

DOI: 10.3901/JME.2011.14.134

风力机翼型气动噪声优化设计研究*

刘 雄¹ 罗文博¹ 陈 严¹ 叶枝全¹ 周鹏展²

(1. 汕头大学工学院 汕头 515063;

2. 长沙理工大学能源高效清洁利用湖南省高校重点实验室 长沙 410114)

摘要: 为获得高升阻比、低噪声水平的风力机翼型, 将气动噪声引入到风力机专用翼型的设计中。为评价翼型气动噪声水平, 对翼型自身噪声进行讨论和研究, 应用 NASA 基于大量试验而得到的翼型自身噪声模型进行建模。采用型函数扰动法对翼型廓线进行表示, 以翼型自身噪声水平作为优化目标, 将气动特性作为性能约束, 建立翼型的优化设计模型。设计过程中, 采用 XFOIL 获取翼型边界层参数, 及对翼型的气动性能进行评价。将流场求解程序和直接优化方法相结合, 采用复合形法进行搜索寻优, 用 Matlab 编制优化程序。以 NACA 4415 作为原始翼型进行优化设计, 得到一种具有高气动性能、低噪声水平的风力机专用翼型。

关键词: 翼型 噪声水平 气动性能 优化设计

中图分类号: TK83

Research on the Aerodynamic Noise Optimization of Wind Turbine Airfoil

LIU Xiong¹ LUO Wenbo¹ CHEN Yan¹ YE Zhiquan¹ ZHOU Pengzhan²

(1. College of Engineering, Shantou University, Shantou 515063;

2. Key Laboratory of Efficient & Clean Energy Utilization, College of Hunan Province, Changsha University of Science and Technology, Changsha 410114)

Abstract: In order to obtain wind turbine airfoils with high lift-to-drag ratio and low noise level, the aerodynamic noise is introduced into the wind turbine airfoil design process. To evaluate the airfoil aerodynamic noise level, the airfoil self-noise model is studied and the NASA self-noise model based on extensive experiments is applied to modeling the airfoil aerodynamic noise. With the airfoil profile described by using shape function perturbation method, taking the aerodynamic performance as a constraint, a noise optimization method is set up with the objective to satisfy the lowest self-noise level. In the design process, XFOIL is used to get the boundary layer parameters and evaluate the airfoil aerodynamic performance. By combining the flow field solver and the direct optimization method, and using the complex method to carry out the search iterations, a Matlab based optimization program is developed. By taking NACA 4415 as the original airfoil and applying the developed program, an airfoil with high aerodynamic performance and low noise level is obtained.

Key words: Airfoil Noise level Aerodynamic performance Optimum design

0 前言

叶片作为风力机的关键部件, 由不同的翼型截面构成, 直接关系到风力机各方面的使用性能, 所以对风力机翼型的设计就尤为重要。在早期的翼型设计中, 设计者主要考虑的是如何优化翼型的气动

性能, 尽可能提高风力机的捕风效率^[1-2]。而随着现代风力机的发展, 对翼型综合性能的要求越来越高, 对翼型的优化设计也从单一追求气动性能向多目标优化转变^[3]。

风力机在工作的时候会产生相当大的噪声, 对周边生态环境造成破坏^[4]。相关研究表明, 由叶片产生的气动噪声近似地与叶尖速度的 5 次方成正比, 所以风力机制造商通常把叶尖速度限制在 65 m/s 左右^[5]。优化风力机的噪声性能成为了行业发展的必然。20 世纪 80 年代以后, 预测风电场噪

* 国家自然科学基金(50706023)、广东省教育部产学研结合研究(2008B090500255)、广东省自然科学基金(06027186)和能源高效清洁利用湖南省高校重点实验室基金资助项目。20101123 收到初稿, 20110412 收到修改稿。

声和降低风力机噪声技术都取得了很大的进步，低噪声水平风力机也作为一个新概念被提了出来，国外一些学者对风力机气动噪声做了大量相关的工作，取得了一定的成果。风力机气动噪声主要包括湍流噪声和翼型自身噪声两类，大多数噪声主要预测方法都是以 Lighthill^[6]于 20 世纪 50 年代提出的声类比法作为理论基础，Williams 等^[7]拓展了此理论，并考虑了边界层对气动噪声的影响。在前人的理论上，AMIET^[8]对湍流噪声进行了研究，并提出了相关计算模型。而对于翼型自身气动噪声的研究，其中比较典型的是 Thomas 等^[9]基于大量风洞风场试验而得出的半经验 BPM 噪声模型。

本文采用 BPM 翼型自身噪声模型，提出了一种将气动性能和声学性能相耦合的翼型设计方法，针对常用的 NACA4415 翼型做了初步的算例。在考虑风力机翼型气动性能的同时，把噪声性能作为优化目标，将流场求解程序和直接优化方法相结合，得到具有高气动性能，低噪声水平的风力机专用翼型。

1 叶片翼型自身噪声

叶片与稳态来流相互作用形成边界层与尾流，由此造成的气流波动产生的噪声称为翼型自身噪声^[9]，是由空气动力本身造成的，即使在稳态、无湍流扰动的环境下也会产生。包括湍流边界层尾缘噪声，层流边界层脱落涡噪声，分离流噪声，钝尾缘噪声和叶尖涡噪声。叶尖涡噪声是由于叶尖的绕流而产生，相对其他噪声比例较小，而且只出现在整个叶片的叶尖处，对翼型设计本身影响不大，同时考虑大多数风力机工作在湍流条件下，所以本文暂对叶尖涡噪声和层流边界层脱落涡噪声不作计算。在原有 BPM 噪声模型中，边界层参数仅仅是雷诺数和攻角的函数，忽略了翼型形状对参数的影响，改用 XFOIL 直接对边界层参数进行求解，提高了计算模型的精确性^[10]。

1.1 湍流边界层尾缘噪声

这类噪声是由于湍流边界层与翼型尾缘相互作用而产生，如图 1 所示。特别是在高雷诺数的条件下，湍流边界层尾缘噪声对总体噪声水平贡献较

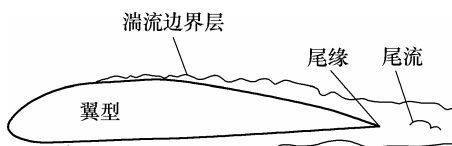


图 1 湍流边界层尾缘噪声

大，是风力机高频噪声的主要来源。吸力面和压力面均产生此类噪声，可表示为

$$S_{pp} = 10 \lg \left(\frac{\delta_p^* Ma^5 L \bar{D}}{r_e^2} \right) + A \left(\frac{St_p}{St_1} \right) + (K_1 - 3) + \Delta K_1 \tag{1}$$

$$S_{ps} = 10 \lg \left(\frac{\delta_s^* Ma^5 L \bar{D}}{r_e^2} \right) + A \left(\frac{St_s}{St_1} \right) + (K_1 - 3)$$

式中 S_{pp}, S_{ps} ——分别为压力面和吸力面湍流边界层尾缘噪声

δ_p^*, δ_s^* ——分别为压力面和吸力面尾缘边界层位移厚度

Ma, L, r_e, \bar{D} ——分别为马赫数、展向长度、测试距离和指向性函数

St_p, St_s, St_1 ——分别为压力面和吸力面基于边界层位移厚度的斯特劳哈尔数、经验斯特劳哈尔数

A ——谱形状函数

$K_1, \Delta K_1$ ——修正因子的经验常数

定义相应斯特劳哈尔数为

$$\begin{cases} Sr_p = \frac{f \delta_p^*}{u} \\ Sr_s = \frac{f \delta_s^*}{u} \\ Sr_1 = 0.02 Ma^{-0.6} \end{cases}$$

式中 f ——噪声频率

u ——来流风速

定义指向性函数为(图 2)

$$\bar{D} = \begin{cases} \frac{2 \sin^2(\theta_e / 2) \sin^2 \psi_e}{(1 + Ma \cos \theta_e)[1 + (Ma - Ma') \cos \theta_e]^2} & \alpha < 12.5^\circ \\ \frac{\sin^2 \theta_e \sin^2 \psi_e}{(1 + Ma \cos \theta_e)^4} & \alpha \geq 12.5^\circ \end{cases}$$

式中 θ_e ——极指向角

ψ_e ——方位指向角

Ma' ——对流马赫数 ($Ma' \approx 0.8Ma$)

α ——攻角

1.2 分离流噪声

随着攻角的增加，吸力面边界层湍流加剧，形成不稳定气流，在一定条件会脱离边界层形成分离流，由此而产生的噪声称为分离流噪声，如图 3 所示。

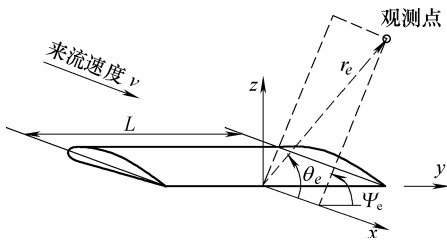


图 2 指向性函数

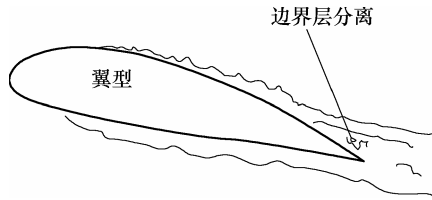


图 3 分离流噪声

经验公式类似于湍流边界层噪声，记为

$$S_{P\alpha} = 10 \lg \left(\frac{\delta_s^* Ma^5 L \bar{D}}{r_e^2} \right) + B \left(\frac{Sr_s}{Sr_2} \right) + K_2 \quad (2)$$

式中 $S_{P\alpha}$ ——分离流噪声

Sr_2, K_2, B ——分别为经验斯特劳哈尔数、修正因子经验常数、谱形状函数

定义相应斯特劳哈尔数为

$$Sr_2 = \begin{cases} Sr_1 & \alpha < 1.33^\circ \\ 10^{0.0054(\alpha-1.33)^2} Sr_1 & 1.33^\circ \leq \alpha \leq 12.5^\circ \\ 4.72 Sr_1 & \alpha > 12.5^\circ \end{cases}$$

1.3 钝尾缘噪声

这类噪声是由于钝尾缘引起的脱落涡所产生，如图 4 所示，噪声频率和幅度很大程度取决于翼型钝尾缘的几何尺寸(图 5)。当尾缘厚度远大于边界层厚度的时候，此类噪声对翼型自身总体噪声水平影响较大^[11]。这类噪声可通过锐化边缘来消除，噪声水平可记为

$$S_{Pblunt} = 10 \lg \left(\frac{h Ma^{5.5} L \bar{D}}{r_e^2} \right) + G_1 \left(\frac{h}{\delta_{avg}^*}, \psi \right) + G_2 \left(\frac{h}{\delta_{avg}^*}, \psi, \frac{Sr^m}{Sr_{peak}^m} \right) \quad (3)$$

式中 S_{Pblunt} ——钝尾缘噪声

h, ψ ——分别为钝尾缘厚度和尾缘角

$G_1(\bullet), G_2(\bullet)$ ——经验函数

δ_{avg}^* ——尾缘处压力边界层位移厚度和吸力边界层位移厚度的平均值

Sr^m ——基于尾缘厚度的斯特劳哈尔数

Sr_{peak}^m ——斯特劳哈尔数峰值

定义相应斯特劳哈尔数为

$$Sr^m = \frac{fh}{u}$$

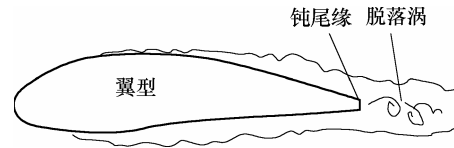


图 4 钝尾缘噪声

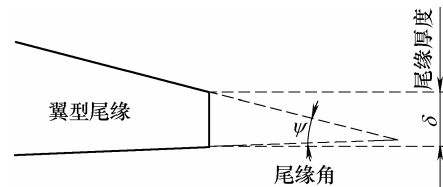


图 5 钝尾缘尺寸

1.4 总体噪声水平

以上对风力机翼型自身各类噪声进行了描述和计算，而对于工作中翼型，这几类噪声源往往是同时存在的，需要对这几类噪声的声压级进行叠加^[12]，所得总体噪声水平公式如下

$$S_{Ptotal} = 10 \lg \left(10^{S_{Pp}/10} + 10^{S_{Ps}/10} + 10^{S_{P\alpha}/10} + 10^{S_{Pblunt}/10} \right) \quad (4)$$

2 翼型理论与设计

2.1 翼型理论

远端大气来流与翼型相互作用之后，迫使流场沿翼型几何形状改变，如图 6 所示。

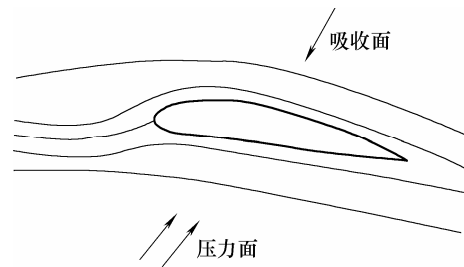


图 6 翼型流场

从流体力学的基本知识可知，需要产生一个压力梯度 $\partial p / \partial r = \rho v^2 / r$ 来使流线沿翼型弯曲，此处 r 为流线曲率， p 为压力， v 为气流速度， ρ 为空气密度，这个压力梯度的作用就像圆周运动所需的向心力一样^[4]。翼型形状使得上表面的空气比下表面的空气运动得更快，根据伯努利方程，较高的速度产生较低的压力，这样就造成翼型上表面的压力小于远处的大气压力，称之为吸力面，而翼型下表面的压力大于远处的大气压力，称之为压力面。上下

表面的压差就产生了翼型的升力，而相应的阻力主要是由于大气粘性的存在而产生的摩擦力。

翼型的不同形状，造成了表面压力分布的不同，从而影响其空气动力特性，同时，翼型自身噪声也与流场边界层相关，这就决定了可以通过改变翼型形状，来提高翼型的气动性能和噪声性能。

2.2 翼型设计

本文采用型函数扰动法，横坐标 x 值不变，纵坐标 y 值随着型函数因子的变化而变化，从而得到不同的翼型，表示为

$$y_{new}(x) = y_{old}(x) + \sum_{i=1}^j \delta_i f_i(x) \quad (5)$$

式中 $y_{new}(x)$ ——新翼型坐标

$y_{old}(x)$ ——旧翼型坐标

$f_i(x)$ ——型函数

δ_i ——设计变量，型函数加权因子

其中型函数采用的是 Hicks-Henne^[13]函数簇。吸力面上放置 7 个型函数

$$\begin{cases} f_1(x) = x^{0.5}(1-x)\exp(-15x) \\ f_m(x) = \sin^3(\pi x^{e(m)}) \quad m = 2, 3, \dots, 6 \\ f_7(x) = 1 \end{cases} \quad (6)$$

压力面上也放置 7 个型函数

$$\begin{cases} f_8(x) = -x^{0.5}(1-x)\exp(-15x) \\ f_m(x) = -\sin^3(\pi x^{e(m)}) \quad m = 9, 10, \dots, 13 \\ f_{14}(x) = -1 \end{cases} \quad (7)$$

式中 $e(m) = \lg(0.5) / \lg(x(m))$

$$x(m) = \begin{cases} 0.1 & m = 2, 9 \\ 0.2 & m = 3, 10 \\ 0.4 & m = 4, 11 \\ 0.6 & m = 5, 12 \\ 0.8 & m = 6, 13 \end{cases}$$

这类函数的好处在于，在区间[0,1]内是单峰连续函数，且向两边衰减较快，可以根据需要放置型函数的位置，对翼型关键点进行修型，同时也可以保证翼型整体性的平滑，鉴于本文考虑了钝尾缘噪声，故单独在上下表面尾缘处分别增加了一个常函数，用来达到调整尾缘厚度的目的。由于上下表面型函数的对称性，只给出吸力面型函数如图 7 所示。

对于翼型的气动设计，通常的方法有以下三种^[3]。半经验法，这种方法要求设计者有丰富的经验，在理论和实践结果基础上，通过反复对翼型修形，来获得所需的设计目标。反设计法，此方法是由设计者首先给出所希望达到的气动状态，通过对流动控制方程的迭代求解，逐步逼近所给的气动状

态。直接优化法，即将求解翼型流场程序和优化程序相结合，通过对翼型形状的扰动，来求目标函数在约束条件下的极值，这种方法的好处在于每迭代一次，都能产生一个真实的翼型，而且还可以保证翼型性能在可行域内逐步优化，克服了半经验法的盲目性，故本文采用直接优化方法。

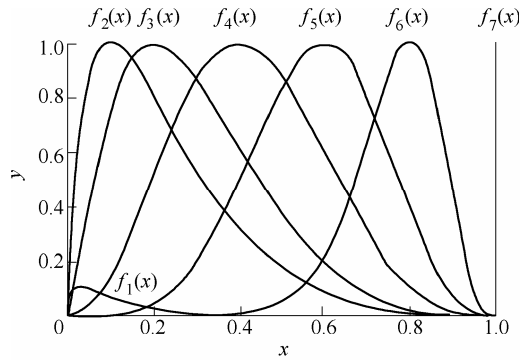


图 7 型函数

2.3 翼型设计流程图

在本文的翼型优化设计中，把所需达到的气动特性作为约束条件，以翼型自身噪声水平作为优化目标，设计思路如图 8 所示。

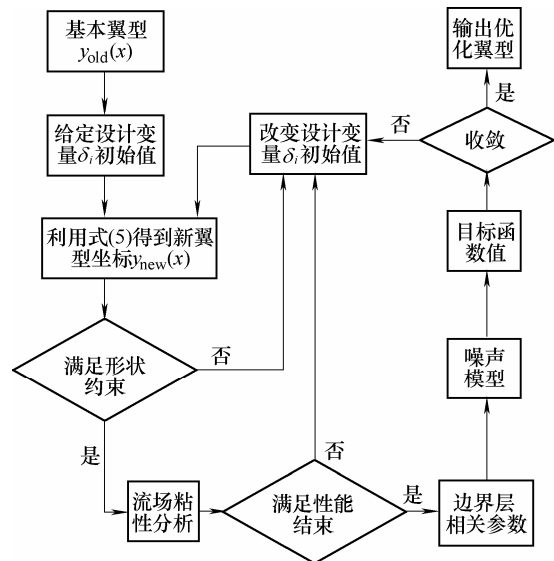


图 8 翼型设计流程图

3 算例分析

运用上述翼型设计方法，本文基于 NACA4415，对其翼型自身噪声水平进行优化。选择设计变量 14 个。设计雷诺数 $Re=3 \times 10^6$ ，马赫数 $Ma=0.1$ 。

优化目标： $\min(S_{p_{total}})$ 。

形状约束： $\delta_{new} \geq \delta_{old}$ 。

性能约束： $\frac{C_{L_{new}}}{C_{L_{old}}} \geq 0.985, \frac{C_{LD_{new}}}{C_{LD_{old}}} \geq 0.985$ 。

式中, δ_{old} 和 δ_{new} 分别为优化前后翼型厚度, $C_{L_{old}}$ 和 $C_{L_{new}}$ 分别为优化前后翼型升力系数, $C_{LD_{old}}$ 和 $C_{LD_{new}}$ 分别为优化前后翼型升阻比。

本文选用复合形法作为优化算法, 由于寻优可行域为非凸, 复合形重心可能落于可行域之外, 从而引起收敛性变差和计算效率降低, 甚至导致迭带过程的中断, 故本文对常规复合形法进行了一定修正, 初始点选取 19 个, 建立了 BPM 翼型自身噪声模型, 对原有模型进行修正, 改用 XFOIL^[14] 流场分析程序对翼型边界层参数进行直接求解, 并对计算得到的 1/3 倍频程噪声频谱进行 A 计权^[12], 得到能主观反映人耳对噪声感觉的声压级, 用 Matlab 编制相关程序对翼型进行优化。优化过程调用 XFOIL 程序 3 417 次, 迭代 268 次。优化前后翼型形状对比如图 9 所示。

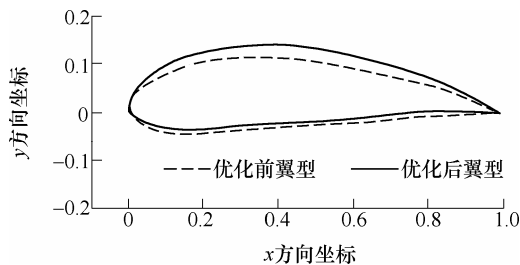


图 9 翼型外形对比

从图 9 可以看出, 主要对翼型上表面进行了修形, 下表面变化不大, 优化翼型的相对厚度有所增加, 满足设计之初的形状约束。

图 10 为优化前后翼型升力系数随攻角变化图, 可以看到在大部分攻角范围内, 升力系数相对原有翼型都得到了一定的提高。

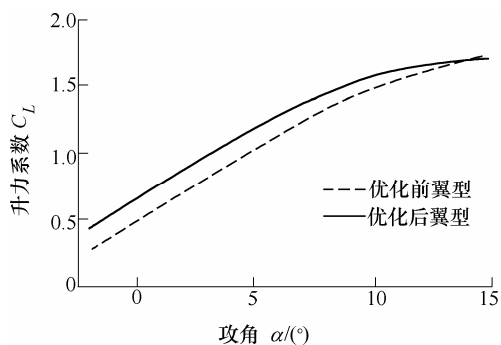


图 10 升力系数对比

图 11 为优化前后翼型升阻比随攻角变化图, 可以看出, 虽然最大升阻比提高不多, 但也能满足性能约束。

图 12 为优化前后翼型噪声水平对比图, 可以看出, 在 0° 攻角以上, 优化后翼型噪声水平都得到了较大程度的降低。

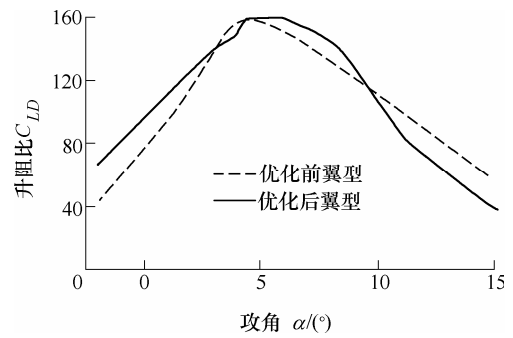


图 11 升阻比对比

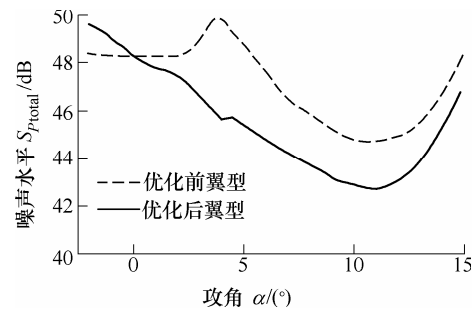


图 12 噪声水平对比

翼型优化前后总体性能对比如下表所示, 可以看出, 优化后翼型最大升阻比提高 0.78%, 对应升力系数提高 22.63%, 对应噪声水平降低 8.59%, 满足了总体设计要求。

表 优化前后翼型性能对比

名称	最大升阻比 $C_{LD_{max}}$	对应攻角 $\alpha/^\circ$	对应升力 系数 C_L	对应噪声水平 S/dB
优化前翼型	158.6	4.5	1.002 6	49.27
优化后翼型	159.9	5.5	1.229 5	45.04
结果对比	+0.78%	+1	+22.63%	-8.59%

4 结论

(1) 随着现代风力机的发展, 对风机的综合性能要求也越来越高, 噪声问题也成为了制约风力机发展的不可忽略的一个方面, 所以有必要对风力机噪声进行研究。

(2) 将气动噪声耦合到翼型优化设计过程中, 运用 BPM 模型对翼型自身噪声进行建模, 并将求解流场程序和直接优化算法相结合, 确保了目标函数值在可行域内的逐步优化。

(3) 以 NACA4415 为例, 在满足形状约束和性能约束的条件下, 对翼型自身噪声水平进行了优化, 得到了具有高气动性能, 低噪声水平的新翼型, 证明了本文研究方法的可行性。

参 考 文 献

[1] FUGLSANG P, BAK C. Development of the Risø wind

- turbine airfoils [J]. *Wind Energy*, 2004, 7(2): 145-162.
- [2] 陈进, 张石强, EECEN P J, 等. 风力机翼型参数化表达及收敛特性[J]. *机械工程学报*, 2010, 46(10): 132-138.
- CHEN Jin, ZHANG Shiqiang, EECEN P J, et al. Parametric representation and convergence of wind turbine airfoils [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2010, 46(10): 132-138.
- [3] 陈培, 杜绵银, 刘杰平. 风力机专用翼型发展现状及其关键气动问题分析 [J]. *电网与清洁能源*, 2009, 25(2): 36-40.
- CHEN Pei, DU Mianyin, LIU Jieping. Development status and key aerodynamic problems of wind turbine dedicated airfoils [J]. *Power System and Clean Energy*, 2009, 25(2): 36-40.
- [4] HANSEN M O L. *Aerodynamics of wind turbines*[M]. 2nd ed. London: Earthscan, 2008.
- [5] TONY B, DAVID S, NICK J, et al. *Wind energy handbook* [M]. New York: John Wiley & Sons, 2005.
- [6] LIGHTHILL M J. On sound generated aerodynamically: I. General theory [J]. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 1952, 211(1107): 564-587.
- [7] WILLIAMS J E F, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion [J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 1969, 264(1151): 321-342.
- [8] AMITE R. Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream [J]. *Sound Vibration*, 1975, 41(4) : 407-420.
- [9] THOMAS F B, POPE D S, MARCOLINI M A. Airfoil self-noise and prediction (NASA reference publication 1218) [R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1989.
- [10] PATRICK J M, GIANFRANCO G, PAUL G M. Recent improvement of a semi-empirical aeroacoustic prediction code for wind turbines [C] // *Proceedings of 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Manchester: AIAA, 2004: 1-16.
- [11] MORIARTY P, MIGLIORE P. Semi-empirical aeroacoustic noise prediction code for wind turbines [R]. Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 2003.
- [12] 周新祥. 噪声控制技术及其新进展 [M]. 北京: 冶金工业出版社, 2007.
- ZHOU Xinxiang. *Noise control technologies and the development* [M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2007.
- [13] HICKS R M, HENNE P A. Wing design by numerical optimization [J]. *Journal of Aircraft*, 1978, 15(7) : 407-412.
- [14] MARK D, HAROLD Y. XFOIL 6.94 user guide [M]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2001.
-
- 作者简介: 刘雄(通信作者), 男, 1975年出生, 博士, 教授。主要研究方向为风能利用。
E-mail: lx@stu.edu.cn