

# 雷诺数变化对风力机二维翼型的影响

尹彤 刘雄飞

(中国矿业大学银川学院, 宁夏银川 750021)

**摘要:** 主要讨论不同雷诺数下小型风力机翼型的气动参数变化和关于翼型压力、升阻比等气动参数的研究。通过数值模拟计算, 应用 CFD 软件和 XFLR5 软件计算翼型样本绕流场得到其响应值, 在两种翼型分析软件中, 都分别建立了 2 维翼型 NACA4412 模型并通过模拟流场气动分析和简单的气动参数数据模拟。在一定雷诺数范围中随着攻角的变大升力系数也随着变大, 攻角达到一定大小时升力系数便不会再变大, 翼型开始出现失速, 但随着攻角接着变大, 升力系数接着随着攻角的变大而变大。

**关键词:** 翼型; 雷诺数; 气动分析

在 20 世纪七八十年代的大型风力机技术设计发展过程中, 很多大型风力机直接设计采用了 NACA 系列机型中的各种航空机动翼型。小型风力发电机的叶片工况不同于大型风力发电机叶片, 大型风力发电机在叶片处于稳定工况下运作时, 其叶片的攻角大小变化影响范围很大, 其中大型风力发电机在叶片的选择与应用的过程中需要考虑的是当风力机处于低雷诺数下时攻角的变化带来的影响, 小型风力发电机和大型风机叶片正常运行时的雷诺数变化梯度并没有什么不同, 大型风力发电机叶片的攻角影响范围也并未和小型风力发电机般如出一辙, 往年在小型风力发电机叶片的选用中不是将雷诺数作为首先考虑的因素。对于低速驱动型的风轮, 因为由于它的驱动叶片数相对较少, 应该尽可能选择翼型补偿控制系数升阻比, 对于高速风轮驱动型的风轮, 叶片数相对较少, 应尽量将其选择在很宽的叶轮抗失风速补偿控制系数范围内, 以便它们能够同时获得较高的高速风轮驱动功率比和补偿控制系数。

## 一、基本参数及气动理论

### (一) 贝茨理论

贝茨定律适用于所有牛顿流体, 但主要适用于风。因为风的运动提供了大部分的能量, 所以涡轮机提取有用能量后风速将降至零。贝茨定律指出, 气流传播到更大的区域是为保证涡流器能够正常提取能量。因此几何形状将涡轮机效率限制为 59.3%。

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho A v_1^3} = 4a(1-a)^2 \quad (1-1)$$

因此, 当  $a=1/3$  时, 风轮风能利用系数最大,  $C_{p\max} \approx 0.593$ 。

### (二) 雷诺数

雷诺数 (Reynolds number) 是指流体内部惯性流动力与流体黏性流动力之间比值的一个量度, 记作 Re, 进行表示为:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (1-2)$$

式中  $\rho$  ——流体密度;  $\mu$  ——气体粘度;  $V$  ——流场的特征速度;  $L$  ——特征长度。

### (三) 湍流度

湍流度 (Turbulence intensity), 又称湍流强度, 是广泛用以描述风速的大小跟随着时间的变化而产生的大小变化程度, 反映了风 (流畅) 的动荡程度大小, 记作 I, 可表示为:

$$I = \frac{u'}{U} \quad (1-3)$$

式中  $u'$  ——湍流脉动速度的均方根 (风速的标准差);  $U$  ——平均速度。

### (四) 翼型的升阻比

关于判定风力机翼型的气动性能参数, 升阻比 K 是用来判定风力机翼的气动性能的一个至关重要的数据, 一般来说峰值升阻比越大对翼型的气动性能越好。记作 K, 可表示为:

$$K = \frac{C_l}{C_d} \quad (1-4)$$

式中  $C_l$  ——升力系数;  $C_d$  ——阻力系数。

## 二、翼型及气动参数分析

本次设计中针对翼型选择主要有三种备选翼型, 分别为 NACA4412, S8037 和 S1097 这三种备选翼型, 这三种备选翼型都是当下市面上较常见的翼型, S1097 翼型流动分离范围小在较大的攻角下, 而且要远远超过 NACA4412 和 S8037, 故此与 S8037 和 S1097 这两个翼型相比, NACA4412 翼型更加的能反映出不同雷诺数和攻角下数据的变化曲线。故此, 选择使用 NACA4412 翼型。

### (一) 不同雷诺数下的翼型升阻比变化

将 profili 中导出的 DAT 格式翼型参数文件导入带 XFLR5 软件中, 可以得出翼型的二维图形样式, XFLR5 软件可以模拟仿真出雷诺数不同的几个工况下翼型各项基本气动参数, 例如翼型的升力系数和阻力系数还有升阻比和攻角之间的关系, 通过气动参数数值分析导出, 在不同雷诺数下翼型稳定性的变化。

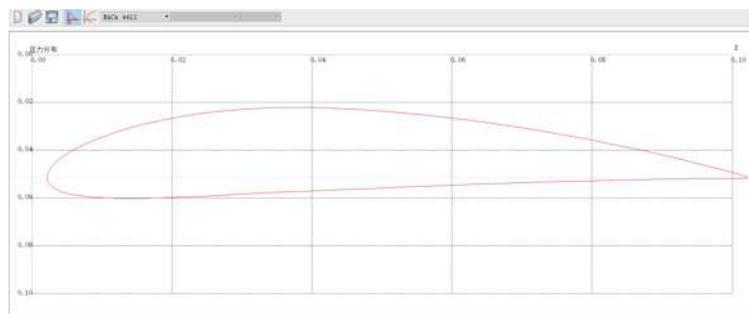


图 1 翼型 NACA4412 在 XFLR5 软件中

点击“分析”，选择“多线程批量分析”，可以设置所需要的雷诺数区间。最小雷诺数为  $5 \times 10^4$ ，最大雷诺数为  $2 \times 10^5$ ，分度值为  $3 \times 10^4$ ，可以得出  $5 \times 10^4$ ； $8 \times 10^4$ ； $11 \times 10^4$ ； $14 \times 10^4$ ； $17 \times 10^4$ ； $2 \times 10^5$  六个不同雷诺数的分析区段。设置攻角期间为  $-10^\circ$  ——  $30^\circ$ ，如图 2 所示。



图 2 雷诺数设置界面

由数据分析图 3 可以看出，升阻比随着攻角的增大而增大，在攻角为  $-5^\circ$  到  $10^\circ$  这个区间内升阻比呈现了逐渐上升的趋势，一直达到到升阻比的峰值，且攻角在十度的变换区间内，翼型的升阻比开始减小直到趋于平稳。雷诺数从  $8 \times 10^4$  到  $2 \times 10^5$  时，升

阻比的变换较为敏感，雷诺数越大升阻比的峰值大小也就越大，但不同雷诺数下的升阻比都是在攻角为  $10^\circ$  左右时趋于平稳。

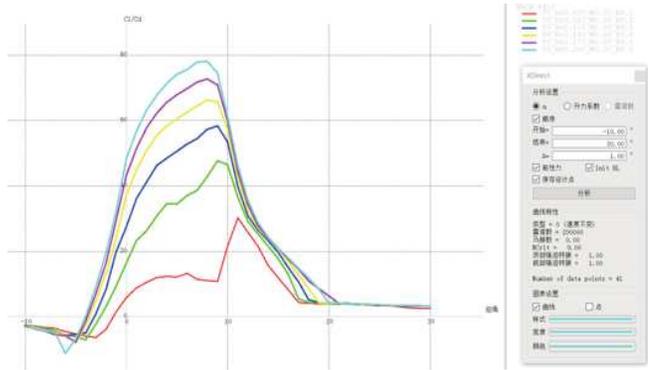


图 3 不同雷诺数下升阻比随攻角的变化

(四) Fluent 建模与仿真

小型的风力机往往会处于一种高湍流、低雷诺数的状态。用 Ansys 软件中的 fluent 组件进行二维翼型的气动分析，为风力机翼型设计与应用提供重要参考和依据。

图 4 给出了 NACA4412 原始翼型在攻角为  $8^\circ$  时的上翼面速度流线图。由图明显可见在翼型中部 0.55 倍弦长位置压力梯度的变化剧烈，层流分离泡的产生，这一现象表明了此处有转捩发生。风机翼型 NACA4412 的边界层流动变化是随着，气流向下逐渐发生层流分离转捩，表明转捩位置随着攻角前移。

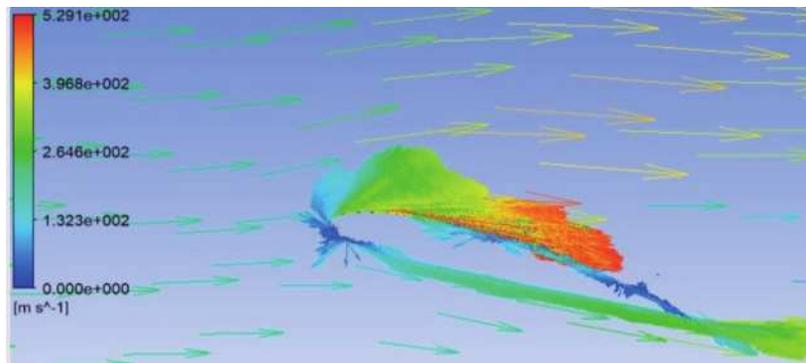


图 4 NACA4412 翼型上翼面速度流线图

随着湍流度增加，上下翼面压差逐渐增加，即升力系数随着湍流度增大而增大，与前面的分析一致。三、结论

在翼型的气动仿真实验中如果忽略了湍流模型的仿真实验，那么结果往往是不准确且不严谨的，为了秉持实验的准确性，同时为了分析和量化湍流速度对低雷诺数风力机气动性能的影响，本文通过 CFD 软件（ANSYS 等）和 XFLR5 软件计算翼型样本绕流场得到其响应值，通过对低雷诺数湍流模型下对翼型层流分离的研究，分析了不同位置下的低雷诺数翼型的流动损失特性以及对翼型的气动性能的各项影响，得出了翼型表面几何特征对风机翼型气动性能的影响。

参考文献：

[1] 曲浩，胡骏. 雷诺数对风力机二维翼型气动性能的影响 [C]// 中国航空学会第七届动力年会论文摘要集. 中国航空学会，

2010.

[2] 梁湿，刘雄，张林伟等风力机翼型气动力的雷诺数修正及其影响分析 [J]. 可再生能源，2015，33（011）：1658-1663.

[3] 靳允立，胡骏. 翼型失速及雷诺数变化对风力机气动性能影响的数值研究 [J]. 太阳能学报，2009，030（009）：1280-1285.

[4] 高超，贾娅娅，刘庆宽. 雷诺数对风力机薄翼型气动性能影响的试验研究 [C]// 第 29 届全国结构工程学术会议. 0.

[5] 黄继雄. 风力机专用新翼型及其气动特性研究 [D]. 汕头大学，2001.

[6] 刘强，白鹏，李锋不同雷诺数下翼型气动特性及层流分离现象演化 [J]. 航空学报，2017，38（4）：27-39.

[7] 左伟，顾蕴松，王奇特等低雷诺数下机翼气动特性研究及控制 [J]. 航空学报，2016，37（4）：1139-1147.