

基于环境源项法的 SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型修正

叶长亮¹ 王福军² 汤远² 陈俊³ 郑源¹

(1. 河海大学能源与电气学院, 南京 211100; 2. 中国农业大学水利与土木工程学院, 北京 100083;
3. 上海交通大学船舶海洋与建筑工程学院, 上海 200240)

摘要: 边界层转捩的准确预测对于提高轴流泵内部流动计算精度具有重要意义。以轴流泵叶片的简化模型——水翼为研究对象,探索了 SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型在不同雷诺数下的适用性。研究发现,在低雷诺数条件 (Re_L 小于 1.6×10^6) 下, SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型的预测精度与试验值较为接近;在高雷诺数条件下,随着雷诺数的增大, SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型预测的边界层转捩位置相较试验值逐渐靠前,说明 SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型对高雷诺数水翼边界层转捩发生的判断效果不佳。基于此,针对 SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 模型中输运方程采用环境源项法进行修正,引入环境湍动能和环境湍流比耗散率参数,建立了湍流比耗散率与雷诺数的关系,得到 SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩修正模型。在 Donaldson 修型尾缘水翼和 NACA0016 水翼高雷诺数流动中验证表明,修正模型提高了水翼边界层转捩位置及其它流场参数预测的准确性。

关键词: 水翼; 转捩; 修正; 环境源项

中图分类号: O35; TH312 文献标识码: A 文章编号: 1000-1298(2023)02-0151-09

OSID:



Modification of SST $\gamma-Re_{\theta t}$ Transition Model Based on Ambient Source Term Method

YE Changliang¹ WANG Fujun² TANG Yuan² CHEN Jun³ ZHENG Yuan¹

(1. College of Energy and Electrical Engineering, Hohai University, Nanjing 211100, China

2. College of Water Resources and Civil Engineering, China Agricultural University, Beijing 100083, China

3. School of Naval and Architecture, Ocean and Civil Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: Axial flow pumps are widely used in agricultural area because of their high flow rate and low head. Accurate prediction of boundary layer transitions is important to improve the accuracy of internal flow calculations in axial pumps. The applicability of the SST $\gamma-Re_{\theta t}$ transition model at different Reynolds numbers was explored with a hydrofoil. It was found that the prediction accuracy of the SST $\gamma-Re_{\theta t}$ transition model was close to the experimental value under the low Reynolds number condition (Re_L was less than 1.6×10^6); under the high Reynolds number condition, the boundary layer transition position predicted by the SST $\gamma-Re_{\theta t}$ transition model was gradually moved forward compared with the experimental value as the Reynolds number was increased. This indicated that the SST $\gamma-Re_{\theta t}$ transition model was not effective in determining the occurrence of boundary layer transitions in high Reynolds number hydrofoils. Based on this, the transport equation in the SST $\gamma-Re_{\theta t}$ transition model was modified by using the ambient source term method, introducing the parameters of environmental turbulent kinetic energy and environmental turbulent specific dissipation rate, and establishing the relationship between turbulent specific dissipation rate and Reynolds number to obtain the modified SST $\gamma-Re_{\theta t}$ transition model. The model was validated in the high Reynolds number flow of Donaldson trailing edge hydrofoil and NACA0016 hydrofoil. The prediction accuracy of typical flow characteristics such as wake vortex shedding frequency under the condition of high Reynolds number of Donaldson modified trailing edge hydrofoil was improved by about 8% compared with the original transition model. Compared with

收稿日期: 2022-10-30 修回日期: 2022-12-06

基金项目: 国家自然科学基金项目(51836010, 52209109, 52271275)

作者简介: 叶长亮(1994—),男,讲师,博士,主要从事水力机械高效及安全稳定运行研究, E-mail: yechangliang@hhu.edu.cn

通信作者: 王福军(1964—),男,教授,博士生导师,主要从事水动力学与水力机械研究, E-mail: wangfj@cau.edu.cn

the original transition model, the prediction accuracy of the relative thickness of the boundary layer and the coefficient of friction in the transition region in the middle of the hydrofoil of NACA0016 was improved by more than three times.

Key words: hydrofoil; transition; modification; ambient source term

0 引言

轴流泵具有大流量、低扬程的特点,在农业灌溉领域应用广泛^[1-2]。水翼作为轴流泵叶片的简化模型,其绕流特性对于研究轴流泵叶片的绕流分布具有参考意义。文献[3-5]通过研究水翼分离流动特性为轴流泵内部流动特性提供了借鉴,然而,目前对轴流泵叶片附近的转捩流动仍缺乏认识。

现有的针对水力机械的转捩研究,大多采用数值模拟方法^[6-7]。文献[8]在研究喷水推进轴流泵特性时,发现采用转捩模型不仅提高了外特性的预测精度,在叶片表面的压力分布和摩阻系数分布上也与试验值误差较小。文献[9-10]在船用导管螺旋桨研究中发现,采用转捩模型能成功地捕捉到层流状态到湍流状态的转换。文献[11]也采用相同的计算策略研究了导管螺旋桨上的转捩流动,得到的结论也验证了考虑转捩的重要性。由于转捩流动的复杂性,针对不同的问题,往往需要结合流动特征对转捩预测模型进行修正。例如文献[12]采用新的关联函数直接建立转捩区域长度参数、临界动量雷诺数与当地流场的关系,修正了 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型,提高了水翼绕流计算精度;文献[13]在关联函数中引入了雷诺数和马赫数,以体现高超声速流动的可压缩性;文献[14]建立了横流转捩关联函数,使得 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型具备预测横流转捩的能力;为了提高对大曲率水翼绕流边界层转捩的预测能力,文献[15-16]提出的转捩起始位置关联函数应用于 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型并取得了较好的效果。

综合分析发现,由 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型和 SST $k-\omega$ 湍流模型耦合的计算模型(本文称作 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型)广泛应用于边界层转捩预测中,具有计算效率高、适用转捩类型多的特点,本文采用 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型为核心数值模型预测边界层转捩流动。对于轴流泵而言,其内部流动雷诺数高,边界层转捩流动特征复杂,需结合流场特性关联 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型的预测性能。采用广泛用于类比轴流泵叶片的 NACA0009、Donaldson 修型尾缘水翼和 NACA0016 水翼等,结合高雷诺数绕流边界层转捩特性开展 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型预测性能研究,并基于流场特性开展转捩模型的修正,以期高雷诺数叶片绕流边界层转捩预测提供参考。

1 数值计算方法

1.1 模型建立与网格划分

文献[17]对 NACA0009 钝尾缘水翼绕流特性进行了试验研究,并获得了边界层流场特性。为避免大范围的水流旋转,降低来流的紊流程度,在试验段上游增加了特殊装置使来流更加稳定;试验段测试的水翼攻角为 0° ;入口距水翼前缘 $0.5L$ (L 表示水翼弦长),出口距水翼后缘 $6L$ 。试验结果表明,由于水翼的影响,进口各位置的流线方向平均速度与整个截面的流线方向平均速度存在一定的差异(在 2% 以内)。不同雷诺数下,试验段进口湍流度约为 1%,水翼边界层具有明显的层流边界层区同时观测到自然转捩过程。试验测量的水翼边界层流场结果可为数值计算结果提供参考,从而分析不同湍流模型对水翼边界层转捩预测的影响。

1.2 网格无关性验证

文献[18]开展了 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 在翼型流场应用中网格的适用性研究,就水翼壁面单元而言,网格在流向上的分辨率为 $50 \sim 150$,壁面法向上的分辨率为 $0.77 \sim 0.97$,展向上的分辨率为 $10 \sim 40$ 。为了更好地在靠近壁面的边界层区域生成密集的网格,使用了 O 形网格,图 1 为计算域离散网格。为了满足 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 方法的要求,提高计算精度,捕捉流场的基本特征,对近壁区域进行了局部网格细化。 X 、 Y 和 Z 方向的网格分辨率分别为 98.6、1.03 和 38.4。

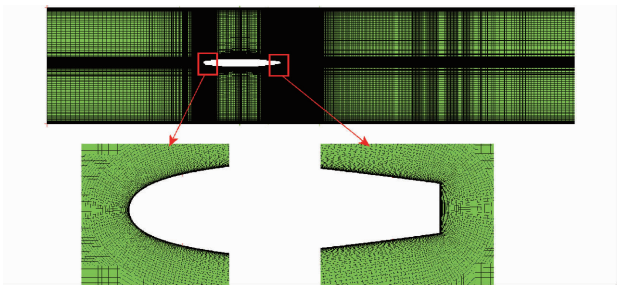


图 1 NACA0009 钝尾缘水翼计算域网格
Fig. 1 Computational domain grid of NACA0009 blunt trailing edge hydrofoil

本文对 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型进行了网格无关性研究。4 组网格中每组水翼壁面网格的最大 y^+ 值都接近 1。网格 M4 是由 2 650 156 节点构成的粗网格。网格 M3 在水翼节点数上与 M4 相同,但在垂

直于水翼壁面的方向以及翼型上下游区域被细化，因此节点数达到 3 985 230。与网格 M3 相比，网格 M2 水翼表面包括翼型前缘和尾缘的节点数量都增加了 1 倍。网格 M1 除了沿水翼壁面网格节点数是网格 M2 的两倍外，其他区域的节点数与网格 M2 相同。选取水翼尾涡脱落主频作为水翼绕流中关键参数，对比 4 组网格数量下尾涡脱落主频，如表 1 所示。尾涡脱落频率比较表明，网格 M1 和网格 M2 之间的差异非常小，与试验值的误差均在 0.5% 以内，考虑到计算效率，因此网格 M2 将用于进一步的计算。

表 1 不同网格数量下翼型尾涡脱落主频对比
Tab.1 Comparison of wake vortex shedding frequencies with different grid numbers

网格	节点数量	翼型表面	涡脱落频率	涡脱落频率
		最大 γ^+	模拟值/Hz	试验值/Hz
M1	6 521 238	0.62	1 431	1 428
M2	5 438 952	0.79	1 420	
M3	3 985 230	0.93	1 336	
M4	2 650 156	1.12	1 307	

为了精确获得水翼绕流的边界层分离和尾迹脱落频率等流动特性，需要足够小的网格单元。本文采用 ICEM CFD 对计算区域划分六面体网格。控制方程基于有限体积法在同位网格上进行离散，对流项离散后的界面值采用混合有界迎风格式进行插值，最高具有二阶精度；扩散项离散后的界面值采用中心差分格式进行插值；对于非定常雷诺平均模拟 (URANS)，瞬态项离散采用具有二阶精度的二阶向后欧拉格式；采用耦合式解法联立求解 N-S 离散方程组变量，采用多重网格技术以加快迭代收敛速度。时间步长为 5×10^{-5} s，平均库朗数小于 1。该部分计算工作在中国农业大学的高性能计算中心运行，使用 256 GB 内存和 128 个核进行并行计算。为了获得水翼尾迹区脱落涡的非定常特性，在尾迹区设置了监测点。

1.3 控制方程

$\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型由转捩起始动量雷诺数 $Re_{\theta t}$ 输运方程以及间歇因子 γ 输运方程构成，其中， $Re_{\theta t}$ 是判断转捩起始的条件， γ 用于表征流动状态，公式为

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right]$$

(1)

$$\frac{\partial(\rho \overline{Re_{\theta t}})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \overline{Re_{\theta t}})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \overline{Re_{\theta t}}}{\partial x_j} \right]$$

(2)

式中 t ——时间 ρ ——密度

$\partial U_j / \partial x_j$ —— j 方向的速度偏导
 P_γ ——间歇因子生成项
 E_γ ——间歇因子破坏项
 μ_t ——涡粘系数 μ ——粘度
 σ_f ——常数，取 1.0
 $\overline{Re_{\theta t}}$ ——局部转捩雷诺数
 $P_{\theta t}$ ——转捩源项
 $\sigma_{\theta t}$ ——常数，取 2.0

当转捩发生在层流分离点附近时，由于分离剪切层的湍动能较小，预测湍动能发展至湍流再附着的位置与试验获得的实际湍流再附着位置相差较大。为了解决这一问题， $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型对间歇因子 γ 进行了修正，修正的主要思路是，一旦层流边界层分离时，允许局部间歇因子 γ 超过 1。这将导致 k 的增加，因此将会使再附着点的位置更早发生^[18]，具体修正公式为

$$\gamma_{sep} = \min \left(s_1 \max \left(0, \frac{Re_v}{3.235 Re_{\theta c}} - 1 \right) F_{reattach}, 2 \right) F_{\theta t}$$

(3)

$$\gamma_{eff} = \max(\gamma, \gamma_{sep})$$

(4)

式中 γ_{sep} ——分离流动计算时采用的间歇因子
 γ_{eff} ——修正后有效间歇因子
 Re_v ——涡量雷诺数
 s_1 ——常数，取 8.0
 $Re_{\theta c}$ ——转捩临界动量厚度雷诺数
 $F_{reattach}$ 、 $F_{\theta t}$ ——内部关联函数

2 计算结果分析

图 2 为 SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型与 SST $k-\omega$ 湍流模型计算得出的水翼边界层切向时均速度分布的结果。图中， y 为垂直于水翼壁面的距离， h 为翼型尾部厚度， $U_{x_{ave}}$ 为平行于翼型表面的速度分量， U_{te} 为边界层外缘时均速度。图中表示了相对弦长 x/L (x 方向相对水翼弦长 L 的距离) 分别为 0.1、0.3、0.6、0.8、0.9 以及 0.99 处边界层速度分布情况。为了分析不同位置的速度分布，位置 x/L 为 0.3、0.6、0.8、0.9 和 0.99 处的速度分布曲线沿横坐标分别移动了 1、2、3、4、5 个单位坐标。可以看出，在水翼前缘，即 0.1 倍翼型弦长处，两个模型预测的边界层速度分布与试验值较为吻合，但是沿着流动方向，SST $k-\omega$ 湍流模型计算的边界层速度分布误差越来越大；SST $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型只是在靠近水翼尾部区域，即 0.8 倍翼型弦长处计算的误差较大。

本文边界层厚度为水翼边界层内从壁面(速度为零)开始，沿法线方向当 x 方向的速度 U_x 至外部速度 U_e 的 99% 位置之间的距离，记 δ ，即 $\delta = y | U_x =$

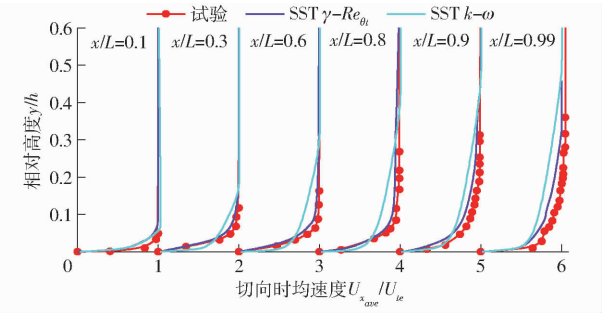


图 2 不同湍流模型下水翼边界层切向时均速度分布
Fig.2 Tangential time-averaged velocity distribution of hydrofoil boundary layer under different turbulence models

0.99 U_e 。不同模型计算的无量纲边界层相对厚度 δ/h 沿水翼翼弦长的分布如图 3 所示。随着边界层的发展,边界层厚度随着与水翼前缘距离的增加而增加。两种模型计算得到的边界层厚度的差异较大,SST $k-\omega$ 模型计算的厚度远大于试验结果,SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型计算的水翼前缘的边界层厚度与试验结果吻合较好。

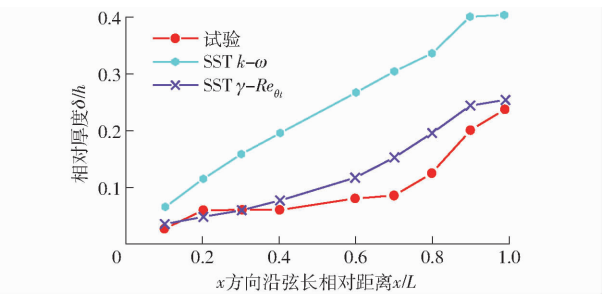


图 3 不同湍流模型下水翼边界层相对厚度 δ/h 分布
Fig.3 Distribution of relative thickness δ/h of hydrofoil boundary layer under different turbulence models

图 4 为两种模型下水翼边界层形状因子 H_{12} 分布,形状因子 H_{12} 定义为边界层位移厚度 δ_1 与其动量厚度 δ_2 之比。一般认为,当 H_{12} 超过 2.6 时,边界层为层流;当 H_{12} 小于 1.5 时,边界层为湍流;对于 H_{12} 在 1.5~2.6 范围时,边界层处于转捩状态。可以看出,SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型预测的形状因子在 $x=0.2L$ 后偏离试验值,并在 $0.65L$ 附近下降至 1.5,这说明该位置处已完成转捩,比试验中观察到的 $0.85L$ 转捩结束较为提前。

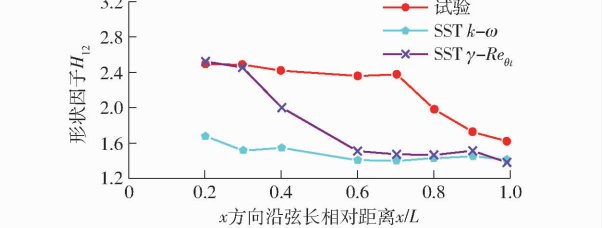


图 4 不同湍流模型下水翼边界层形状因子 H_{12} 分布
Fig.4 Distribution of hydrofoil boundary layer shape factor H_{12} under different turbulence models

进一步分析 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型对不同雷诺数下边界层转捩的预测效果,图 5 给出了边界层完全转捩位置 x_t 随雷诺数 Re_L 的变化。可以看出,在雷诺数低于 1.6×10^6 时,边界层转捩位置与实测值比较一致,而在雷诺数高于 1.6×10^6 时,随着雷诺数的增大,边界层转捩位置逐渐偏离实测值,说明 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型对高雷诺数水翼边界层转捩预测效果不佳。

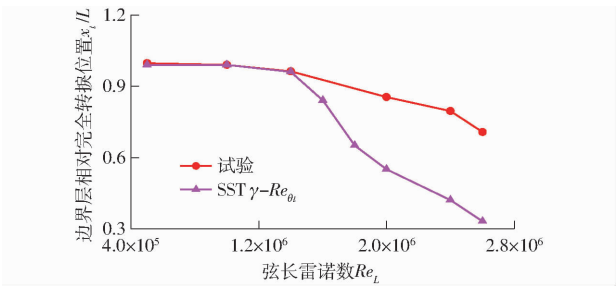


图 5 不同雷诺数下边界层完全转捩位置
Fig.5 Complete transition position of boundary layer at different Reynolds numbers

为进一步探究 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型在高雷诺数下预测效果不佳的原因,给出图 6 所示数值计算得到的雷诺数为 2.0×10^6 时,湍流度 T_u 沿流向的发展,其中负值表示水翼头部的上游位置。可以看出,沿着流动方向,湍流度 T_u 快速衰减,当到达水翼前缘时,湍流度未达到 1%,这与试验所测不相符。因此,高雷诺数下计算域进口必需设置较大的 T_u ,但过大的 T_u 会加速间歇因子 γ 预测值的增加,导致边界层转捩过程发展过快,文献[18]也指出,过大的 T_u 会导致预测的壁面摩阻系数偏离层流值。因此高雷诺数下自由流场中湍流度衰减过快是导致转捩位置预测不准确的主要原因。

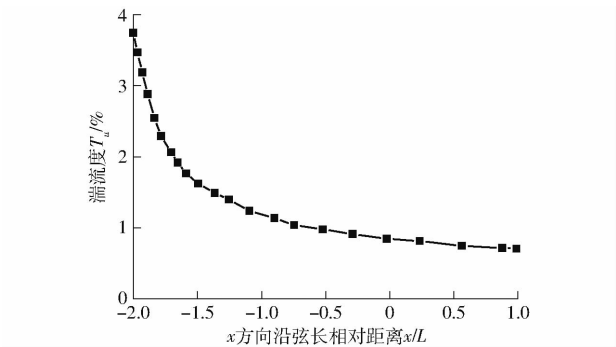


图 6 湍流度沿流向发展
Fig.6 Turbulence intensity along flow direction

3 基于环境源项法的修正

为解决高雷诺数条件下,SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型(后续称为原转捩模型)预测边界层转捩提前的问题,对原转捩模型进行基于流动特征的修正,以提高

在高雷诺数下边界层转捩预测的精度。

在原转捩模型中, Re_{θ_i} 方程的计算与自由流的湍流度有关。当地自由流湍流度预测的精度直接影响了转捩位置的预测精度。为了解决自由流动中湍流度衰减预测误差大而导致壁面附近湍流度预测精度较低的问题, 文献[7]提出了环境源项法来控制自由流动中湍流度的衰减, 即在指定区域保持环境湍流度和湍流耗散率不变, 在其余区域按给定的衰减率自由衰减。文献[19]根据这一思想, 对 SST $k-\omega$ 湍流模型输运方程源项进行修改, 公式为

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_j k}{\partial x_j} = \tau(u_i, u_j) \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho (k\omega - k_a \omega_a) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma_{k3} \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (5)$$
$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_j \omega}{\partial x_j} = \frac{\gamma_3}{\nu_t} \tau(u_i, u_j) \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta_3 \rho (\omega^2 - \omega_a^2) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma_{\omega 3} \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + 2\rho(1 - F_1) \frac{\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (6)$$

式中 k_a 、 ω_a ——指定区域的环境湍动能、环境湍流比耗散率
 τ ——应力
 β^* 、 β_3 ——湍流模型系数
 γ_3 、 σ_{k3} 、 $\sigma_{\omega 3}$ ——湍流模型常数
 ν_t ——运动涡粘系数
 F_1 ——湍流模型的函数
 u_i 、 u_j —— i 、 j 方向的速度分量
 ω ——湍流比耗散率
 $\sigma_{\omega 2}$ ——常数, 取 0.856
根据源项均衡态假设^[20]有

$$\tau(u_i, u_j) \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = \beta^* \rho (k\omega - k_a \omega_a) = \frac{\nu_t}{\gamma} \beta^* \rho (\omega^2 - \omega_a^2) \quad (7)$$

在自由流场中, $\partial \bar{u}_i / \partial x_j$ 约为零, 因此, 为使式(7)恒成立, 需满足 $k = k_a$ 且 $\omega = \omega_a$, 故在指定区域, 可以设置环境湍流值为定值。本文选择指定位置与试验位置保持一致, 即进口位置处。环境湍流值中, k_a 根据实测湍流度进行换算得到, 而 ω_a 关系到下游湍流自由衰减的趋势, 其值的确定是环境源项法实施的关键。在环境湍流值中, k_a 是由测量的湍流强度换算而来的, ω_a 与下游湍流的自由衰减趋势有关, ω_a 的取值是实施环境源项法的关键。 ω_a 通常与来流湍流强度有关。文献[19]针对全湍流 RANS 方程模型, 给出了 0.1% 来流湍流强度时的 ω_a 的推荐值。不同于空气动力学领域, 在水洞试验中来流湍流度约为 1%。不同来流湍流强度下的 ω_a

取值没有参考性, 因此, 有必要根据试验结果分析不同 ω_a 取值对计算结果的影响, 提出总结相关规律, 为后续计算提供依据。

为此, 根据 NACA0009 钝尾缘水翼试验, 选取试验中来流湍流度 1% 为参考对 ω_a 取值进行校准, 并定义涡粘系数比 $R_T = k_a / (\nu \omega_a)$ 对 ω_a 进行了无量纲化, ν 表示运动粘度系数, 具体取值如表 2 所示。改变 ω_a , 仍保证收敛精度高于 10^{-4} , 从而保证计算精度。

表 2 湍流度 1% 下环境湍流比耗散率标定设置

Tab.2 Ambient turbulence ratio dissipation rate calibration settings at 1% turbulence intensity

算例编号	Re_L	$k_a / (\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	ω_a / s^{-1}	R_T	收敛精度
A1	2×10^6	0.06	60 000	1	10^{-4}
A2	2×10^6	0.06	12 000	5	10^{-4}
A3	2×10^6	0.06	6 000	10	10^{-4}
A4	2×10^6	0.06	4 000	15	10^{-4}
A5	2×10^6	0.06	3 000	20	10^{-4}
A6	2×10^6	0.06	2 400	25	10^{-4}

选取形状因子这一参数, 对不同 ω_a 取值下的结果进行分析, 由图 7 可以看出, 与试验值相比, 改变 ω_a 取值, 在 0.2L 处 H_{12} 取值变化不大, 而后同一位置处 H_{12} 的取值随着 ω_a 的增加而减小; 可以看出当 ω_a 为 4 000, 即涡粘系数比为 15 时, H_{12} 整体分布与试验较为一致。因此, 对于同一湍流度下不同雷诺数流动, 只需根据 R_T 为常数即可确定 ω_a 。

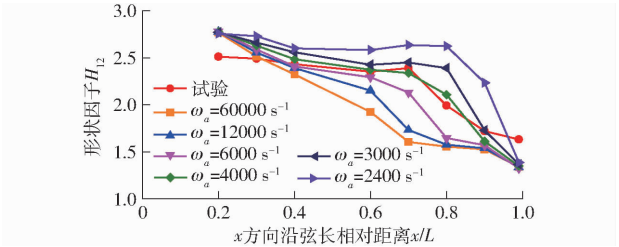


图 7 1% 来流湍流度下不同环境湍流比耗散率预测的边界层形状因子分布

Fig.7 Boundary layershape factor predicted by different ambient turbulent specific dissipation rates at 1% turbulence intensity

间歇因子 γ 是表征流动的一个重要参数。在边界层层流区 $\gamma = 0$, 而在边界层外 $\gamma = 1$ 。在转捩区域, 随着湍流强度的变化, γ 介于 0 和 1 之间。图 8 为采用不同涡粘系数比 R_T 计算得出的水翼边界层间歇因子 γ 的分布。当 ω_a 大于 12 000 s^{-1} , 即涡粘系数比 R_T 小于 5 时, 边界层间歇因子 γ 在 0.4L 位置处开始后迅速增加, 转捩开始发生, 随后在 0.6L 发展为全湍流边界层。当涡粘系数比为 15 时, 间歇因子在 0.8L 处增加至 1, 即在该位置处完成转捩,

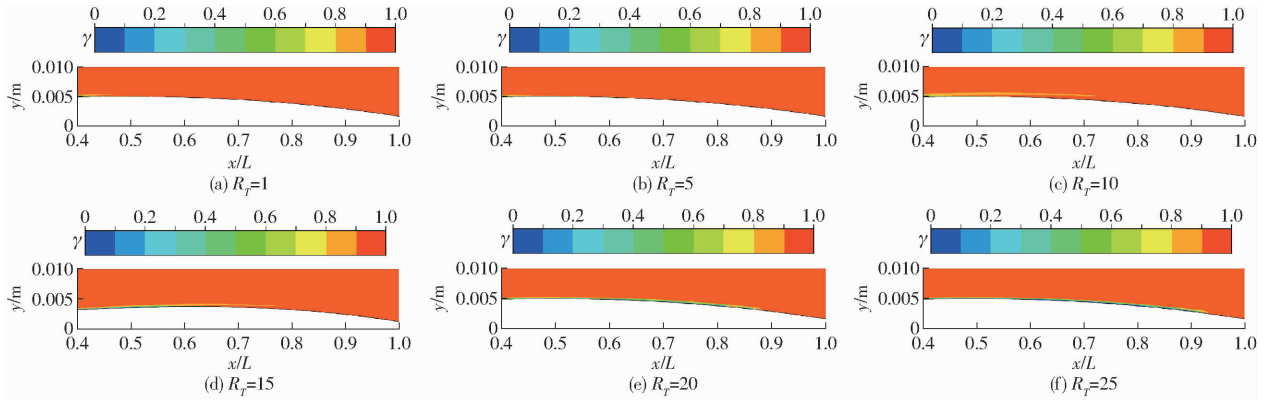


图 8 不同涡粘系数比下间歇因子 γ 分布

Fig. 8 Distribution of intermittency factor γ with different eddy viscosity coefficient ratios

与试验值相符。继续增加涡粘系数比,预测的转捩位置逐渐向后移动。当涡粘系数比大于 20 时,转换结束位置的预测值稳定在 $0.9L$,预测的转捩区长度大于试验观测值。

在弦长雷诺数 $Re_L = 2 \times 10^6$ 条件下,验证了基于环境源项法修正的转捩模型能够有效预测转捩位置。进一步针对不同弦长雷诺数,采用上述方法,获得不同湍流比耗散率以及涡粘系数比,如表 3 所示。可以看出,随着雷诺数的增加,对应的涡粘系数比也随之增加。

表 3 不同雷诺数下指定区域环境湍动能 k_a 和湍流比耗散率 ω_a 设置

Tab. 3 Setting of ambient turbulent kinetic energy and turbulent specific dissipation rate for different Reynolds numbers				
Reynolds numbers				
算例编号	Re_L	$k_a / (\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	ω_a / s^{-1}	R_τ
B1	1.4×10^6	0.029 4	2 800	10. 5
B2	1.6×10^6	0.038 4	3 200	12. 0
B3	1.8×10^6	0.048 6	3 600	13. 5
B4	2.0×10^6	0.060 0	4 000	15. 0
B5	2.2×10^6	0.072 6	4 400	16. 5
B6	2.4×10^6	0.086 4	4 800	18. 0

图 9 为不同雷诺数下边界层转捩位置,通过与试验结果的对比,虽然在高雷诺数区间预测的转捩位置较实测值提前,而在低雷诺数区间预测的转捩位置则稍有延后,但整体来看,修正模型在很大程度上提高了对转捩位置预测的准确性。

因此,在运用该修正转捩模型时,首先确定来流湍流强度为 1%。然后根据来流速度或者弦长雷诺数计算 k_a ,再根据前文给定的推荐值选取 ω_a 用于后续计算。以 $Re_L = 2.6 \times 10^6$ 为例,计算得到的 ω_a 为 $5\,200\text{ s}^{-1}$,涡粘系数比为 19.5,因此,选择该值进行转捩数值计算,图 10 为边界层形状因子分布,可以看到修正模型预测的从 $0.7L$ 处迅速减小,边界层迅

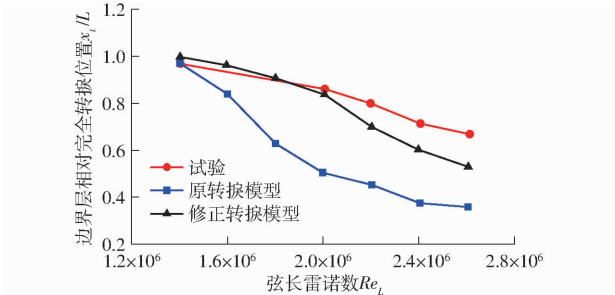


图 9 不同雷诺数下边界层转捩位置

Fig. 9 Boundary layer transition position at different Reynolds numbers

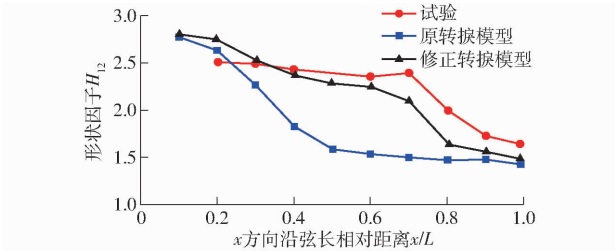


图 10 边界层形状因子分布 ($Re_L = 2.6 \times 10^6$)

Fig. 10 Boundary layer shape factor distribution ($Re_L = 2.6 \times 10^6$)

速从层流状态过渡到湍流状态,这与试验测量结果是比较吻合的。

4 修正转捩模型算例验证

4.1 Donaldson 修型尾缘水翼

Donaldson 修型尾缘水翼在钝尾缘水翼基础上,采用一条 45° 直线和一条三次多项式曲线对尾缘形状进行了修改^[17],由于试验均在同一装置下进行,本算例的计算域及边界条件与 NACA0009 钝尾缘水翼算例基本一致,计算域网格如图 11 所示。

文献[17]对该水翼在不同雷诺数下的流动进行了试验研究,试验测量结果可为本算例验证提供参考。将基于环境源项法修正模型应用于 Donaldson 修型尾缘水翼绕流计算中,不同雷诺数下环境湍动能和湍流比耗散率的设置如表 4 所示。

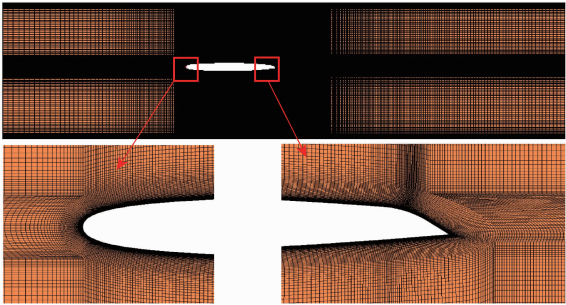


图 11 Donaldson 修型尾缘水翼计算域网格
Fig. 11 Computational domain grid of Donaldson trailing edge hydrofoil

表 4 不同雷诺数下环境湍动能和湍流比耗散率设置
Tab. 4 Settings of ambient turbulent kinetic energy and turbulent specific dissipation rate

算例编号	Re_L	$k_a / (\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	ω_a / s^{-1}	R_T
C1	1.4×10^6	0.029 4	2 800	10. 5
C2	1.6×10^6	0.038 4	3 200	12. 0
C3	1.8×10^6	0.048 6	3 600	13. 5
C4	2.0×10^6	0.060 0	4 000	15. 0
C5	2.2×10^6	0.072 6	4 400	16. 5
C6	2.4×10^6	0.086 4	4 800	18. 0
C7	2.6×10^6	0.101 4	5 200	19. 5

图 12 为翼型弦长雷诺数为 2×10^6 时吸力面边界层 x 方向时均速度分布,可以看出,修正模型预测的边界层厚度略高于试验值,但相对原始模型已有一定的提高。

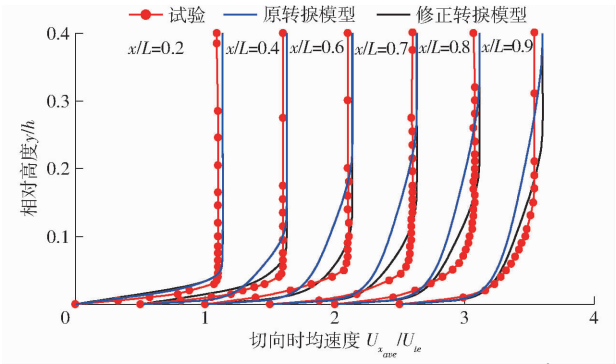


图 12 吸力面边界层时均速度分布 ($Re_L = 2.0 \times 10^6$)
Fig. 12 Time-averaged velocity distribution in boundary layer of suction surface ($Re_L = 2.0 \times 10^6$)

图 13 给出了不同雷诺数下尾迹区尾涡脱落频率,原转捩模型和修正转捩模型预测结果均与试验结果有较大偏差,其原因可能与尾缘修型对尾涡脱落的影响机理有关,试验研究发现,尾缘修型后,原本交替排列的脱落涡会产生错位,导致尾缘上下脱落涡产生相互作用,影响尾涡脱落频率。但整体来看修正模型提高了对尾涡脱落频率的预测精度,相比原转捩模型最大提高约 8%。

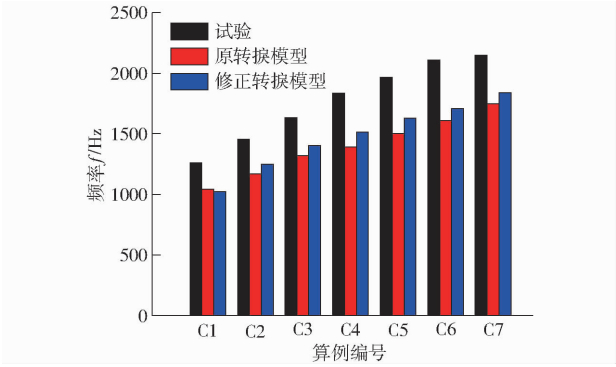


图 13 不同雷诺数下尾迹尾涡脱落频率
Fig. 13 Frequency of trailing vortex shedding at different Reynolds numbers

4.2 NACA0016 水翼

文献[21]在美国海军大型空化水洞中进行了 NACA0016 的水翼试验。水翼弦长 L 为 2.133 6 m, 顶面呈拱形,底面平行于试验段两侧,试验段宽度为 $1.43L$ 。本算例采用二维计算,为了提高近壁网格的正交性,在水翼周围采用 O 形网格块来细化网格,壁面网格法向扩展比为 1.1,得到水翼表面的最大 y^+ 约为 1,最终划分的网格总数约 1.7×10^5 ,计算域网格如图 14 所示。

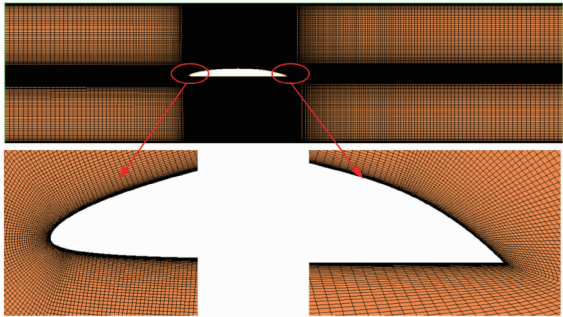


图 14 NACA0016 水翼计算域网格
Fig. 14 Computational domain grid of NACA0016 hydrofoil

将基于环境源项法的修正模型应用于 NACA0016 水翼绕流流动,对弦长雷诺数 $Re_L = 1.7 \times 10^7$ 的流动进行计算,计算得出 $k_a = 0.001\ 35$ 、 $\omega_a = 2\ 249.7\ \text{s}^{-1}$ 。图 15 为距水翼前缘 $0.93L$ 处,原转捩模型、修正转捩模型计算边界层速度值与试验值对比图,修正转捩模型由于准确预测了此处的层流边界层,计算的边界层速度分布以及边界层厚度均与试验结果比较一致。

图 16 为数值计算得到的雷诺数为 1.7×10^7 时,湍流度 T_u 沿流向的发展。可以看出,沿着流动方向,采用修正转捩模型,湍流度 T_u 快速衰减,当到达水翼前缘时,湍流度约为 1%,与试验所测相符,修正后的转捩模型较好地保证了水翼前缘的湍流度,进而较为准确地预测出转捩区边界层参数。

图 17 为 NACA0016 水翼吸力面边界层相对厚

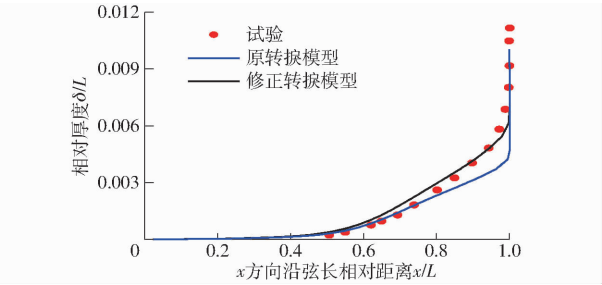


图 15 $x=0.93L$ 处边界层速度分布

Fig. 15 Boundary layer velocity distribution at $x=0.93L$

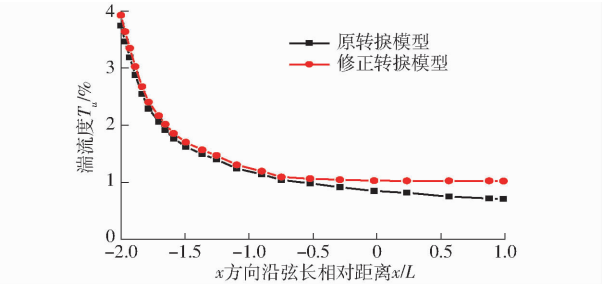


图 16 模型修正前后计算湍流度沿流向发展

Fig. 16 Comparison of turbulence intensity along flow direction calculated by original and modified model

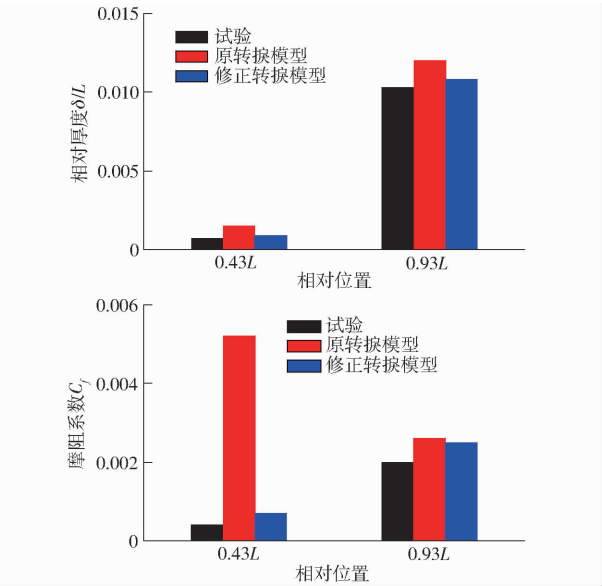


图 17 水翼边界层相对厚度和壁面摩擦系数 C_f 分布

Fig. 17 Relative thickness δ/L and wall friction coefficient C_f distribution of hydrofoil boundary layer

度 δ/L 以及摩阻系数 C_f 的试验值和模拟值分布图。可以看出,在靠近水翼中部附近,原转捩模型与修正转捩模型计算的边界层相对厚度分别为 0.001 53 和 0.000 91,相对误差分别为 112.3% 和 27.57%;原转捩模型与修正转捩模型计算的摩阻系数分别为 0.005 22 和 0.000 71,相对误差分别为 1 100% 和 74.0%。在水翼尾缘附近,原转捩模型和修正转捩模型预测的相对厚度分别为 0.012 03 和 0.010 80,相对误差分别为 16.4% 和 4.85%;原转捩模型与修正转捩模型计算的摩阻系数分别为 0.002 6 和 0.002 5,相对误差分别为 30% 和 25%。总体来看,修正转捩模型在边界层相对厚度、摩阻系数的预测精度上比原转捩模型均提高 3 倍以上。

5 结论

(1) 相比于 SST $k-\omega$ 模型,采用 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩预测模型能够显著提高边界层流场分布计算精度。即相同网格条件下,在近壁区边界层流场的预测上,SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型的预测精度高于 SST $k-\omega$ 湍流模型,尤其在低雷诺数条件下,SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型的预测精度与试验值更为接近。

(2) 对于高雷诺数边界层转捩流动,壁面附近湍流度预测精度不够,导致 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型预测精度有所下降,通过引入环境湍动能和环境湍流比耗散率参数,建立湍流比耗散率与雷诺数的关系,修正转捩模型的输运方程环境源项,能够有效提高其对高雷诺数边界层转捩流动的预测精度。

(3) 基于 SST $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩修正模型,针对 Donaldson 修型尾缘水翼高雷诺数条件下的尾涡脱落频率等典型流动特征预测精度相比原转捩模型最大提高约 8%;针对 NACA0016 水翼中部转捩区域的边界层相对厚度、摩阻系数的预测精度相比原转捩模型均提高 3 倍以上,水翼尾缘局部区域的边界层相对厚度、摩阻系数预测精度也有显著提升。

参 考 文 献

[1] 张虎,左逢源,张德胜,等.轴流泵叶顶泄漏涡形成演化机理与涡空化分析[J].农业机械学报,2021,52(2):157-167.
ZHANG Hu, ZUO Fengyuan, ZHANG Desheng, et al. Formation and evolution mechanism of tip leakage vortex in axial flow pump and vortex cavitation analysis[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2021, 52(2): 157-167. (in Chinese)

[2] 王本宏,王福军,谢丽华,等.斜式轴流泵装置出水通道偏流特性研究[J].水利学报,2021,52(7):829-840.
WANG Benhong, WANG Fujun, XIE Lihua, et al. Flow deviation in the discharge passage of a slanted axial-flow pump system [J]. Journal of Hydraulic Engineering, 2021, 52(7): 829-840. (in Chinese)

[3] 郭端.叶顶间隙泄漏涡流及空化流场特性研究[D].北京:中国农业大学,2017.
GUO Qiang. Study on the characteristics of the blade tip leakage vortex flow and the cavitating flow field[D]. Beijing: China Agricultural University, 2017. (in Chinese)

- [4] WANG C, ZENG Y, YAO Z, et al. Rigid vorticity transport equation and its application to vortical structure evolution analysis in hydro-energy machinery[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2021, 15(1): 1016 – 1033.
- [5] WANG C, WANG F, LI C, et al. A modified STRUCT model for efficient engineering computations of turbulent flows in hydro-energy machinery[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2020, 85: 108628.
- [6] GAGGERO S. Influence of laminar-to-turbulent transition on model scale propeller performances. Part II: cavitating conditions[J]. Ships and Offshore Structures, 2022, 17(4): 772 – 791.
- [7] SPALART P, RUMSEY C. Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamic calculations[J]. AIAA Journal, 2007, 45(10): 2544 – 2553.
- [8] LI H, HUANG Q, PAN G, et al. Assessment of transition modeling for the unsteady performance of a pump-jet propulsor in model scale[J]. Applied Ocean Research, 2021, 108: 102537.
- [9] BALTAZAR J, MELO D, RIJPKEMA D. Analysis of the blade boundary-layer flow of a marine propeller using a RANS solver[J]. Ocean Engineering, 2020, 211: 107633.
- [10] BHATTACHARYYA A, KRASILNIKOV V, STEEN S. Scale effects on open water characteristics of a controllable pitch propeller working within different duct designs[J]. Ocean Engineering, 2016, 112(15): 226 – 242.
- [11] PAWAR S, BRIZZOLARA S. Relevance of transition turbulent model for hydrodynamic characteristics of low Reynolds number propeller[J]. Applied Ocean Research, 2019, 87: 165 – 178.
- [12] 陈俊. 水翼边界层转捩预测及绕流特性研究[D]. 北京: 中国农业大学, 2017.
CHEN Jun. Study on boundary layer transition prediction and flow characteristics around hydrofoil[D]. Beijing: China Agricultural University, 2017. (in Chinese)
- [13] HAO Z, YAN C, QIN Y, et al. Improved $\gamma-Re_{\theta_i}$ model for heat transfer prediction of hypersonic boundary layer transition[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 107: 329 – 338.
- [14] CHOI J, KWON O. Enhancement of a correlation-based transition turbulence model for simulating crossflow instability[J]. AIAA Journal, 2015, 53(10): 3063 – 3072.
- [15] YE C, WANG C, ZI D, et al. Improvement of the SST $\gamma-Re_{\theta_i}$ transition model for flows along a curved hydrofoil[J]. Journal of Hydrodynamics, 2021, 33(3): 520 – 533.
- [16] YE C, WANG F, WANG C, et al. Assessment of turbulence models for the boundary layer transition flow simulation around a hydrofoil[J]. Ocean Engineering, 2020, 217: 108124.
- [17] AUSONI P. Turbulent vortex shedding from a blunt trailing edge hydrofoil[D]. Lausanne: École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2009.
- [18] LANGTRY R. A correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes[D]. Stuttgart: University of Stuttgart, 2006.
- [19] 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 Dehong, ZHANG Yulun, WANG Guangxue, 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. (in Chinese)
- [20] PANAGIOTOU P, YAKINTHOS K. Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99: 105575.
- [21] BOURGOYNE D, HAMEL J, CECCIO S, et al. Time-averaged flow over a hydrofoil at high Reynolds number[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 496: 365 – 404.