

文章编号: 0254-0096(2020)06-0008-08

基于静气弹性能的风力机翼型设计

陈 刚¹, 陈 进¹, 孙振业², 庞晓平¹

(1. 重庆大学机械传动国家重点实验室, 重庆 400044; 2. 扬州大学水利与能源动力工程学院, 扬州 225127)

摘 要: 引入翼型静气弹性能, 即气动扭矩对扭转位移的敏感性和扭转位移诱发平移位移的能力, 敏感性和能力越低, 静气弹性能越好。结合改进的粒子群算法和基于通用集成理论的翼型参数化表达方法, 兼顾气动性能和静气弹性能建立优化模型, 对现有常用薄翼型 NACA 64618 进行替代优化设计, 新翼型的部分气动性能和静气弹性能都有所提高。就 NREL 5 MW 参考风力机叶片, 用新翼型替换 NACA 64618 并对额定工况进行仿真, 仿真过程中对风速施加一个正弦脉冲, 结果表明替换的叶片对脉冲的敏感性低于原叶片, 且扭转位移更接近于零, 可证明新翼型对叶片的扭转发散有一定抑制作用。

关键词: 风力机翼型; 粒子群算法; 替代设计; 通用集成理论; 静气弹性能

中图分类号: TK83; TH12 **文献标志码:** A

0 引 言

翼型作为风力机叶片的基本元素, 既是风能捕获的源头, 也是叶片载荷的源头, 因此高性能的风力机翼型不仅需具备良好的气动性能, 同时也需具备良好的气弹性能, 尤其是风力机的大型化发展使得叶片更加柔软, 更容易产生气弹效应。气弹效应会导致叶片(特别是叶片外侧)扭转变形, 从而直接增大翼型的运行攻角, 若叶片的弹性力不能有效抑制气动力的增大, 则会导致叶片破坏, 这就是熟悉的扭转发散^[1]。通常, 将翼型表面的压力分布等效成气动中心的气动力, 包括升力、阻力、俯仰力矩, 将气动力对刚心取矩为气动扭矩。该气动扭矩需要叶片的弹性扭矩来平衡, 对叶片的抗扭能力有所要求; 此外, 气动扭矩导致的翼型抬头会增大气动升力, 从而间接提高叶片抗弯能力的要求。因此需从载荷的源头着手, 即降低翼型的气动扭矩和气动升力对攻角的敏感性, 从而有效抑制叶片扭转发散。在以往的翼型设计中^[2-6], 多以优化气动性能为目标而忽略了气弹效应对结构的影响。本文在设计翼型的同时考虑到气弹效应问题, 以降低气动扭矩和气动升力对攻角的敏感性为手段, 结合优化算法设计新翼型。

要设计高性能的风力机翼型, 需用到优化算法, 同

时也需翼型的参数化表达方法。在优化算法上, 本文对粒子群算法(PSO)^[7]进行改进, 即让粒子反复学习来保证个体更新的成功率, 从而避免粒子失效造成的优化效率低的问题。在翼型的参数化表达上, 本文采用通用集成理论^[8-9], 该理论基于儒科夫斯基保角变换^[10], 结合形状函数^[11], 将一个平面的形状映射到另一个平面生成翼型, 形状函数采用级数表达, 各级数的系数即为控制参数。此外, 要设计高性能的风力机翼型, 需对翼型的气动性能作出相对准确的预测。目前翼型气动数据的获得方法主要有考虑位势流和边界层方程的粘性-无粘性迭代方法、CFD 方法、风洞实验等。对优化而言, 则需要一个相对快速、准确的获取方法。RFOIL 是一款由 ECN (Energy research Centre of the Netherlands)、DUT (Delft University of Technology) 和 NLR (National Aerospace Laboratory of the Netherlands) 合作开发的一款专门用于风力机翼型设计和气动特性分析的程序, 在失速区气动性能的计算具有良好的稳定性和准确性^[12], 可用于本文对翼型静气弹性能的研究, 本文采用 RFOIL 来获取翼型的气动数据。

1 翼型静气弹性能

翼型的静气弹模型如图 1 所示, $\bar{\alpha}$ 为翼型设计攻

收稿日期: 2017-10-20

基金项目: 国家高技术研究发展(863)计划(2012AA051301); 国家自然科学基金(51175526)

通信作者: 陈 进(1956—), 男, 博士、教授、博士生导师, 主要从事可再生能源装备设计理论及方法方面的研究。chenjin413@cqu.edu.cn

角, θ 为扭转位移, h 为平移位移, v 为来流速度, L 为升力, M 为俯仰力矩, 点 A 为气动中心, 点 E 为刚心, k_θ 、 k_h 分别为扭转刚度和平移刚度, 二者都取决于叶片结构, ec 为点 A 到点 E 的距离在 v 方向的分量, 本文视其不随攻角变化, 其中 c 为弦长。由于气动阻力对气动扭矩的贡献很小, 本文将其忽略。

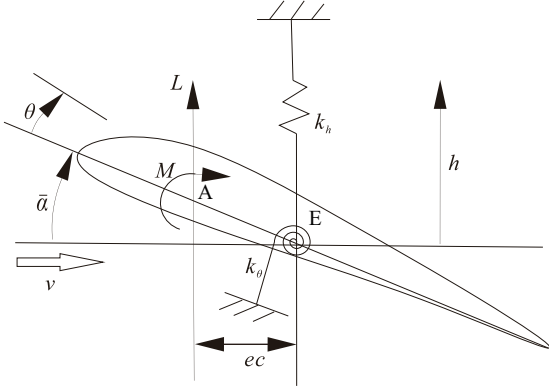


图1 翼型静气弹模型

Fig. 1 Schematic of airfoil's static-aeroelastic

根据图1, 可得平衡方程:

$$\begin{cases} k_\theta \theta = ecL + M \\ k_h h = L \end{cases} \quad (1)$$

式中, $L = qcC_L$, 其中 q 为气流动压, $q = 0.5\rho v^2$, ρ 为空气密度, kg/m^3 , C_L 为升力系数; $M = qc^2C_M$, 其中 C_M 为力矩系数。

C_L 和 C_M 随攻角的变化有由式(2)表达:

$$\begin{cases} C_L = \bar{C}_L + \int_0^\theta \frac{\partial C_L}{\partial \theta} d\theta \\ C_M = \bar{C}_M + \int_0^\theta \frac{\partial C_M}{\partial \theta} d\theta \end{cases} \quad (2)$$

式中, \bar{C}_L 、 \bar{C}_M ——设计攻角下升力系数和俯仰力矩系数。

将式(2)代入式(1)可得:

$$\begin{cases} \frac{k_\theta \theta}{qc^2} = e\bar{C}_L + \bar{C}_M + \int_0^\theta (e \frac{\partial C_L}{\partial \theta} + \frac{\partial C_M}{\partial \theta}) d\theta \\ \frac{k_h h}{qc} = \bar{C}_L + \int_0^\theta \frac{\partial C_L}{\partial \theta} d\theta \end{cases} \quad (3)$$

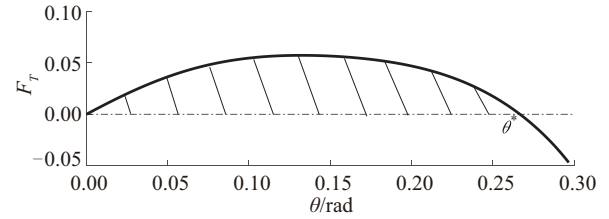
设:

$$\begin{cases} F_T = \int_0^\theta (e \frac{\partial C_L}{\partial \theta} + \frac{\partial C_M}{\partial \theta}) d\theta \\ F_L = \int_0^\theta \frac{\partial C_L}{\partial \theta} d\theta \end{cases} \quad (4)$$

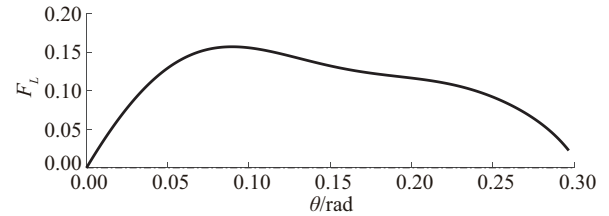
式中, e ——翼型气动中心距刚心的无量纲距离; F_T ——气动扭矩的变化值; F_L ——气动升力的变化值。

由式(3)的第1个式子可知 k_θ 与 F_T 正相关。要降低 k_θ , 可以通过减小 F_T 实现, 即降低气动扭矩对攻角的敏感性。由式(3)的第2个式子可知, 翼型的扭转位移会诱发平移位移, 从而要求 k_h 更大, 要降低 k_h , 可通过减小 F_L 实现。

由于薄翼型更靠近叶尖, 对应的 k_θ 和 k_h 更小, 因此考虑气弹效应的翼型设计需从叶片外侧的薄翼型入手。为了更详细地了解 F_T 和 F_L 的特性, 本文针对美国可再生能源实验室的参考风力机 NREL 5 MW^[13], 选其叶片外侧薄翼型 NACA 64618 进行分析, 该翼型的运行攻角为 $4^\circ \sim 8^\circ$, 遂取 $\bar{\alpha} = 0.1396 \text{ rad}$, 根据叶片结构参数取 e 为 0.125。得到 F_T 和 F_L 随 θ 的关系曲线如图2所示。



a. F_T



b. F_L

图2 NACA 64618翼型 F_T 和 F_L 随 θ 的变化关系

Fig. 2 F_T and F_L of NACA 64618 airfoil changes with θ

图2中, F_T 随 θ 先增大后减小, $F_T = 0$ 的解为 0 和 θ^* , 图2中阴影面积用 p 表示, 则 p 为:

$$p = \int_0^{\theta^*} F_T d\theta \quad (5)$$

w_T 为气动扭矩做的最大正功, $w_T = qc^2 p$, p 越小说明扭转位移对扭转发散的贡献越小, 因此用 p 来表征扭转气动性能。 F_L 曲线表示扭转位移对气动升力的影响, 即扭转位移诱发平移位移的程度, 曲线越平坦, 则诱发的程度越小。用 ε 来表示 F_L 的平坦程度, ε 可表示为:

$$\varepsilon = \max(|F_L|) \quad (6)$$

根据式(5)和式(6), p 和 ε 可用来表征翼型的静气弹性能。

2 翼型参数化表达方法

翼型参数化的目的在于利用较少的参数表达复杂的翼型形状,本文采用通用集成理论^[4,10],基于儒科夫斯基保角变换^[10]和形状函数的级数思想,把一个平面的图形映射到另一个平面上生成翼型。平面 z 上的一个圆 z_c ,利用儒科夫斯基变换式:

$$s = z_c + \frac{a^2}{z_c} \quad (7)$$

式中, s ——儒科夫斯基值; a ——1/4 翼型弦长。

通过式(7)即可变换成另一平面 ζ 上的一个翼型。为保证翼型后缘具有尖尾缘特性, z 平面上的圆需通过 $(a,0)$ 点。 ζ 平面上的翼型坐标可表示为:

$$\begin{cases} x = (r + \frac{a^2}{r}) \cos \beta \\ y = (r - \frac{a^2}{r}) \sin \beta \end{cases} \quad (8)$$

式中, x 、 y ——翼型横、纵坐标; r ——翼型在平面 ζ 中的矢径; β ——幅角。

事实上,将真实翼型进行儒科夫斯基逆变换得到的并非规则的圆,而是一个近似的拟圆。

将矢径 z 表示为:

$$z = ae^{\varphi} e^{j\beta} \quad (9)$$

式中, $r = ae^{\varphi}$ 是一个关于 β 的函数。通过选取不同的实部 φ 即可变换出不同的翼型。

根据以上的儒科夫斯基变换理论,基于泰勒级数思想,可将 $\varphi(\beta)$ 的广义泛函方程集成为三角级数^[14]:

$$\varphi(\beta) = \sum_{k=1}^n [a_k(1 - \cos \beta)^k + b_k \sin^k \beta] \quad (10)$$

通过式(9)和式(10),分别选取各自不同的系数,即可表达任意形状的翼型。一般情况下,式(10)中阶数 $n=3$ 就足以很好地表达翼型形状。这样,控制变量为 6 个。

3 优化算法的改进

本文采用粒子群算法作为翼型设计的优化算法,粒子群算法根据个体最优和种群最优来指引粒子的搜索方向。

标准粒子群算法中^[7],粒子位置的递推方程为:

$$p^{(k+1)} = p^{(k)} + wv^{(k)} + c_p r_p (p_p^{(k)} - p^{(k)}) + c_g r_g (p_g^{(k)} - p^{(k)}) \quad (11)$$

式中, $p^{(k)}$ ——当前值; w ——惯性因子; $v^{(k)}$ ——速度; c_p ——个体学习因子; r_p ——个体随机数; $p_p^{(k)}$ 、 $p_g^{(k)}$ ——当前最优值位置、历史最优值位置; c_g ——种群

学习因子; r_g ——种群随机数。

在工程应用中,若更新的粒子无法计算出适应度值,常用的做法是抛弃该失效粒子,然后重新初始化一个新粒子。这样虽然能保证优化算法继续进行,但丢失了失效粒子携带的信息,导致优化效率大幅下降。为解决此问题,本文对粒子的更新方法进行改进,即让失效粒子反复学习直至跳出无解区域,改进粒子群算法的原理如图 3 所示。

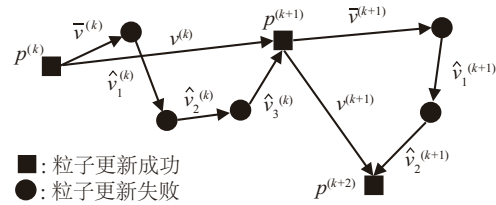


图3 粒子更新方法的改进

Fig. 3 Improved update method of particle

设:

$$\begin{cases} \bar{v}^{(k)} = wv^{(k)} \\ \hat{v}_1^{(k)} = c_p r_p (p_p^{(k)} - p^{(k)}) + c_g r_g (p_g^{(k)} - p^{(k)}) \end{cases} \quad (12)$$

式中, $\bar{v}^{(k)}$ ——惯性速度; $\hat{v}_1^{(k)}$ ——学习速度。

则递推方程为:

$$p^{(k+1)} = p^{(k)} + \bar{v}^{(k)} + \hat{v}_1^{(k)} \quad (13)$$

若 $p^{(k+1)}$ 适应度值计算失败,则令:

$$p^{(k+1)} = p^{(k)} + \hat{v}_2^{(k)} \quad (14)$$

$$\hat{v}_2^{(k)} = c_p r_p (p_p^{(k+1)} - p^{(k)}) + c_g r_g (p_g^{(k+1)} - p^{(k)}) \quad (15)$$

如此重复直到 $p^{(k+1)}$ 适应度值计算成功。更新成功后,得到总速度为 $v^{(k)} = p^{(k+1)} - p^{(k)}$,用于计算下代更新的惯性速度。

4 优化模型与结果

4.1 变量空间

从式(10)可看出 a_k 和 b_k 将作为控制参数来表达翼型形状,取 $n=3$,则设计变量为 $a_1, b_1, a_2, b_2, a_3, b_3$ 。虽然只有 6 个设计变量,但难点在于如何选取各个变量的边界来构成变量空间。一个好的变量空间对于优化的完备性和效率至关重要,总是希望变量空间足够丰富来保证优化的完备性,也总是希望变量空间足够密集来提高效率。本文以翼型替代为初衷,首先根据经验初始确定一个较大的变量空间,但该空间存在很多点是无效的,直接用于优化会大幅降低效率,因此需结合被替代的翼型将变量空间缩小至合适范围。由于缩小后

的变量空间是基于被替代的翼型,因此本文称该缩小空间优化出的新翼型是被替代翼型的派生翼型。如前文所述,叶片外侧的薄翼型最容易产生气弹效应,因此也最需要被替代,其中最常用的翼型为 NACA 64618。本文以 NACA 64618 为基础设计新翼型,则称新翼型为 NACA 64618 的派生翼型。NACA 64618 之所以成为常用翼型是因其良好的气动性能,因此它的派生翼型要在保证同样良好的气动性能的基础上,提高其静气弹性能。

为提高优化效率,需要缩小变量空间,则要反求 NACA 64618 所对应的控制参数,但这些控制参数无法通过解析方法直接求得,因此本文采用数值逼近的方法。即基于初始的变量空间,利用优化算法,让生成的翼型去贴近 NACA 64618 翼型,该优化的目标函数为翼型纵坐标的残差平方和(RSS)。虽然用到优化,但这个过程在几十秒内就能完成,好处是可为之后的翼型优化提供一个合适的变量空间,从而大幅提高优化效率,同时也能保证优化所得翼型与被替代翼型的形状相近,从而保证几何兼容性。数值逼近的效果如图 4 所示,得到的控制参数如表 1 所示。

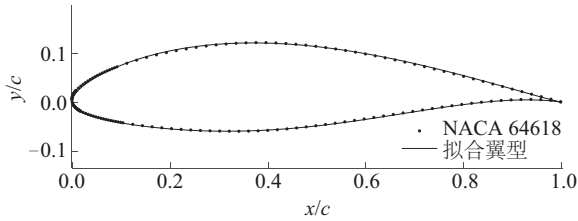


图4 NACA 64618翼型拟合

Fig. 4 Fitting of NACA 64618 airfoil

表1 NACA 64618控制参数

Table 1 Governing parameters of NACA 64618					
参数	数值	参数	数值	参数	数值
a_1	0.1308	a_2	0.0830	a_3	-0.0513
b_1	0.1235	b_2	-0.0214	b_3	-0.0724

据表 1 中的控制参数,通过式(16)构成缩小的变量空间,如 a_1 对应的变量空间为:

$$\begin{cases} a_1^{\text{high}} = a_1 + \lambda_1 \\ a_1^{\text{low}} = a_1 - \tau_1 \end{cases} \quad (16)$$

式中, λ_1 、 τ_1 ——上、下边界的扩张系数,本文均取 0.1。

若优化后的参数停靠在某一边界上,需适当增加相应的扩张系数。按经验给定的初始空间与优化得到的

缩小空间的对比如图 5 所示。可看出缩小空间远小于初始空间,有利于提高优化效率。

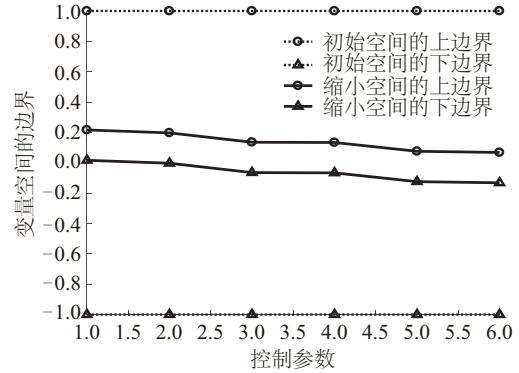


图5 变量空间的缩小

Fig. 5 Shrinking of variable space

4.2 约束条件

新设计的翼型的厚度应与被替代翼型的厚度接近,优化的厚度 th 约束为:

$$0.179 < th < 0.181 \quad (17)$$

4.3 目标函数

翼型的静气弹性能可用式(5)、式(6)来表征,其中指标 p 越小,翼型的扭转气弹性能越好,指标 ε 越小,翼型的弯曲气弹性能越好,因此以最小化 p 和 ε 为设计目标。由于 p 和 ε 具有不同的含义,若要将它们纳入目标函数,需要构造辅助函数将其整合,整合的目的在于:1)使 p 和 ε 的数量级在一个水平;2)保证优化所得的 p 和 ε 满足优化者的偏好。

设优化者对 p 和 ε 的期望值分别为 p_1 和 ε_1 ,则辅助函数为:

$$F_p = \begin{cases} \tan(\frac{\mu\pi}{2p_1}p), & p \leq p_1 \\ \tan(\frac{\mu\pi}{2}) + \kappa_p(p - p_1), & p > p_1 \end{cases} \quad (18)$$

$$F_\varepsilon = \begin{cases} \tan(\frac{\mu\pi}{2\varepsilon_1}\varepsilon), & \varepsilon \leq \varepsilon_1 \\ \tan(\frac{\mu\pi}{2}) + \kappa_\varepsilon(\varepsilon - \varepsilon_1), & \varepsilon > \varepsilon_1 \end{cases} \quad (19)$$

式中, μ ——表征陡峭度,取 $\mu = 0.95$; κ_p ——表征 F_p 在 p_1 点的斜率, $\kappa_p = dF_p(p_1)/dp$; κ_ε ——表征 F_ε 在 ε_1 点的斜率, $\kappa_\varepsilon = dF_\varepsilon(\varepsilon_1)/d\varepsilon$ 。

本文根据偏好取 $p_1 = 0.85p_0$, $\varepsilon_1 = 0.25\varepsilon_0$, p_0 和 ε_0 分别为 NACA 64618 翼型的静气弹特性。构造的辅助函数 F_p 和 F_ε 的效果如图 6 所示。虚线为分段函数的前

部分,实线为后部分,可以看出 F_p 和 F_ε 的值域相同,因此起到了统一数量级的作用;此外,当 p 接近并试图越过期望值 p_1 (虚线与实现的交界处)时, F_p 会显著增大,相当于在 p_1 处构造一个壁垒迫使 p 向 p_1 内侧靠近,从而接近优化者的期望,壁垒的陡峭程度取决于 μ 的值, μ 越接近 1,壁垒越陡峭,对于 ε 也是如此。

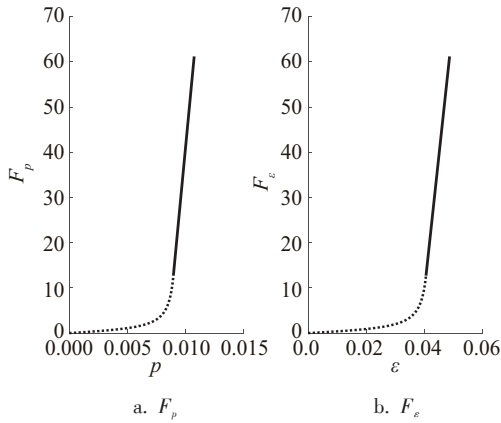


图6 辅助函数 F_p 和 F_ε

Fig. 6 Auxiliary function F_p and F_ε

还需要注意的是,在提高气弹性能的同时要保持气动性能,即升阻比不低于原翼型,因此需要构造惩罚函数:

$$F_c = u \{ \max[0, \max(ld_0 - ld)] \}^2 \quad (20)$$

式中, u ——惩罚因子,取 $u = 5^k$, 其中 k 为更新的代数; ld_0 、 ld ——原翼型、新翼型的升阻比。

综上,目标函数为:

$$\min F_{obj} = F_p + F_\varepsilon + F_c \quad (21)$$

式中, F_p ——指标 p 对应的目标函数; F_ε ——指标 ε 对应的目标函数; F_c ——惩罚项。

4.4 优化结果

基于上述优化模型,结合改进的粒子群算法,编写计算机程序进行优化。优化的历程如图7所示,经过20代更新,目标适应度开始收敛。优化得到的派生翼型与NACA 64618的对比如图8所示,翼型弯度前者稍大,翼型厚度二者相当。派生翼型的气动扭矩变化值 F_T 和气动升力变化值 F_L 与NACA 64618翼型的对比如图9所示。对于 F_T 而言,前者的峰值小于后者,说明在扭转位移的过程中,前者的气动扭转敏感性更低,相应的 w_T 更小,说明气动扭矩对扭转做的正功更

少,因此派生翼型的扭转气动性能有所提高。对于 F_L 而言,派生翼型的 F_L 位于横轴附近,说明扭转位移对于气动升力的影响不明显,即说明扭转位移诱发的平移位移得到有效控制,因此派生翼型的弯曲气动性能得到大幅提高。

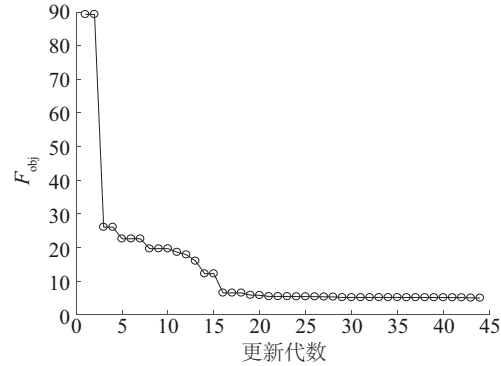


图7 优化历程

Fig. 7 Optimization history

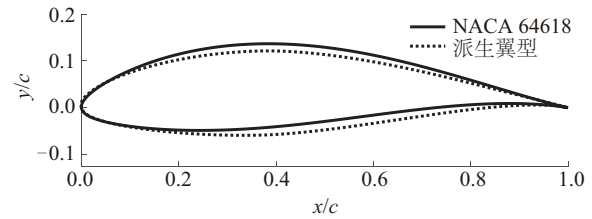
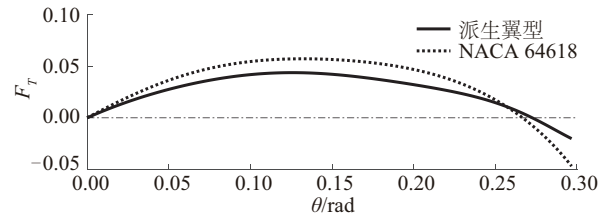
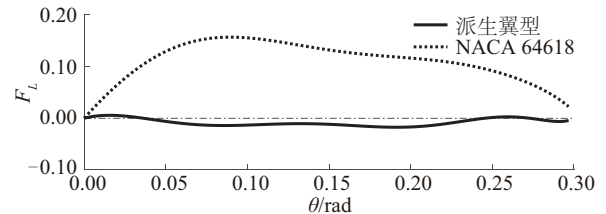


图8 NACA 64618和它的派生翼型

Fig. 8 NACA 64618 and it's derived airfoil



a. F_T



d. F_L

图9 派生翼型的 F_T 和 F_L 与NACA 64618对比

Fig. 9 Comparisons of F_T and F_L between the derived airfoil and NACA 64618

派生翼型与NACA 64618的升力系数、阻力系数、

俯仰力矩系数和升阻比的对比如图 10 所示。当攻角小于 8° 时,派生翼型的升力系数和升阻比高于 NACA 64618,运行攻角范围内的气动性能有所提高;当攻角大于 8° 时,派生翼型的升力系数持平,这有利于缓解阵风对于叶片的冲击(将在后文论证),升阻比降低,但在这个攻角范围内,主要考虑翼型抑制扭转发散的能力(即静气弹性能)而不是气动性能;在整个攻角范围,派生翼型的俯仰力矩系数都小于 NACA 64618,这是为了去平衡升力产生的气动扭矩。

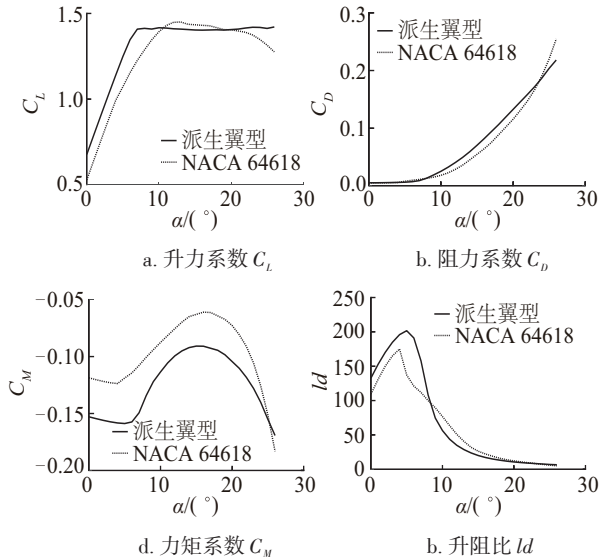


图 10 派生翼型的升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、力矩系数 C_M 、升阻比 l_d 与 NACA 64618 对比

Fig. 10 Comparisons of lift coefficients C_L , drag coefficients C_D , moment coefficients C_M and lift-drag ratios l_d between derived airfoil and NACA 64618

为验证派生翼型抑制叶片扭转发散的效果,本文就 NREL 5 MW 风力机叶片,用派生翼型替换其原始翼型 NACA 64618 而保持其他参数不变。用叶素动量理论和欧拉-伯努利三维梁理论建立叶片气弹耦合模型并进行仿真,仿真工况为额定工况,为能体现翼型制叶片扭转发散的能力,仿真过程中对风速施加一个正弦脉冲,如图 11 所示。对原始叶片(NACA 64618)和替换叶片(派生翼型)进行仿真并取各自的叶尖攻角和位移,叶尖位移可有效反映叶片的受载情况,如图 12 所示。在额定风速下 NACA 64618 和派生翼型的攻角沿叶片展向分布如图 13 所示。

由图 12c 和图 12d 可看出,叶尖的挥舞位移和摆振位移都增大,说明挥舞载荷和摆阵载荷都增大,由于只替换了翼型而未优化弦长、扭角等参数,因此很难直接评

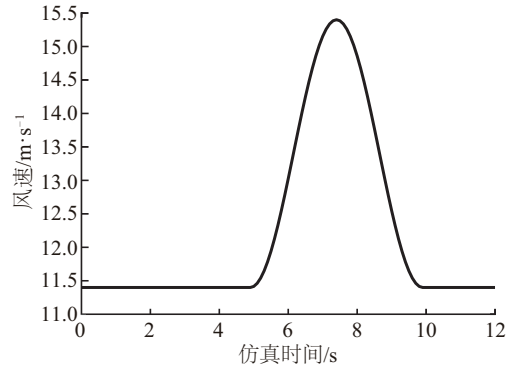


图 11 仿真风速

Fig. 11 Wind speed of simulation

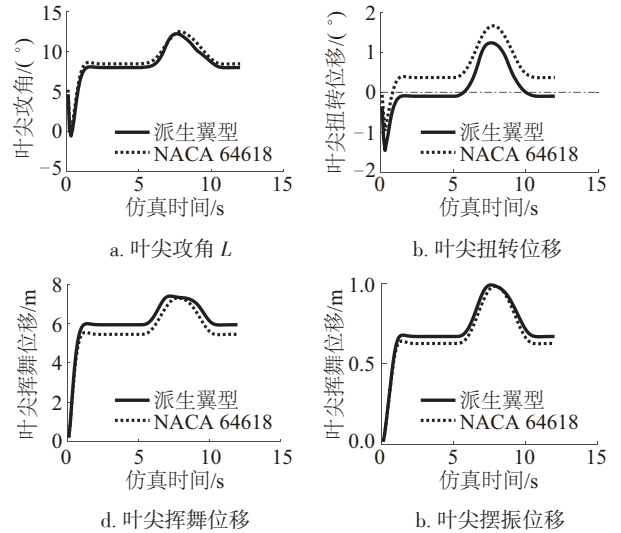


图 12 叶尖攻角和叶尖位移

Fig. 12 Angle of attack and displacements at blade tip

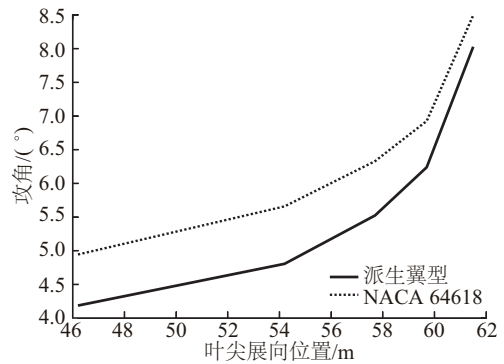


图 13 攻角沿叶片展向的分布

Fig. 13 Distribution of angle of attack along the blade

估派生翼型对叶片载荷的影响,但从图 13 可知,派生翼型的攻角范围为 $4^\circ \sim 8^\circ$,在升阻比增大的区间。在脉冲风速下,图 12c 中实线在脉峰处被压平,正是由于

图 10a 中的升力系数在大攻角下持平的缘故,同样,图 12d 中摆振载荷受脉冲的影响也变小,因此替换叶片对脉冲的敏感性降低。图 12b 为叶尖扭转位移的变化情况,可以看出实线相比虚线更靠近横轴,说明派生翼型有利于减小叶尖的扭转位移,提高了抑制叶片扭转发散的能力。

综上可知,派生翼型能有效抑制叶片对阵风的敏感性,同时对叶片扭转发散有一定抑制作用。

5 结 论

兼顾气动性能和静气弹性能,对现有常用薄翼型 NACA 64618 进行替代设计。新翼型的气动升力和气动扭矩对攻角的敏感性都有所降低,同时保证运行攻角范围内的升阻比不降低。就 NREL 5 MW 参考风力机叶片,用新翼型替代 NACA 64618 翼型并对其额定工况进行仿真,仿真过程中对风速施加一个正弦脉冲,结果表明替代叶片对脉冲的敏感性低于原叶片,且替代叶片相比原始叶片的扭转位移更接近零,可以证明新翼型对叶片的扭转发散有一定抑制作用。

[参考文献]

- [1] EGGLESTON D M, STODDARD F S. Wind turbine engineering design[M]. New York: Van Nostrand Reinhold Co., Inc., 1987.
- [2] FUGLSONG P, BAK C. Design of the new Risø-A1 airfoil family for wind turbines [C]//1999 European Wind Energy Conference, Nice, France. Vol.1- 5, March 1999:134-137.
- [3] FUGLSONG P, BAK C. Development of the Risø wind turbine airfoils [J]. Wind energy, 2004 (7): 145-162.
- [4] 陈进,王旭东,王立存.基于泛函的风力机翼型形状优化设计研究[J].太阳能学报,2010,31(5): 643-646.
CHEN J, WANG X D, WANG L C. Shape optimization of general airfoil profiles for wind turbines based on functional theory[J]. Acta energiae solaris sinica, 2010, 31(5): 643-646.
- [5] 程江涛,陈进,沈文忠,等.基于最大风能利用系数的风力机翼型设计[J].机械工程学报,2010,46(24): 111-116.
CHENG J T, CHEN J, SHEN W Z, et al. Design of wind turbine airfoils based on maximum power coefficient[J]. Journal of mechanical engineering, 2010, 46(24): 111-116.
- [6] CHEN J, WANG Q, PANG X P, et al. Improvement of airfoil design using smooth curvature technique[J]. Renewable energy, 2013, 51: 426-435.
- [7] VARGA T, KIRÁLY A, ABONYI J. Improvement of PSO algorithm by memory-based gradient search—Application in inventory management [M/OL]. Swarm intelligence and bio-inspired computation, Chapter 19, 2013.
- [8] CHEN J, WANG Q, PANG X P, et al. A new direct design method of wind turbine airfoils and wind tunnel experiment[J]. Applied mathematical modelling, 2016, 40(3): 2002-2014.
- [9] 王旭东,陈进,张石强.风力机叶片翼型型线集成设计理论研究[J].中国机械工程,2009,20(2): 211-213.
WANG X D, CHEN J, ZHANG S Q, et al. Integration study on airfoil profile for wind turbines[J]. China mechanical engineering, 2009, 20(2): 211-213.
- [10] 徐华舫.空气动力学基础[M].北京:国防工业出版社,1979.
XU H F. Fundamentals of aerodynamics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1979.
- [11] 汪泉.风力机叶片气动外形与结构的参数化耦合设计理论研究[D].重庆:重庆大学,2013.
WANG Q. Study on the parameterized coupled design theory of wind turbine blade aerodynamic shape and structure[D]. Chongqing: Chongqing University, 2013.
- [12] TIMMER W A, VAN ROOIJ R P J O M. Summary of the Delft University Wind Turbine Dedicated Airfoils [C]//41st aerospace sciences meeting and exhibit. Reno, Nevada, Delft University Wind Energy Research Institute, 2003.
- [13] JONKMAN J, BUTTERFIELD S, Musial W, et al. Definition of a 5 MW reference wind turbine for offshore system development[R]. NREL/TP-500-38060, National Renewable Energy, 2009.
- [14] 王旭东.风力机翼型通用型线理论及叶片形状优化研究[D].重庆:重庆大学,2009.
WANG X D. Study on generality of airfoil profiles and optimization design of blade shapes for wind turbines [D]. Chongqing: Chongqing University, 2009.

AIRFOIL DESIGN FOR WIND TURBINES BASED ON STATIC-AEROELASTIC PERFORMANCE

Chen Gang¹, Chen Jin¹, Sun Zhenye², Pang Xiaoping¹

(1. *State Key Laboratory of Transmission, Chongqing University, Chongqing 400044, China;*

2. *College of Hydraulic and Energy Engineering, Yangzhou University, Yangzhou 225127, China*)

Abstract: The static-aeroelastic performance is introduced, which investigates the sensibility of the aerodynamic torque and intensity of the translational displacement due to the torsional displacement, and less sensibilities and/or intensities means better static-aeroelastic performance. The optimization model is constructed combining the improved particle swarm optimization and the parameterized expression of airfoil based on general integration theory, and with the aerodynamic and static-aeroelastic performances both in consideration. An alternative optimal design for the frequently-used thin airfoil NACA 64618 is conducted using the optimization model. The aerodynamic performance and static-aeroelastic performance are improved in comparing to NACA 64618. Using NREL 5MW wind turbine blade as reference, the NACA 64618 is replaced by a new airfoil which is simulated under the rated conditions with a sine-shape pulse embedded in the wind speed. The new blade shows less sensitivities to the pulse, and it's torsional displacement closer to zero. These mean that the new airfoil can inhibit the torsional divergency of blade in some degree.

Keywords: wind turbine airfoil; particle swarm optimization; alternative design; general integration theory; static-aeroelastic performance