

仿生非光滑表面机翼的气动性能数值模拟

单建华, 丁宏宇, 王孝义

(安徽工业大学 机械工程学院, 安徽 马鞍山 243032)

摘要: 根据仿生微小非光滑表面具有减黏降阻特性的特点, 对NACA 2412翼型进行仿生改造, 提出2种仿生机翼, 即分别在机翼的上下表面布置相同数目、相同尺寸的非光滑矩形条纹结构。基于Fluent软件, 应用雷诺平均法分析原机翼模型和改造后2种仿生非光滑机翼模型在不同攻角下的气动性能。结果表明, 在机翼下表面添加条纹结构改善机翼的气动性能, 机翼上表面添加条纹结构破坏机翼的气动性能。

关键词: 仿生; 机翼; 非光滑表面; 数值模拟; 气动性能

中图分类号: V 211 **文献标志码:** A **doi:** 10.3969/j.issn.1671-7872.2017.01.010

Numerical Simulation of Aerodynamic Performance of Wing with Bionic Non-smooth Surface

SHAN Jianhua, DING Hongyu, WANG Xiaoyi

(School of Mechanical Engineering, Anhui University of Technology, Ma'anshan 243032, China)

Abstract: According to the resistance reduction characteristic of bionic non-smooth surface, two kinds of bionic models were proposed to modify the NACA 2412 airfoil. Non-smooth rectangular stripes with the same quantity and size were arranged on the upper and lower surface of the wing, respectively. With the software Fluent, the aerodynamic performances of the original wing and two kinds of bionic non-smooth wing under different attack angles were analyzed by Renault average method. The results show that attaching stripe structures to the bottom surface of the wing improves the aerodynamic performance of the wing, while attaching stripe structures to the top surface harms the aerodynamic performance of the wing.

Key words: bionic; wing; non-smooth surface; numerical simulation; aerodynamic performance

无人机鉴于其独有的低成本、低损耗、零伤亡等优点, 在军事、民用和科学领域的应用越来越广泛^[1]。其中负载能力和续航时间是无人机设计的重要目标, 机翼的增升减阻特性是关注热点。为此, 国内外科研工作者在非光滑表面仿生减阻设计方面展开了一系列研究。Becher等^[2-3]通过对鲨鱼表皮的研究, 发现鲨鱼表面的沟槽结构可一定程度上降低鲨鱼运动过程的摩擦阻力; 在此基础上, Abdulbar等^[4]在平板上布置不同规格的V型槽, 得出在实验条件下仿生结构的最大减阻率为11%的结果。国内, 王松岭等^[5]将脊状结构运用到平板结构, 同样获得了良好的减阻效果; 吴正人等^[6]、郝晓飞^[7]对翼型表面的脊状结构进行数值模拟, 结果表明, 脊状结构在翼型表面具有减阻效果, 并且当脊状结构尺寸与间距相当时减阻效果最显著; 孙志宏等^[8]在高速旋转纺杯表面设置三角形、半圆形、矩形3种沟槽结构, 研究结果表明, 3种结构均能降低空气阻力, 其中矩形结构的减阻率最高。

上述关于在非光滑表面减阻方面的研究, 学者们单纯将非光滑结构运用于平板和风机表面。为此, 笔者将非光滑条纹结构运用到机翼表面, 即分别在机翼的上、下表面设计相同尺寸、相同数目的矩形状条纹结构,

收稿日期: 2016-10-08

基金项目: 国家自然科学基金项目(51375014, 51405001); 安徽省自然科学基金项目(1408085QE98)

作者简介: 单建华(1979—), 男, 江西黎川人, 博士, 教授, 主要研究方向为流体机械和图像处理。

且采用Fluent软件进行数值模拟,对比分析矩形状条纹结构对机翼流场的影响,以期得到提高机翼气动性能的方法,为今后机翼的增升减阻设计提供参考。

1 机翼模型及网格划分

1.1 计算模型的建立

结合非光滑表面的减阻机理,分别在机翼的上、下表面建立条纹结构。图1是机翼模型的示意图,其中:图1(a)是普通机翼模型,采用NACA 2412翼型,弦长为40 mm,展长为120 mm;图1(b)是下表面添加条纹结构的机翼模型;图1(c)是上表面添加条纹结构的机翼模型。后2种机翼条纹结构一致,间距为5 mm,尺寸为1 mm×1 mm。

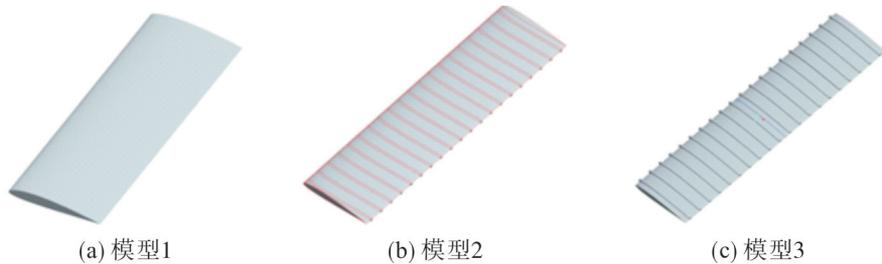


图1 机翼模型

Fig. 1 Models of wings

图2为长方形的计算域。其中,计算域进口到翼型前缘的距离为 $16C$, C 为机翼弦长,计算域出口到后缘的距离为 $16C$,目的是减少湍流损失;翼型两端到计算域前后面的距离、翼型到计算域上下表面的距离均为 $4C$ 。

1.2 计算域网格的划分

将建立的模型导入ICEM CFD软件进行计算域网格划分。ICEM CFD的网格分为六面体结构化网格和四面体非结构化网格。结构网格生成速度快、质量好、数据结构简单,但使用范围较窄,只适用于结构规则的模型。与结构网格相比,非结构网格的适应性更好,适用于空间复杂形状,但非结构网格节点数目大、计算时间长。文中仿生结构固定翼的部分几何部分空间扭曲比较复杂,形状不规则,无法完全采用结构化网格划分^[10]。因此,采用分区域网格划分方法,即对规则的几何部分采用六面体结构化网格,空间复杂的不规则几何部分采用四面体非结构化网格,对湍流充分发生区域进行网格加密处理的方法。图3所示是文中模型的网格划分。其中:图3(a)为采用分区域网格划分方法划分的全局网格;图3(b)为局部加密的翼型网格。

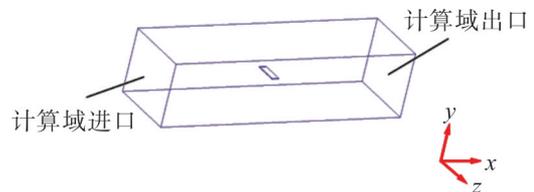


图2 模型计算域

Fig. 2 Computational domain of model

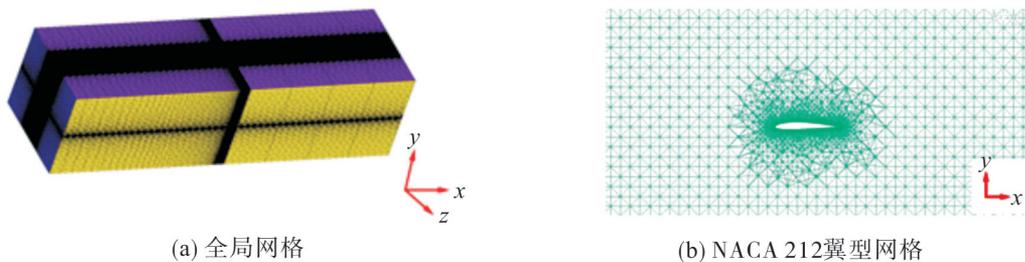


图3 模型网格

Fig. 3 Mesh of models

2 数值模拟

2.1 控制方程

低雷诺数下的机翼绕流是不可压缩流动。采用雷诺平均法分析机翼的外部流场,三维不可压缩流场的

控制方程通用形式如下^[10-11]

$$\iiint_V \frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} dV + \iint_S (\mathbf{F}_1 - \mathbf{F}_2 - \mathbf{F}_r) \mathbf{n} ds + \iiint_V \mathbf{G} dV = 0 \quad (1)$$

式中: V 为控制体; S 和 \mathbf{n} 分别为控制体边界和控制体法向量; 方程各项从左至右依次为解向量、无黏通量和黏性通量,

$$\mathbf{W} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}; \mathbf{F}_1 = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho q u \\ \rho q v \\ \rho q w \\ \rho q E \end{Bmatrix}; \mathbf{F}_2 = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho q' u \\ \rho q' v \\ \rho q' w \\ \rho q' E \end{Bmatrix}; \mathbf{F}_r = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho I_x \\ \rho I_y \\ \rho I_z \\ \rho q E \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{G} = \begin{Bmatrix} 0 \\ r_{xx} I_x + r_{xy} I_y + r_{xz} I_z \\ r_{xy} I_x + r_{yy} I_y + r_{yz} I_z \\ r_{xz} I_x + r_{yz} I_y + r_{zz} I_z \\ f_5 I_x + g_5 I_y + h_5 I_z \end{Bmatrix}$$

其中: q, q' 分别为绝对速度和相对速度; p 为流体压强; ρ 为流体密度; u, v, w 分别为 x, y, z 方向上的速度分量; E 为单位质量总能量; I_x, I_y, I_z 分别为 x, y, z 方向上的单位向量。其他字母表达式为:

$$\begin{aligned} f_5 &= ur_{xx} + vr_{xy} + wr_{xz} + k \frac{\partial T}{\partial x} \\ g_5 &= ur_{xy} + vr_{yy} + wr_{yz} + k \frac{\partial T}{\partial y} \\ h_5 &= ur_{xz} + vr_{yz} + wr_{zz} + k \frac{\partial T}{\partial z} \\ r_{xx} &= 2\mu u_x + \mu(u_x + v_y + w_z) \\ r_{yy} &= 2\mu u_y + \mu(u_y + v_y + w_z) \\ r_{zz} &= 2\mu u_z + \mu(u_y + v_y + w_z) \\ r_{xy} &= r_{yx} = \mu(u_y + v_x) \\ r_{yz} &= r_{zy} = \mu(v_z + w_y) \\ r_{xz} &= r_{zx} = \mu(u_z + w_x) \end{aligned} \quad (3)$$

式中: k 为导热系数; μ 为黏性系数; T 为绝对温度。

2.2 边界条件和求解控制

在 Fluent 中设置流场的边界条件与初始条件, 边界条件与求解参数设置决定数值模拟的时间和真实性。文中各边界条件: 计算域进口设置为速度进口边界, 来流速度设置为 40 m/s; 计算域出口边界设置为自由出流; 固定翼型的表面设置为无滑移壁面。分别计算来流攻角为 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ 等情况下 3 种机翼绕流的流场。

在数值模拟过程中使用基于速度-压力耦合求解器、二阶迎风格式计算无黏通量, 采用一阶迎风格式计算黏性通量, 速度场和压力场的耦合采取 SIMPLE 算法。以来流速度作为机翼绕流的初始条件, 流场的收敛通过残差和升力系数的收敛曲线判断。选择标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型。

3 数值模拟结果与分析

3.1 机翼的升阻特性分析

气流绕过翼型时, 在翼型表面产生垂直于翼型表面的压强和相切于翼型表面的摩擦应力, 其合力可分解为垂直于来流方向的分力和与来流方向一致的力, 即机翼产生的升力 L 和阻力 D ^[12]。通过数值计算, 得 3 种模型在不同攻角下量纲为一的升力系数 C_L , 阻力系数 C_D 及升阻比 K , 分别如图 4 所示。

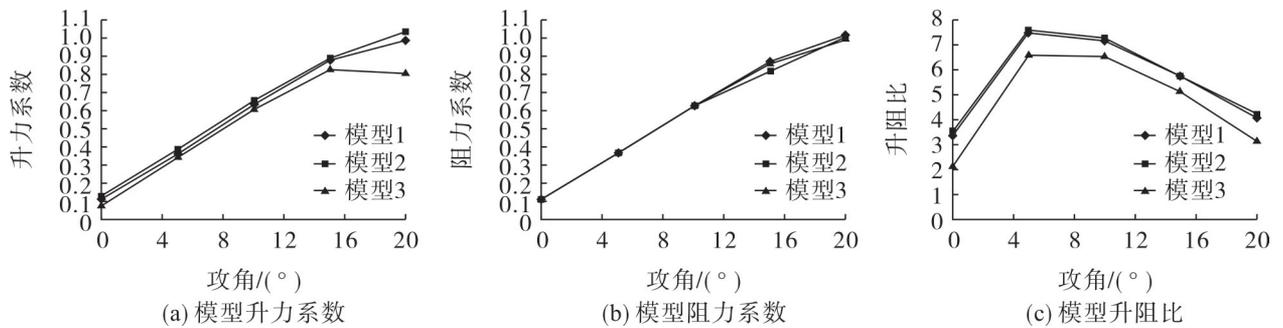


图4 3种模型的升阻特性

Fig. 4 Lift-drag characteristics of three kinds of model

图4(a)~(c)分别表示3种机翼在来流速度为40 m/s,攻角为 0° , 5° , 10° , 15° , 20° 时的升力系数、阻力系数和升阻比。由图4可以看出:在计算的攻角范围内,机翼的升力系数与阻力系数随着攻角的增大而增大,攻角小于 15° 时,升力系数的增长速率较快,大于 15° 时,机翼升力系数的增长速率减小;与模型1相比,模型2的升力系数和阻力系数均有所上升,且增长率随着角度的增大而减小,升力系数最大增长率为16.5%,阻力系数的最大增长率为7.7%,模型2的升阻比比模型1有所上升,因此相比于模型1,模型2在一定攻角范围内气动性能有所提高;与模型1比,模型3升力系数有所下降,最大下降率高达37.9%,阻力系数却上升,最大增长率达7.9%,升阻比下降明显,因此相比于模型1,模型3在一定攻角范围内气动性能均有所下降。

3.2 机翼的压力分布

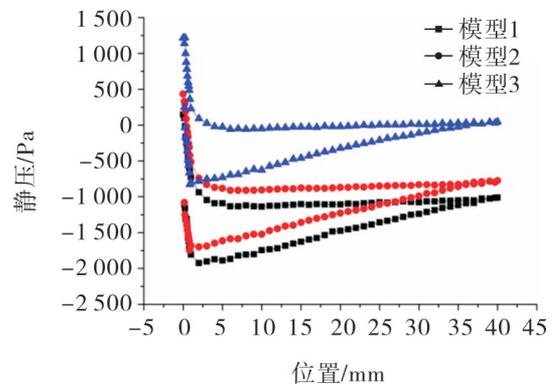
3种机翼模型的升阻特性表明,攻角为 5° 时仿生机翼升阻变化最明显,因此研究来流攻角为 5° 时3种机翼上下表面压力分布。

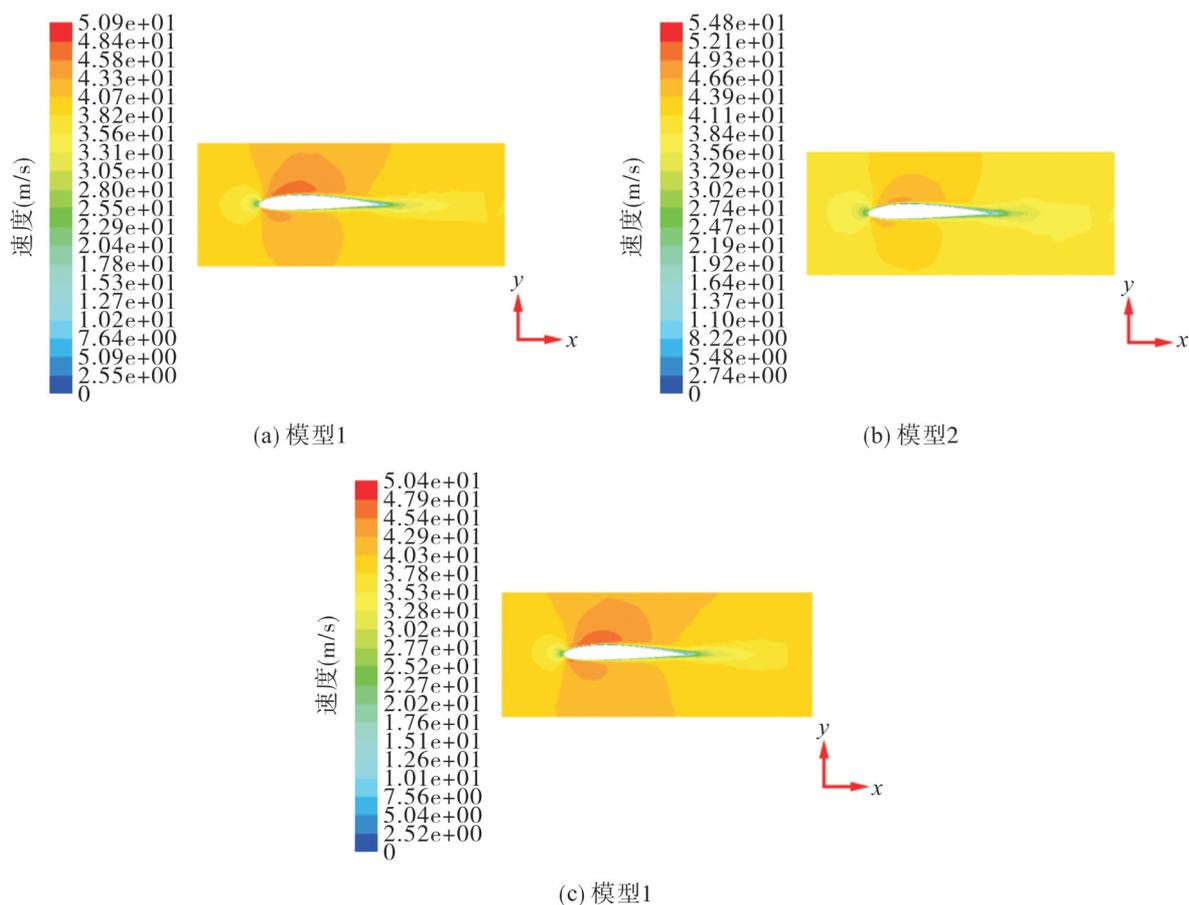
空气以正攻角流过机翼,在前缘处分离。由于翼型的特殊结构,气流流过翼型表面,在翼型上表面形成负压区,在下表面形成正压区。图5所示是攻角为 5° 时标准机翼和仿生机翼上下表面的压力曲线分布,图中位置对应于机翼弦长沿 x 方向。由图5可见:从 $x=0$ 处,上下表面的压力差逐渐增大,在 $x=0.16$ mm处达最大值,此后,两表面的压力差逐渐减小,在 $x=40$ mm处,压力差为0; $x=0.16$ mm处,模型1上表面压力为 -1107.04 Pa,下表面压力为 96.94 Pa,上下表面压力差为 -1204.08 Pa;模型2上表面压力为 -1081.63 Pa,下表面压力为 329.93 Pa,二者压力差为 -1411.56 Pa;模型3上下表面压力及两者压力差分别为 $250, 1137.76, 867.76$ Pa。对比分析3组数据可知,模型2的最大压力差大于模型1,模型3的最大压力差小于模型1。由此得到,在该条件下,模型2产生的向上的力最大,模型3最小。

模型2的最大压力差大于模型1,模型3的最大压力差小于模型1。由此得到,在该条件下,模型2产生的向上的力最大,模型3最小。

3.3 机翼的速度分布

在压力分布的基础上,研究相同截面处机翼的外流速度分布,图6所示是机翼外流速度分布云图。由图6可见:对比模型2与模型1,两者上表面的速度分布基本相同,都是来流从前缘处分离,在近似位置到达速度峰值,峰值的位置与数值均相近,上表面明显的区别在于来流速度的次峰值大于模型1;模型1的下表面有一段区域达到峰值,模型2没有,说明模型2在这一区域的来流速度小于模型1;对比模型3与模型1,两者速度分布基本相同,模型3的速度峰值与次峰值均小于模型1,并且峰值作用的区域也小于模型1,说明在这一区域流过模型3上表面的气流速度小于模型1。流体流过机翼上表面的流速越大,机翼上表面产生的负压越大^[12],同理,流体流过机翼下表面的流速越小,机翼下表面产生的正压越大,因此机翼的升力越大。文中对机翼的仿生改造主要在于更改机翼上下表面的来流分布,从而改变机翼的气动性能。

图5 机翼弦长沿 x 方向20 mm处的压力曲线Fig. 5 Pressure curves of chord length along x direction at 20 mm section

图6 机翼弦长沿 x 方向20 mm处的外流速度分布Fig. 6 Outflow velocity distribution of the chord length along x direction at 20 mm section

4 结 论

通过在机翼上下表面分别布置相同数目、相同尺寸的非光滑矩形条纹结构,对翼型为NACA 2412的机翼进行仿生改造,运用Fluent软件对原模型和2种仿生模型进行数值模拟,对比分析3种机翼模型的升阻特性、压力、速度等气动性能,得到的主要结论如下:

- 1) 在机翼上下表面分别添加条纹结构,机翼上下表面的压力分布形式基本相同;
- 2) 在机翼的上表面添加条纹结构,机翼上表面流速减小、下表面流速增大,机翼的最大正压降低、最大负压减小,机翼上下表面的最大压力差减小,机翼整体的升力系数降低,因此上表面的条纹结构破坏了原来机翼的性能;
- 3) 在机翼的下表面添加条纹结构,机翼上表面流速增大、下表面流速减小,机翼的最大正压略增加、最大负压增大,机翼上下表面的压力差增大,因此机翼整体的升力系数增加,机翼的气动性能得到改善。

文中只是对比研究了在机翼上下表面分别添加一组尺寸条纹结构的气动性能,没有对比在机翼上下表面添加不同尺寸、不同间距条纹结构的气动性能,故进一步研究的是在机翼表面添加不同尺寸、不同间隔、不同数目条纹对机翼气动性能的影响,且从中选取最优方案,以不断提高无人机气动性能。

参考文献:

- [1] 淳于江民,张珩. 无人机的发展现状和展望[J]. 飞航导弹, 2005(2):22-27.
- [2] BECHERT D W, HOPPER G, REIF W E. On the drag reduction of the shark skin[J]. AIAA Journal, 1986(2):1044-1068.

- [7] 张涛,黄强,毛磊雅,等. 一个基于JSON的对象序列化算法[J]. 计算机工程与应用,2007,43(15):98-100.
- [8] 邓育,陈业斌,邵伟鹏. 基于UML的协同式CASE平台的研究与实现[J]. 安徽工业大学学报(自然科学版),2014,32(3):314-317.
- [9] 刘宁,陆荣国,缪万胜. MVC体系架构从模式到框架的持续抽象进化[J]. 计算机工程,2008,34(4):107-110.
- [10] 张建军,刘虎. 基ExtJS的J2EE轻量级框架的研究与应用[J]. 计算机应用与软件,2014,31(4):73-76.
- [11] 李园,陈世平. MVC设计模式在ASP.NET平台中的应用[J]. 计算机工程与设计,2009,30(13):3180-3184.
- [12] 石晓宁. C/C++风格软件的编程规范与稳健性探讨[J]. 雷达科学与技术,2005(6):346-349.

责任编辑:丁吉海

(上接第59页)

- [3] BECHERT D W, BRUS M, HAGE W. Experiments with three-dimensional rib lets as an idealized model of shark skin[J]. Experiments in Fluids, 2000, 28(5):403-412.
- [4] ABDULBARI H A, MAHAMMED H D, YAACOB Z B, et al. Shark skin for enhancing the flow of underwater vehicles[J]. ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences, 2016, 11:9895-9899.
- [5] 王松岭, 邓宇涵, 吴正人,等. 平板表面脊状结构对局部湍流特性的影响研究[J]. 华北电力大学学报(自然科学版), 2016, 43(5):68-74.
- [6] 吴正人, 郝晓飞, 戎瑞,等. 脊状表面翼型叶片减阻机理研究[J]. 系统仿真学报, 2014, 26(6):1355-1361.
- [7] 郝晓飞. 离心风机翼型叶片脊状表面的减阻特性及优化研究[D]. 北京:华北电力大学,2015:32-45.
- [8] 孙志宏,单鸿波,史婷婷,等. 仿生非光滑表面纺杯减阻性能的数值模拟[J]. 纺织学报,2010,31(5):117-121.
- [9] 纪兵兵,陈金瓶. ANSYS ICEM CFD网格划分技术实例详解[M]. 北京:中国水利水电出版社,2012:2-5.
- [10] 王福军. 计算流体动力学分析:CFD软件原理与应用[M]. 北京:清华大学出版社,2004:7-13.
- [11] 单建华,朱亮亮. 低比转速离心泵三维建模与数值模拟[J]. 安徽工业大学学报(自然科学版),2016,33(1):64-68.
- [12] 李伟杰. 仿生机翼减阻的数值模拟[D]. 长春:吉林大学,2009:14-15.
- [13] 张也影. 流体力学[M]. 北京:高等教育出版社,2010:163-180.

责任编辑:何莉