

文章编号: 1000-8055(2021)08-1740-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20200485

仿生减阻翼型的气动性能

张子良¹, 张明明²

(1. 中国长江三峡集团有限公司 科学技术研究院, 北京 100038;

2. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190)

摘 要: 利用一种基于滑移边界理论的仿生肋条结构的模化方法, 对仿生减阻翼型的气动性能开展了数值模拟研究。结果显示: 肋条结构同时布置在翼型压力面和吸力面湍流区域时, 仿生减阻翼型的阻力可降低 1.73%~3.07%, 升阻比可提高 2.10%~4.08%, 其中黏性阻力的减小是总阻力下降的主要原因。对流场分析表明, 仿生减阻翼型的速度曲线出现一定抬升, 使得湍流边界层中的黏性子层增厚, 进而导致了仿生减阻翼型气动性能的提升。

关 键 词: 仿生肋条; 减阻; 肋条模化; 气动性能; 滑移边界

中图分类号: V211; TK81

文献标志码: A

Aerodynamic performance for bionic drag-reducing airfoil

ZHANG Ziliang¹, ZHANG Mingming²

(1. Institute of Science and Technology,
China Three Gorges Corporation, Beijing 100038, China;

2. Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: By adopting a bionic riblet model based on the slip-boundary theory, the aerodynamic performance for the bionic drag-reducing airfoil was numerically investigated. The results suggest that the total drag of the bionic drag-reducing airfoil could reduce by 1.73%—3.07% and the lift-drag ratio could increase by 2.10%—4.08% when riblets are applied in turbulence regions of both pressure and suction surfaces. The main reason for the total drag reduction was attributed to the decrease of the viscous drag. Flow field analysis indicated that the velocity profile of the bionic drag-reducing airfoil had an uplift compared with the smooth airfoil, resulting in an increase of the viscous-sublayer thickness. The aerodynamic performance was then improved.

Key words: bionic riblets; drag reduction; riblet model; aerodynamic performance; slip boundary

在流体机械领域,阻力的降低对于各类翼型整体气动性能的提升具有重要意义,低阻力翼型的设计开发也是研究人员一直追求的目标。在现有的减阻技术中,基于鲨鱼皮结构的仿生肋条减

阻技术以其结构简单、减阻效果显著等优点被认为最具工程应用潜力^[1-4]。将仿生肋条结构置于翼型表面制作而成的仿生减阻翼型(以下简称仿生减阻翼型)近年来受到人们越来越多的关注,研究

收稿日期: 2020-11-13

基金项目: 国家自然科学基金(51736008); 中国科学院洁净能源先导科技专项(XDA21050303)

作者简介: 张子良(1990—),男,博士生,主要从事风力机空气动力学、风电场微观选址研究。

引用格式: 张子良,张明明. 仿生减阻翼型的气动性能[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1740-1748. ZHANG Ziliang, ZHANG Mingming. Aerodynamic performance for bionic drag-reducing airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1740-1748.

人员也对此开展了一些研究工作,发现相比于光滑翼型,仿生减阻翼型的阻力可降低4%左右^[5-6]。

数值计算是研究翼型气动性能的重要方法,然而与翼型相比,肋条结构的尺寸很小,通常与翼型尺寸相差3~4个数量级,这就导致在数值计算时,仿生减阻翼型的网格量巨大,计算成本高,有些情况下甚至会超出目前常规计算设备所能承受的范围。因此,需要将仿生减阻翼型模化成修改了一定参数的光滑翼型,然后再进行数值计算,这样可避免直接对仿生减阻翼型进行数值计算时网格量大的问题。

目前,针对肋条结构的模化,研究人员已经提出了几种模化方法。Aupoix等^[7]最先提出了一种肋条模化方法,该方法对已有的实验数据进行拟合,建立了肋条尺寸和湍流模型参数之间的关系,然后通过改变光滑表面的相关湍流参数来得到肋条的减阻效果和表面流场。Mele等^[8-9]认为肋条结构可以看作一个粗糙元,然后基于粗糙表面相关理论,建立了肋条尺寸和表征表面粗糙度的参数之间的关系式,实现了对肋条结构的模化。在该方法的基础上,Okabayashi等^[10]针对两款二维肋条也开发了相应的模化模型。

对于肋条模化方法在翼型上的应用效果,Koepplin等^[11]在Aupoix等^[7]提出的模化关系式的基础上,研究了当肋条与来流方向存在一定夹角时对翼型气动性能的影响,结果显示当夹角小于15°时,肋条结构才能够提升翼型的气动性能。Mele等^[9]将开发的模化方法应用于翼型上,发现肋条结构能够有效减小翼型表面湍流区域的摩擦因数,同时升力系数也有一定增加。此外,Mele和Tognaccini^[12]通过研究揭示了仿生减阻翼型表面的速度曲线相比于光滑翼型向上偏移了一定距离的现象。最近,Bliamis等^[13]发现随着翼型攻角的增加,模化肋条的减阻效果逐渐下降,且采用不同的湍流模型,所得到的减阻效果具有一定的差别。

以上几种方法虽然在一定程度上实现了对肋条结构的模化,但基本思路均是基于数据拟合的经验方法,缺乏充分的理论支撑,且针对不同的数值计算方法需要调整不同的经验参数,给肋条在翼型上的实际工程应用带来了不便。此外,肋条对翼型气动性能的影响也需要进行进一步的研究。

由流体力学理论可知,在光滑壁面上施加一

定的滑移速度会出现一定的减阻效果^[14],并且其流场分布与肋条表面的流场分布十分相似。本文前期的研究成果也证明了可以利用滑移边界来模化肋条结构的作用效果^[15],但是还未将该方法应用在仿生减阻翼型上,因此,本文通过建立肋条尺寸与滑移速度之间的定量关系式,然后将其应用到仿生减阻翼型上,进而对仿生减阻翼型的气动性能进行研究。

1 模化方法

肋条的减阻率 R_d 与其无量纲尺寸 ℓ_g^+ ($\ell_g^+ = \ell_g u_\tau / \nu$) 有关^[16],其中 ℓ_g 为肋条截面积 A 的开平方, $\ell_g = \sqrt{A}$; u_τ 为表面摩擦速度; ν 为流体的运动黏度。典型的肋条截面形状和减阻率曲线如图1和图2所示,图中 s 为肋条宽度, h 为肋条高度, γ 为三角形肋条和梯形肋条的侧壁角度, t 为刀刃形肋条的壁厚。

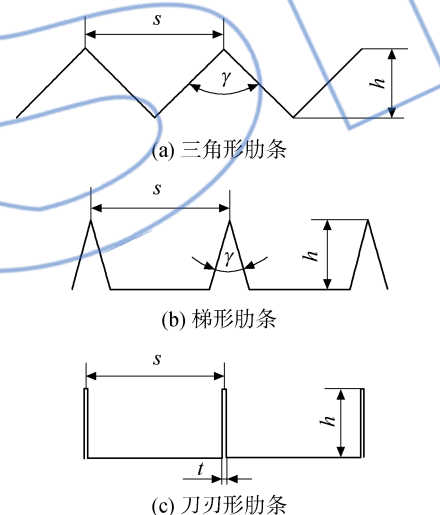


图1 三种常见肋条的截面形状

Fig.1 Cross sections of three common-used riblets

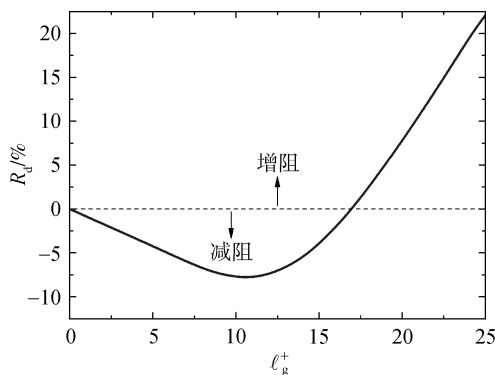


图2 肋条减阻率曲线

Fig.2 Drag reduction ratio curve of riblets

对于光滑表面,其截面平均速度 U_{b0} 满足

$$\frac{U_{b0}}{u_{\tau 0}} = \frac{1}{\kappa} \ln \frac{\delta u_{\tau 0}}{\nu} + F \quad (1)$$

式中 $u_{\tau 0}$ 为光滑表面的摩擦速度; κ 为冯卡门常数,取值 0.41^[17]; δ 为计算域的半高; ν 为动力黏度; F 为截距常数,一般取值 3.2^[18]。

式(1)中, $\delta u_{\tau 0}/\nu$ 可以用基于截面平均速度的雷诺数 Re_b 和光滑表面摩擦因数 c_{f0} 来表示

$$\frac{\delta u_{\tau 0}}{\nu} = \frac{Re_b}{2} \left(\frac{c_{f0}}{2} \right)^{1/2} \quad (2)$$

其中基于截面平均速度的雷诺数 $Re_b = 2\delta U_{b0}/\nu$; 光滑表面摩擦因数 $c_{f0} = 2u_{\tau 0}^2/U_{b0}^2$ 。

对于滑移边界表面,根据滑移边界理论,如果将其无量纲速度曲线向下移动距离 U_s^+ 后将与光滑表面的速度曲线重合 ($U_s^+ = U_s/u_{\tau s}$, U_s 为滑移速度, $u_{\tau s}$ 为滑移边界表面的摩擦速度)^[19]。针对向下移动距离 U_s^+ 后的速度曲线,定义其截面平均速度为 U_{bs} , 可知

$$U_{bs} = U_s + U_{bs-s} \quad (3)$$

$$\frac{U_{bs-s}}{u_{\tau s}} = \frac{1}{\kappa} \ln \frac{\delta u_{\tau s}}{\nu} + F \quad (4)$$

式中 U_{bs} 为滑移边界表面的截面平均速度。

因为滑移边界表面与光滑表面相比,质量流量并未发生变化,可知

$$U_{b0} = U_{bs} \quad (5)$$

此外,减阻率可以用下式表示:

$$R_d = \left(\frac{u_{\tau s}}{u_{\tau 0}} \right)^2 - 1 \quad (6)$$

综上,根据式(1)~式(6)可得

$$U_s^+ = \frac{1 - \sqrt{1 + R_d}}{\kappa} \ln \left[\frac{Re_b}{2} \left(\frac{c_{f0}}{2} \right)^{1/2} \right] - \frac{\sqrt{1 + R_d}}{\kappa} \ln R_d \left(\sqrt{1 + R_d} \right) + F \left(1 - \sqrt{1 + R_d} \right) \quad (7)$$

式(7)建立了减阻率 R_d 与无量纲滑移速度 U_s^+ 之间的定量关系式。通过式(7),结合肋条减阻曲线 ($R_d \sim \ell_g^+$), 即可建立肋条无量纲尺寸参数 ℓ_g^+ 与无量纲滑移速度 U_s^+ 之间的定量关系。

在对肋条结构进行数值计算时,首先计算出肋条对应的滑移速度,然后将滑移速度添加到光滑壁面的边界条件中,最后通过计算带有一定滑移边界的光滑表面来得到实体肋条的流场分布,实现对肋条结构的模化。

该模化方法与其他模化方法相比,优点在于建立了肋条尺寸参数与模化参数之间的定量关

系,基于该模化关系式,可确定特定肋条结构的模化参数。而其他模化方法需要通过对实验数据或数值计算结果进行拟合来得到模化参数,不同环境下的模化参数不一样,为了确保模化方法的准确性,需要对大量的实验数据或者计算数据进行拟合。对于某些新型的肋条结构,实验数据或数值计算数据并不充足,导致这些方法的应用受到一定限制。

同时,由式(7)可知,模化参数 U_s^+ 的计算与肋条减阻率 R_d 有关,而减阻率的确定并不限定于具体的肋条结构,即该模化方法适用于所有形状的肋条结构。而在其他已有的模化方法中,不同形状肋条的模化关系式并不一样,该特点也在一定程度上限制了这些方法的实际应用。

需要注意的是,本文所提出的模化方法仅适用于肋条处于减阻状态的情况(肋条无量纲宽度 $s^+ < 30$, $s^+ = su_{\tau}/\nu$), 因为当肋条处于减阻状态时,肋条仅对近壁区黏性区的流场产生影响,使得肋条表面无量纲速度曲线相比于光滑表面在对数律区和主流区向上提升一定距离^[20], 该现象与滑移边界表面的速度曲线分布相吻合。而当肋条处于增阻状态时,由于尺寸增大,肋条结构将直接影响对数律区的流场分布,导致肋条表面的速度曲线与滑移边界表面的速度曲线不一致,即式(4)将不再适用。

2 翼型数值计算

2.1 计算设置

本文选用的翼型型号为 DU-96-W-18, 该翼型由荷兰代尔夫特理工大学设计开发,广泛用于风力机的叶片中。计算域如图3所示,计算域外边界距离翼型均为 $25c$ (c 为翼型弦长), 该长度可

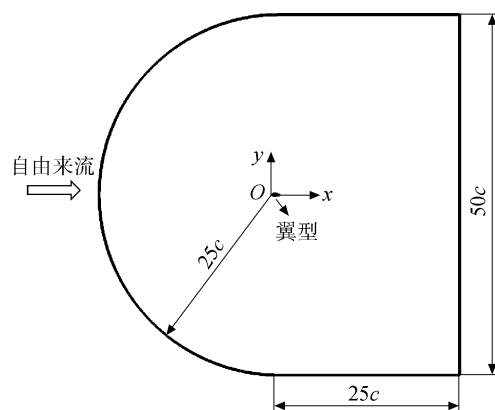


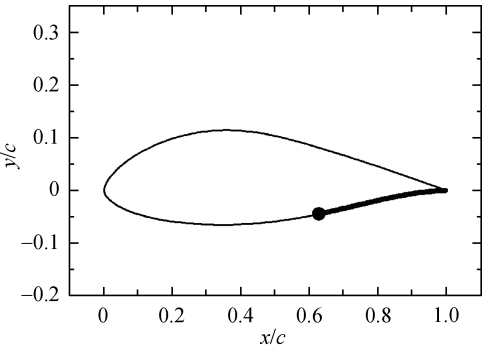
图3 计算域示意图

Fig.3 Schematic of the computational domain

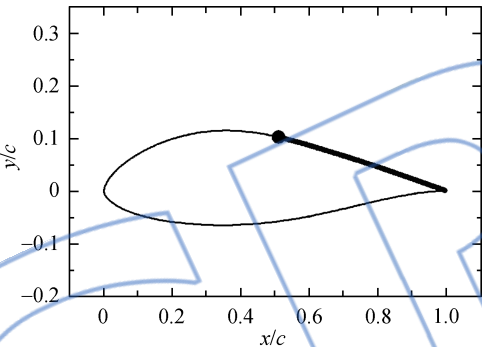
保证外边界对翼型周围流场没有影响^[21]。计算域进口形状为半圆形,设置为速度进口边界条件;上下边界设置为对称边界条件;出口边界条件为压力出口。翼型弦长 $c=1\text{ m}$,来流雷诺数 $Re_\infty=U_\infty c/\nu=2.2\times 10^6$ (其中 U_∞ 为来流速度)。由于翼型在大攻角下将发生流动分离,在实际运行过程中应尽量避免出现该状况,因此,本文研究的攻角 α 范围设置为 $0^\circ\leq\alpha\leq 8^\circ$ 。

数值计算平台采用 ANSYS FLUENT 15.0,湍流模型为 transition SST (shear stress transport) 模型,压力速度耦合的求解采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 算法,梯度项离散方法为基于网格单元的最小二乘法,压力项离散采用二阶格式,动量方程、湍动能和耗散率的求解均采用二阶迎风格式。

由于仿生肋条结构只有在湍流状态下才具有减阻效果^[22],而自由来流在流经翼型表面时,首先会经历一段距离的层流区,然后在一定弦长位置处层流发生转捩,最后才能形成湍流状态,因此,肋条结构需要布置在翼型表面转捩点之后的湍流区域。基于以上考虑,本文共设置了以下四个算例进行研究,如图 4 所示:①光滑翼型;②仿生减阻翼型 Case I,肋条结构布置在翼型压力面和吸力面的湍流区域;③仿生减阻翼型 Case II,肋条



(c) 仿生减阻翼型(Case II)



(d) 仿生减阻翼型(Case III)

图 4 算例设置示意图

Fig.4 Schematic of the case setup

结构布置在翼型压力面的湍流区域;④仿生翼型 case III,肋条结构布置在翼型吸力面的湍流区域。图中 x 表示翼型来流方向位置坐标, y 表示垂直于翼型来流方向位置坐标。

2.2 网格无关性验证

针对网格无关性的验证,本文划分了三套网格:①粗网格:网格量为 5 万;②中网格:网格量为 11 万;③细网格:网格量为 19 万。三套网格均为 c 类型划分网格,且法向第一层网格高度均满足 $\Delta y_1^+ < 1$ 。粗网格算例下翼型表面近壁区的网格划分如图 5 所示,中网格和细网格算例在流向和法向方向对网格进行等比例加密。

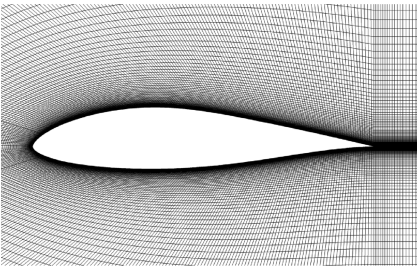
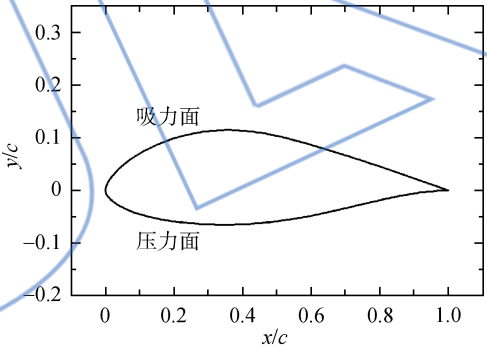
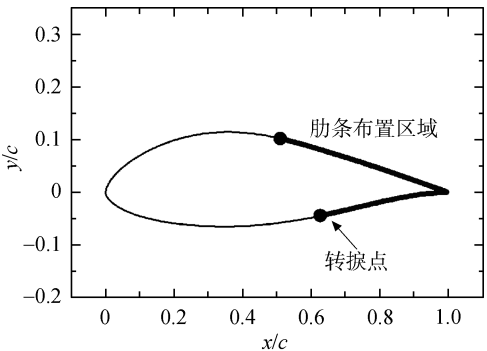


图 5 翼型近壁区网格分布

Fig.5 Grid distribution in the near-wall region around the airfoil



(a) 光滑翼型



(b) 仿生减阻翼型(Case I)

$0^\circ \sim 8^\circ$ 攻角下,光滑翼型的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 如图6所示。从图中可以看出,除了在 8° 攻角下粗网格的阻力系数与其他两种计算结果相比有一定误差外,其他攻角下三种计算的结果均吻合较好,表明在数值计算时采用中网格的网格量进行数值计算是合理的,因此本文之后的分析结果均是采用中网格进行计算得到的。

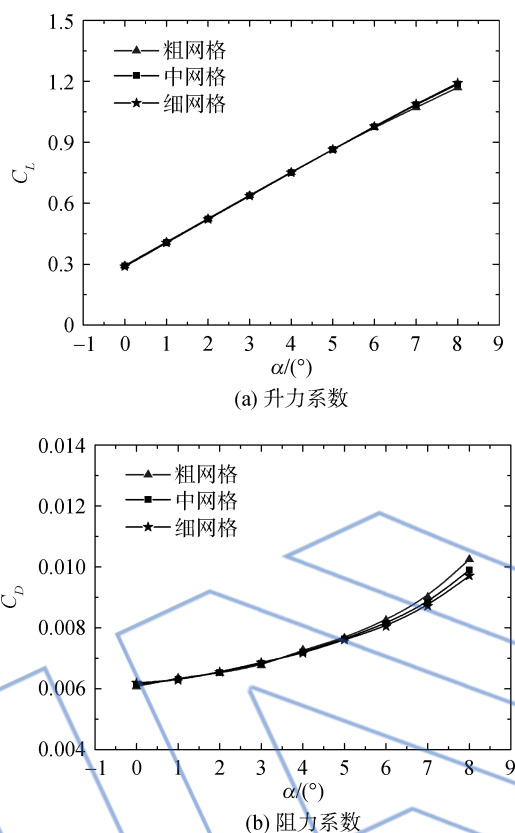


图6 光滑翼型的升力系数和阻力系数

Fig.6 Lift coefficient and drag coefficient for the smooth airfoil

3 肋条结构

3.1 肋条布置位置

由于肋条结构需要布置在翼型表面转捩点之后的湍流区域,因此首先需要确定翼型压力面和吸力面转捩点所处的位置。流动发生转捩时翼型表面的摩擦因数 c_f 会急剧增加,因此,可以根据摩擦因数曲线来确定翼型转捩点的位置,如图7所示。

需要注意的是,在所有攻角下,翼型的自由来流方向保持一致(均沿 x 方向),通过对翼型进行对应攻角的旋转来实现不同攻角下翼型的数值计算(旋转中心为翼型的气动中心,即距离翼型前缘

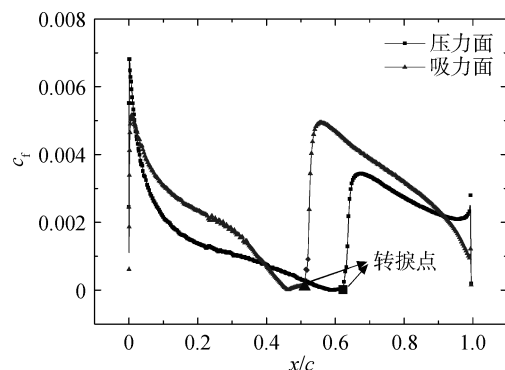


图7 翼型表面转捩点的确定

Fig.7 Determination of transition points on airfoil surfaces

$1/4$ 弦长的位置),这就导致每个攻角下翼型的弦向并不统一,进而使得根据图7提取的转捩位置点并不是在统一的标度下。为此,需要对提取的转捩位置点进行相应的坐标转换,坐标转换公式可表示为

$$x_m = (x_b - M_c) \cos \frac{\alpha\pi}{180} - y_b \sin \frac{\alpha\pi}{180} + M_c \quad (8)$$

$$y_m = (x_b - M_c) \sin \frac{\alpha\pi}{180} + y_b \cos \frac{\alpha\pi}{180} \quad (9)$$

式中 x_b 、 y_b 为根据摩擦因数曲线提取的转捩点坐标; x_m 、 y_m 为修正后的转捩点坐标; M_c 为旋转中心的横坐标, $M_c = 0.25 m$ 。

图8为进行坐标修正后,翼型压力面和吸力面的转捩位置分布。可以看出在不同的攻角下,转捩点所处的位置并不相同,由于肋条结构布置在转捩点前并没有减阻效果甚至会出现增阻现象,因此,为了避免在翼型攻角发生改变后一部分肋条处于转捩点前的情况出现,需要将肋条布置在离翼型前缘最远的转捩点位置。从图中可知,翼型压力面转捩发生的最远距离为 78.2% 的弦长位置(8° 攻角),吸力面转捩发生的最远距离为

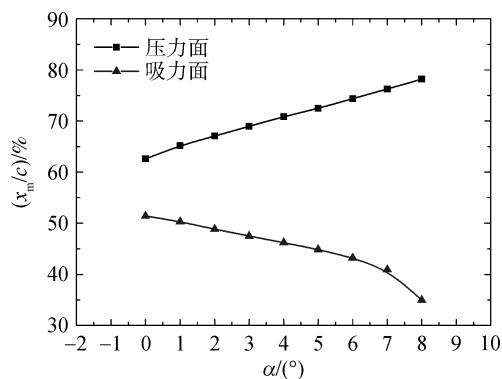


图8 光滑翼型表面转捩点位置

Fig.8 Locations of transition points on airfoil surfaces

51.4%的弦长位置(0° 攻角),因此,在压力面,将肋条结构布置在78.2%弦长位置到尾缘之间的区域,在吸力面,将肋条结构布置在51.4%弦长位置到尾缘之间的区域。

3.2 肋条模化参数

本文选择梯形截面形状的肋条作为研究对象,肋条宽度 $s=0.000\ 2\text{ m}$,高度 $h=0.000\ 1\text{ m}$,肋尖角度 30° (对应的 $\ell_g=0.000\ 132\text{ m}$)。利用该肋条的减阻曲线^[23],结合理论的模化关系式(式(7)),可以得到不同肋条无量纲尺寸 ℓ_g^+ 下对应的无量纲滑移速度 U_s^+ ,如图9所示。根据这些数据点,可以得到适用于所有肋条尺寸的模化关系式,可表示为

$$U_s^+ = A_0 + A_1 \ell_g^+ + A_2 (\ell_g^+)^2 + A_3 (\ell_g^+)^3 \quad (10)$$

式中 $A_0=0$, $A_1=0.065\ 69$, $A_2=0.009\ 53$, $A_3=-0.000\ 721$ 。

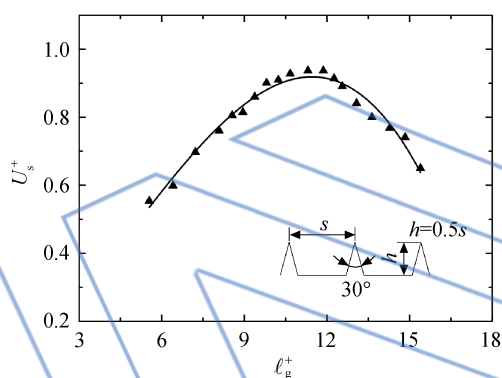


图9 不同无量纲肋条尺寸下对应的滑移速度
Fig.9 Slip velocities at different non-dimensional riblet scales

最后,根据翼型表面肋条布置区域的肋条无量纲尺寸 ℓ_g^+ 的分布,利用式(10)得到对应无量纲滑移速度 U_s^+ 的分布,然后将该无量纲滑移速度分布添加到翼型的壁面边界条件中,通过计算带有一定滑移边界的光滑翼型来得到仿生减阻翼型的气动性能和流场分布。

4 结果与讨论

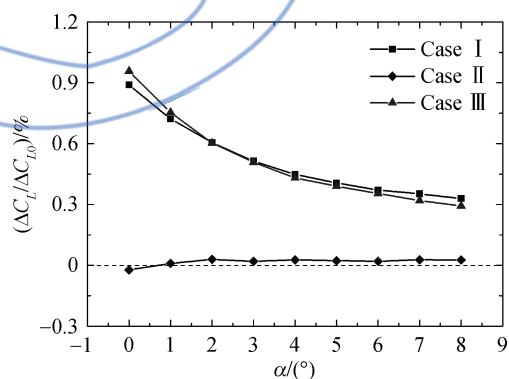
4.1 气动性能

图10为仿生减阻翼型升力系数和阻力系数相比于光滑翼型的变化(图中带0下标的符号均表示光滑翼型相关参数,符号 Δ 均表示仿生减阻翼型相关参数减去光滑翼型相关参数)。从图10(a)中可以看出,对于肋条布置在翼型压力面和吸力

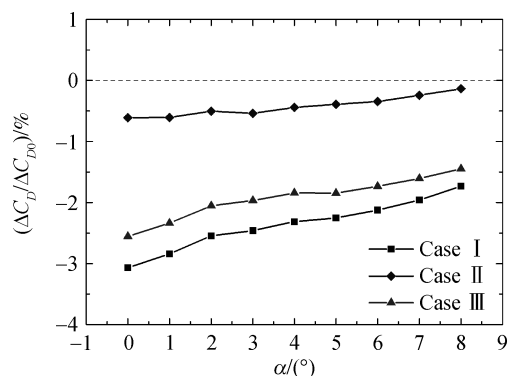
面的情况(Case I)以及肋条仅布置在吸力面的情况(Case III),仿生减阻翼型的升力系数有了一定的提升且两种算例下的提升量接近相同。 0° 攻角时升力系数的提升最为明显,约0.92%,随着攻角的增大,提升量逐渐减小, 8° 攻角时升力系数提升约0.31%。当肋条仅布置在翼型压力面时(Case II),仿生减阻翼型的升力系数几乎没有发生变化。

对于阻力系数的变化(图10(b)),三个算例中仿生减阻翼型的阻力系数均有一定程度的减小,并且随着攻角的增大,减阻的效果逐渐下降。其中肋条布置在压力面和吸力面时(Case I)阻力系数的减小最为明显,最大可降低3.07%,最小可降低1.73%。肋条仅布置在吸力面时(Case III),阻力系数最大可降低2.55%,最小可降低1.45%。而肋条仅布置在压力面时(Case II),阻力系数的降低效果最不明显,最大可降低0.61%,最小可降低0.14%。

翼型的阻力包括两部分:压差阻力和黏性阻力。图11为仿生减阻翼型压差阻力系数和黏性阻力系数的变化。对于Case I和Case III算例,



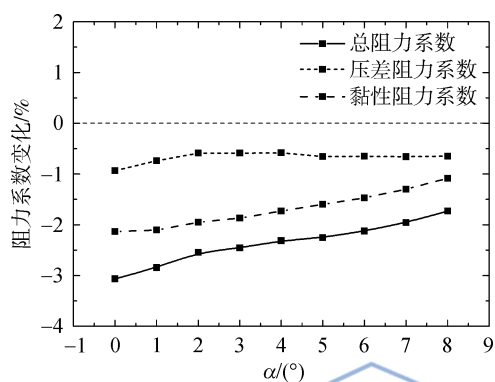
(a) 升力系数



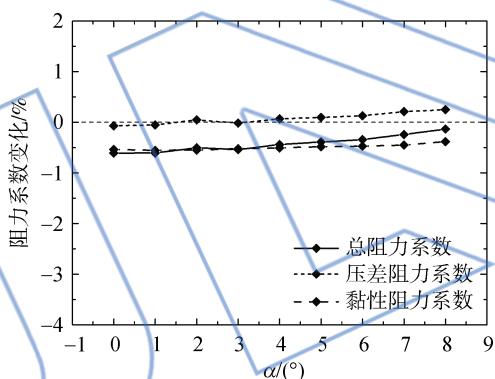
(b) 阻力系数

图10 仿生减阻翼型的升力系数和阻力系数的变化
Fig.10 Variations of lift coefficient and drag coefficients for the bionic drag-reducing airfoil

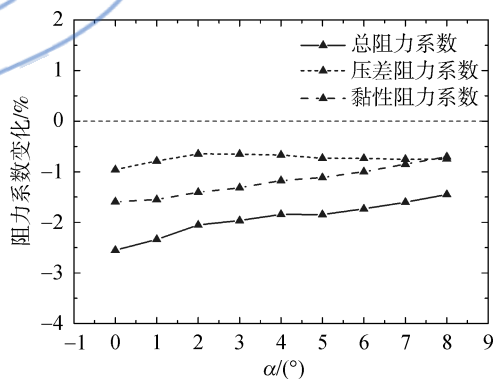
仿生减阻翼型的压差阻力系数和黏性阻力系数均有一定程度的减小,并且黏性阻力系数减小的幅度要大于压差阻力系数减小的幅度(Case III算例的 8° 攻角除外,该攻角下两者减小的幅度接近相等),以上结果表明黏性阻力的减小在仿生减阻翼型总阻力下降中占主导地位。对于Case II算例,压差阻力系数变化很小,在有些攻角下甚至出现了压差阻力系数增加的现象,即在该算例下仿生减阻翼型的总阻力下降全部由黏性阻力减小所贡献。



(a) Case I



(b) Case II



(c) Case III

图11 仿生减阻翼型阻力系数的变化

Fig.11 Variations of drag coefficients for the bionic drag-reducing airfoil

通过以上分析可知,黏性阻力的减小是仿生减阻翼型总阻力降低的主要原因,但在某些算例的某些攻角下,仿生减阻翼型的压差阻力也有一定程度的下降。

图12为仿生减阻翼型升阻比 L/D 的变化,可以看出,随着攻角的增大,仿生减阻翼型升阻比的提升效果逐渐下降。对于Case I,仿生减阻翼型升阻比的提升最为明显,最大提升4.08%,最小提升2.10%。对于Case III,升阻比最大提升3.60%,最小提升1.77%。Case II算例下升阻比的提升最不明显,最大提升0.59%,最小提升0.16%。

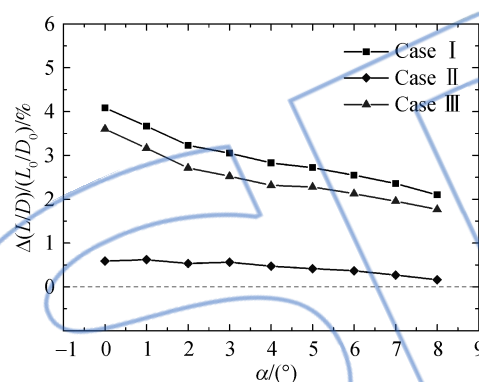
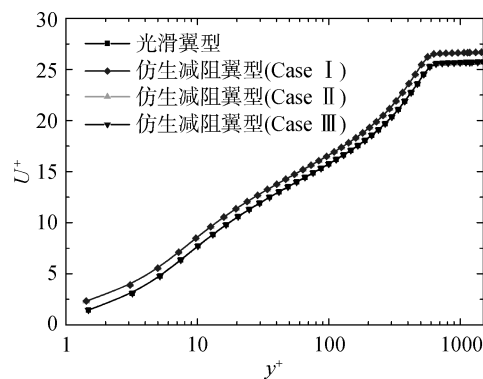


图12 仿生减阻翼型升阻比的变化

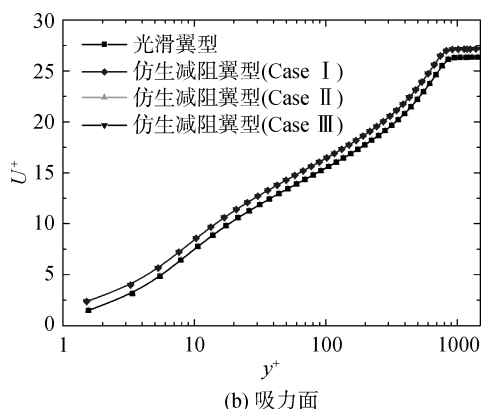
Fig.12 Variations of the lift-drag ratio for the bionic drag-reducing airfoil

4.2 流场分布

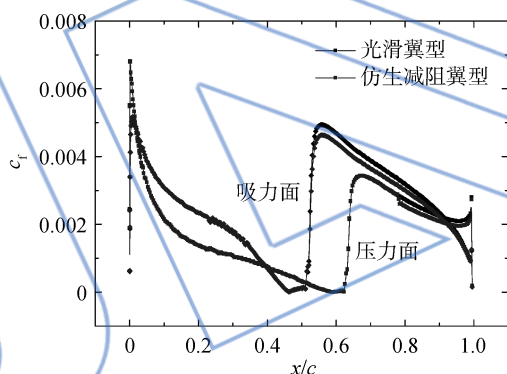
图13为 0° 攻角下光滑翼型和仿生减阻翼型表面流场中无量纲速度 U^+ 的曲线分布,其中仿生减阻翼型速度曲线选取的位置为布置肋条的区域,光滑翼型选取相同的对应区域(图中 $y^+ = y'u_t/\nu$,其中 y^+ 为相对于翼型表面的垂直距离,为无量纲高度)。从图中可以看出,相比于光滑翼型,布置了肋条结构的翼型表面的速度曲线向上抬升一定距离,该现象与实体肋条对流场的作用效果相同^[20,24]。速度曲线向上抬升导致湍流边界



(a) 压力面

图13 翼型表面无量纲速度曲线($\alpha=0^\circ$)Fig.13 Non-dimensional velocity profiles on the airfoil surface ($\alpha=0^\circ$)

层的黏性子层增厚^[22],使得翼型表面布置肋条区域的摩擦阻力减小(如图14所示,其中在压力面,肋条结构从78.2%弦长位置开始布置,在吸力面,肋条结构从51.4%弦长位置开始布置)。翼型表面摩擦阻力的减小影响了整个仿生减阻翼型的气动性能,从而导致仿生减阻翼型出现一定的减阻效果。此外,对于其他攻角下翼型表面速度曲线的分析也可得出同样的结论。

图14 摩擦因数分布(Case I, $\alpha=0^\circ$)Fig.14 Distribution of the skin friction coefficient (Case I, $\alpha=0^\circ$)

5 结论

本文利用一种基于滑移边界理论的仿生肋条结构的模化方法,对仿生减阻翼型的气动性能开展了数值模拟研究,主要得出以下结论:

1) 肋条结构在翼型压力面和吸力面湍流区域同时布置时,仿生减阻翼型的气动性能最好。与光滑翼型相比,阻力可降低1.73%~3.07%,升阻比可提高2.10%~4.08%。

2) 仿生减阻翼型的压差阻力和黏性阻力均

有一定程度的减小,其中黏性阻力的减小在总阻力下降中占主导作用。

3) 在肋条布置区域,仿生减阻翼型的表面速度曲线出现一定抬升,使得湍流边界层中的黏性子层增厚,进而使得仿生减阻翼型的气动性能得到提升。

参考文献:

- [1] WALSH M J. Riblets as a viscous drag reduction technique [J]. AIAA Journal, 1983, 21(4):485-486.
- [2] 胡海豹,宋保维,刘占一,等.基于湍流边界层时均速度分布的脊状表面减阻规律研究[J].航空动力学报,2009,24(5):1040-1047.
HU Haibao, SONG Baowei, LIU Zhanyi, et al. Research about the characteristic of drag reduction over riblets surface based on average velocity profile in the turbulent boundary layer[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1040-1047. (in Chinese)
- [3] ZHANG Z L, ZHANG M M, CAI C, et al. Characteristics of large- and small-scale structures in the turbulent boundary layer over a drag-reducing riblet surface[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2020, 234(3):796-807.
- [4] 张子良,张明明,徐建中.肋条湍流减阻机理的研究[J].工程热物理学报,2020,41(2):335-341.
ZHANG Ziliang, ZHANG Mingming, XU Jianzhong. Investigation on drag reduction mechanism of riblets in turbulent flows[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(2):335-341. (in Chinese)
- [5] CHAMORRO L P, ARNDT R E A, SOTIROPOULOS F. Drag reduction of large wind turbine blades through riblets: Evaluation of riblet geometry and application strategies[J]. Renewable Energy, 2013, 50:1095-1105.
- [6] ZHANG Y, CHEN H, FU S, et al. Numerical study of an airfoil with riblets installed based on large eddy simulation[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78:661-670.
- [7] AUPOIX B, PAILHAS G, HOUEVILLE R. Towards a general strategy to model riblet effects[J]. AIAA Journal, 2012, 50(3):708-716.
- [8] MELE B, TOGNACCINI R. Numerical simulation of riblets on airfoils and wings[R]. AIAA-2012-0861, 2012.
- [9] MELE B, TOGNACCINI R, CATALANO P. Performance assessment of a transonic wing-body configuration with riblets installed[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(1):129-140.
- [10] OKABAYASHI K, MATSUE T, ASAI M, et al. RANS modeling for flows on riblets based on experimental data [C]//Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences(ICAS). St Petersburg, Russia: ICAS, 2014:7-12.
- [11] KOEPLIN V, HERBST F, SEUME J R. Correlation-based riblet model for turbomachinery applications[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(7):071006.1-071006.10.

- [12] MELE B, TOGNACCINI R. Slip length-based boundary condition for modeling drag reduction devices[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(9):3478-3490.
- [13] BLIAMIS C, VLAHOSTERGIOS Z, MISIRLIS D, et al. Modeling surface riblets skin friction reduction effect with the use of computational fluid dynamics[J]. *Chemical Engineering Transactions*, 2020, 81:595-600.
- [14] 王二丹, 田海平, 张静娴, 等. 超疏水壁面湍流边界层减阻机理的 TRPIV 实验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12):2870-2877.
WANG Erdan, TIAN Haiping, ZHANG Jingxian, et al. TRPIV experimental investigation of drag-reduction mechanism in turbulent boundary layer over super hydrophobic surfaces[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(12):2870-2877. (in Chinese)
- [15] ZHANG Z, ZHANG M, CAI C, et al. A general model for riblets simulation in turbulent flows[J]. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2020, 34(5):333-345.
- [16] GARCÍA-MAYORAL R, JIMÉNEZ J. Hydrodynamic stability and breakdown of the viscous regime over riblets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2011, 678:317-347.
- [17] TANG Z, JIANG N, ZHENG X, et al. Bursting process of large- and small-scale structures in turbulent boundary layer perturbed by a cylinder roughness element[J]. *Experiments in Fluids*, 2016, 57:79.
- [18] DEAN R B. Reynolds number dependence of skin friction and other bulk flow variables in two-dimensional rectangular duct flow[J]. *Journal of Fluid Engineering*, 1978, 100:215-223.
- [19] MIN T, KIM J. Effects of hydrophobic surface on skin-friction drag[J]. *Physics of Fluids*, 2004, 16(7):55-58.
- [20] CHOI K S. Near-wall structures of a turbulent boundary layer with riblets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1989, 208:417-458.
- [21] BAKHTIARI E. Super-hydrophobicity effects on performance of a dynamic wind turbine blade element under yaw loads[J]. *Renewable Energy*, 2019, 140:539-551.
- [22] LUO Y. Recent progress in exploring drag reduction mechanism of real sharkskin surface: a review[J]. *Journal of Mechanics in Medicine and Biology*, 2015, 15(3):1530002.1-1530002.22.
- [23] BECHERT D W, BRUSE M, HAGE W, et al. Experiments on drag-reducing surfaces and their optimization with an adjustable geometry[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1997, 338:59-87.
- [24] LI J, LIU Y, WANG J. Evaluation method of riblets effects and application on a missile surface[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95:105418.1-105418.12.

(编辑:陈越)