非定常 RANS 得到的力系数数值大于定常 RANS 的计算结果;对于这两种翼型,NLAS 得到的力系数数值都比 RANS 计算结果大。图 4 和图 5 展示的瞬时压力系数等值线图可以在一定程度上解释这一结果:三种方法计算结果的主要差异在于后缘附近的流动,对于 DU97-W-300 翼型,定常 RANS 和非定常 RANS 的结果基本一致,而 NLAS

得到的结果则可以观察到明显的涡脱落现象;对于 DU97-flatback 翼型,非定常 RANS 和 NLAS 得到的结果都可以观察到明显的涡脱落现象,非定常 RANS 展示的脱落涡是流动中特征尺度最大的涡,NLAS 则捕捉到了尺度更加细小的脱落涡。

表 1 翼型 DU97-W-300 和 DU97-flatback 的升力系数、阻力系数和力矩系数计算结果

Table 1 Aerodynamic lift, drag and moment coefficients of DU97-W-300 and DU97-flatback airfoils

算例	DU97-W-300 翼型			DU97-flatback 翼型		
	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
定常 RANS	0.7637	0.01833	-0.1157	0.8265	0.03289	-0.1363
非定常 RANS	0.7660	0.01826	-0.1160	0.8641	0.06390	-0.1483
NLAS	0.8298	0.02029	-0.1302	0.9180	0.07901	-0.1601
实验结果 ^[13]	0.808	0.0112	-0.117	0.833	0.0598	-0.164

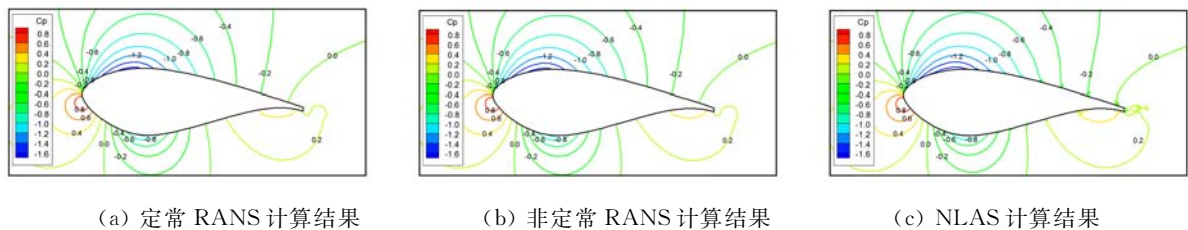


图 4 翼型 DU97-W-300 周围的瞬时压力系数等值线图

Fig. 4 Instantaneous pressure coefficient contours around DU97-W-300 airfoil

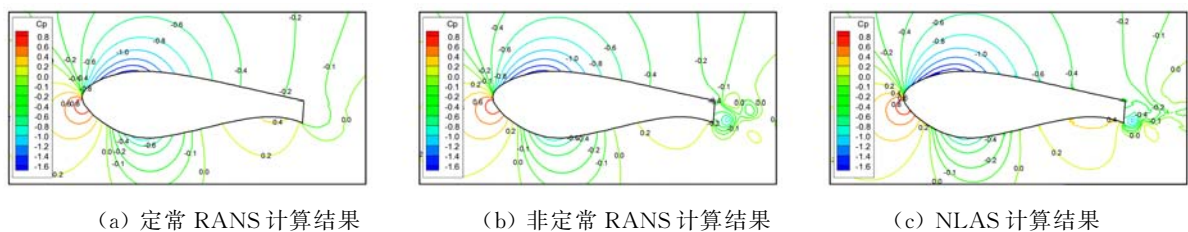


图 5 翼型 DU97-flatback 周围的瞬时压力系数等值线图

Fig. 5 Instantaneous pressure coefficient contours around DU97-flatback airfoil

图 6 至图 9 展示了两翼型附近非定常 RANS 和 NLAS 方法得到的涡量三个分量的瞬时等值面,所有等值面上涡量分量的值都为 $50s^{-1}$ 。图 6 和图 8 所示非定常 RANS 方法得到的等值面比较简单、平滑,而图 7 和图 9 所示 NLAS 方法得到的等值面则更为复杂。例如,图 7(a)和图 9(a)可以观察到沿流线方向的马蹄涡。这些图形再一次说明了非定常 RANS 方法能够模拟流动中最主要的特征(如图 8(c)所示的涡脱落现象),而 NLAS 方法不仅能够模拟流动中的主要特征,还能模拟尺度更为细小的流动结构。

3.2 气动噪声计算结果与分析

声压观测点位于翼型后缘正上方 3.04m 处,记录了 0.5s 至 1.0s 内的声压信号,通过快速 Fourier 变换由时域转换到频域进行噪声的谱分析。图 10 和图 11 给出了 NLAS 和非定常 RANS 方法计算两翼型观测点处噪声信号的 0~500Hz 窄带声压级谱,并与相应的实验结果^[7]进行了对比。可以看出,对于 DU97-flatback 翼型,两种方法的计算结果都与实验结果较为吻合,对于 DU97-W-300 翼型,只有 NLAS 方法给出了较为合理的计算结果,非定常 RANS 方

法的计算结果比实验值明显偏低。这是由于两翼型气动噪声产生机理的不同以及两种计算方法不同的数值模拟能力所致。对于后缘较尖的 DU97-W-300 翼型, 气动噪声是由边界层内的湍流涡流经翼型后缘引起的声波散射产生的, 声压级较小, 没有明显的主频峰值。对于后缘厚度较大的 DU97-flatback 翼型,

气动噪声主要是由钝后缘引起的涡脱落现象产生的离散单音, 声压级较大, 有明显的主频峰值。因此, 非定常 RANS 方法能够计算流动中最大特征尺度产生的噪声, 而 NLAS 方法还能准确计算流动中与湍流密切相关的气动噪声。

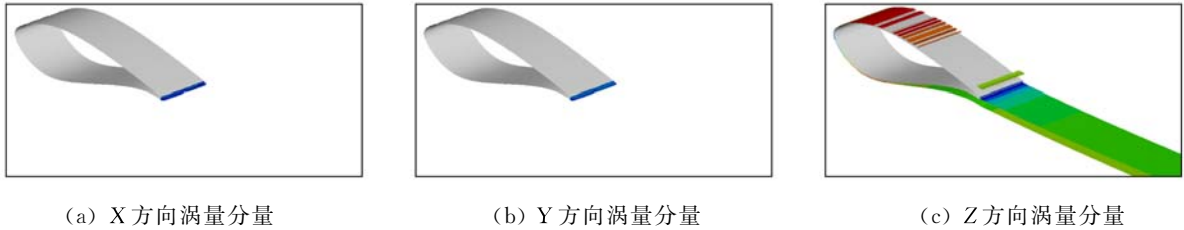


图 6 翼型 DU97-W-300 附近非定常 RANS 方法得到的涡量分量瞬时等值面 (颜色代表流向速度)

Fig. 6 Isosurfaces of instantaneous vorticity components from URANS solution around DU97-W-300 airfoil, shaded with streamwise velocity

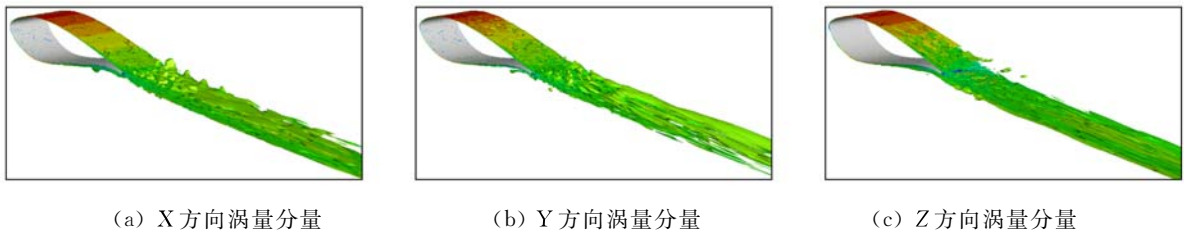


图 7 翼型 DU97-W-300 附近 NLAS 方法得到的涡量分量瞬时等值面 (颜色代表流向速度)

Fig. 7 Isosurfaces of instantaneous vorticity components from NLAS solution around DU97-W-300 airfoil, shaded with streamwise velocity

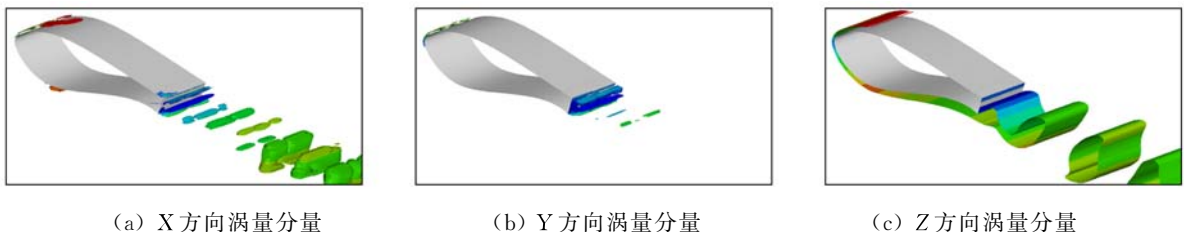


图 8 翼型 DU97-flatback 附近非定常 RANS 方法得到的涡量分量瞬时等值面 (颜色代表流向速度)

Fig. 8 Isosurfaces of instantaneous vorticity components from URANS solution around DU97-flatback airfoil, shaded with streamwise velocity

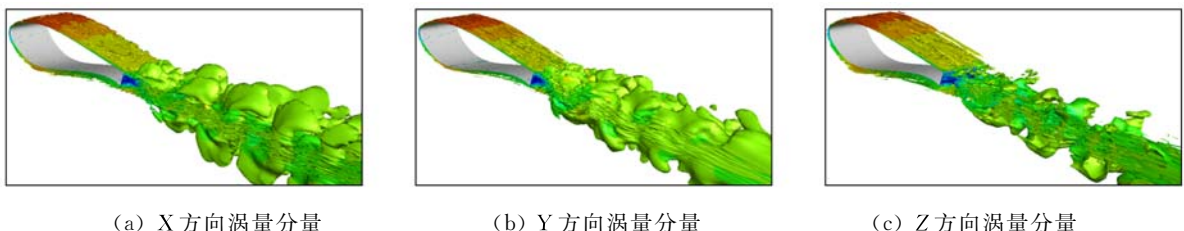


图 9 翼型 DU97-flatback 附近 NLAS 方法得到的涡量分量瞬时等值面 (颜色代表流向速度)

Fig. 9 Isosurfaces of instantaneous vorticity components from NLAS solution around DU97-flatback airfoil, shaded with streamwise velocity

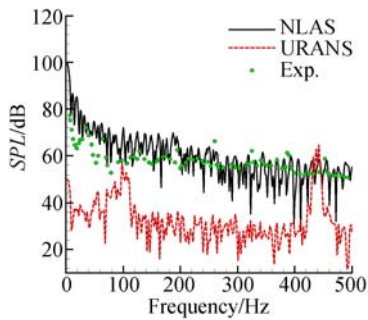


图 10 DU97-W-300 翼型的窄带声压级谱
Fig. 10 Narrow-band sound pressure level spectra for DU97-W-300 airfoil

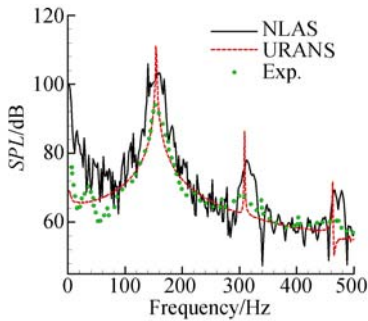


图 11 DU97-flatback 翼型的窄带声压级谱
Fig. 11 Narrow-band sound pressure level spectra for DU97-flatback airfoil

4 结 论

本文分别采用了非定常 RANS 方法和 NLAS 方法对尖后缘和钝后缘风力机翼型的气动噪声进行了直接计算。对于钝后缘风力机翼型,两种方法都得到了较为合理的计算结果,对于尖后缘风力机翼型,只有 NLAS 方法得到的计算结果较为合理。作为一种混合 RANS/LES 方法,NLAS 方法比 RANS 方法提供了更多的湍流信息,展示出对湍流相关噪声和离散单音的计算能力,并且 NLAS 方法对网格的要求较低,对计算资源的需求比传统的 LES 方法大大降低,因此,本文采用的 NLAS 方法是风力机翼型气动声学设计中气动噪声预测方法的较好选择。

参 考 文 献:

[1] Van DAM C P, MAYDA E, CHAO D D, et al. Innovative structural and aerodynamic design approaches for large

- wind turbine blades[R]. AIAA-2005-973, 2005.
- [2] STANDISH K J, VAN DAM C P. Aerodynamic analysis of blunt trailing edge airfoils[J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2003, 125(4): 479-487.
- [3] CHEN X, AGARWAL R. Optimization of flatback airfoils for wind turbine blades using a genetic algorithm with an artificial neural network[R]. AIAA-2010-1423, 2010.
- [4] DOOSTTALAB M, FROMMANN O. Effects of the design parameters on the multidisciplinary optimization of flatback airfoils for large wind turbine blades [R]. AIAA-2010-9096, 2010.
- [5] Van DAM C P, KAHN D L, BERG D E. Trailing edge modifications for flatback airfoils [R]. SAND2008-1781, Sandia National Laboratories, Albuquerque, NM, 2008.
- [6] BERG D E, ZAYAS J R. Aerodynamic and aeroacoustic properties of flatback airfoils [R]. AIAA-2008-1455, 2008.
- [7] BARONE M F, BERG D. Aerodynamic and aeroacoustic properties of a flatback airfoil; an update [R]. AIAA-2009-271, 2009.
- [8] WANG M, FREUND J B, LELE S K. Computational prediction of flow-generated sound[J]. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 2006, 38: 483-512.
- [9] BATTEN P, GOLDBERG U, CHAKRAVARTHY S. Reconstructed sub-grid methods for acoustics predictions at all Reynolds numbers[R]. AIAA-2002-2511, 2002.
- [10] BATTEN P, RIBALDONE E, CASELLA M, et al. Towards a generalized non-linear acoustics solver[R]. AIAA-2004-3001, 2004.
- [11] KRAICHNAN R H. Diffusion by a random velocity field[J]. *Physics of Fluids*, 1970, 13: 22.
- [12] SMIRNOV A, SHI S, CELIK I. Random flow generation technique for large eddy simulations and particle-dynamics modeling[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2001, 123(2): 359-371.
- [13] BERG D E, BARONE M. Aerodynamic and aeroacoustic properties of a flatback airfoil (Will it rumble or whisper?) [C]//WINDPOWER 2008. Houston, TX: 2008.

Aerodynamic noise prediction for wind turbine airfoils using non-linear acoustics solvers

YU Lei, SONG Wen-ping

*(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shanxi 710072, China)*

Abstract: The aerodynamic noise of a conventional sharp trailing edge wind turbine airfoil and its flatback version has been predicted using a non-linear computational aeroacoustics method and a traditional Reynold averaged Navier-Stokes (RANS) computational fluid dynamics method in this paper. The flow structure obtained from the two methods is observed and compared, indicating that the non-linear method can provide much more detailed turbulence informations than the traditional RANS method. Compared with the aeroacoustics experimental data, results from the non-linear method show good agreement for both airfoils, while the other method gives an obvious underestimate for the sharp trailing edge airfoil. Finally, different noise generation mechanisms of the two airfoils are analyzed and different simulation capabilities of the two methods are discussed.

Key words: aerodynamic noise; non-linear acoustics solvers; synthetic reconstruction of turbulence; wind turbine airfoils