

# 潮流能水平轴水轮机翼型几何参数对其 转捩特性的影响研究

袁 鹏<sup>1,2</sup>, 陈 超<sup>1</sup>, 王树杰<sup>1,2</sup>, 谭俊哲<sup>1,2</sup>, 司先才<sup>1</sup>, 王保振<sup>1</sup>

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

**摘 要:** 边界层转捩对潮流能水轮机翼型的摩擦阻力、流动的分离位置等有较大影响,为了研究潮流能水平轴水轮机翼型的转捩特性,以NACA4418为初始翼型,采用控制变量法对初始翼型进行几何修形来研究不同厚度、不同弯度对潮流能水平轴水轮机翼型边界层转捩及其水动力学性能的影响。通过Fluent软件中的UDF功能将Michel转捩判据与 $\gamma$ - $Re_{\theta}$ 转捩模型相结合的经验关联值写入求解器中。通过计算,得到不同弯度和厚度的翼型转捩点位置随不同来流攻角的变化规律以及翼型表面的边界层转捩对其水动力学性能的影响规律。研究结果表明:典型工况下,来流攻角越大,翼型边界层转捩点位置随攻角的增大前移,相对厚度和相对弯度均会使转捩点向前缘移动,小攻角条件下弯度影响有减缓的趋势。

**关键词:** 潮流能; 水轮机翼型; 水动力学; 层流边界层; 几何参数; 转捩模型

**中图分类号:** TK730

**文献标志码:** A

## 0 引 言

在潮流能水轮机实际工作流场中,潮流流经水轮机叶片时的流动状态是不稳定的,即处于层流与湍流的混合流动状态。在此状态下潮流能水轮机翼型通常前缘处于层流状态,随着位置向后缘推移,在某个位置会发生流动分离,也就是转捩现象<sup>[1]</sup>。一般认为层流发生后,层流边界层离开物面即发生转捩。由于边界层转捩对潮流能水轮机翼型的摩擦阻力、流动的分离位置等有较大影响,并且在实工况条件下,翼型越不容易发生边界层转捩则越有利于潮流能水轮机获能效率的提高。因此,研究潮流能水轮机翼型的边界层转捩具有较强的理论意义及较高的工程应用价值<sup>[2]</sup>。

目前针对翼型转捩的研究主要集中在风力机领域。Horton<sup>[3]</sup>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;Wolfe等<sup>[4]</sup>使用指定转捩点的方式对S809翼型进行了数值模拟研究,研究结果表明:指定转捩点后在附着流动阶段翼型的升阻力系数显著下降;Mueller<sup>[5]</sup>则在风洞中观测了低雷诺数下2种不同翼型表面的转捩和分离

泡,还介绍了扰动环境和实验过程对低雷诺数翼型边界层转捩的影响;王亮等<sup>[6]</sup>提出了一种适用于超声速流动条件下的转捩模式,该模式不仅含有较多的物理机制,还能更好地预测转捩起始位置和转捩区长度。Acikel等<sup>[7]</sup>研究了NACA2415翼型随攻角变化层流分离泡的发展特性和翼型的转捩过程。

这些研究为研究潮流能水轮机翼型的边界层转捩提供了非常大的借鉴意义,但由于潮流能水轮机的运行条件与风力机相比有很大区别,因此还需针对潮流能水轮机特殊的运行条件、运行介质进行翼型边界层转捩的研究。NACA4418翼型性能优越,是潮流能水轮机中应用较为广泛的一种翼型<sup>[8]</sup>。因此本文以该翼型为例进行研究具有一定的代表性,可进一步推广到其他潮流能水轮机叶片翼型的研究之中。

## 1 研究方法

本文采用Profl软件来构建翼型数据,从其翼型数据库中选择合适的初始翼型,并用其几何修形功能改变翼型的各参数(如最大相对厚度、最大相对弯度等),得到新翼型,导出各翼型的坐标数据<sup>[9]</sup>。通过这种方法来获得翼

收稿日期: 2017-12-07

基金项目: 山东省自然科学基金重大基础研究(ZR2017ZA0202); 国家自然科学基金(51479185)

通信作者: 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。yuanpeng50@hotmail.com

型而不是从翼型库中选取是为了保证其他几何参数不变,避免其他参数的改变而导致计算不够精确。

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动力学软件 Fluent 中,并将转捩预测代码通过 Fluent 软件的 UDF 接口写入到求解器中,入口速度设为 0.8 m/s,迭代时,判断每个时间步对翼型边界层是否发生转捩,发生转换则将转捩点之前的流动区域湍流粘性置为零。通过湍流粘性可知,翼型边界层从何处开始发生转捩。翼型边界层可能会存在层流分离导致的转捩,因此除使用 Michel 判据外,还同时判断是否有层流分离发生,如果有则认为发生转捩<sup>[10]</sup>。

本文的研究流程见图 1。在 Fluent 中进行仿真,计算不同攻角时转捩点的位置及升阻比系数。通过比较得出几何参数对翼型转捩特性及水动力学性能的影响规律。研究过程中并未直接采用 Fluent 软件中的 transition SST 转捩模型,而是通过 Fluent 中提供的 UDF 接口将 Michel 转捩判据<sup>[11]</sup>与  $\gamma-Re_{\theta}$  转捩模型相结合的自编函数写入 Fluent 中进行数值求解,从而提高计

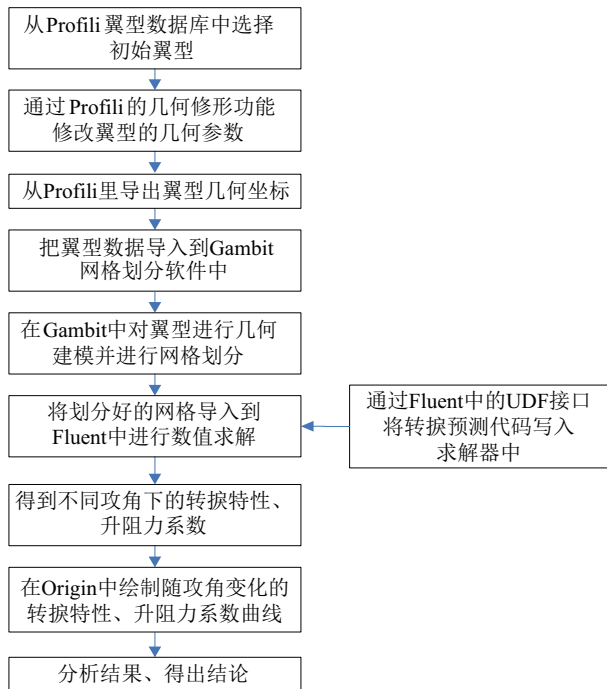


图1 研究路线图

Fig. 1 Research roadmap

算的准确性。如果直接使用 Transition SST 模型,在定常流动中会出现较大的波动性,计算结果也与试验值差别较大<sup>[12]</sup>。

## 2 数值计算模型的建立

### 2.1 几何模型的建立

从 profili 软件里导出初始翼型以及通过控制变量法修改后的翼型数据,在 Gambit 中连接翼型数据各坐标点,得到翼型的轮廓曲线。NACA4418 翼型的几何形状如图 2 所示。

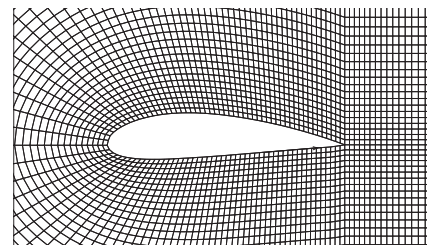


图2 NACA4418翼型几何形状

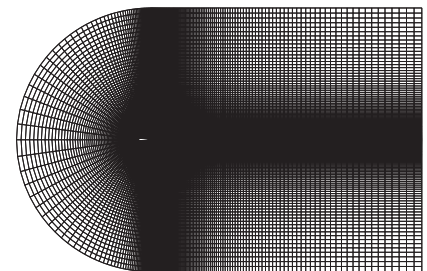
Fig. 2 NACA4418 hydrofoil geometry

### 2.2 翼型网格的划分

本文采用 C 型结构化网格,入口边界距离翼型前缘点 9 倍弦长,出口边界距离尾缘 20 倍弦长,上下边界距离翼型 10 倍弦长。翼型上下表面各分布 60 个网格点,第 1 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(out flow),将翼型定义为壁面条件(wall)。为提高精度,翼型周围局部加密。划分好的网格如图 3 所示。



a. 翼型网格局部放大图



b. 翼型网格整体结构图

图3 NACA4418翼型整体网格图和网格局部放大图

Fig. 3 Whole grid diagram and grid partial enlargement diagram of NACA4418 hydrofoil

### 2.3 网格收敛性验证

选取在来流速度为  $U=0.8$  m/s, 攻角为  $0^\circ$  的情况下进行网格收敛性验证。考虑 3 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 3 种网格进行数值求解计算可得翼型的升阻力系数以及 3 种网格各自的收敛步数, 如表 1 所示。从表 1 可看出, 3 种网格划分情况下都能很快收敛, 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 2 种网格划分方式。

表 1 网格计算结果

| Table 1 Grid comparison results |       |       |      |       |       |
|---------------------------------|-------|-------|------|-------|-------|
| 网格                              | 壁面网格点 | 网格总数  | 收敛步数 | $C_L$ | $C_D$ |
| 1                               | 100   | 22752 | 130  | 0.363 | 0.032 |
| 2                               | 120   | 28800 | 126  | 0.388 | 0.030 |
| 3                               | 140   | 41088 | 144  | 0.356 | 0.031 |

## 3 控制方程与转换模型

### 3.1 控制方程

假设流体不可压缩, 采用二维连续性方程和二维不可压缩 Navier-Stoke 方程作为控制方程<sup>[13]</sup>。

二维不可压缩 Navier-Stokes 方程<sup>[14]</sup>:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + u \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + v \frac{\partial(\rho u)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + u \frac{\partial(\rho v)}{\partial x} + v \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (2)$$

式中,  $\rho$ ——流体密度;  $t$ ——时间;  $u$ 、 $v$ —— $x$ 、 $y$  方向上的速度分量;  $p$ ——流体微元上的压力分布;  $\mu$ ——流体动力粘度。

质量守恒原理的流体力学表达式-连续性方程<sup>[15]</sup>:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{C_{1\varepsilon}}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (5)$$

采用空间离散的有限体积法, 利用 SIMPLE 算法对

翼型流场的 N-S 方程和连续性方程进行数值求解。方程离散采取二阶迎风格式。

### 3.2 转换模型

$\gamma$ - $Re_\theta$  转换模型是 Lanutry 等<sup>[16]</sup>、Menter 等<sup>[17]</sup>提出来的, 是求解 2 个变量(间歇因子  $\gamma$  和动量厚度雷诺数  $Re_\theta$ ) 的标准输运方程。

无量纲的间歇因子  $\gamma$  输运方程的守恒形式为:

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \gamma u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\gamma \mu_t) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] + P_\gamma - E_\gamma \quad (6)$$

$$\begin{cases} P_\gamma = c_{a1} F_{\text{length}} \rho S (\gamma F_{\text{onset}})^{c_{e1}} (1 - c_{e1} \gamma) \\ F_{\text{onset}} = \max(0, F_{\text{onset}2} - F_{\text{onset}3}) \\ F_{\text{onset}2} = \min[2.0, \max(F_{\text{onset}1}, F_{\text{onset}1}^4)] \\ F_{\text{onset}1} = Re_v / (2.193 Re_{\theta c}) \\ Re_v = Re_\theta \rho y^2 S / \mu \\ F_{\text{onset}3} = \max[0, 1.0 - (R_T / 2.5)^3] \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} E_\gamma = c_{a2} F_{\text{turb}} \rho \Omega \gamma (c_{e2} \gamma - 1) \\ F_{\text{turb}} = \exp[-(R_T / 4)^4] \\ R_T = \rho \kappa / \mu \omega \end{cases} \quad (8)$$

式中,  $\rho$ ——密度;  $k$ ——湍动能;  $\omega$ ——湍动能的比散耗率;  $t$ ——时间;  $u_j$ ——速度;  $x_j$ ——坐标值;  $\mu$ ——层流粘性系数;  $\mu_t$ ——湍流粘性系数;  $Re$ ——雷诺数;  $S$ ——应变率的模;  $\Omega$ ——涡量的模;  $y$ ——离壁面的最小距离;  $F_{\text{length}}$ ——转捩区长度;  $Re_{\theta c}$ ——边界层内间歇因子开始增加处的动量厚度雷诺数;  $R_T$ ——粘性比;  $Re_v$ ——涡量雷诺数;  $c_{e1}$ 、 $c_{a1}$ 、 $c_{e2}$ 、 $c_{a2}$ 、 $\sigma_\gamma$ ——经验常数,  $c_{e1}=1.0$ ,  $c_{a1}=2.0$ ,  $c_{e2}=50$ ,  $c_{a2}=0.06$ ,  $\sigma_t=1.0$ 。

$\tilde{Re}_\theta$  输运方程:

$$\frac{\partial(\rho \tilde{Re}_\theta)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \tilde{Re}_\theta u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial \gamma}{Re \partial x_j} \left[ \sigma_\theta (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{Re}_\theta}{\partial x_j} \right] + P_\theta \quad (9)$$

$$\begin{cases} P_\theta = c_\theta \rho (Re_\theta - \tilde{Re}_\theta) (1.0 - F_\theta) / l \\ l = \frac{1}{Re} \cdot \frac{500 \mu}{\rho u^2} \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} \delta = \frac{50 \Omega y}{U} \cdot \delta_{BL} \\ \delta_{BL} = \frac{15}{2} \theta_{BL} \\ \theta_{BL} = \frac{1}{Re} \cdot \frac{\mu \tilde{Re}_\theta}{\rho U} \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} F_{\theta} = \min \left\{ 1.0, \max \left[ F_{\text{wake}} \cdot e^{-(\gamma/\delta)}, 1.0 - \left( \frac{\gamma - 1/c_{\theta 2}}{1 - 1/c_{\theta 2}} \right) \right] \right\} \\ F_{\text{wake}} = \exp \left[ - \left( \frac{Re_{\omega}}{10^5} \right)^2 \right] \end{cases} \quad (12)$$

式中,  $Re_{\theta}$  ——转捩临界雷诺数;  $U$  ——流动速度。  
 $P_{\theta}$ 、 $\delta$ 、 $\delta_{BL}$ 、 $\theta_{BL}$ 、 $F_{\theta}$ 、 $F_{\text{wake}}$  ——参数;  $Re_{\omega} = \rho \omega y^2 / \mu$ 。

根据 Tomac 等<sup>[18]</sup>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  $Re_{\theta_c}$  以及转捩区长度  $F_{\text{length}}$  如式(14)。

$$Re_{\theta_c} = \min \left\{ 0.993 \tilde{Re}_{\theta_c}, 0.322 \tilde{Re}_{\theta_c} + \frac{105900}{150 \sqrt{6.283}}, \exp \left[ - \frac{1}{2} \left( \frac{\tilde{Re}_{\theta_c} - 560}{150} \right)^2 \right] + \exp \left[ - \frac{1}{2} \left( \frac{\tilde{Re}_{\theta_c} - 168}{150} \right)^2 \right] \right\} \quad (13)$$

$$F_{\text{length}} = 0.162 + 93.3 \exp \left( - \frac{\tilde{Re}_{\theta_c}^2}{49153} \right) + \frac{50}{260 \sqrt{6.283}} \exp \left[ - \frac{1}{2} \left( \frac{Re_{\theta} - 520}{260} \right)^2 \right] \quad (14)$$

## 4 计算结果及分析

在 Fluent 中, 改变  $x$ 、 $y$  方向上的速度分量以实现攻角的改变, 通过对不同攻角条件下的仿真, 得到不同攻

角下几何参数对潮流能水轮机翼型转捩特性的影响规律。

### 4.1 最大相对厚度对水轮机翼型转捩特性的影响

为了研究潮流能水轮机翼型几何参数对其转捩特性的影响, 本文所选用的初始翼型是 NACA4418, 其最大相对厚度为翼型弦长的 18%。采用控制变量法, 改变翼型的最大相对厚度。在 Profili 中, 将 NACA4418 翼型的最大相对厚度改为 16%、20%。将修改后的翼型分别记为 T-16、T-20。把初始翼型 NACA4418 和修改后得到的翼型 T-16、T-18, 分别导入 Fluent 中进行二维翼型绕流计算, 得到初始翼型和修改后的翼型在  $-5^{\circ} \sim 25^{\circ}$  攻角下随攻角变化的翼型转捩特性、升阻力系数曲线, 如图 4 所示。

不同厚度的翼型转捩点位置、升阻力系数随攻角的变化情况如图 4 所示。由图 4a 可知, NACA4418 翼型从  $4^{\circ}$  攻角时开始发生转捩, 在  $4^{\circ} \sim 12^{\circ}$  范围内为转捩区, 并在攻角为  $12^{\circ}$  时发展为完全湍流。厚度为 16% 的翼型转捩点相对位置与 NACA4418 翼型的转捩点位置类似, 并且转捩点位置有所前移。相对厚度为 20% 的翼型转捩点位置在攻角为  $-5^{\circ} \sim 8^{\circ}$  范围内迅速前移; 当攻角为  $13^{\circ}$  时, 转捩点移至前缘。如图 5 所示, 当攻角为  $6^{\circ}$  时尾缘开始发生分离, 尾缘分离随攻角的增大不断向前缘移动。前缘分离转捩后因逆压梯度较大不能再附,

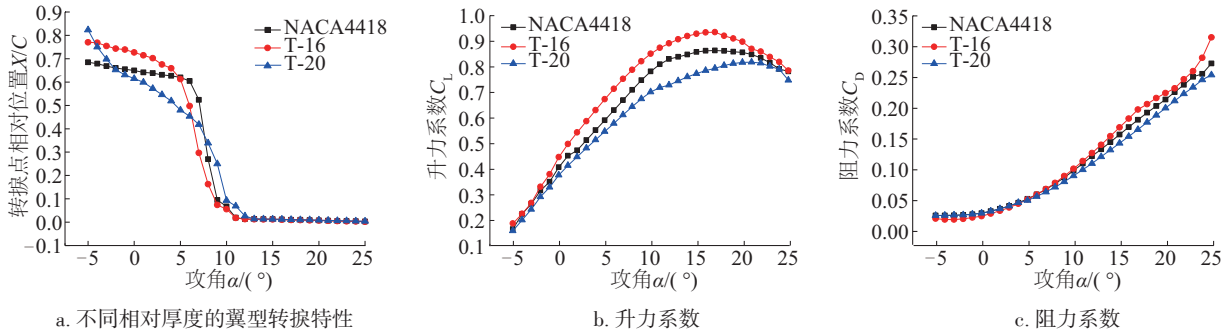


图4 最大相对厚度对水轮机翼型水动力学特性的影响

Fig. 4 Influence of maximum relative thickness on hydrodynamic characteristics of turbine hydrofoil

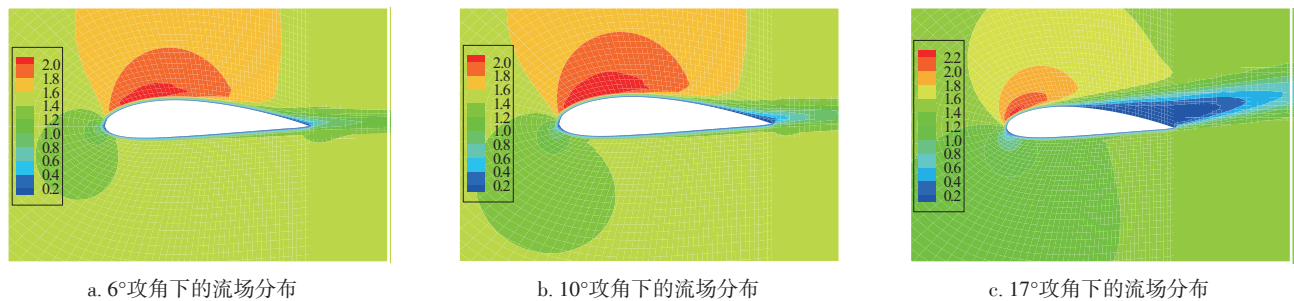


图5 厚度为20%的翼型在不同攻角下的流场分布

Fig. 5 Flow field distribution of hydrofoil with thickness of 20% at different angles of attack



与已推进至前缘的尾缘分离涡一起促成完全分离的发生<sup>[19]</sup>。当攻角为  $17^\circ$  时整个吸力面的流动处于完全分离状态。流动处于完全分离时翼型周围的流线分布如图 6 所示。

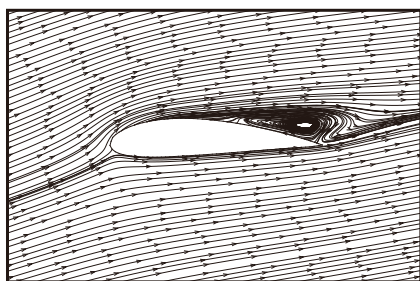


图 6 完全失速时翼型周围流线分布

Fig. 6 Streamline distribution around hydrofoil at full stall

由图 4b 可知,这 3 种不同厚度的翼型在攻角小于  $9^\circ$  时的升力系数均随攻角的变大呈线性增大,在  $9^\circ \sim 17^\circ$  范围内升力系数曲线增长变得平缓。在  $17^\circ \sim 25^\circ$  范围内升力系数随攻角的增大而急剧下降。当翼型到达一定攻角时,尾缘开始有流动分离,分离点随攻角的增大逐渐向翼型前缘移动,并且有二次尾涡出现。攻角较小时,分离涡和次生涡都处于附体状态,不脱落,攻角增大到一定程度时,移动到前缘的分离涡发生脱落现象,造成失速。在  $-5^\circ \sim 9^\circ$  范围内边界层处于附

着流区,在  $9^\circ \sim 25^\circ$  范围内为失速区,当攻角大于  $17^\circ$  时进入完全失速区。翼型的相对厚度越大其失速攻角也越大。从图 4c 可看出,阻力系数在  $-5^\circ \sim 6^\circ$  范围内随着厚度的增大,阻力系数也增大;在  $7^\circ \sim 25^\circ$  范围内翼型厚度越大其阻力系数越小。

## 4.2 最大相对弯度对水轮机翼型转捩特性的影响

本文所选用的 NACA4418 翼型的相对弯度为 4%,为了保证其他几何参数严格不变,仍选用和相对厚度同样的处理方式,通过 Profili 的几何修型功能将初始翼型的相对弯度分别改为 2%和 6%,并记为 C-2 和 C-6。经过 Fluent 软件的二维翼型绕流计算,得到初始翼型和修改后的翼型在  $-5^\circ \sim 25^\circ$  内的转捩特性、升力系数和阻力系数曲线如图 7 所示。

最大相对弯度对水轮机翼型转捩特性的影响如图 7 所示。由图 7a 可知,C-2 翼型在攻角为  $4^\circ$  时开始发生转捩,在攻角为  $5^\circ$  时边界层开始发生分离,随着攻角的增大分离点逐渐向前缘移动,在攻角为  $14^\circ$  时边界层由层流转化为湍流。相对厚度为 4%和 6%的翼型边界层转捩点在  $-5^\circ \sim 1^\circ$  范围内随攻角的增大急剧前移;当攻角大于  $1^\circ$  时转捩点前移速度逐渐放缓。当攻角为  $12^\circ$  时,转捩点移至前缘。不同攻角下翼型周围的流场分布如图 8 所示。

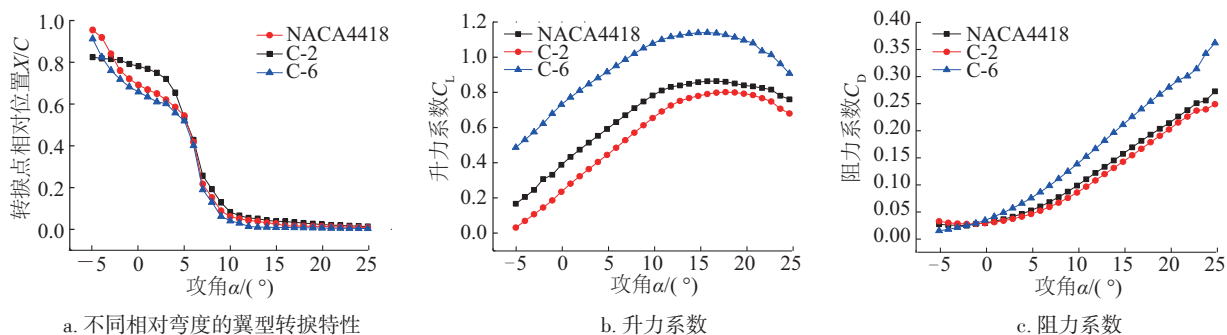


图 7 最大相对弯度对水轮机翼型水动力学特性影响

Fig. 7 Effect of maximum relative camber on hydrodynamic characteristics of turbine hydrofoil

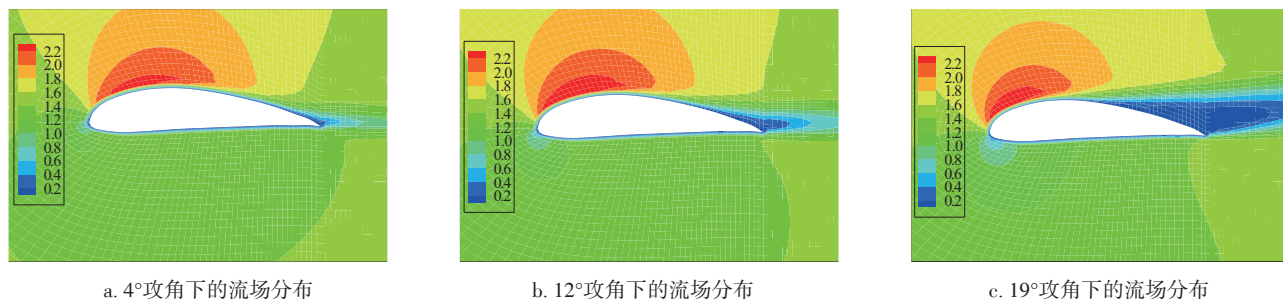


图 8 相对弯度为 6% 的翼型在不同攻角下的流场分布

Fig. 8 6% relative camber hydrofoil flow field distribution under different attack angle

由图 7b 可知,翼型的升力特性与翼型周围的绕流有关,根据攻角的不同可分为附着流区、失速区和深失速区。在  $-5^{\circ}\sim 10^{\circ}$  范围内为附着流区,升力系数随攻角的变化呈线性增大。在  $10^{\circ}\sim 19^{\circ}$  范围内为失速区,当攻角大于  $19^{\circ}$  时为深失速区,在此阶段升力系数随攻角的增大而减小。完全失速时翼型流线分布如图 9 所示。

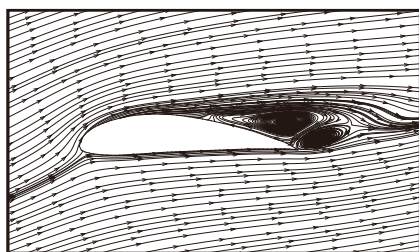


图 9 完全失速时翼型周围的流线分布

Fig. 9 Streamline distribution around hydrofoil at full stall

3 种翼型的失速攻角均为  $19^{\circ}$ 。此时升力系数达到最大值,当攻角继续增大时升力系数开始减小,具有良好的失速特性。由图 7c 可知,攻角在  $-5^{\circ}\sim -1^{\circ}$  范围内,随着翼型相对弯度的增大其阻力系数减小;当攻角大于  $-1^{\circ}$  时随着翼型相对弯度的增大其阻力系数增大。翼型的阻力分为压阻力和摩擦阻力。在附着流区,翼型所受到的阻力主要是摩擦阻力,阻力系数随攻角的增大逐渐增大。当边界层分离后,翼型所受到的阻力主要是压差阻力,随着攻角的增大阻力系数迅速增大。

## 5 结 论

本文主要研究潮流能水轮机翼型的最大相对厚度和最大相对弯度对其转捩特性的影响,得出以下主要结论:

1) 所使用有限元分析软件 Fluent 中的 UDF 功能将转捩判据和相关经验值写入 Fluent 进行数值求解,能有效判断出潮流能水轮机翼型边界层转捩的位置并且具有较高的准确性。

2) 对于潮流能水轮机翼型,翼型越厚越易发生边界层转捩。来流速度为  $0.8\text{ m/s}$  时,随着翼型相对厚度的增加,翼型表面的层流在距离前缘的某处开始发生分离,当翼型到达一定攻角时,尾缘开始有流动分离,分离点随着攻角的增大逐渐向翼型前缘移动,翼型边界层转捩点相对位置急剧前移。当攻角范围足够大时,移动到前缘的分离涡会向尾流中脱落,发生失速现象。在进行

叶片设计时,叶根部分在保证强度的情况下应选择相对较薄的翼型,叶尖部分为了满足高尖速比以及良好的转捩特性应选择薄翼型。

3) 来流速度为  $0.8\text{ m/s}$  时,相对弯度对潮流能水轮机翼型转捩特性的影响与最大相对厚度对潮流能水轮机翼型边界层转捩特性的影响相似,随着相对弯度的增大转捩点位置急剧前移,但是前移速度相对较慢,并且在攻角  $-1^{\circ}\sim 6^{\circ}$  范围内转捩点位置前移会有一个减缓的趋势。随着翼型相对弯度的增加,转捩点位置由尾缘前移过程中,升力系数会有一个大提升的阶段。当根据翼型转捩特性进行叶片设计时,在满足结构特性的前提下,应适当的减小翼型的相对弯度,以保证叶片表面具有良好的转捩特性,以提高叶片的水动力学性能。

## [参考文献]

- [1] 高伟,李春,高月文,等.几何参数对风力机翼型转捩特性的影响[J].动力工程学报,2013,33(6):490-496.  
GAO W, LI C, GAO Y W, et al. Influence of geometric parameters on transition characteristics of wind turbine airfoils[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2013, 33(6): 490-496.
- [2] 孟德虹,张玉伦,王光学,等. $\gamma-Re_{\theta}$  转捩模型在二维低速问题中的应用[J].航空学报,2011,32(5):792-801.  
MENG D H, ZHANG Y L, WANG G X, et al. Application of  $\gamma-Re_{\theta}$  transition model to two-dimensional low speed flows[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2011, 32(5): 792-801.
- [3] HORTON H P. Laminar separation bubbles in two and three dimensional incompressible flow [D]. Queen Mary: University of London, 1968.
- [4] WOLFE W, OCHS S, WOLFE W, et al. CFD calculations of S809 aerodynamic characteristics [R]. Office of Scientific & Technical Information Technical Reports, 2013.
- [5] MUELLER T J. The influence of laminar separation and transition on low Reynolds number airfoil hysteresis [J]. Journal of aircraft, 1984, 22 (9) : DOI10. 251446. 1984-1647.
- [6] 王亮,符松.一种适用于超音速边界层的湍流转捩模式[J].力学学报,2009,41(2):162-168.  
WANG L, FU S. A new transition/ turbulence model for the flow transition in supersonic boundary layer[J].

- Chinese journal of theoretical and applied mechanics, 2009, 41(2): 162-168.
- [7] ACIKEL H, GENC M S, AKPOLAT M, et al. An experimental study of acoustic disturbances effect on laminar separation bubble and transition over an aerofoil at low reynolds number [C]//Aiaa Flow Control Conference, New Orleans, Louisiana, USA. 2012.
- [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 Z W, CHEN J, CHEN B, et al. Design of advanced airfoil families for wind turbines[J]. Acta aerodynamica sinica, 2012, 30(1): 130-136.
- [9] 刘丽娜, 吴国新. Profili 与 FLUENT 环境下风力机翼型气动性模拟设计[J]. 北京信息科技大学(自然科学版), 2014, 29(1): 68-70, 76.  
LIU L N, WU G X. Wind turbine airfoil aerodynamic simulation design based on profili& fluent[J]. Journal of Beijing Information Science & Technology University, 2014.
- [10] 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 W, WANG T G, WANG Q. Numerical simulation of transition effect on aerodynamic performance of aerofoil S809 [J]. Acta energiae solaris sinica, 2011, 31(10): 1523-1527.
- [11] MICHEL R. Determination du point de transition et calcul de la trainee de profile incompressible: ONERA Report 1/1578A[R]. Paris: ONERA, 1951.
- [12] 陈立立, 郭正. 基于  $\gamma-Re_{\theta}$  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 L L, GUO Z. Numerical analysis for low Reynolds number airfoil based on  $\gamma-Re_{\theta}$  transition model [J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2016, 37(4): 1114-1126.
- [13] 李仁年, 张士昂, 杨瑞, 等. 风力机的翼型弯度对风力机翼型气动性能的影响[J]. 流体机械, 2009, 37(5): 17-21.  
LI R N, ZHANG S A, YANG R, et al. Effect of aerofoil camber on airfoil aerodynamic performance [J]. Fluid machinery, 2009, 37(5): 17-21.
- [14] 江帆, 黄鹏. Fluent 高级应用与实例分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.  
JIANG F, HUANG P. Fluent advanced application and example analysis [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008.
- [15] 王惠民. 流体力学基础[M]. 北京: 清华大学出版社, 2013.  
WANG H M. Fundamentals of fluid mechanics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] TOMAC M, PETTERSSON K, RIZZI A. Calibration and verification of a  $\gamma-Re_{\theta}$  transition prediction method for airfoil computations [C]//Aiaa Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, Texas, USA. 2006: 281-290.
- [19] 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 W, WANG T G. Numerical analysis of transition effect on stall performance of wind turbine airfoils and blades [J]. Acta aerodynamica sinica, 2011, 29(3): 385-390.

## STUDY ON INFLUENCE OF GEOMETRIC PARAMETERS ON TRANSITION CHARACTERISTICS OF TIDAL TURBINE HYDROFOIL

Yuan Peng<sup>1,2</sup>, Chen Chao<sup>1</sup>, Wang Shujie<sup>1,2</sup>, Tan Junzhe<sup>1,2</sup>, Si Xiancai<sup>1</sup>, Wang Baozhen<sup>1</sup>

(1. *College of Engineering, Ocean University of China, Qingdao 266100, China;*

2. *Ocean Engineering Key Lab of Shandong Province, Qingdao 266100, China*)

**Abstract:** Boundary layer transition has evident influence on friction and separation position of tidal turbine hydrofoil. To get knowledge of transition characteristics of tidal turbine hydrofoils, a modified NACA4418 hydrofoil is researched using variable-controlling approach to know different thicknesses and camber how to influence the transition of hydrofoil boundary layer and its hydrodynamic performance. An empirical correlation value integrating Michel transition criterion and the  $\gamma-Re_\theta$  transition model are introduced to the solver of the software Fluent by using UDF function. By the calculation, the changing law of the hydrofoil transition point position with different camber and thickness with different inflow angle of attack and the effect of boundary transition of hydrofoil surface on hydrofoil hydrodynamic performance are obtained. The results show that in typical working conditions, the boundary layer transition position of the tidal turbine hydrofoil shifts towards the leading edge with the increase of attack angle, increase of both relative thickness and camber of hydrofoil leads to movement of boundary layer transition positions toward leading edge, the camber influence has a slowing tendency under condition of small angle of attack.

**Keywords:** tidal power; hydrofoils; hydrodynamics; laminar boundary layer; geometric parameters; transition model