风力机翼型多目标气动性能优选设计方法

卓文涛，戴　韧，杨爱玲，刘雪骄，李　莹

（上海理工大学能源与动力工程学院，上海　200093）

摘要：以翼型升阻比和气动噪声作为翼型主要优选目标，建立风力机翼型的多目标优选设计方法，包括利用 Bezier 曲线对翼型几何进行参数化建模，使用位势流动与边界层迭代（interactive boundary-layer，IBL）的流动分析方法计算翼型流场，采用 Brooks-Pope-Marcolini（BPM）翼型自噪声半经验模型预测气动噪声，利用均匀试验优选方法求得优选翼型。以 S809 翼型为例，对翼型进行优选设计计算，结果表明优选翼型在设计工况下，升阻比提高，噪声降低，优选翼型获得比原始翼型更好的气动性能。

关键词：风能；风力机翼型；升阻比；气动噪声；优选设计

中图分类号：TK83　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1674-2850(2013)06-0543-06

Multi-objective optimization design method of aerodynamic performance for wind turbine airfoil

ZHUO Wentao，DAI Ren，YANG Ailing，LIU Xuejiao，LI Ying

（*School of Energy and Power Engineering*，*University of Shanghai for Science and Technology*，*Shanghai*　200093，*China*）

Abstract：In this paper，taking lift-drag ratio and aerodynamic noise of the airfoil as the optimization objectives，the multi-objective optimization method of wind turbine airfoil was established，including describing airfoil geometry using Bezier curves，calculating airfoil flow field using interactive boundary layer（IBL）flow analysis method，predicting aerodynamic noise using the Brooks-Pope-Marcolini（BPM）airfoil self-noise semi-empirical model for predicting aerodynamic noise，and getting the optimized airfoil using uniform design optimization method. Taking S809 airfoil as an example，through the optimum design caculation on its airfoil，the results showed that the lift-drag ratio of optimized airfoil was increased and the acoustic level was decreased in operating conditions，and optimized airfoil got much better aerodynamic performance than the original airfoil.

Key words：wind energy；wind turbine airfoil；lift-drag ratio；aerodynamic noise；optimum design

0　引言

风力机叶轮是吸收风能发电的重要元件，风轮叶片翼型的性能高低，直接影响到风力机吸收风能并转换为有效电力的能力与效率。因此，先进性能风力机翼型的设计是当前风力机空气动力学研究的基础和热点[1]。

早期的风力机翼型主要选自航空低速翼型，但随着风力发电技术的发展，人们逐渐发现由于运行工况的不同，航空翼型并不能很好地满足风力机在特殊运行环境下的要求。为提高风力机翼型性能，20 世纪 80 年代以来，瑞典、美国和丹麦等风能技术发达的国家都加大对风力机专用翼型研究的投入，目前已研发了多个风力机专用翼型系列，如 NACA44xx 系列[2]、NACA6424xx 系列[3]、DU 系列[4]、FFA2W 系列[5]、RisΦ 系列[6]等。尽管如此，先进翼型的研究仍然在持续不断的进行。随着计算流体

基金项目：国家自然科学基金（50976072）；高等学校博士学科点专项科研基金（20093120110004）
作者简介：卓文涛（1988—），男，硕士研究生，主要研究方向：叶轮机械气动力学
通信联系人：戴韧，教授，主要研究方向：汽轮机/燃气轮机热力设计、叶轮机械流体动力学、透平叶片冷却与传热.
E-mail：dairen@usst.edu.cn

力学（computational fluid dynamics，CFD）技术的发展与广泛应用，基于流动的 N-S 方程分析，结合各种优化算法，设计出了多个新翼型[7~8]。这些工作充分证明，根据翼型使用条件的不同，可以设计出更高性能的气动翼型。

与此同时，随着世界人口数量的增长和风能的广泛应用，大型风电场已不可避免地靠近人口密集的地区，所以风力机噪声问题制约了风力机的进一步发展。因此，保证风力机性能可靠运行高效的同时降低风力机噪声的环境影响，成为风力机翼型未来的发展方向。

1 翼型参数化建模

翼型截面习惯上，也是最方便的是通过翼型型线上的坐标点进行描述，但在优化设计过程中，翼型形状会经过多次改型和评价，因此需要用尽可能少的输入参数生成光滑的翼型形状，以降低计算代价。翼型参数化建模即将翼型的外形型线用一系列的参数进行控制，通过改变参数来改变翼型形状的方法很好地解决了这个问题，描述翼型形状这些控制参数即优化模型中的设计变量。

几何描述应具有较少的设计变量和较大的几何灵活性，以保证几何参数化的准确性和相对较少的计算量。这里使用 Bernstein 多项式生成的 Bezier 曲线控制翼型形状，Bezier 函数具有严格的数学基础和良好的几何性质，非常适合空间曲线的几何描述[9]。N 次 Bezier 曲线定义如下：

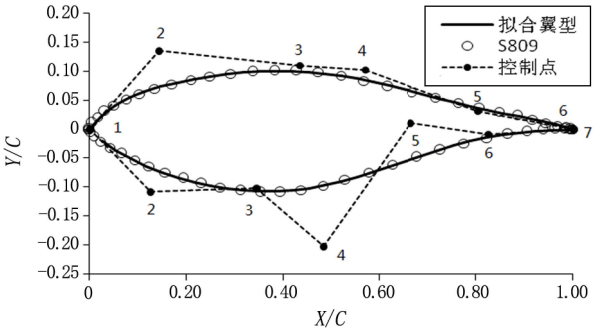
$$P(t) = \sum_{i=0}^{n} B_{(i,n)}(t) P_i,\ 0 \leqslant t \leqslant 1,$$

其中，$B_{(i,n)}(t)$ 为 Bernstein 基函数，即

$$B_{(i,n)}(t) = C_n^i (1-t)^{n-i} t^i,$$

其中，P_i 为曲线上的任意一点；$t \in (0, 1)$ 为参变量；C_n^i为组合数；一般称折线 $P_0P_1P_2\cdots P_n$ 为曲线 $P(t)$ 的控制多边形；$P(t)$ 为 Bezier 曲线的控制顶点。

图 1 给出了 S809 翼型吸力面 30 个坐标点的 Bezier 曲线拟合结果，使用 6 阶 Bezier 曲线对翼型的上下表面进行参数化建模。将翼型上下表面 Bezier 拟合曲线控制点作为设计变量，可以方便地修改输入参数来改变翼型的形状。在此固定翼型前后缘（控制点 1，7）以及控制点 2～6 点的横坐标，独立设计变量为控制点 2～6 点的纵坐标。



注：C 为弦长，下同

图 1 Bezier 曲线拟合 S809 翼型

Fig. 1 Bezier fitting curves of S809 airfoil

2 翼型气动性能的计算方法

在翼型优化设计过程中，需要不断地评估新翼型的气动性能，这就要求流动求解器快速、可靠、准确。雷诺-平均奈维尔-斯托克斯方程（Reynolds-average Navier-Stokes equations，RANS）流动计算是一个普遍采用的方法，但是它依赖计算域网格，而且计算时间以小时为单位，对于优化计算还是过大的计算量。另外一个翼型气动分析方法是 IBL 方法[10]。对于给定雷诺数（Re）、马赫数（Ma）、冲角的低速不可压流动，Hess-Smith 方法无需复杂的计算网格，可直接计算无黏性流动产生的速度、翼型的升力系数和力矩系数，层流边界层用 Falkner-Skan 微分方程组计算获得，湍流边界层采用 Cebeci-Smith 模型计算[11~12]，边界层的转捩区域用 Michel 判断标准确定，可以处理自由转捩和固定转捩问题[13]，对附着流和弱分离流有较好的预测精度，翼型的阻力系数用 Squire-Young 方程计算求解[11]。IBL 方法能够较好地模拟失速工况，能够快速、准确地对翼型流场进行模拟计算。

3 流动噪声预测方法

风力机的气动噪声可以采用计算气动声学（computational aeroacoustics，CAA）方法分析，方法比较复杂，而且目前还不很成熟[12]。BROOKS 等[14]利用大量风洞试验结果总结的翼型自噪声半经验模型（BPM），是目前噪声计算最常用的半经验公式之一，计算速度和计算精度都可以满足工程实践的需要，也是目前最常用的方法。

翼型气动噪声可分为低频噪声、翼型自噪声和湍动来流噪声[15]。低频噪声是当旋转叶片遇到由于环流绕流、流入梯度或者局部流动不足导致的绕流，这种噪声在转子放置在迎风塔时被认为影响很小，人耳一般不能感觉。湍流噪声是大气湍流和叶片的前沿交互反应产生的，取决于大气条件，并引起宽带辐射，其强度主要受大气湍流和风力涡轮机所处位置的地形表面粗糙度影响，暂不作讨论。因此，这里的噪声优化设计目标主要是降低翼型自噪声。

翼型自噪声由翼型边界层与尾缘相互作用的气流波动引起，BPM 模型将其分为 5 个部分：湍流边界层尾缘噪声（turbulent boundary layer trailing edge noise，TBL-TE）、分离流噪声（separated flow noise，SEP）、层流边界层脱落涡噪声（laminar boundary layer vortex shedding noise，LBL-VS）、叶尖涡噪声（tip vortex noise，TIP）和钝尾缘噪声（trailing edge bluntness vortex shedding noise，TEB-VS）。因此，整个翼型气动噪声的声压级（sound pressure level，SPL）为

$$L_{\text{total}} = 10 \cdot \log\left(10^{\frac{L_{\text{TBL-TE}}}{10}} + 10^{\frac{L_{\text{SEP}}}{10}} + 10^{\frac{L_{\text{LBL-VS}}}{10}} + 10^{\frac{L_{\text{TIP}}}{10}} + 10^{\frac{L_{\text{TEB-VS}}}{10}}\right).$$

1）湍流边界层尾缘噪声

湍流边界层尾缘噪声是由湍流边界层在压力面产生的噪声 L_{P} 和在吸力面产生的噪声 L_{S} 叠加而成，即

$$L_{\text{TBL-TE}} = 10 \cdot \log(10^{L_{\text{P}}/10} + 10^{L_{\text{S}}/10}),$$

$$L_{\text{P}} = 10 \cdot \log\left(\frac{\delta_{\text{P}}^{*} Ma^{5} L \overline{D_{\text{h}}}}{r_{\text{e}}^{2}}\right) + A\left(\frac{St_{\text{P}}}{ST_{1}}\right) + (K_{1} - 3) + \Delta K_{1},$$

$$L_{\text{S}} = 10 \cdot \log\left(\frac{\delta_{\text{S}}^{*} Ma^{5} L \overline{D_{\text{h}}}}{r_{\text{e}}^{2}}\right) + A\left(\frac{St_{\text{S}}}{ST_{1}}\right) + (K_{1} - 3),$$

其中，δ_{P}^{*} 和 δ_{S}^{*} 分别为压力面和吸力面的边界层位移厚度，与叶片的攻角 α 和来流的雷诺数 Re 有关；Ma 为来流的马赫数，是来流相对速度 U 与声速 C_0 的比值；L 为翼展；$\overline{D_{\text{h}}}$为声音方向函数；r_{e} 为距观测者的距离；St 为斯特劳哈尔数（$St = f\delta^{*}/U$，f 为频率）；A 为频谱形状函数；K_1 为振幅函数；ΔK_1 为声压级修正函数。

2）分离流噪声

随着攻角的增大，湍流边界层会发生分离，由此而产生的噪声称为分离流噪声。

$$L_{\text{SEP}} = 10 \cdot \log\left(\frac{\delta_{\text{S}}^{*} Ma^{5} L \overline{D_{\text{h}}}}{r_{\text{e}}^{2}}\right) + B\left(\frac{St_{\text{S}}}{St_{2}}\right) + K_{2},$$

其中，B 为频谱形状函数；K_2 为振幅函数。

3）层流边界层脱落涡噪声

翼型的至少一个面存在层流边界层时，就会产生涡脱噪声。

$$L_{\text{LBL-VS}} = 10 \cdot \log\left(\frac{\delta_{\text{P}} Ma^{5} L \overline{D_{\text{h}}}}{r_{\text{e}}^{2}}\right) + G_{1}\left(\frac{St'}{St'_{\text{peak}}}\right) + G_{2}\left(\frac{Rc}{(Rc)_{0}}\right) + G_{3}(\alpha),$$

其中，δ_{P} 为压力面的边界层厚度；Rc 为基于弦长的雷诺数；G_1，G_2 和 G_3 分别为基于 St，Re 和 α 的

经验函数。

4）叶尖涡噪声

翼型吸力面和压力面的压差会使叶尖翼型周围产生旋转的流动区域，这就是叶尖涡。叶尖涡与尾缘相互作用产生叶尖涡噪声。

$$L_{\mathrm{TIP}}=10\cdot\log\left(\frac{Ma^{2}Ma_{\max}^{5}l^{2}\overline{D_{\mathrm{h}}}}{r_{\mathrm{e}}^{2}}\right)-30.5(\log St'''+0.3)^{2}+126,$$

其中，$Ma_{\max}$为叶尖周围流动的最大马赫数；l 为在尾缘的叶尖涡沿翼展方向的范围。

5）钝尾缘噪声

涡在钝尾缘的连续脱落产生钝尾缘涡脱噪声。

$$L_{\mathrm{TEB\text{-}VS}}=10\cdot\log\left(\frac{\delta_{\mathrm{P}}Ma^{5}L\overline{D_{\mathrm{h}}}}{r_{\mathrm{e}}^{2}}\right)+G_{4}\left(\frac{h}{\delta_{\mathrm{avg}}^{*}},\Psi\right)+G_{5}\left(\frac{h}{\delta_{\mathrm{avg}}^{*}},\Psi,\frac{St''}{St''_{\mathrm{peak}}}\right),$$

其中，h 为钝尾缘的厚度；Ψ 为钝尾缘的立体角；$\delta_{\mathrm{avg}}^{*}$为平均边界层位移厚度；$G_4$ 和 G_5 为经验函数。

通过翼型流场分析，可得到翼型尾缘处边界层厚度及位移厚度，利用自噪声半经验公式编写程序对原始翼型进行气动噪声预测计算，与试验结果[10]对比的结果如图 2 所示。试验条件为：弦长 C=0.304 8 m，翼展 L=0.457 2 m；观测点距离 R=1.220 0 m，位于翼展中心正上方；攻角 α 分别为 0°，3.57°，7.19°，9.51°，13.10°，来流速度 U=71.3 m/s. 由图 2 可见，在低频范围，真实的声压级较难预测，风洞试验声压级最大值频率高于计算预测值。3 000 Hz 以下 BPM 预测声压级高于风洞试验结果，3 000 Hz 以上声压级值模拟结果及变化趋势与试验结果基本吻合，声压级误差范围在 5 dB 以内，对于高马赫数的噪声预测更为精确。由此可知，BPM 模型对两维翼型自噪声做出了合理预测，是预测气动噪声的可靠工具。

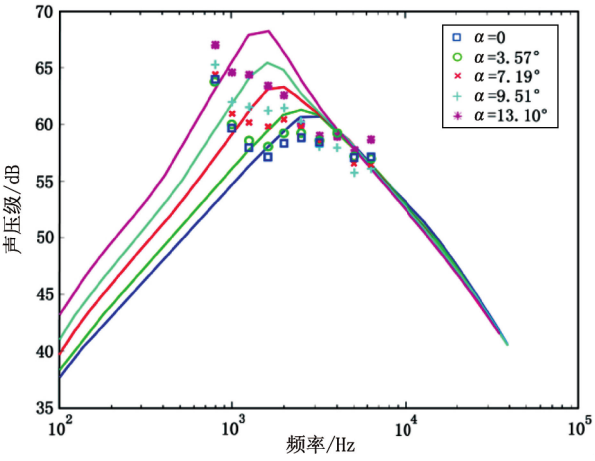


图 2　预测结果与风洞试验结果 1/3 倍频程对比图
Fig. 2　1/3 octave band of prediction vs. wind tunnel test

4　翼型多目标优选方法

多目标优选的数学含义是同时寻求设计指标的极大或极小值，但各指标间经常互相影响，同时获得最优值往往难以实现。这里选用统一目标法将目标函数升阻比和气动噪声声压级统一到一个总的目标函数中。同时根据升阻比和气动噪声声压级目标函数的重要性分别给予加权系数，多目标优选的目标函数即为 2 个分目标函数的线性组合。

这里所使用的优选方法为均匀设计试验法。均匀设计是基于试验点在整个试验范围内均匀散布的从均匀性角度出发的一种试验设计方法，由方开泰和王元两位数学家于 1978 年创立[16]。对于水平数较多的多因素试验设计，不仅能大大减少试验次数，而且能保证试验点均匀分散在整个试验范围内，从而能有效地进行后续的回归分析和寻优，这是传统的优选法和正交设计所不具备的特点，在工程范围内得到了广泛的应用。

翼型多目标优选的目的是：在提高气动升阻比的同时降低翼型的自噪声。优选过程描述如下：以 Bezier 曲线控制点为设计变量，通过 Bezier 曲线得到翼型的几何形状，再由流场分析程序和气动噪声预测程序计算出给定流动条件的翼型流场和声压级，得到相应设计变量的翼型性能参数，由加权线性组合法

生成目标函数，建立起设计变量和目标函数之间的关系式。通过修改 Bezier 曲线控制点，得到新的翼型，这里采用优选方法对翼型气动性能进行优选，重复搜索过程，满足目标函数时，得到最终的优选翼型。

为了可以直接读出主观反映人耳对噪声的感觉数值，这里采用 A 计权声级评价翼型气动噪声。因此，翼型多目标优选命题表述为

$$\begin{cases} F=\min\left(\alpha\cdot\dfrac{L_{\text{total}}}{100}+\beta\cdot\dfrac{100}{C_{\text{LD}}}\right), \\ \alpha+\beta=1.0, \\ 0\leqslant\alpha,\ \beta\leqslant 1.0, \end{cases}$$

其中，F 为优选目标函数；C_{LD}为升阻比；L_{total}为 A 声级；加权系数 $\alpha=0.5$，$\beta=0.5$.

5 计算实例与结果分析

以 S809 翼型为初始翼型，在 $Re=2\times10^6$、马赫数 $Ma=0.1$、攻角 $\alpha=6°$条件下对 S809 翼型进行多目标优选设计。

图 3 给出了优选前后翼型的形状对比，由图 3 可以看出：优选后翼型厚度整体减小，最大厚度位置前移，尾缘处厚度较初始翼型略有增加。

表 1 为优选翼型与基准翼型气动参数的对比。由表 1 可以看出：优选后翼型升阻比较优选前增加了 13.98%，A 声级降低了 2.63 dB，设计翼型的结果令人满意。

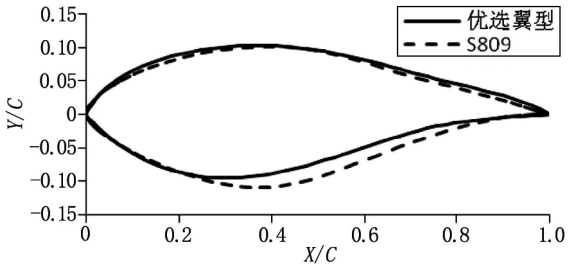


图 3 优选前后翼型形状对比
Fig. 3 Contrast of airfoils before and after optimization

表 1 优选翼型与基准翼型气动参数的对比
Tab. 1 Aerodynamic parameters of baseline and optimized airfoils

类型	初始翼型	优选翼型	相对变化率/%
升阻比	52.48	59.82	13.98
A 声级/dB	63.26	60.63	−4.16

图 4 为初始翼型与优选翼型升阻比曲线及翼型气动噪声 1/3 倍频程对比图。由图 4 可以看出：优选翼型在设计攻角下升阻比提高了 13.98%，在其他攻角下升阻比也得到了提高，获得了更好的气动性能。优选后翼型的完整频谱与初始翼型 1/3 倍频程分布整体趋势相似，低频范围声压级略高于初始

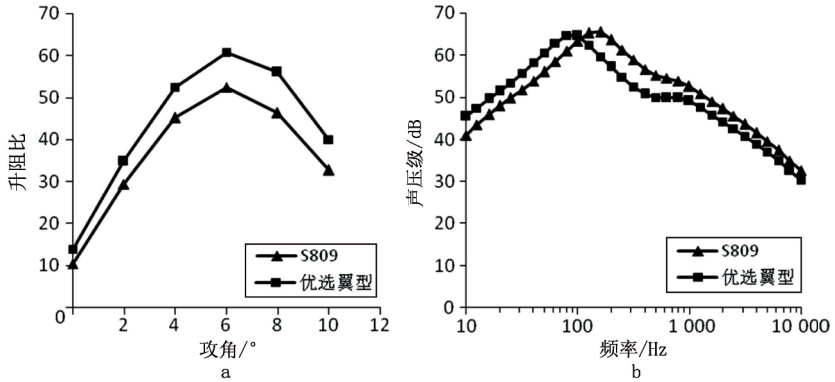


图 4 翼型升阻比及气动噪声 1/3 倍频程对比图
Fig. 4 Lift to drag ratios and SPL spectra of 1/3 octave band for baseline and optimized airfoil
a—优选前后翼型升阻比对比图；b—优选前后气动噪声 1/3 倍频程对比图
a-Lift-drag ratios for baseline and optimized airfoil; b-SPL spectra of 1/3 octave band for baseline and optimized airfoil

翼型，但在频率大于 100 Hz 时，优选翼型声压级明显低于初始翼型，A 声级也相应降低。因此，由分析声压级的结果可知，新的优选翼型得到了更高的声学性能。

6 结论

1) 计算结果表明：将声场和流场解计算并结合均匀试验优选方法设计新的翼型行之有效，设计的新翼型满足设计要求，且获得比原始翼型好得多的气动性能和声学性能。

2) 针对翼型设计状态，除了要求更高的升阻比及更低的 A 声级外，合理选择目标优选函数和约束条件，能够有效解决同时满足不同工况下的优选设计问题，是以后工作的方向。研究的优选方法可推广到不同翼型，有一定的工程实用前景。

[参考文献] (References)

[1] 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 D X. Wind engineering and industrial aerodynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)

[2] SELIG M S, McGRANAHAN B D. Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines, NREL/SR-500-34515[R]. Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 2004.

[3] FUGLSANG P, BAK C, GAUNAA M, et al. Design and verification of the Risø-B1 airfoil family for wind turbines[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2004, 126(4): 1002-1010.

[4] TIMMER W A, van ROOIJ R P J O M. Summary of the Delft University wind turbine dedicated airfoils[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2003, 125(4): 488-496.

[5] BJORCK A. Coordinates and caculations for the FFA-W1-xxx, FFA-W2-xxx and FFA-W3-xxx series airfoils for horizontal axis wind turbines[R]. Sweden: the Aeronautical Research Institute of Sweden, 1990.

[6] FUGLSANG P, BAK C. Development of the Risø wind turbine airfoils[J]. Wind Energy, 2004, 7(2): 145-162.

[7] 朱自强，付鸿雁，吁日新，等. 翼型和机翼的多目标优化设计研究[J]. 中国科学：E辑，2003，33 (11)：999-1006.
ZHU Z Q, FU H Y, XU R X, et al. The multi-objective optimization design research of airfoil and wing[J]. Science in China, Ser. E, 2003, 33(11): 999-1006. (in Chinese)

[8] 琚亚平，张楚华. 基于人工神经网络与遗传算法的风力机翼型优化设计方法[J]. 中国电机工程学报，2009，29 (20)：106-111.
JU Y P, ZHANG C H. Optimal design method for wind turbine airfoil based on artificial neural network model and genetic algorithm[J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(20): 106-111. (in Chinese)

[9] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条[M]. 北京：高等教育出版社，2001.
SHI F Z. Computer-aided geometric design & non-uniform rational B-spline (CAGD & NURBS)[M]. Beijing: Higher Education Press, 2001. (in Chinese)

[10] CEBECI T. An engineering approach to the calculation of aerodynamic flows[M]. Berlin and Heidelberg, Germany: Springer-Verlag, 1999.

[11] CEBECI T, COUSTEIX J. Modeling and computation of boundary-layer flows: laminar, turbulent and transitional boundary layers in incompressible flows. Solutions manual and computer programs[M]. Berlin and Heidelberg, Germany: Springer-Verlag, 1998.

[12] CEBECI T. Turbulence models and their application: efficient numerical methods with computer programs[M]. Berlin and Heidelberg, Germany: Springer-Verlag, 2004.

[13] POPE S B. Turbulent flows[M]. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2000.

[14] BROOKS T F, POPE D S, MARCOLINI M A. Airfoil self-noise and prediction[M]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Division, 1989: 1-137.

[15] LOWSON M V. Applications of aero-acoustic analysis to wind turbine noise control[J]. Wind Engineering, 1992, 16(3): 126-140.

[16] 方开泰，王元. 均匀设计与均匀设计表[M]. 北京：科学出版社，1994.
FANG K T, WANG Y. Uniform design and uniform design table[M]. Beijing: Science Press, 1994. (in Chinese)