

研究简报

考虑转捩影响的潮流能水轮机翼型水动力学性能数值模拟*

袁鹏^{1,2}, 陈超¹, 王树杰^{1,2}, 谭俊哲^{1,2}, 司先才¹

(1.中国海洋大学工程学院, 山东 青岛 266100; 2.山东省海洋工程重点实验室, 山东 青岛 266100)

摘要: 为了更准确地模拟潮流能水轮机的水动力学性能并研究边界层转捩对水轮机翼型水动力学特性的影响, 本文采用 $\kappa-\epsilon$ 湍流模型以及 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型对水轮机翼型水动力学性能进行了考虑转捩的数值模拟。在进行转捩模拟时通过 CFD 软件的 UDF 接口将转捩经验关系式导入求解器中, 在 $-5^\circ \sim 25^\circ$ 攻角范围内对水轮机翼型的水动力学性能进行了数值模拟。比较湍流模拟与转捩模拟下水轮机翼型的升阻力系数以及流场特征, 结果表明: 对水轮机翼型水动力学性能进行全湍流模拟时在小攻角范围内忽略了转捩前的层流状态, 导致湍流模拟所得到的升力系数小于使用 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的转捩模拟所得的升力系数; 阻力系数则大于转捩模拟所得的结果; 相比于全湍流模拟, 转捩模拟时会更早的进入深失速状态。

关键词: 潮流能水轮机翼型; 边界层转捩; 湍流模型; 转捩模型; 水动力学性能

中图分类号: TK730

文献标志码: A

文章编号: 1672-5174(2020)05-132-07

DOI: 10.16441/j.cnki.hdx.20180230

引用格式: 袁鹏, 陈超, 王树杰, 等. 考虑转捩影响的潮流能水轮机翼型水动力学性能数值模拟[J]. 中国海洋大学学报(自然科学版), 2020, 50(5): 132-137.

YUAN Peng, CHEN Chao, WANG Shu-Jie, et al. Numerical simulation of hydrodynamic performance of tidal turbine hydrofoils considering transition effect[J]. Periodical of Ocean University of China, 2020, 50(5): 132-137.

良好的水轮机翼型水动力学性能是保证水轮机具有较高获能效率的基础, 因此对水轮机翼型的水动力学性能的准确计算就变得尤为重要。在水轮机实际运转过程中, 周围流场的流动状态是不稳定的, 一点小的扰动就会很容易使叶片表面的流动从层流向湍流转捩。边界层内层流的摩擦阻力要比湍流的摩擦阻力小得多^[1]。深刻了解翼型边界层内的流动状态对于准确预测水轮机翼型的升阻力, 控制并减小流动分离以及对翼型的优化设计具有重要的意义。

目前国内外很多学者对翼型边界层转捩问题进行了研究。Horton^[2]对风力机翼型层流边界层分离与转捩现象进行了研究, 阐述了翼型边界层分离泡的产生机理; Yang S L 等^[3-4]曾对 S809 翼型使用进行全湍流数值模拟, 并与实验结果进行对比, 结果表明在附着阶段升力系数与实验数据吻合较好, 但阻力系数与实验相差甚远。Wolfe W P 等^[5]使用指定转捩点的方式对 S809 翼型进行了数值模拟研究, 研究表明: 指定转捩点后在附着流动阶段翼型的升阻力系数误差显著

下降。高月文等^[6]采用 Xfoil 软件研究了转捩点位置对风力机翼型气动特性的影响, 研究结果表明: 转捩点位置在向前缘移动的过程中, 升力系数有一个上升的阶段。钟伟等^[7]采用基于 $\kappa-\omega$ 湍流模型的 Gamma-Theta 转捩模型对 S809 翼型考虑转捩的气动力数值模拟, 研究结果表明: 转捩对失速特性的影响主要是通过前缘层流分离泡的形式体现出来。

以上这些研究大都集中在风力机和航空领域, 但在水轮机实际工作运转中其工作环境、流体介质都与风力机以及机翼有较大的差异, 故本文采用 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型对水轮机翼型进行了考虑转捩的数值模拟, 着重研究了转捩现象对潮流能水轮机翼型水动力学性能的影响。

1 研究方法

从 profili 翼型数据库中选择一种翼型作为初始翼型, 并导出翼型的坐标数据。NACA4418 翼型具有较高的升力系数、较小的阻力系数和低扭矩等特性, 在潮流能

* 基金项目: 山东省自然科学基金重大基础研究项目(ZR2017ZA0202); 国家自然科学基金项目(51479185)资助
Supported by the Shandong Provincial Natural Science Key Basic Program (ZR2017ZA0202); the National Natural Science Foundation of China (51479185)

收稿日期: 2018-06-22; 修订日期: 2018-08-22

作者简介: 袁鹏(1975-), 男, 博士, 副教授, 主要从事海洋及海洋机电装备方面的研究。E-mail: yuanpeng50@hotmail.com

水轮机中得到了很好的运用^[8]。故本文以 NACA4418 翼型作为研究对象, 将从 profili 软件导出的翼型数据导入到网格绘制软件 Gambit 中, 将各个坐标点按顺序连接成线完成翼型的几个建模。绘制 C 型结构化网格, 左域为半径为 10 倍弦长的半圆、右域为 20 倍弦长的长方形计算区域, 对计算区域进行网格划分, 导出网格。

将 Gambit 软件划分的翼型网格导入到计算流体力学软件中分别进行湍流模拟以及转捩模拟。在进行转捩模拟时, 通过软件的 UDF 接口将预测代码以及转捩经验关系式写入求解, 在每个攻角下的时间步内进行判断是否满足转捩关系式, 如果满足转捩关系式, 翼型边界层则发生从层流到湍流的转捩。随着攻角的不断增大, 翼型边界层会发生分离, 当有层流分离发生时, 笔者也认为发生转捩。通过计算得到不同攻角下翼型的转捩点位置、升阻力系数。比较分析计算结果得出转捩对潮流能水轮机翼型水动力学性能的影响规律。

在进行转捩模拟时, 如果直接使用 Transition SST 模型, 当流体做定常流动时波动性较大, 数值模拟结果与试验值有较大的差别^[9]。在本文的研究过程中, 通过 UDF 接口将 Michel 转捩判据^[10]与 $\gamma-Re\theta_t$ 转捩模型相结合的自编函数写入 CFD 软件中进行数值求解, 从而提高计算的准确性。具体的研究流程见图 1。

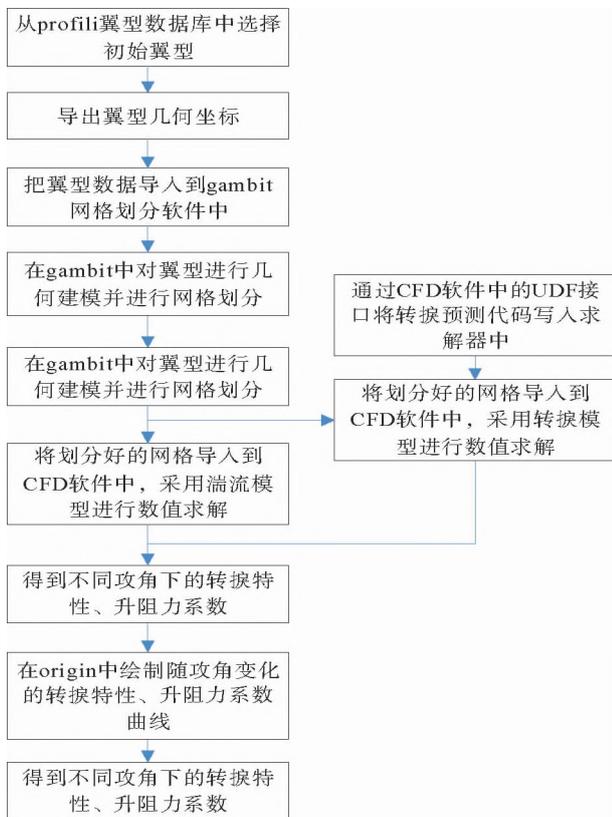


图 1 技术路线
Fig.1 Technical route

2 数值模拟

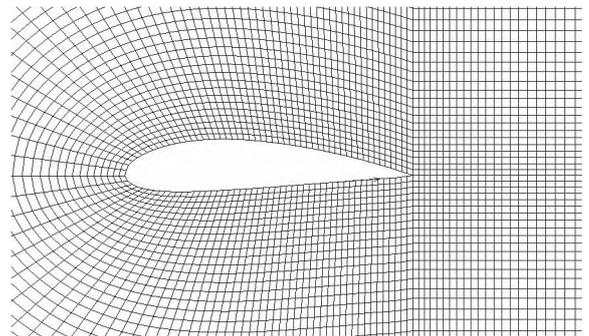
本文主要是对水轮机翼型进行考虑转捩的数值模拟, 研究翼型边界层转捩对其水动力学性能的影响。为了给转捩模拟提供参考, 首先对翼型进行全湍流模拟。

2.1 全湍流模拟

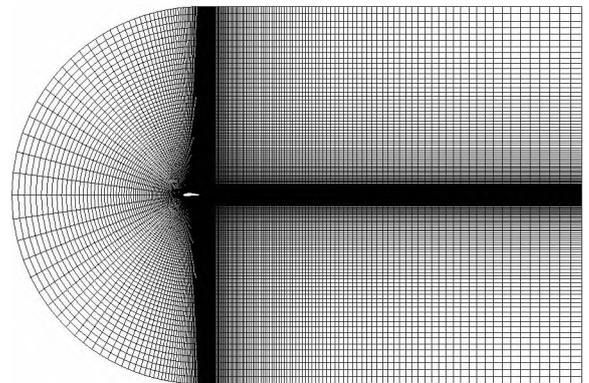
Standard $\kappa-\epsilon$ 湍流模型对二维翼型数值绕流数值模拟具有较高的准确性, 能够很好地计算大攻角下的分离流动, 因此在进行湍流模拟时选用 Standard $\kappa-\epsilon$ 湍流模型^[11]。

2.1.1 网格划分 首先进行网格划分, 本文采用 C 型结构化网格, 翼型前缘点距离入口 9 倍弦长, 翼型尾缘距离出口边界 20 倍弦长。上边界以及下边界距离翼型尾缘 10 倍弦长。

翼型上下表面各分布 60 个网格点, 第一层网格高度距离壁面 0.001 m。定义边界条件: 左边为速度入口 (Velocity inlet), 右边为速度出口 (Outflow), 将翼型定义为壁面条件 (Wall)。对翼型周围做局部加密处理。划分好的网格如图 2 所示。



(a) 翼型网格局部放大图
Partial magnify of hydrofoil grid



(b) 翼型网格整体结构图
The whole grid diagram of hydrofoil

图 2 NACA4418 翼型整体网格图和网格局部放大图
Fig.2 The whole grid diagram and the grid partial magnify diagram of NACA4418 hydrofoil

将划分好的网格导入到 CFD 软件中,选择 $k-\epsilon$ 湍流模型,方程离散采用二阶迎风格式,采用控制容积有限差分法和 SIMPLE 算法对翼型流场的连续性方程和 N-S 方程进行数值求解。

2.1.2 网格收敛性验证 选取在来流速度为 $U = 0.8 \text{ m/s}$,攻角为 0° 的情况下进行网格收敛性验证。考虑三种不同网格划分情况,比较最大升力系数、阻力系数以及收敛速度。通过对这三种网格进行数值求解计算可以得到翼型的升阻力系数,以及三种网格各自的收敛步数,如表 1 所示。

从表 1 可以看出 3 种网格划分情况下都能够很快的收敛,并且收敛步数以及对升阻力系数的计算结果都很接近。综合比较计算精度和计算量,本文数值模拟选用第二种网格划分方式。

表 1 网格计算结果

Table 1 Grid comparison results

网格 Grid	壁面网 格点 Node of wall	网格 总数 Total grid	收敛步数 Convergence steps	C_L	C_D
1	100	22 752	130	0.363 11	0.032 114
2	120	28 800	126	0.388 07	0.029 633
3	140	41 088	144	0.355 94	0.030 649

2.2 转捩模拟

2.2.1 转捩模型 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型是 Lanutry、Menter 等^[12-13]提出来的,是求解 2 个变量的标准运输方程:间歇因子 γ 和动量厚度雷诺数 $Re_{\theta t}$ 。

(1)无量纲的间歇因子 γ 运输方程的守恒形式为:

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\gamma u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} [(\mu + \sigma_\gamma \mu_t) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j}] + P_\gamma - E_\gamma \quad (1)$$

式中: P_γ 的表达式为:

式中: P_γ 的表达式为:

$$\begin{cases} P_\gamma = c_{a1} F_{\text{length}} \rho S (\gamma F_{\text{onset}})^{c_a} (1 - c_{e1} \gamma) \\ F_{\text{onset}} = \max(0, F_{\text{onset}2} - F_{\text{onset}3}) \\ F_{\text{onset}2} = \min(2.0, \max(F_{\text{onset}1}, F_{\text{onset}1}^4)) \\ F_{\text{onset}1} = Re_v / (2.193 Re_{\theta t}) \\ Re_v = R_\theta \rho \gamma^2 S / \mu \\ F_{\text{onset}3} = \max(0, 1.0 - (R_T / 2.5)^3) \end{cases} \quad (2)$$

E_γ 的表达式为:

$$\begin{cases} E_\gamma = c_{a2} F_{\text{turb}} \rho \Omega \gamma (c_{e2} \gamma - 1) \\ F_{\text{turb}} = \exp(- (R_T / 4)^4) \\ R_T = \rho k / \mu \omega \end{cases} \quad (3)$$

式中: ρ 为密度; k 为湍动能; ω 为湍动能的比耗散率; t 为时间; S 为应变率的模; u_j 为速度; x_j 为坐标值; μ 为层流粘性系数; μ_t 为湍流粘性系数; y 为离壁面的最小距离; Re 为雷诺数; Ω 为涡量的模; F_{length} 为转捩区长

度; $Re_{\theta t}$ 为边界层内间歇因子开始增加处的动量厚度雷诺数; R_T 为粘性比; Re_v 为涡量雷诺数;经验常数: $c_{e1} = 1.0, c_{a1} = 2.0, c_{a2} = 50, c_{e2} = 0.06, \sigma_\gamma = 1.0$ 。

(2) $\tilde{Re}_{\theta t}$ 输运方程

$$\frac{\partial(\rho \tilde{Re}_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \tilde{Re}_{\theta t} U_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial \gamma}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j} [\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{Re}_{\theta t}}{\partial x_j}] + P_{\theta t} \quad (4)$$

式中: $Re_{\theta t}$ 为转捩临界雷诺数; U 为流动速度的大小。参数 $P_{\theta t}$ 的表达式为:

$$\begin{cases} P_{\theta t} = c_{\theta t} \rho (Re_{\theta t} - \tilde{Re}_{\theta t}) (1.0 - F_{\theta t}) / t \\ t = \frac{1}{Re} \cdot \frac{500 \mu}{\rho u^2} \end{cases} \quad (5)$$

参数 δ, δ_{BL} 和 θ_{BL} 的表达式为:

$$\begin{cases} \delta = \frac{50 \Omega y}{U} \cdot \delta_{BL} \\ \delta_{BL} = \frac{15}{2} \theta_{BL} \\ \theta_{BL} = \frac{1}{Re} \cdot \frac{\mu \tilde{Re}_{\theta t}}{\rho U} \end{cases} \quad (6)$$

参数 $F_{\theta t}, F_{\text{wake}}$ 的表达式为:

$$\begin{cases} F_{\theta t} = \min\left(1.0, \max\left[F_{\text{wake}} \cdot e^{-c_{y/\delta}}, 1.0 - \left(\frac{\gamma - 1/c_{\theta 2}}{1 - 1/c_{\theta 2}}\right)\right]\right) \\ F_{\text{wake}} = \exp\left(-\left(\frac{Re_\omega}{10^5}\right)^2\right) \end{cases} \quad (7)$$

其中: $Re_\omega = \rho \omega y^2 / \mu$ 。

根据 tomac^[14]经验关系式可求出边界层内间歇因子开始增加处的动量厚度雷诺数 $Re_{\theta t}$ 以及转捩区长度 F_{length} :

$$Re_{\theta t} = \min\left\{0.993 \tilde{Re}_{\theta t}, 0.322 \tilde{Re}_{\theta t} + \frac{105\ 900}{150 \sqrt{6.283}} \cdot \left\{ \exp\left[-\frac{1}{2} \left(\frac{\tilde{Re}_{\theta t} - 560}{150}\right)^2\right] + \exp\left[-\frac{1}{2} \left(\frac{\tilde{Re}_{\theta t} - 168}{150}\right)^2\right] \right\}\right\} \quad (8)$$

$$F_{\text{length}} = 0.162 + 93.3 \exp\left(-\frac{\tilde{Re}_{\theta t}^2}{49\ 153}\right) + \frac{50}{260 \sqrt{6.283}} \exp\left[-\frac{1}{2} \left(\frac{Re_{\theta t} - 520}{260}\right)^2\right] \quad (9)$$

2.2.2 转捩预测方法 本文在研究转捩对水轮机水动力学性能的影响过程中,采用 Michel 公式作为转捩判据。此判据是 Michel 于 1951 年提出来的,根据当地边界层动量厚度雷诺数判断流动是否发生转捩。转捩关系式为:

$$Re_\theta = 1.178 Re_x^{0.435} \quad (10)$$

其中: Re_θ 为以当地动量厚度 θ 作为参考长度定义的雷诺数; Re_x 为以翼型表面当地位置到驻点间的曲线长度为参考长度定义的雷诺数。

当 $Re_\theta < 1.718Re_x^{0.435}$ 时, 边界层未发生转捩, 仍然为层流, 反之则认为边界层发生了从层流到湍流的转捩。

通过软件的 UDF 接口将预测代码以及转捩经验关系式写入求解, 在每个攻角下的时间步内进行判断是否满足转捩关系式, 如果满足转捩关系式, 翼型边界层则发生转捩。当翼型边界层在某一位置发生转捩后, 将转捩起始点之前的边界层内的流动区域的湍流粘性设定为零。在进行数值求解的过程中, 翼型边界层的分离也会导致转捩的发生, 如果在某一攻角下翼型边界层发生分离则认为发生转捩^[15]。通过计算得到不同攻角下翼型的水动力学性能曲线。

3 计算结果分析

根据以上仿真结果可以得到湍流模拟以及转捩模拟翼型的水动力学特性曲线, 如图 3 所示。

由图 3(a)、(b) 可知, 在小攻角范围内转捩模拟的升力系数比湍流模拟的要大, 但是阻力系数却比湍流模拟的要稍小。之所以会出现这样的现象, 原因是小攻角时翼型边界层处于附着流动状态, 如果完全按照全湍流而忽略转捩对翼型水动力学性能的影响而进行数值模拟, 则会导致水轮机翼型升力系数在小攻角内被低估, 而阻力系数则被过高的预测。

由图 4 可知, 当攻角约为 5° 时, 翼型边界层开始发生转捩, 随着攻角的增大转捩点位置急剧前移。在 $-5^\circ \sim 5^\circ$ 攻角范围内升力系数呈线性增长, 此阶段为附着流区。当攻角较大时, 由于水的粘性作用, 水流的速度减小, 而逆压梯度不断增加, 使得附面层流动无法克制逆压梯度, 发生倒流或者逆流, 流体发生分离。由图 5(a)、6(a) 可知, 湍流模拟在 4° 攻角时开始发生尾缘分离, 而转捩模拟在攻角为 6° 时边界层才开始发生分离, 这也是在小攻角时湍流模拟比转捩模拟升力系数小而阻力系数大的原因之一。由图 5、6 可知, 随着攻角的增大, 无论是转捩模拟还是湍流模拟, 尾缘分离都逐渐向翼型前缘移动, 最终导致失速, 此阶段为失速发展区。转捩模拟时, 因为前缘层流分离转捩后的逆压梯度较大, 会与尾缘分离共同促使分离点向前缘移动, 所以转捩模拟尾缘分离向前缘移动的速度比湍流模拟要快。结合图 3(a)、3(b)、5、6 可知, 转捩模拟时, 当攻角大于 15° 时, 尾缘分离移动到翼型前缘, 翼型达到临界失速攻角, 此阶段称为深失速区, 在此阶段, 翼型升力系数急剧下降, 阻力系数急剧增大。而湍流模拟在攻角达到 19° 时进入深失速。

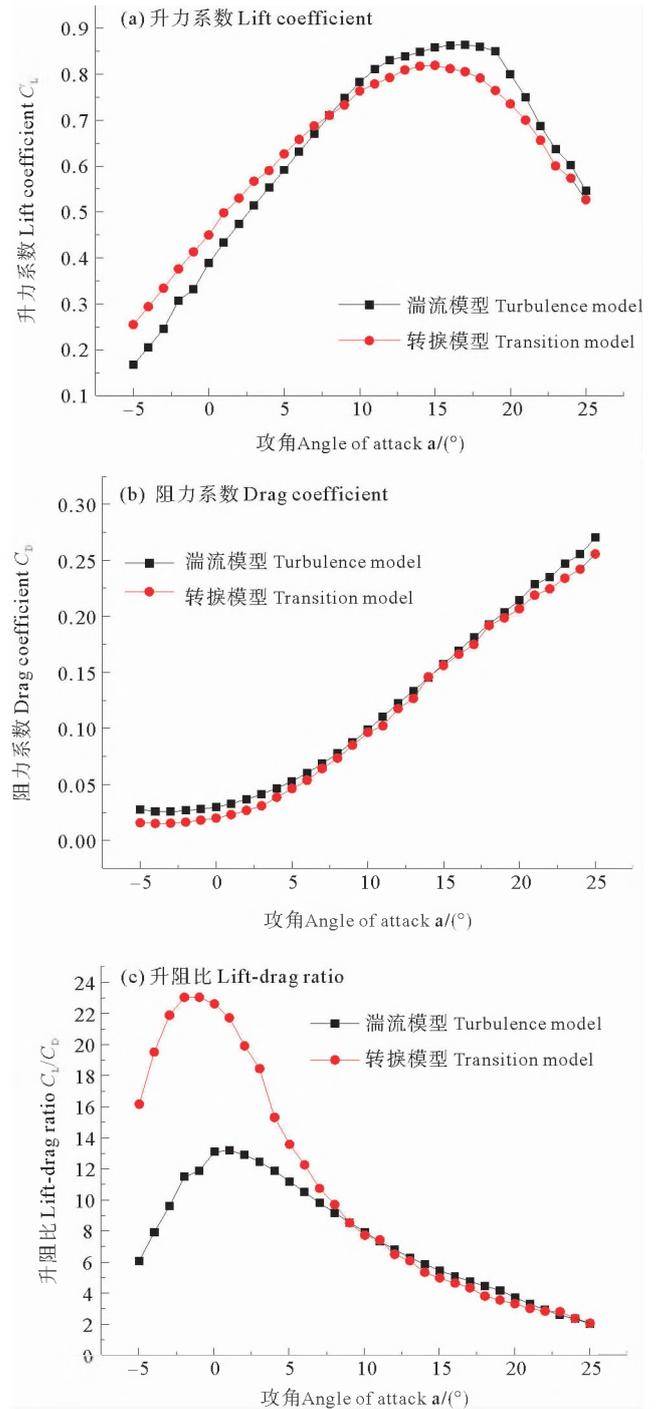


图 3 转捩模拟与全湍流模拟翼型水动力学曲线对比图
Fig.3 Comparison of hydrodynamic curves between hydrofoil transition simulation and full turbulence simulation

由图 3 可知, 当攻角大于 5° 时, 对翼型水动力学性能考虑转捩的模拟与全湍流模拟所得到的阻力系数基本保持一致, 所得升力系数的变化规律也大致相同, 湍流模拟和考虑转捩的模拟表现出相似的水动力学特性, 转捩模型的影响已经开始减弱。由图 3(a) 可知, 转捩模拟比全湍流模拟更早的进入深失速, 其原因为前缘层流分离转捩后会出现很大的逆压梯度, 致使分离后的流动不能够再附着在翼型的表面, 与尾缘分离涡一同促成了完全分离的发生。当攻角大于 22° 时,

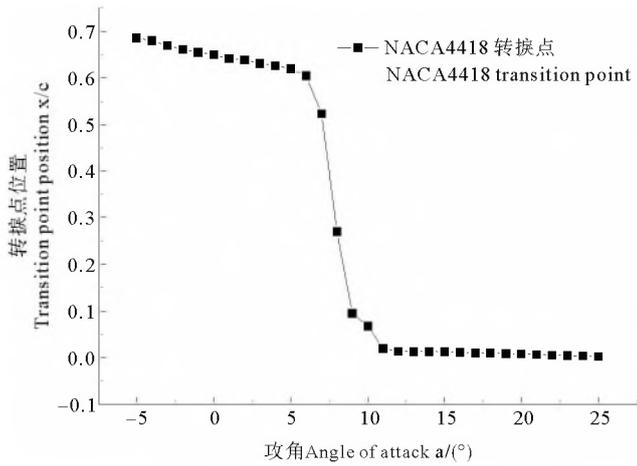


图4 不同攻角下的翼型转换特性
Fig.4 Transition characteristics of hydrofoil at different angle of attack

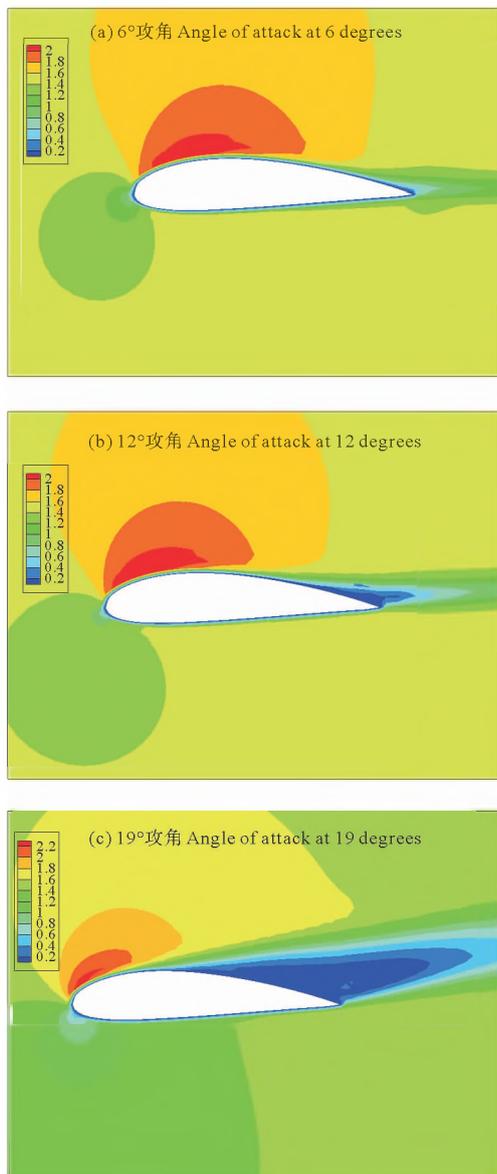


图5 转换模拟尾缘分离时的翼型周围速度分布云图
Fig.5 The velocity distribution around the hydrofoil at the separation of the tail edge of transition simulation

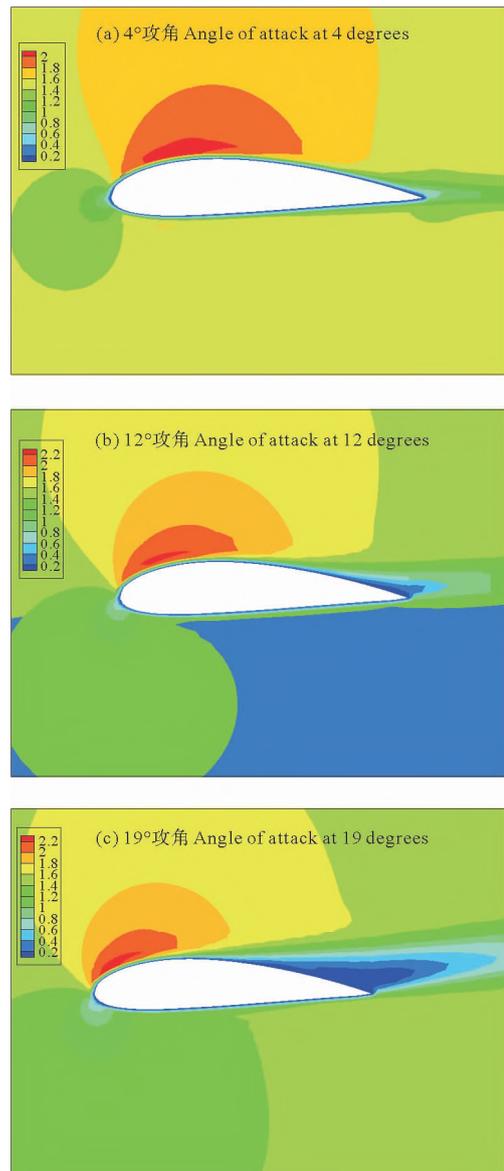


图6 湍流模拟尾缘分离时的翼型周围速度分布云图
Fig.6 The velocity distribution around the hydrofoil at the separation of the tail edge of turbulence simulation

对翼型水动力学性能考虑转换的数值模拟所得到的升力系数与不考虑转换所得的升力系数基本保持一致。因为当攻角很大时,翼型前缘的逆压梯度非常大,边界层内无论是层流还是湍流都无法抵御这样大的逆压梯度,因此翼型表现出来的水动力学特性也几乎相同。

4 结论

本文主要研究了转换对潮流能水轮机翼型水动力学特性的影响,主要得出以下结论:

- (1) 本文使用有限元分析软件中的 UDF 功能将转换判据和相关经验值写入求解器进行数值求解,能够有效的判断出潮流能水轮机翼型边界层转换的位置。
- (2) 当攻角小于 8°时,因为湍流模拟忽略了转换前的层流存在,使得湍流模拟的升力系数比转换模拟的要小,

而阻力系数较转捩模拟的要大。转捩模拟能够准确地分析转捩前后两种流动状态, 湍流模拟较转捩模拟的计算结果有较大误差。

(3) 在大攻角范围内, 因为翼型边界层已经发生转捩, 对翼型水动力学性能考虑转捩的数值模拟与全湍流模拟所得到的阻力系数吻合的很好, 所得升力系数的变化规律也基本相同, 湍流模拟和考虑转捩的数值模拟表现出相似的水动力学特性, 转捩模型的影响已经开始减弱。

(4) 水轮机翼型前缘层流分离转捩后会出现很大的逆压梯度, 致使分离后的流动不能够再附着在翼型的表面, 与尾缘分离涡一同促成了完全分离的发生。因此对水轮机翼型水动力学性能进行考虑转捩的数值模拟比全湍流模拟更早的进入深失速。

参考文献:

- [1] Joslin Ronald D. Aircraft Laminar Flow Control[R]. USA: NASA Langley Technical Report Server, 1998.
- [2] Horton H P. Laminar Separation Bubbles in Two and Three Dimensional Incompressible Flow[D]. London: Queen Mary, University of London, 1968.
- [3] Yang S L, Chang Y L, Arici O. Incompressible navier-stokes computation of the NREL airfoils using a symmetric total variational diminishing scheme [J]. Journal of Solar Energy Engineering, 1994, 116(4): 174-182.
- [4] Yang S L, Chang Y L, Arici O. Navier-stokes computations of the NREL airfoil using a k-W turbulent model at high angles of attack [J]. Journal of Solar Energy Engineering, 1995, 117(4): 304-310.
- [5] Wolfe W P, Ochs S S. CFD Calculations of S809 Aerodynamic Characteristics[C]. //USDOE National Nuclear Security Administration. Proposed for Presentation at the AIAA. Albuquerque, NM: AIAA, 1997.
- [6] 高月文, 李春, 高伟, 等. 转捩点位置对风力机翼型气动特性影响 [J]. 太阳能学报, 2014, 35(10): 1971-1976.
Gao Yuewen, Li Chun, Gao Wei, et al. Influence of position of transition point on aerodynamic characteristics of wind turbine airfoil[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2014, 35(10): 1971-1976.
- [7] 钟伟, 王同光. 转捩对风力机翼型和叶片失速特性影响的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 385-390.
Zhong Wei, Wang Tongguang. Numerical analysis of transition effect on stall performance of wind turbine airfoils and blades[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 385-390.
- [8] 黎作武, 陈江, 陈宝, 等. 风力机组叶片的先进翼型族设计[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 130-136.
Li Zuowu, Chen Jiang, Chen Bao, et al. Design of advanced airfoil families for wind turbines[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 130-136.
- [9] 陈立立, 郭正. 基于 γ - Re_{θ} 转捩模型的低雷诺数型数值分析[J]. 航空学报, 2016, 37(4): 1114-1126.
Chen Lili, Guo Zheng. Numerical analysis for low Reynolds number airfoil based on γ - Re_{θ} transition model[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2016, 37(4): 1114-1126.
- [10] Michel R. Determination Du Point De Transition Et Calcul De La Trainee De Profile Incompressible: ONERA Report 1/1578A[R]. Paris: ONERA, 1951.
- [11] 马林静, 陈江, 杜刚, 等. 风力机翼型气动特性数值模拟[J]. 太阳能学报, 2010, 31(2): 203-209.
Ma Linjing, Chen Jiang, Du Gang, et al. Numerical simulation of aerodynamic performance for wind turbine airfoils[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2010, 31(2): 203-209.
- [12] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables Part I: Model formulation [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 57-67.
- [13] Langtry R B, Menter F R, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables Part II: Test cases and industrial applications[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 413-422.
- [14] Tomac M, Pettersson K, Rizzi A. Calibration and verification of a γ - Re_{θ} transition prediction method for airfoil computations[C]. // Orlando, Florida: AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2006: 281-290.
- [15] 钟伟, 王同光, 王强. 转捩对 S809 翼型气动特性影响的数值模拟 [J]. 太阳能学报, 2011, 32(10): 1523-1527.
Zhong Wei, Wang Tongguang, Wang Qiang. Numerical simulation of transition effect on aerodynamic performance of aerofoil S809[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2011, 31(10): 1523-1527.

(下转第 145 页)

Research on the Strength of EVA-Based Buoy Body for Marine Instrument Testing Field

HU Qing-Song, BAO Ning, CHEN Lei-Lei, LI Jun, CAO Jia-Rui, ZHENG Bo
(College of Engineering Science and Technology, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China)

Abstract: In order to solve the problem of small hull space on the boat when drops the buoy at sea, single-ear buoy hoisting working mode is put forward. Reasonable buoy structure design and strength check under single-ear hoisting are the basic conditions. Taking EVA material as the main body, three-segment marine instrument testing field dedicated buoy was designed. The mathematical modeling of the hoisting process was carried out, and the calculation model driven by the tension and compression force position was formed. The maximum tensile strength value was obtained, and the transition point position was checked by the membrane pressure sensor. The strength test of the EVA series materials was taken, and suitable EVA material was selected and buoy body was processed according to the calculated tensile strength extreme values and experimental results. The multi-batch lifting and field application at the four sites of the Changjiang Estuary Marine Instrument Test Site show that the model calculation results are highly accurate and can provide method guidance for the structural design and strength check of the EVA buoy body.

Key words: marine instrument testing field; testing buoy; hoisting force; EVA; tensile strength

责任编辑 高 蓓

(上接第 137 页)

Numerical Simulation of Hydrodynamic Performance of Tidal Turbine Hydrofoils Considering Transition Effect

YUAN Peng^{1,2}, CHEN Chao¹, WANG Shu-Jie^{1,2}, TAN Jun-Zhe^{1,2}, SI Xian-Cai¹

(1. College of Engineering, Ocean University of China, Qingdao 266100, China; 2. Ocean Engineering Key Lab of Shandong Province, Qingdao 266100, China)

Abstract: Comparing study was conducted by simulating the hydrodynamic performance of hydrofoils of tidal turbines by using $\kappa\text{-}\epsilon$ turbulence model and the $\gamma\text{-}Re_\theta$ transition model respectively to get a deep knowledge of hydrodynamic performance of tidal turbine and how the boundary transition affects performance of the hydrofoils. In the transition simulation, the transition criterion and the transition experience relation are coded, and a good transition criterion and an empirical formula are introduced into the solver through the UDF interface of the CFD software to simulate the hydrodynamic performance of the tidal turbine's hydrofoil at the angle of attack in the range of $-5^\circ\sim 25^\circ$. Lift coefficient and drag coefficient of the hydrofoil and characteristics of the flow field around the hydrofoil got by using full turbulence simulation and transition simulation was compared. Result showed that the lift coefficient got by turbulence simulation was less than that got by transition simulation while the drag coefficient was greater for neglecting of the laminar flow state in the condition of small attack angle before transition occurred. In the large angle of attack, the numerical simulation of the hydrodynamic performance of the hydrofoil is in good agreement with the drag coefficient obtained by the full turbulence simulation, and the variation of the lift coefficient is also basically the same. Compared with the result of full turbulence simulation, deep stall occurred earlier when considering transition.

Key words: tidal turbine hydrofoil; boundary layer transition; turbulence model; transition model; hydrodynamic performance

责任编辑 高 蓓