

Numerical Simulation of Aerodynamic Performance for Large Wind Turbine

Yuxin Gan

College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing
Email: cjgyx@126.com

Received: Dec. 25th, 2013; revised: Dec. 27th, 2013; accepted: Dec. 30th, 2013

Copyright © 2013 Yuxin Gan. This is an open access article distributed under the Creative Commons Attribution License, which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited. In accordance of the Creative Commons Attribution License all Copyrights © 2013 are reserved for Hans and the owner of the intellectual property Yuxin Gan. All Copyright © 2013 are guarded by law and by Hans as a guardian.

Abstract: In this paper, the writer uses the CFD method to numerically simulate the S809 airfoil which is specially used for large wind turbine and analyzes its static aerodynamic performance. In the calculation process, the writer uses Spalart-Allmaras turbulence model, $k-\omega$ turbulence model, $k-\omega$ turbulence model and SST $k-\omega$ turbulence model to make the fully turbulent simulation for S809 airfoil. It is found that the simulation result of the SST $k-\omega$ turbulence model is closest to the result of the experiment. Because the flow separation points predicted by the S-A and $k-\omega$ models are below the experiment result when the airfoil is at a high angle of attack, it will lead to the result that the lift force is significantly higher than the experimental values. In addition, the lift coefficient which is calculated by the $k-\omega$ turbulence model has larger error than other turbulence models, and the drag coefficient which is calculated by the $k-\omega$ turbulence model is also different with the experiment result. Then the writer compares the pressure distribution on airfoil surface and the flow field structure in some typical conditions which are simulated by the SST $k-\omega$ turbulence model, and researches the S809 airfoil's aerodynamic performance under the static stall. The simulation result shows that the separation point is on the suction surface of the airfoil when the separation of airfoil's boundary layer flow occurs. It is moving to the airfoil leading edge with the increasing angle of attack until the separation of all the boundary layer in airfoil suction surface occurs. When the angle of attack is large enough, the separation vortex of wake is reattached to the airfoil surface, forming the two-time vortices.

Keywords: Wind Turbine; Airfoil; Static Aerodynamic Performance; Numerical Simulation

大型风力机翼型静态气动性能的数值模拟

千雨新

南京航空航天大学, 航空宇航学院, 南京
Email: cjgyx@126.com

收稿日期: 2013年12月25日; 修回日期: 2013年12月27日; 录用日期: 2013年12月30日

摘要: 本文对 S809 翼型的静态气动性能用 CFD 方法进行了数值模拟和分析, 在计算过程中, 使用了 4 种湍流模型对 S809 翼型进行了全湍流模拟, 发现 SST $k-\omega$ 湍流模型的模拟效果与实验结果最为接近。但是大迎角状态下, S-A 模型和 $k-\epsilon$ 模型预测的气流分离点较实验值靠后, 导致升力显著高于实验值。另外, $k-\epsilon$ 湍流模型算得的升力系数和 $k-\omega$ 湍流模型算得的阻力系数, 与实验值的误差都比其他湍流模型大很多。之后又比较了 SST $k-\omega$ 湍流模型模拟的翼型几个状态下的表面压力分布和流场结构, 研究了翼型静态失速下的气动性能。模拟结果显示, 翼型边界层流动发生分离后, 分离点在翼型吸力面上, 且随着攻角的增大, 分离点向前缘移动, 直到整个翼型吸力面的边界层都发生了分离。当攻角足够大时, 分离尾迹涡又重新附着在翼型壁面上, 形成二次涡。

关键词：风力机；翼型；静态气动性能；数值模拟

1. 引言

随着人们环保观念的增强，对环境没危害的绿色清洁能源的研究开发越来越受到人们的重视，引起了一股风能开发利用的热潮。据估计全球大约有 3.5×10^{12} kw 的风能可以被开发利用，这个价值至少是世界可用水能的 10 倍^[1]。风力发电是风能利用的主要方式，风力机叶片是整个风力发电机组的核心部件^[2]，所以对于风力机叶片的二维状态下即翼型的气动力计算则显得尤为重要。

目前，广泛使用在水平轴风力机上的翼型族包括两大类，一类是传统的航空翼型族，另一类是新型的风力机专用翼型族，如 NREL S 系列、DU 系列、FFA 系列等翼型族。与航空器对翼型的要求不同，风力机的运行工况非常复杂，对翼型有着特殊的要求，传统的航空翼型越来越不能满足这种要求^[3]。传统的风力机通常选用 NACA 系列的航空翼型，这些翼型对前缘粗糙度非常敏感，前缘受到污染会导致翼型性能大幅度下降^[4]。为了提高风力机运行时候的风能利用效率，现代风力机逐渐放弃传统的航空翼型，而采用专门为风力机设计的，更能满足风力机需求的专用新翼型，比如由 NREL 研制的 S809 风力机专用翼型。

本文使用 RANS 方法中常用的 4 种湍流模型，对风力机专用翼型 NREL S809 在不同攻角下的静态气动性能进行计算，对比分析升力系数和阻力系数分布，评价各种湍流模型对计算结果精度的影响。

2. 物理模型

S809 翼型的外形轮廓如图 1 所示，该翼型是采用 Eppler 翼型设计软件设计的，它的外形是以坐标点而非解析的形式来定义的，相对厚度比起传统的航空翼型要大得多，比较适用于低速层流的流动情况，其设计目标为最大升力系数对前缘粗糙度不敏感以及低阻力特性。该翼型曾在 Colorado State University (CSU)、Ohio State University(OSU)和 Delft University of Technology(DUT)等大学风洞中进行实验^[5]，实验数据丰富。

3. 数值模拟方法

本文采用 Gambit 生成 C 型结构网格，并用 Fluent

进行数值计算。计算过程中，雷诺数取为 $Re = 1,000,000$ ，通过改变入流的方向来改变攻角的大小，攻角的范围为 -1.04 度到 20.16 度，计算边界层网格的 y^+ 通过经验估算，取值为 2.33×10^{-5} 。

3.1. 数值计算的基本方程

由于风力机在实际工作中的马赫数一般较低，因此可假设翼型的绕流流动为不可压缩流动。同时这里只考虑了翼型在静态时的绕流情况，因此可选择稳态的 RANS 方程作为流动的控制方程。数值计算依据的基本方程是二维连续方程和二维不可压 N-S 方程。

二维连续方程：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

二维不可压 N-S 方程：

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial t} + u_x \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + u_y \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial y} \\ & = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial y^2} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial t} + u_x \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial x} + u_y \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} \\ & = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 u_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial y^2} \right) \end{aligned} \quad (3)$$

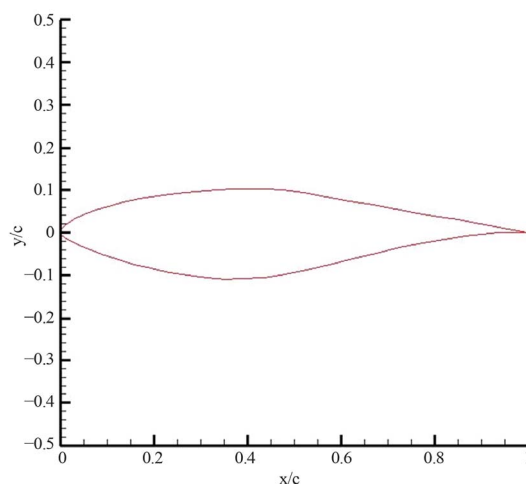


Figure 1. Airfoil profile of S809
图 1. S809 翼型轮廓

3.2. 网格划分

本文数值计算网格在 Gambit 下生成，采用结构网格，网格如下图 2 所示。

网格为 C 型，翼型上表面布置 76 个节点，下表面布置 77 个节点，并对翼型表面的网格进行了加密。总共网格含有 12,195 个单元，12,451 个节点。

4. 湍流模型

由于任一物理量 ϕ 的时间平均值可以表示为：

$$\bar{\phi} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \phi(t) dt \quad (4)$$

同时，物理量的瞬时值 ϕ 可以表达为时均值 $\bar{\phi}$ 和脉动值 ϕ' 之和，即：

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (5)$$

根据雷诺时均的概念，可以得到如下的控制方程组，其中第一式为连续性方程，第二式为雷诺时均形式的 Navier-Stokes 方程，第三式为其他 ϕ 变量方程。

$$\frac{\partial(\rho\bar{u})}{\partial x} + \frac{\partial(\rho\bar{v})}{\partial y} + \frac{\partial(\rho\bar{w})}{\partial z} = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho\bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\bar{u}_i\bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial\bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\eta \frac{\partial\bar{u}}{\partial x_j} - \rho\overline{u'_i u'_j} \right) \quad (7)$$

($i=1,2,3$)

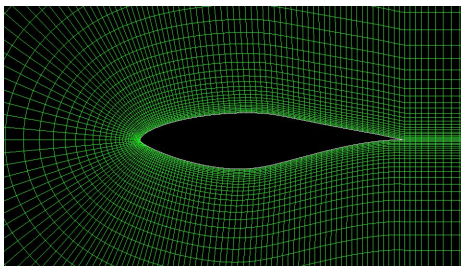
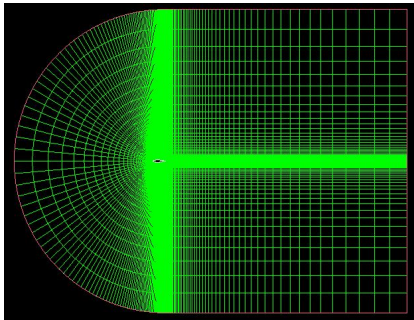


Figure 2. Structure grid of S809 and part grid of S809
图 2. S809 翼型结构网格及局部放大

$$\frac{\partial(\rho\bar{\phi})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\bar{u}_j\bar{\phi})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma \frac{\partial\bar{\phi}}{\partial x_j} - \rho\overline{u'_j\phi'} \right) + S \quad (8)$$

观察第二、三两式可发现，一次项在时均前后形式保持不变，而二次项在时均处理后则产生包含脉动值的附加项，这些湍流脉动附加项反映了流体对流场中各个物理量的输运特性和扩散特性，其中 $-\rho\overline{u'_i u'_j}$ 称为雷诺应力。湍流脉动附加项的确定就是雷诺时均方程计算湍流的核心内容，由于引入了湍流脉动附加项这些新的流动变量，原有的方程个数不足，方程不封闭，无法对问题进行求解。为了使方程封闭，则需要引入一些关于湍流脉动附加项与时均值之间关系的式子，且式子的数量要和引入的湍流脉动附加项数量相同，这些关系式就是所谓的湍流模型^[6]。

目前在工程湍流问题中得到广泛应用的湍流模型是涡粘模式，这是由 Boussinesq 仿照分子粘性的思路提出的，即设 Reynolds 雷诺应力为：

$$\overline{u'_i u'_j} = -\nu_T \left(U_{i,j} + U_{j,i} + \frac{2}{3} U_{k,k} \delta_{ij} \right) + \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (9)$$

这里 $k = 0.5\overline{u'_i u'_i}$ 是湍流动能， ν_T 称为涡粘性系数。

湍流模拟过程中，根据引入的附加微分方程的数目，一般可将湍流模型分为几类：零方程模型，一方程模型和二方程模型等。在风力机翼型气动性能计算中，使用较多的湍流模型是 Spalart-Allmaras(SA)模型、k- ϵ 模型、k- ω 模型和 SST k- ω 模型。

Spalart-Allmaras(S-A)模型是一方程湍流模型，该模型比起其他湍流模型相对简单，只需求解湍流粘性的输运方程，不需求解当地剪切层厚度的长度尺寸。k- ϵ 模型是最为人所知和应用最广泛的两方程涡粘性模型，该湍流模型对于壁面流动，在零或者小平平均压力梯度下，模拟结果和实验结果符合得较为一致，但是对大的逆压梯度，其结果就不太正确了^[7]。所以，该模型不太适用于求解翼型失速和分离这种流动情况。而风力机实际工作中，其叶片的翼型必须经常工作在失速甚至是深度失速的条件下，故使用 k- ϵ 湍流模型所得的结果误差较大。为克服 k- ϵ 湍流模型的这一缺陷，人们提出了一种形式更简单的湍流模型，即 k- ω 湍流模型。由于原始 k- ω 模型存在对自由流条件过于敏感的问题^[7]，对于入口处不同的 ω 值，模拟计算的结果也会有很大的不同。为了解决这个问题，人们又发展了一种方法：在近壁面使用 k- ω 模型，

而在边界层边缘和自由剪切层使用 $k-\epsilon$ 模型，在边界层内则混合使用这两种湍流模型，并根据一个混合加权函数的大小进行加权平均，该混合函数用于边界层内的过渡。为了有效结合 $k-\omega$ 和 $k-\epsilon$ 两种湍流模型，统一把它们写成 $k-\omega$ 形式。

风力机实际工作中，其叶片的翼型必须经常工作在失速甚至是深度失速的条件下，因此关于风力机翼型的低速大攻角绕流的气动载荷计算与气动性能分析非常重要。而要较好的解决翼型失速时的绕流特性，对翼型进行精确的计算，湍流模型的选取非常关键，所以，研究使用各个湍流模型对风力机翼型进行气动载荷计算与分析，是极其有意义的。

5. 结果分析

采用 Spalart-Allmaras(SA)模型、 $k-\epsilon$ 模型、 $k-\omega$ 模型和 SST $k-\omega$ 模型对 S809 翼型进行模拟，S809 在 DUT 的实验给出了在雷诺数为 $Re = 1,000,000$ 下的翼型气动数据，因此进行这一雷诺数下的数值模拟。计算时，通过改变来流方向来改变攻角的大小，攻角范围为 -1.04° 到 20.16° 。翼型的气动性能通过升力系数和阻力系数给出，并通过计算结果与实验数据的比较，评

价不同湍流模型对计算精度的影响。

图 3 即为分别使用 S-A 模型、 $k-\epsilon$ 模型、 $k-\omega$ 模型和 SST $k-\omega$ 模型对 S809 翼型攻角从 -1.04° 到 20.16° 的静态性能绕流模拟结果和实验结果的比较图，图中比较了 S809 翼型的升力系数和阻力系数。从升力系数比较图中可以看出，在攻角为 7° 之前，使用除 $k-\epsilon$ 模型以外的其余 3 种湍流模型所得的升力系数均能和实验值保持一致走势，且差别不大。随着攻角的增大，升力系数的实验值在 9° 以后基本就不增加了，这说明实验已经发生了分离，而除了 SST $k-\omega$ 模型以外的其余 3 种湍流模型均无法模拟出这一流动现象，升力系数依然随着攻角而增大。 $k-\epsilon$ 模型对升力系数的模拟误差很大，这也和其不能准确预测流动分离的特性相符。同时从阻力系数的比较图中可以看出，在 9° 以前，不管是湍流模型模拟所得阻力系数还是实验值，都随着攻角的增加变化不大。但 9° 以后，随着攻角的增大，实验所得阻力系数增长的斜率逐渐增大。在 9° 以前，实验所得阻力系数均非常低，S-A 模型和 SST $k-\omega$ 模型所得结果也比较低，但 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型所得结果就比较大，尤其是 $k-\omega$ 模型。可以认为，由于 9° 攻角以前流动还没有发生分离，所

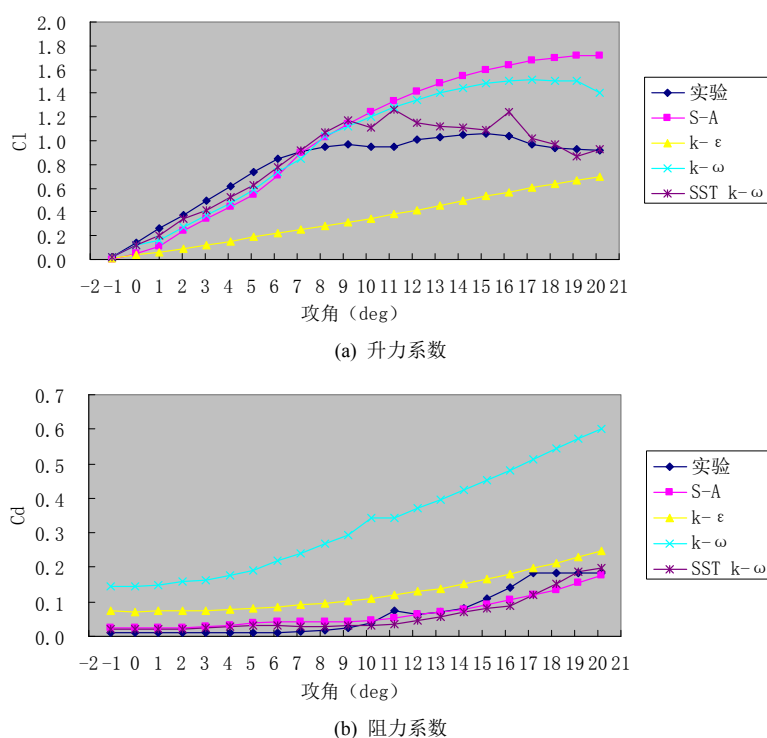
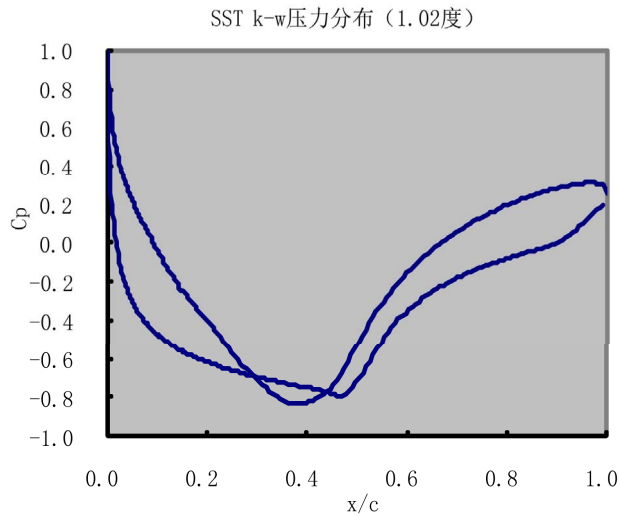


Figure 3. Curve of lift and drag coefficient calculation results by four turbulence model and experiment
图 3. 四种湍流模型模拟的 S809 翼型升阻力系数与实验值的比较

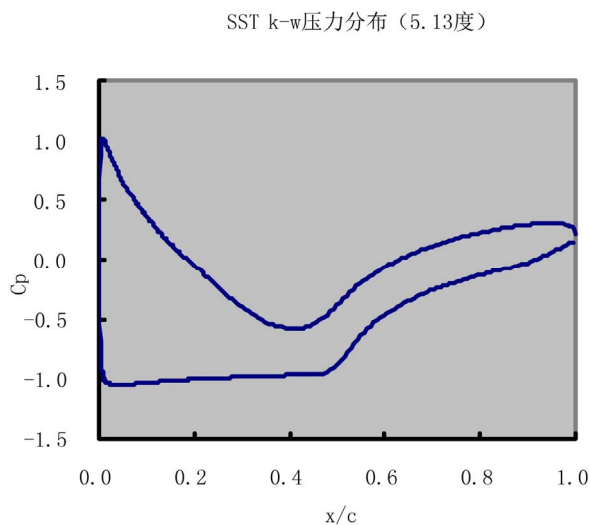
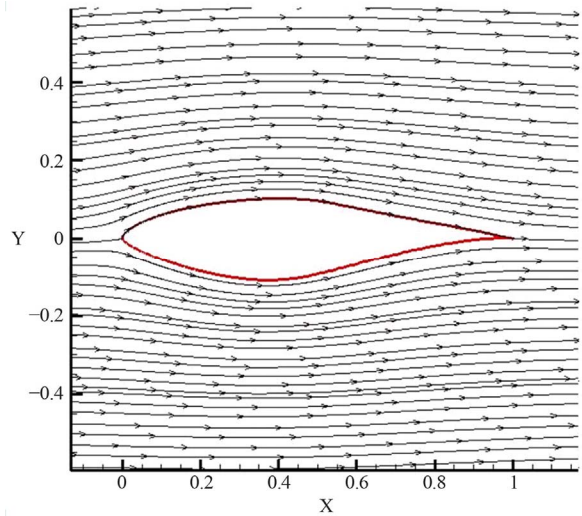
以翼型所受阻力主要是由流体粘性作用而产生的摩擦阻力，所以这时阻力系数非常小而且变化不大。9度以后，流动逐渐产生分离，特别到了12度以后，阻力系数增长的斜率变大，这说明由于边界层的分离，产生了很大的尾涡区，翼型阻力主要表现为压差阻力，所以阻力系数显著增加。四种湍流模型在9度以后的阻力系数增长斜率也都逐渐变大。从4种湍流模型对翼型升阻力系数的模拟和实验值的对比中可以看出，SST k- ω 湍流模型模拟所得升阻力系数与实验值最为接近。但是4种湍流模型预测的流动分离攻角均比实验结果靠后，模拟结果的分离位置相对于实验结果发生了延迟。同时由于模拟采用全湍流模拟，在流动分离前，忽略转换效应一方面将使得边界层厚

度偏大导致压强损失偏大，使得升力系数偏小，另一方面湍流边界层壁面摩擦较层流边界层大，使得阻力系数偏大。而在大攻角范围内，由于湍流模型未能准确捕捉气流分离位置，导致升力系数偏高，而S-A模型和SST k- ω 模型的阻力系数也比实验值偏低。同时，k- ω 模型模拟的阻力系数偏大，而k- ϵ 模型不管是升力系数还是阻力系数均不够精确，这是因为k- ϵ 模型在逆压梯度的情况下不能准确的预测流动分离所导致的。

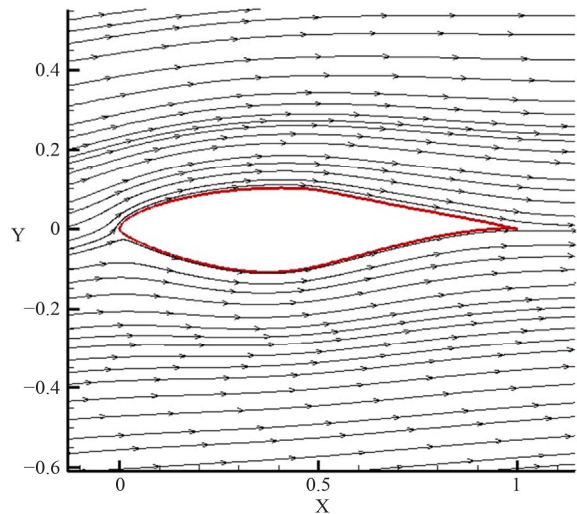
由于SST k- ω 湍流模型对二维翼型的绕流模拟效果比其他湍流模型较好，故分析其对S809翼型绕流模拟的流场。下图4分别给出了攻角为1.02度、5.13度、9.21度、12.23度和20.16度时S809

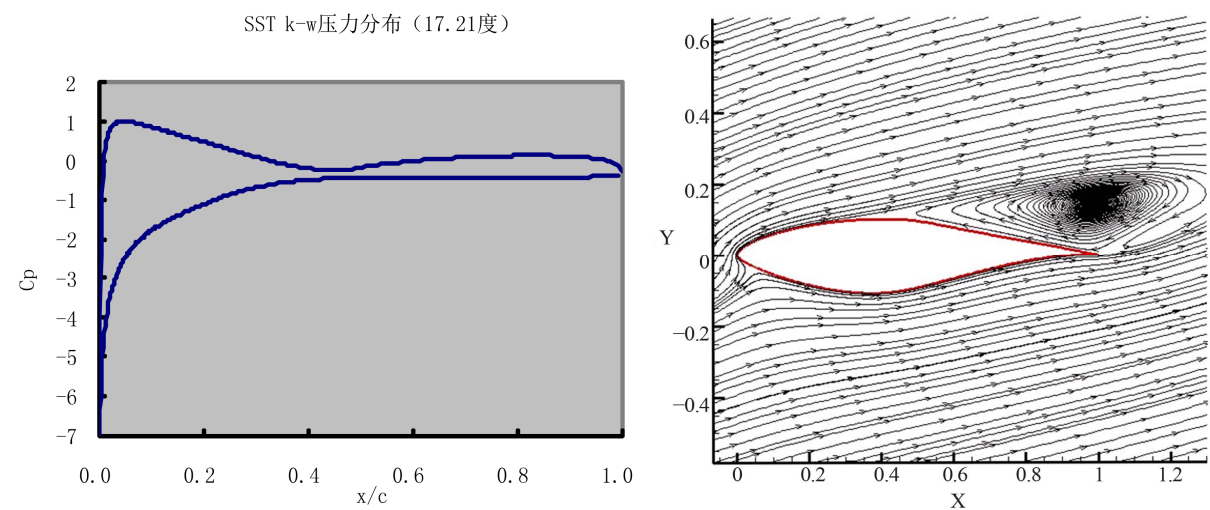
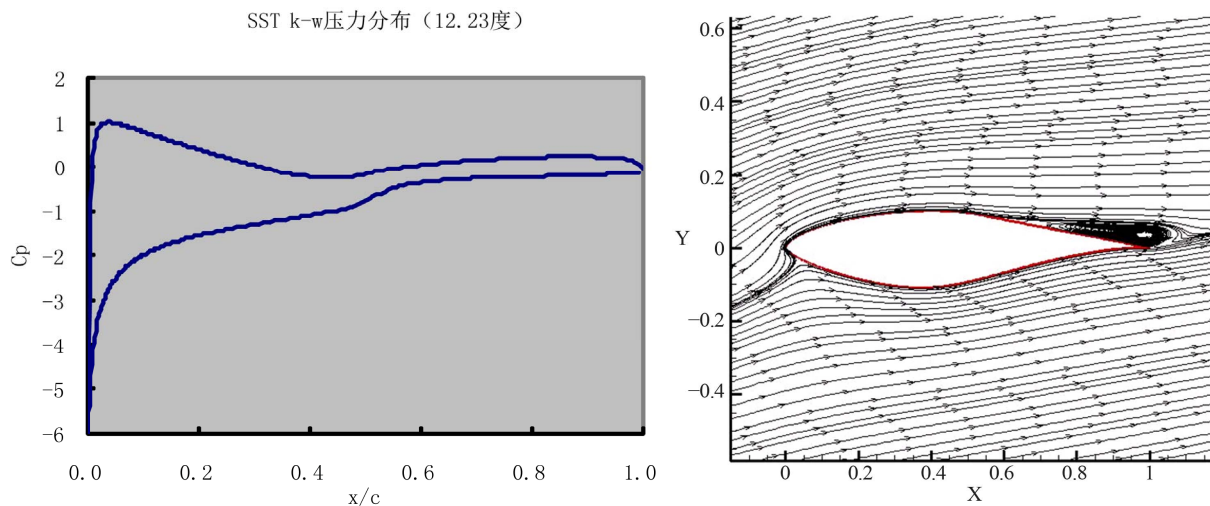
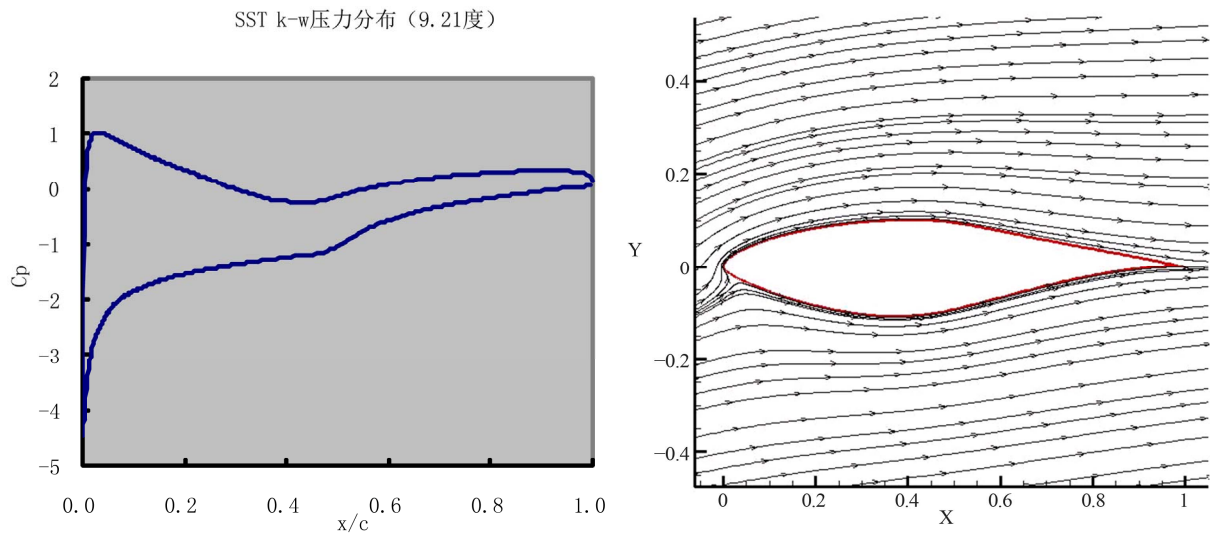


(a) 1.02 度攻角



(b) 5.13 度攻角





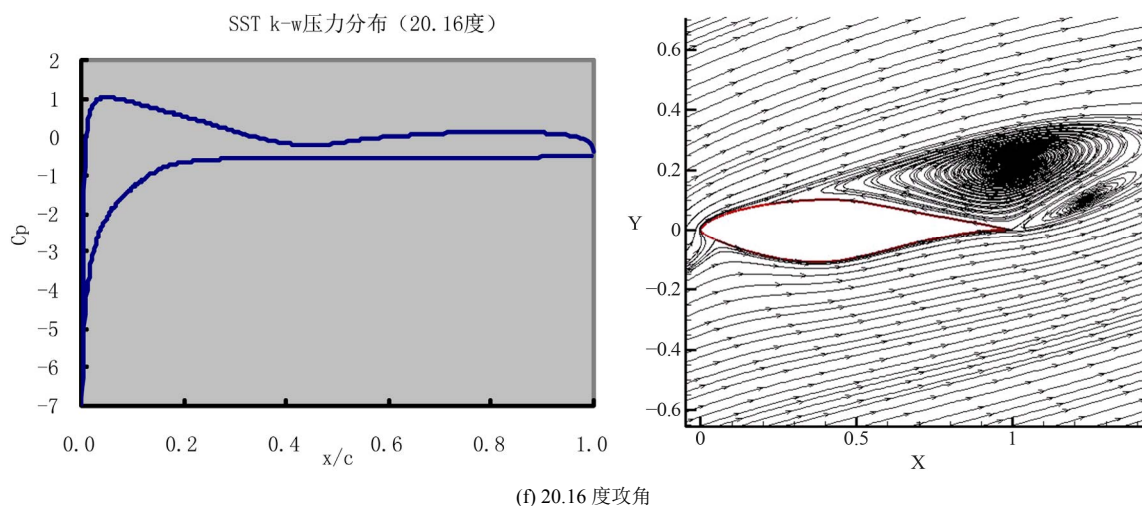


Figure 4. Press distribution on airfoil surface and flow field structure
图 4. S809 翼型表面压力分布和流场结构图

离。从流线图也能够明显的看出，此时吸力面的气流是牢牢附着在翼型物面上的。当攻角增加时，翼型吸力面上的逆压分布逐渐往翼型前缘移动，最终使得翼型吸力面上都是逆压梯度，而且逆压的强度也逐渐增大。这样气流从翼型前缘往后缘的运动过程中，所需克服的逆压增大，当逆向静压比气流的动压大时，流动不再附着在壁面上，边界层发生分离，出现回流，形成涡，即是翼型在 12.23 度、17.21 度和 20.16 度攻角时的流线图情况，这三张流线图很好的反映了翼型随攻角增大而产生的后缘分离过程。

另外，从翼型表面压力分布还可以看出，随着攻角的逐渐增大，在分离前，翼型吸力面和压力面上的压力系数之间的差距逐渐增大，即两者所包围的面积逐渐增大。分离前，翼型表面压力分布曲线所围成的面积，就是翼型的升力系数^[8]，所以这时的升力和升力系数也是逐渐增大的。翼型表面压力分布曲线的面积，反映了翼型上下表面的压力之差。而阻力由压差阻力和摩擦阻力两部分组成，这时翼型前后的压差还很小，总的阻力主要是摩擦阻力，所以阻力和阻力系数变化不大。这也解释了之前升力系数和阻力系数模拟中在临界攻角以前时的升力系数和阻力系数变化的情况。

由攻角为 12.23 度、17.21 度和 20.16 度时的流线图可知，此时流动已经发生了分离，而且是从后缘开始，逐渐向前缘发展，即所谓的后缘分离，这是因为 S809 翼型相对厚度较厚所造成的。从这三种状态的翼

型表面压力分布图中可以看出，整个上翼面即翼型的吸力面上都存在着逆压梯度，而且此时的逆压强度比起之前的三张图也有所增大。但在攻角较大(如攻角为 15.721 度和 20.16 度)时，离开前缘不远后，吸力面上的逆压强度基本保持不变。同时从流线图中可以看出，首先在翼型的后缘发生分离。当攻角增大时，翼型吸力面的分离逐渐从后缘往翼型前缘移动，翼型后缘的涡也逐渐增大，在翼型吸力面上的大部分及其后面形成了很大的涡区，回流影响的区域也逐渐扩大，翼型进入了深度失速的状态。当攻角增大到一定程度后(如攻角为 20.16 度时)，整个翼型吸力面的边界层都发生了分离，翼型吸力面上的涡区从后缘扩展到了翼型的前缘，并且分离尾迹涡在翼型吸力面的后缘又重新附着在边界层上，形成了所谓的二次涡，在翼型吸力面上形成两个主要回流区^[9]。由于回流的影响，使得翼型上下表面的压差减小，因此升力和升力系数都会下降。而由于边界层的分离，产生了很大的尾涡区，使得翼型前后的压差急剧增加，产生了很大的压差阻力。边界层的分离区越大，压差阻力也越大。而且压差阻力比起之前的摩擦阻力要大很多，所以此时翼型的阻力和阻力系数会急剧上升。

由以上六种攻角下 S809 翼型的流场结构图可以看出，SST k- ω 湍流模型对 S809 这种相对厚度较大的风力机专用翼型，可以很好的模拟出翼型在静态失速下流动后缘分离的整个过程，所以使用 SST k- ω 湍流模型对 S809 翼型进行静态气动性能的数值模拟，其

结果是比较可靠的。

6. 小结

本文采用 Spalart-Allmaras(SA)模型、 $k-\epsilon$ 模型、 $k-\omega$ 模型和 SST $k-\omega$ 模型对 S809 翼型进行静态性能的全湍流模拟, 结果显示 SST $k-\omega$ 湍流模型模拟效果最好。由于采用全湍流模拟, 分离前阻力系数均大于实验值, 升力系数则小于实验值。但是大攻角状态下, S-A 模型和 $k-\epsilon$ 模型预测的气流分离点较实验值靠后, 导致升力显著高于实验值。另外, $k-\epsilon$ 湍流模型算得的升力系数和 $k-\omega$ 湍流模型算得的阻力系数, 与实验值的误差都比其他湍流模型大很多。同时, 翼型边界层流动发生分离后, 分离点在翼型吸力面上, 且随着攻角的增大, 分离点向前缘移动, 直到整个翼型吸力面的边界层都发生了分离。当攻角足够大时, 分离尾迹涡又重新附着在翼型壁面上, 形成二次涡。SST $k-\omega$ 湍流模型成功模拟了这一流动情况, 可以认为使用 SST $k-\omega$ 湍流模型对风力机二维翼型进行绕流数值模拟是可行的。

但是翼型在实际的静态失速过程中, 在较小的攻角下, 翼型前缘存在层流段。由于层流边界层的能量要比湍流边界层低, 导致其克服吸力面较大的逆压梯

度的能力比较弱, 所以实际上翼型的临界失速攻角要小于全湍流模拟的临界失速攻角。本文仅是对 S809 翼型的静态气动性能做了全湍流的模拟, 为了获得更精确的模拟结果, 需要在模拟过程中考虑从层流到湍流的转捩的因素, 作者将在以后的工作中继续深入研究这一问题。

参考文献 (References)

- [1] 吴新年, 刘全根 (1999) 风能——21 世界人类理想的替代能源]. 中国科学院资源环境科学信息中心 1999 年研究报告, 中国科学院资源科学信息中心, 北京.
- [2] 赵峰, 段巍 (2010) 基于动量 - 叶素理论及有限元方法的风力机叶片载荷分析和强度计算. *机械设计与制造*, **8**, 42-44.
- [3] Bertagolio, F., Sorensen, N., Johansen, J. and Fuglsang, P. (2001) Wind turbine airfoil catalogue. Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark.
- [4] 叶枝全, 黄继雄, 陈严 (2003) 适用于风力机的新翼型气动性能的实验研究. *太阳能学报*, **4**, 548-554.
- [5] Somers, D.M. (1989) Design and experimental results for the S809 airfoil, Airfoils, Inc., State College.
- [6] 纪兵兵, 陈金瓶 (2012) ANSYS ICEM CFD 网格划分技术实例详解. 中国水利水电出版社, 北京.
- [7] 王强 (2010) 水平轴风力机气动性能数值模拟研究. 南京航空航天大学, 南京.
- [8] 陆志良 (2009) 空气动力学. 北京航空航天大学出版社, 北京.
- [9] 张义华 (2007) 水平轴风力机空气动力学数值模拟. 重庆大学, 重庆.