

褶皱位置对蜻蜓滑翔翼气动性能的影响

许娜¹, 周帅至¹, 牟晓蕾²

- (1. 烟台大学机电汽车工程学院, 山东烟台 264005;
2. 烟台大学土木工程学院, 山东烟台 264005)

摘 要: 改变昆虫翅膀的褶皱结构可以优化翼型的气动性能,有利于微型飞行器的气动设计。以蜻蜓翼作为参考,采用计算流体力学(CFD)的方法计算了攻角范围为 $0^{\circ}\sim 20^{\circ}$,雷诺数范围为700~2300时褶皱位于前缘、尾缘和中部位置时三种翼型的滑翔气动性能。结果表明:在不同攻角和雷诺数下,褶皱位于尾缘的翼型具有最大的升力系数和升阻比,滑翔气动性能最优;当雷诺数为1500,攻角为 10° 时,褶皱位于尾缘的翼型时均升力系数分别比位于前缘和中部的翼型提高了58%和82%,升阻比分别提高了49%和33%;这是由于尾缘褶皱中的涡起到了延缓前缘涡脱落的作用,使前缘涡更为集中,更贴近壁面。

关 键 词: 微型飞行器; 褶皱; 滑翔; 计算流体力学; 气动性能

中图分类号: V221.3

文献标志码: A

Influence of corrugation position on aerodynamic performance of dragonfly gliding airfoils

XU Na¹, ZHOU Shuaizhi¹, MOU Xiaolei²

- (1. School of Electromechanical and Automotive Engineering, Yantai University, Yantai Shandong 264005, China;
2. School of Civil Engineering, Yantai University, Yantai Shandong 264005, China)

Abstract: The aerodynamic performance of airfoil can be optimized by changing the corrugation structure of insect wings, which can benefit the aerodynamic design of micro air vehicles. The gliding aerodynamic performances of three dragonfly-mimic airfoils, with corrugation located at the leading edge, trailing edge and middle position, were studied respectively by using computational fluid dynamics (CFD) method. The gliding angle of attack rose from 0° to 20° , and Reynolds number ranged from 700 to 2300. The results showed that the airfoil with the corrugation located at the trailing edge had the largest lift coefficient and lift-drag ratio at different angles of attack and Reynolds numbers, presenting the best gliding aerodynamic performance; when gliding at the angle of attack of 10° at Reynolds number of 1500, the time-averaged lift coefficient of the airfoil with the corrugation at the trailing edge was 58% and 82% larger than that of the airfoil with the corrugation at the leading edge and middle position, and the lift-drag ratio increased by 49% and 33%, respectively; the vortices

收稿日期: 2021-01-25

基金项目: 国家自然科学基金(11802262, 11502228); 烟台大学研究生科技创新基金(YDYB2129)

作者简介: 许娜(1986—), 女, 讲师, 博士, 主要从事仿生流体力学研究。

通信作者: 牟晓蕾(1984—), 男, 副教授, 博士, 主要从事仿生流体力学研究。E-mail: xiaoleimou@126.com

引用格式: 许娜, 周帅至, 牟晓蕾. 褶皱位置对蜻蜓滑翔翼气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(7): 1434-1442. XU Na, ZHOU Shuaizhi, MOU Xiaolei. Influence of corrugation position on aerodynamic performance of dragonfly gliding airfoils [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1434-1442.

in the corrugated trailing edge made the leading edge vortex more concentrated and closer to the wing surface, and delayed the shedding of the leading edge vortex.

Key words: micro air vehicle; corrugation; gliding; computational fluid dynamics; aerodynamic performance

人们对扑翼型微型飞行器(MAV)的探究旨在研发出在尺寸和外观上与昆虫或鸟类相似的飞行器^[1]。由于尺寸较小,飞行速度较低,MAV 的雷诺数 Re 范围为 $10^2 \sim 10^4$ ^[2]。在这种条件下,传统的光滑翼型会受到黏性效应的影响,并产生层流分离现象,以至于在大攻角下失速^[3-4],这严重影响了 MAV 的空气动力学性能。蜻蜓可以滑翔近 30 s 的时间来减少能量消耗和降低翅膀温度^[5],而且不会降低飞行高度^[6],这种强大的滑翔能力可以为 MAV 的设计提供参考。褶皱是蜻蜓翅膀的一个显著特征,可以提高翅膀的强度^[2,6-9],但其对蜻蜓翼气动性能的影响目前还没有定论。Rees^[7]通过实验发现在 $Re=10^2 \sim 10^3$ 的情况下,褶皱翼型没有明显的气动损失,并且褶皱内会产生稳定的涡结构,这些涡一部分停滞在褶皱凹槽内,另一部分则沿展向缓慢旋转。而 El-Latief 等^[6]的研究则表明 Re 为 200 和 1400 时褶皱的存在都会增加升力,且褶皱内的旋涡产生了负的剪切阻力,有助于减小总阻力。Kesel^[10]沿蜻蜓翅膀展向方向截取了 3 个不同位置处的褶皱翼型,研究了 Re 为 7880 和 10 000 时的气动性能,发现不同的褶皱翼型有不同的气动性能,褶皱翼型的升力系数大于平板翼型。此后 Vargas 等^[5,11]又对 Kesel^[10]提出的褶皱翼型进行了数值分析,结果表明当攻角为 5° 时,大多数 Re 下褶皱翼型的气动性能优于平板翼型。然而 Murphy 等^[12]的实验则表明只有在低 Re 下褶皱才会提升其气动性能。Hord 等^[2]也使用 Kesel^[10]提出的翼型进行了数值分析,得出了褶皱翼型与平板翼型在任何攻角下都具有相似升力的结论。

以上都是针对蜻蜓翅膀真实的褶皱结构开展的研究工作,而改变褶皱的结构和位置也会对褶皱翼型的气动性能有明显改善。Zhang 等^[13]发现可以通过改变褶皱的幅度使翼型的升力增大,阻力减小。而 Shi 等^[14]对蜻蜓褶皱翼型引入弯度进行的研究表明增大弯度也会改善蜻蜓翼的滑翔性能。对于不同的褶皱角度,Wang 等^[15]在弦向上改变褶皱角度的研究表明在 120° 以内时,褶皱角度越小升阻比越小。Xuan 等^[16]则改变了褶皱沿展向的角度,但这种角度的改变对气动性能

的影响有限。针对不同的褶皱位置,Kim 等^[17]和张锐等^[18]通过对翼型上下表面褶皱结构的改变研究发现下表面褶皱可以提高升力系数。Ansari 等^[19]则是基于光滑翼型讨论了单个褶皱在不同位置处的影响,发现前缘附近的褶皱能有效地减小剪切阻力。Chandra^[20]又通过风洞实验测量了褶皱位于前缘和尾缘时对气动性能的影响,实验结果表明褶皱位于尾缘时升力系数较大。以上研究表明合理地改变褶皱结构和位置可以提高翼型的气动性能。由于 Chandra^[20]的实验只在 Re 为 100 时进行,且没有考虑褶皱位于中部时的影响,因此本文通过数值计算的方法详细研究了褶皱位于翅膀弦向的前缘、尾缘和中部等 3 个不同位置时翼型的滑翔气动性能,并分析了不同 Re 对褶皱位于 3 个不同位置时的影响。

1 计算模型

目前针对蜻蜓褶皱翼型气动性能的研究中^[11,13,14,17,21],采用较多的翼型是 Rees^[22]和 Kesel^[10]的观测结果。本文中使用的褶皱翼型与 Rees^[22]观测结果相似,令翼型弦长 $c=10\text{ mm}$,3 种翼型的厚度均为 $0.03c$,三角波波长为 $0.1c$,振幅为 $0.035c$,并将褶皱的拐角和前后缘用光滑的圆弧过渡,这也与 Meng 等^[21]所使用的翼型 A 参数相同。翼型 1 的 6 个三角波布置在距前缘 $0 \sim 0.6c$ 之间;翼型 2 的 6 个三角波布置在距前缘 $0.2c \sim 0.8c$ 之间;翼型 3 的 6 个三角波布置在距前缘 $0.4c \sim 1.0c$ 之间,如图 1 所示,每个翼型的三角波形状相同,仅沿弦向分布位置不同。

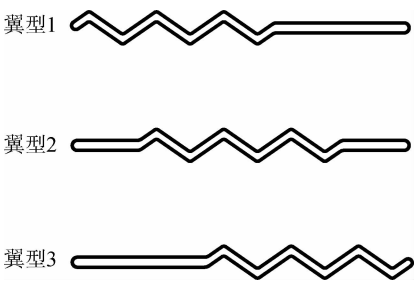


图 1 褶皱翼型
Fig. 1 Shape of corrugated airfoils

2 计算方法验证及网格密度实验

本文采用数值求解二维非定常 Navier-Stokes(N-S)方程的方法计算蜻蜓滑翔时的气动力,由于其飞行时的雷诺数较低,故使用层流模型^[17-19],流动为不可压缩流动,二维无量纲 N-S 方程表示为

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial u}{\partial \tau} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \tag{2}$$

$$\frac{\partial v}{\partial \tau} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \tag{3}$$

其中 u 、 v 分别为 x 和 y 方向上的速度分量; p 为压力, τ 为时间, Re 为雷诺数, $Re=cU_\infty/\nu$, ν 为流体的运动黏度, $\nu=1.46\times10^{-5}\text{ m}^2/\text{s}$, U_∞ 为来流速度。翼型的运动和攻角 α 的定义如图 2 所示。

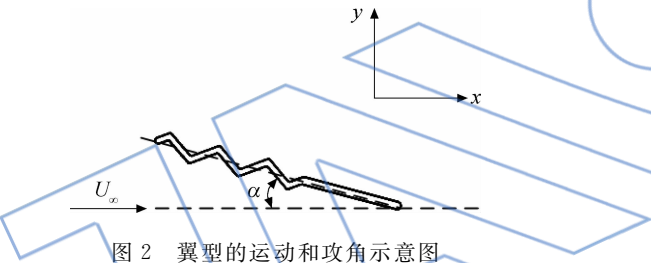


图 2 翼型的运动和攻角示意图
Fig. 2 Schematic diagram of the motion of airfoils and angle of attack

采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法对速度压力耦合方程进行计算,SIMPLE 算法已经被证明可以用于针对层流的二维非定常计算^[13,18]。为了提高精度,采用 2 阶迎风格式对压力项和动量方程进行离散,对瞬态项使用 2 阶隐式方程求解。表征翼型气动性能的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 定义为

$$C_L = \frac{L}{0.5\rho U_\infty^2 c} \tag{4}$$

$$C_D = \frac{D}{0.5\rho U_\infty^2 c} \tag{5}$$

其中 L 和 D 分别为翼型升力和阻力, ρ 为空气密度。

图 3 给出了计算域和边界条件,计算域为 $20c\times20c$,使用三角形非结构网格进行离散,其中在翼型附近 $3c\times3c$ 范围内进行加密,以保证网格尺寸足以捕捉近壁面处的流动。计算域上下和左

边界使用速度入口边界条件,上下边界使用速度入口边界条件可以减小边界对流场的影响^[2],右边界设置为压力出口边界条件。计算网格如图 4 所示。

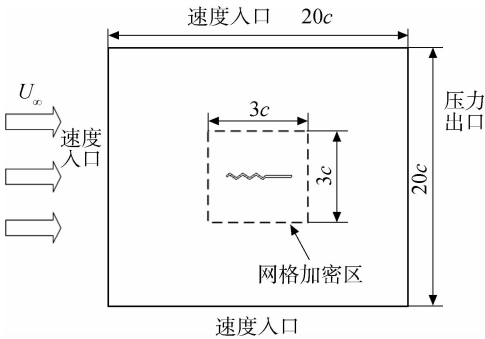


图 3 计算域和边界条件

Fig. 3 Computational domain and boundary

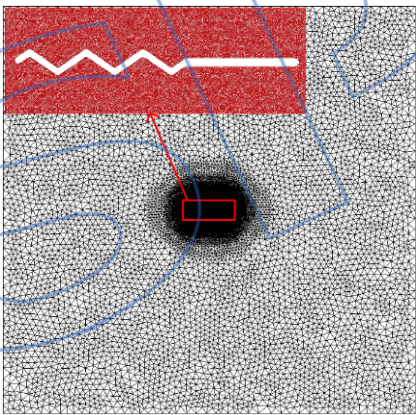


图 4 计算网格

Fig. 4 Computational grid

为验证上述数值计算方法的准确性,本文使用与 Hord 等^[2] 相同的平板模型进行计算,将计算所得不同攻角下的升力系数和阻力系数与 Hord 等^[2] 的结果进行比较,如图 5 所示。通过比较可以看出,本文所得平板模型的升力系数和阻力系数随攻角的变化曲线与 Hord 等^[2] 的结果基本吻合,升力系数的最大差值不超过 8.2%,这说明本文的计算方法是可靠的。

为得到不依赖于网格密度的计算结果,以翼型 1 为例构建 4 组不同密度的三角形非结构网格进行网格密度实验。第 1 组网格点数为 15 万数量级,加密后得到 25 万数量级的网格,继续加密两次分别得到 35 万和 45 万数量级的网格,4 组网格的加密区网格尺寸分别为 $0.008c$ 、 $0.006c$ 、 $0.004c$ 和 $0.002c$ 。表 1 给出了翼型 1 在 $Re=1500$, $\alpha=10^\circ$ 时的升力系数,通过比较发现,随着网格数量的增加计算误差逐渐减小,误差从

4.10%降低到 0.38%,35 万网格量和 45 万网格量结果相差很小,为了平衡计算的精度和效率,最终选择 35 万数量级网格进行计算。

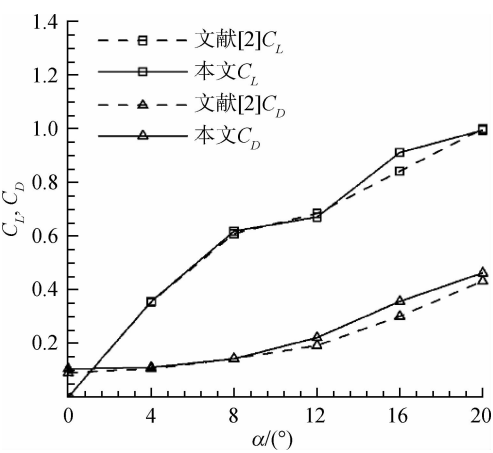


图 5 本文与文献[2]计算结果的对比
Fig.5 Comparison between the results calculated in this paper and Ref. [2]

表 1 不同数量级网格的计算结果
Table 1 Results of different orders of magnitude grids

网格数量	C_L	误差/%
15 万	0.5922	4.10
25 万	0.6165	1.18
35 万	0.6238	0.38
45 万	0.6262	

3 结果分析

3.1 褶皱位置的影响

考虑到蜻蜓滑翔时雷诺数的范围为 700~2400^[23],本节研究中将翼型滑翔时的雷诺数选定为 $Re=1500$,来流速度 $U_\infty=2.19\text{ m/s}$ 。滑翔攻角的范围为 $0^\circ\sim20^\circ$,每间隔 5° 进行计算分析。图 6 和图 7 给出了前述 3 种翼型在不同攻角下的时均升力系数($\bar{C}_L$)和时均阻力系数($\bar{C}_D$)。可以看出,3 种翼型中翼型 3 在所有攻角下都具有最大的时均升力系数,攻角 $\alpha=10^\circ$ 时比其他两种翼型分别提高了 58%和 82%,并在 $\alpha=15^\circ$ 时时均升力系数最大,为 1.15。综上可以发现褶皱位于尾缘时能够显著提高翼型的时均升力系数,这与 Chandra^[20]的实验结果一致。对于翼型 1 和翼型 2,在不同的攻角下时均升力系数的大小也不同,但相差不大,最大差值不超过 0.08。3 种翼型时均升力系数的最大值均出现在 $\alpha=15^\circ$ 时,并在 $\alpha=$

20° 时下降,相比 $\alpha=15^\circ$ 时分别下降了 0.8%、4.8%和 0.7%。阻力方面,3 种翼型在 $\alpha\leq5^\circ$ 时的时均阻力系数非常接近,随着攻角的增大时均阻力系数逐渐增大,翼型 2 具有最小的时均阻力系数,且在 $\alpha=10^\circ$ 时相比其他两种翼型的阻力降幅最大,分别达到了 22%和 27%,而翼型 3 的时均阻力系数最大,当 $\alpha=20^\circ$ 时,翼型 3 的时均阻力系数约为其他两种翼型的 1.22 倍。

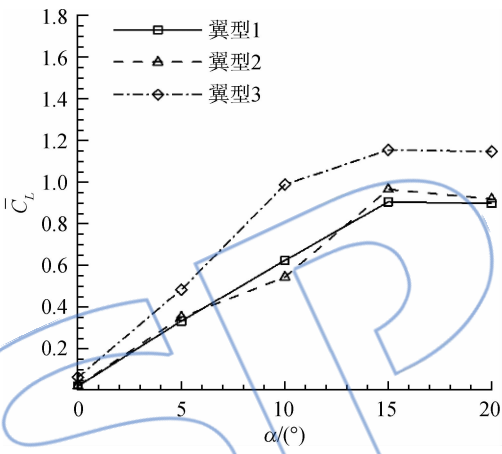


图 6 不同攻角下 3 种翼型的时均升力系数
Fig.6 Time-averaged lift coefficients of three airfoils at different angles of attack

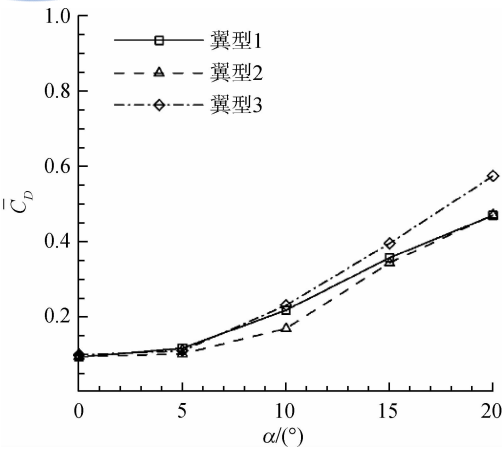


图 7 不同攻角下 3 种翼型的时均阻力系数
Fig.7 Time-averaged drag coefficients of three airfoils at different angles of attack

为进一步比较褶皱在不同位置时翼型的气动性能,图 8 中给出了 3 种翼型不同攻角下的时均升阻比($\bar{C}_L/\bar{C}_D$)。从图 8 可以看出,3 种翼型的时均升阻比随攻角的变化趋势相同,均随攻角先增加再减小,最佳时均升阻比对应攻角范围为 $5^\circ\sim10^\circ$;翼型 3 的气动性能最佳,其最大时均升阻比可达 4.42($\alpha=5^\circ$),而翼型 1 的气动性能最差,最

大时均升阻比仅为 2.87($\alpha=10^\circ$)。翼型 3 在 $\alpha=10^\circ$ 时的时均升阻比较攻角为 5° 时略小,但较翼型 1 和翼型 2 时均升阻比增幅最大,分别达到 49% 和 33%。

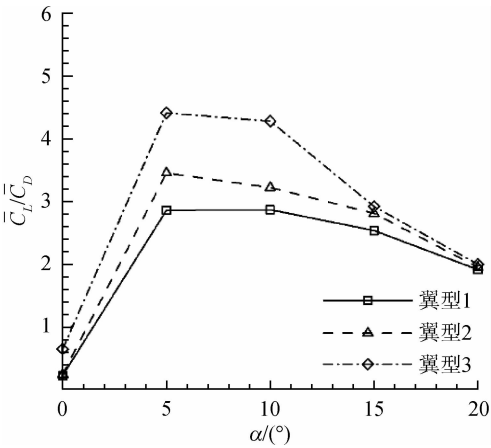
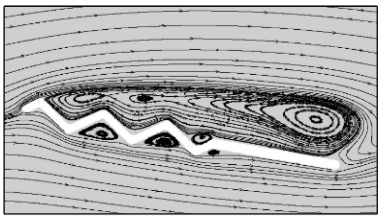


图 8 不同攻角下 3 种翼型的时均升阻比

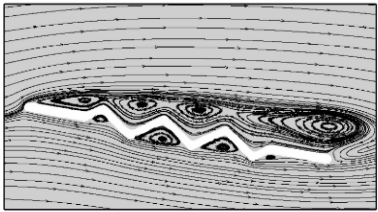
Fig. 8 Time-averaged lift-drag ratio of three airfoils at different angles of attack

通过前面的比较发现翼型 3 的气动性能最优,为对其进行深入分析,在图 9 中给出了 $\alpha=10^\circ$ 时 3 种翼型的时均流线图。3 种翼型的前缘涡都出现了脱落迹象,通过对比图 9(a)和图 9(b)可以发现翼型 1 比翼型 2 产生了更大的前缘涡,由于前缘涡对于升力的提高起着关键作用^[24],这可以解释为何翼型 1 在 $\alpha=10^\circ$ 时升力系数大于翼型 2。翼型 3 与翼型 1 前缘涡的尺寸虽然相差不大,但是翼型 3 前缘涡的脱落速度较慢,相反翼型 3 的前缘涡结构更为扁平集中,并在前缘涡正下方的褶皱中产生了与前缘涡流动方向相反的涡,褶皱中的涡对前缘涡产生了吸附作用^[20],从而使前缘涡的流动更贴近壁面,并延缓了前缘涡的脱落,这种现象对于升力的提高具有积极的作用。

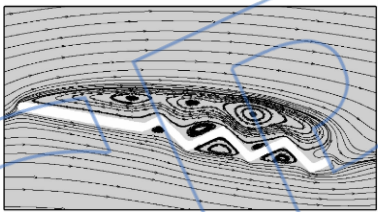
图 10 给出了与图 9 流场结构相对应的时均压力系数分布云图和上下表面时均压力系数($\bar{C}_p$)曲线。从图 10 右侧的时均压力系数曲线可以看出,不同弦向位置处的褶皱结构对翼型下表面压力系数的影响相同,即在相对应的褶皱位置处均产生了负压的峰值,从整个弦向来看,褶皱越靠近尾缘反而会在翼型前缘的下表面产生更大的正压力区域。而对于翼型上表面,由于中部位置的褶皱不利于前缘涡的形成,所以翼型 2 的上表面产生的负压较小,而在前缘涡较大的翼型 1 和翼型 3 的上表面产生了较大的负压。与翼型 1 相



(a) 翼型1



(b) 翼型2



(c) 翼型3

图 9 3 种翼型的时均流线图($Re=1500, \alpha=10^\circ$)

Fig. 9 Time-averaged streamlines of three airfoils ($Re=1500, \alpha=10^\circ$)

比,翼型 3 每个褶皱的上方都产生了一个负压峰值,这与前缘涡更贴近翼型壁面有关,翼型 3 上表面在 $0\sim0.7c$ 位置上的负压比翼型 1 更大,这说明前缘涡的延迟脱落也会增大翼型上表面的负压,使翼型上下表面产生更大的压力差,这也是翼型 3 的升力系数大于翼型 1 和翼型 2 的原因。

为分析褶皱位于尾缘的翼型在更大攻角下的流动机理,在图 11 和图 12 中分别给出了翼型 1 和翼型 3 在 $\alpha=15^\circ$ 和 20° 时的时均流线和压力分布系数云图。比较图 9(c)和图 11(c)中翼型 3 在 $\alpha=10^\circ, 15^\circ$ 的流线图,可以发现,当 $\alpha=15^\circ$ 时,翼型 3 前缘涡下方的褶皱中也产生了与前缘涡流动方向相反的涡,这与 $\alpha=10^\circ$ 时相同,褶皱中的涡延缓了前缘涡的脱落,因此翼型 3 的前缘涡靠近翼型中部,而翼型 1 的前缘涡已经脱落到尾缘,这使翼型 3 上表面的负压大于翼型 1。当攻角增加到 20° 时,流动分离现象的出现使翼型 3 上表面褶皱中的涡开始脱离壁面,但依然保持了对前缘涡的吸附作用,这阻止了前缘涡的快速脱落,使翼型 3 上表面的涡结构相比于翼型 1 更加紧凑,因此在 $\alpha=20^\circ$ 时翼型 3 上表面依然具有比翼型 1 上表面更大的负压。

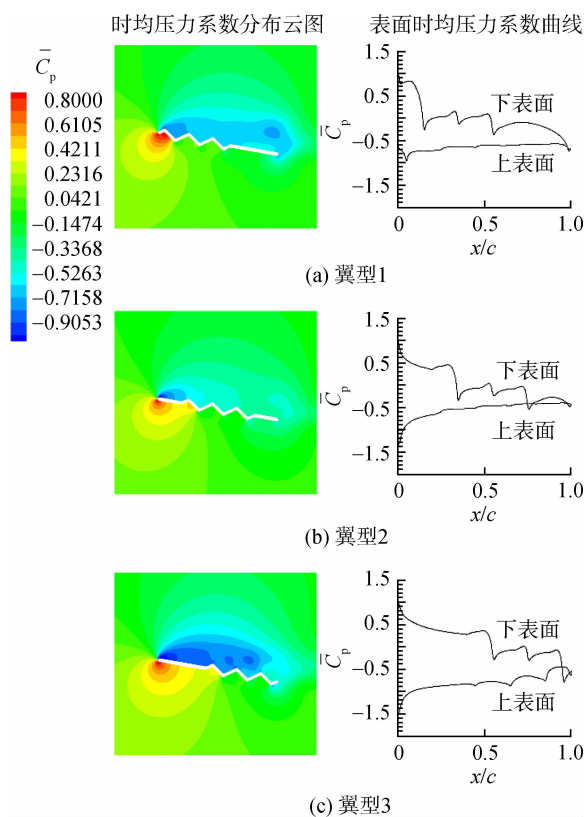


图 10 3 种翼型的时均压力系数分布云图和时均表面压力系数曲线($Re=1500, \alpha=10^\circ$)

Fig. 10 Time-averaged pressure coefficient contours and surface pressure coefficient curves of three airfoils ($Re=1500, \alpha=10^\circ$)

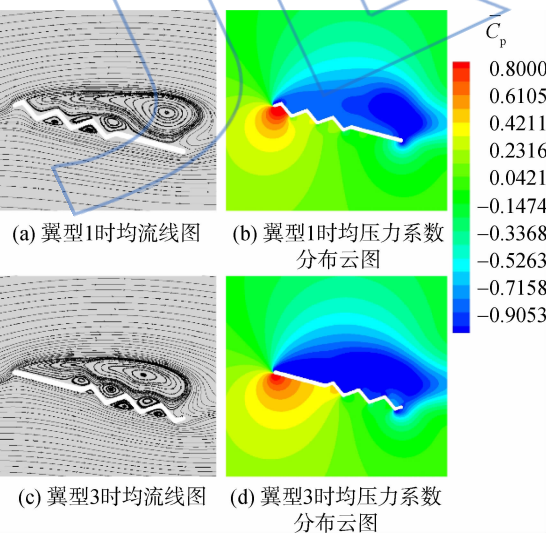


图 11 翼型 1 和翼型 3 的时均流线和时均压力系数分布云图($Re=1500, \alpha=15^\circ$)

Fig. 11 Time-averaged streamlines and pressure coefficient contours of airfoil 1 and airfoil 3 ($Re=1500, \alpha=15^\circ$)

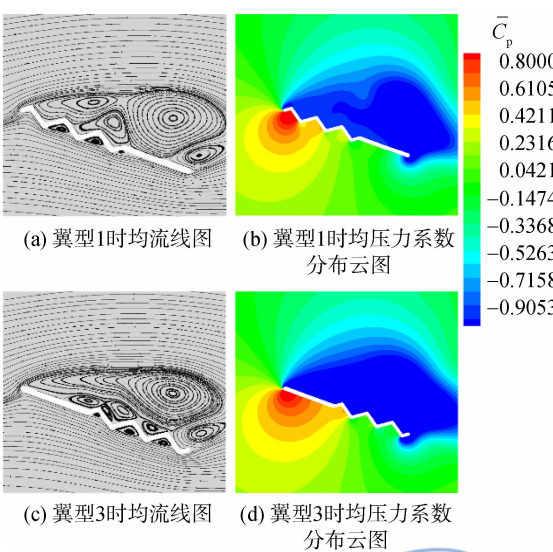


图 12 翼型 1 和翼型 3 的时均流线和时均压力系数分布云图($Re=1500, \alpha=20^\circ$)

Fig. 12 Time-averaged streamlines and pressure coefficient contours of airfoil 1 and airfoil 3 ($Re=1500, \alpha=20^\circ$)

3.2 雷诺数的影响

$Re=1500$ 时不同褶皱翼型在 $\alpha=0^\circ \sim 20^\circ$ 范围内的气动性能研究结果表明,褶皱位于翼型尾缘时具有最佳的滑翔气动性能。为进一步明确 3 种褶皱翼型在不同雷诺数下的气动性能情况,分别选取 $Re=700, 1500, 2300, \alpha=10^\circ$ 的情形进行研究,并在 $Re=2300$ 的计算中减小计算的时间步长以便捕捉到更准确的流场结构。

图 13 给出了 3 种翼型在不同雷诺数下的时均升力系数,可以发现 3 种翼型的时均升力系数都随雷诺数的增大而增大;翼型 3 的时均升力系

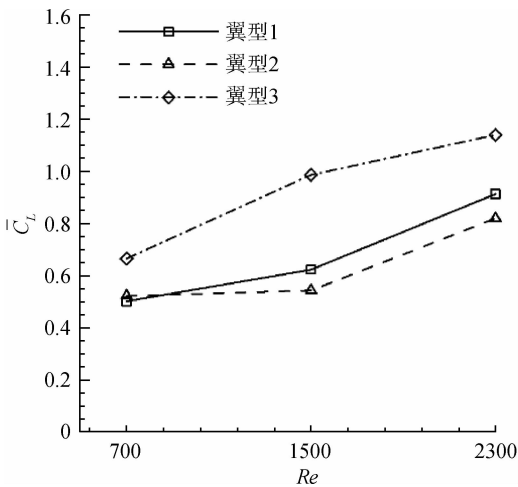


图 13 不同 Re 下 3 种翼型的时均升力系数($\alpha=10^\circ$)

Fig. 13 Time-averaged lift coefficients of three airfoils at different Re ($\alpha=10^\circ$)

数均大于其余两种翼型,当 $Re=700$ 时,翼型 3 的时均升力系数较翼型 1 和翼型 2 分别提高 33% 和 27%,当 $Re=2300$ 时,翼型 3 的时均升力系数较翼型 1 和翼型 2 分别提高 25% 和 39%。

通过图 14 给出的不同雷诺数下 3 种翼型的时均阻力系数则可以发现翼型 1 和翼型 3 具有相似的阻力系数,翼型 2 的时均阻力系数最低。

图 15 给出了不同雷诺数下 3 种翼型的时均升阻比,可以发现尽管翼型 2 在 $Re=1500,2300$ 时时均升力系数小于翼型 1,但由于翼型 2 阻力系数更小,使其时均升阻比相比于翼型 1 在 $Re=1500$ 时提高了 12%,在 $Re=2300$ 时提高了

11%。而翼型 3 在不同雷诺数时的时均升阻比仍是 3 种翼型中最大的;因此越靠近尾缘位置的褶皱结构对翼型的滑翔性能越有利。

图 16 和图 17 为不同雷诺数时 3 种翼型在 $\alpha=10^\circ$ 时的时均流线和时均压力系数分布云图。当 $Re=700$ 时,由于翼型 1 的褶皱位于前缘,其波峰对前缘涡产生了不利的影响,导致翼型 1 上表面的负压较小(图 17),使翼型 1 此时的升力系数最小。当雷诺数增大到 1500,中部位置的褶皱对前缘涡的影响变得明显,如图 9(b)所示,这使翼型 2 升力系数的增幅小于翼型 1 和翼型 3。当 $Re=2300$ 时,流场结构变得复杂,3 种翼型前缘涡正下方的褶皱中都出现了与前缘涡流动相反的涡,但翼型 2 的前缘涡仍小于其他两个翼型,因此翼型 2 上表面的负压最小。与翼型 3 相比,翼型 1 前缘的褶皱加快了前缘涡的脱落,而翼型 3 尾缘的褶皱使前缘涡在脱落时更靠近壁面,因此翼型 3 的上表面产生了更大的负压区域,这说明在不同雷诺数下,尾缘的褶皱总能起到保持前缘涡附着的作用。

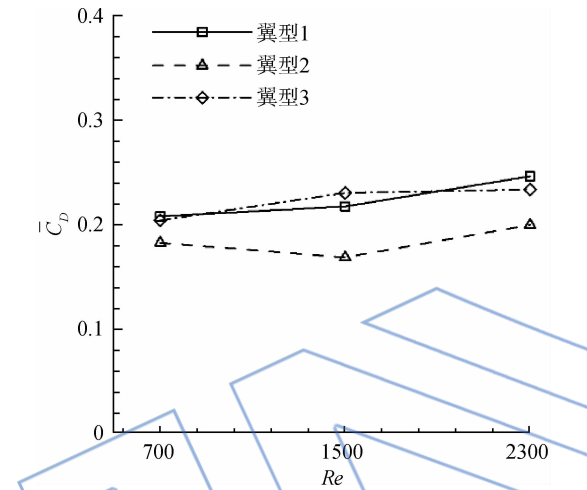


图 14 不同 Re 下 3 种翼型的时均阻力系数($\alpha=10^\circ$)
Fig. 14 Time-averaged drag coefficients of three airfoils at different Re ($\alpha=10^\circ$)

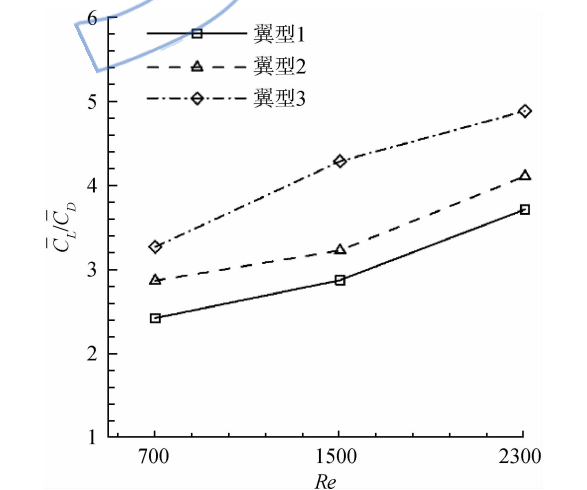


图 15 不同 Re 下 3 种翼型的时均升阻比($\alpha=10^\circ$)
Fig. 15 Time-averaged lift-drag ratio of three airfoils at different Re ($\alpha=10^\circ$)

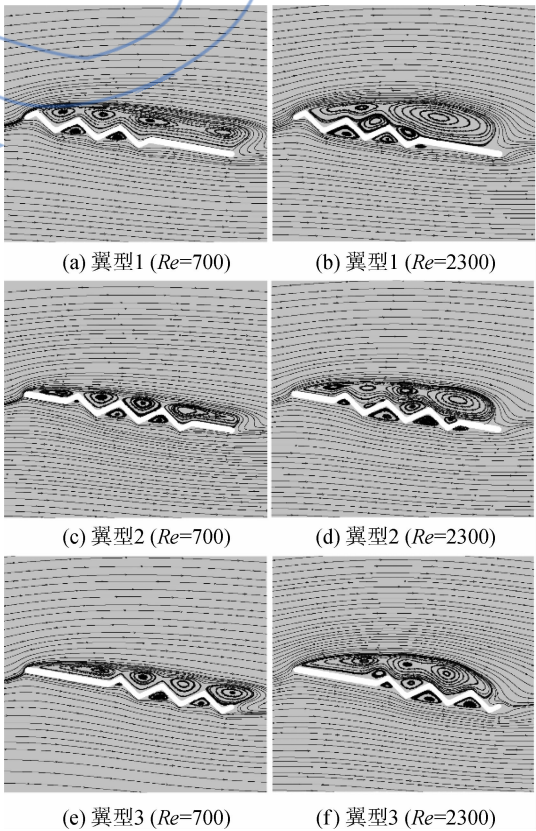


图 16 不同 Re 下 3 种翼型的时均流线图($\alpha=10^\circ$)
Fig. 16 Time-averaged streamlines of three airfoils at different Re ($\alpha=10^\circ$)

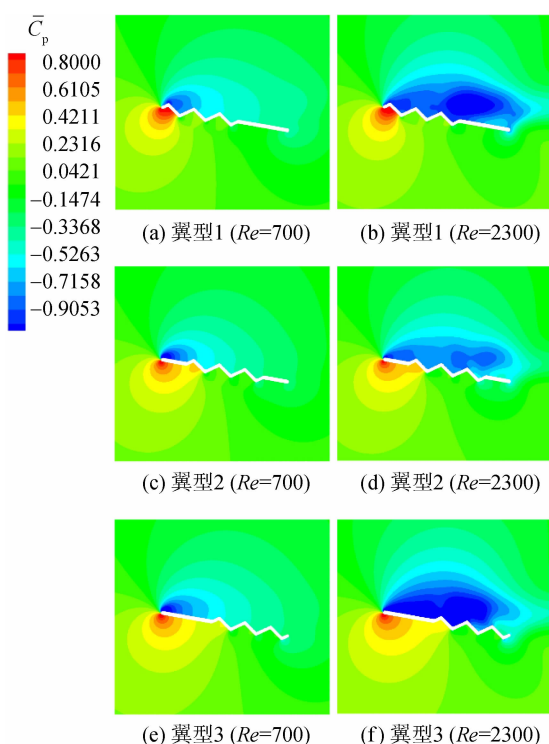


图 17 不同 Re 下 3 种翼型的时均压力系数分布云图
($\alpha=10^\circ$)

Fig. 17 Time-averaged pressure coefficient contours of three airfoils at different Re ($\alpha=10^\circ$)

4 结 论

1) 3 种翼型结构中,褶皱位于尾缘时翼型具有最大的升力系数和升阻比;褶皱位于中部时翼型的阻力系数最小。

2) 在 $Re=1500$ 的情形下,当 $\alpha=10^\circ, 15^\circ$ 时,尾缘褶皱中的涡会对前缘涡产生吸附效果,使前缘涡更贴近壁面,延缓了前缘涡的脱落;当攻角增加到 20° 时,3 种翼型的升力系数下降,尽管尾缘褶皱中的涡开始脱离壁面,但依然具有对前缘涡的吸附作用,这使褶皱位于尾缘的翼型上表面具有比其他翼型上表面更大的负压。

3) 攻角一定时,3 种翼型的升阻比都随雷诺数的增大而增大;当 $Re=700$ 时,前缘褶皱的波峰对前缘涡造成了不利的影响,使褶皱位于前缘的翼型升力系数最小;当 $Re=2300$ 时,尾缘褶皱的存在使前缘涡在脱落时更贴近壁面,从而在翼型上表面产生了更大的负压区域。

参考文献:

[1] MORMAN J J. Literature review of the aerodynamics of flapping flight in micro air vehicle applications[D]. Fargo, US: North Dakota State University, 2014.

[2] HORD K, LIAN Yongsheng. Numerical investigation of the aerodynamic and structural characteristics of a corrugated airfoil[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(3): 749-757.

[3] GAD-EL-HAK M. Micro-air-vehicles: can they be controlled better? [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 419-429.

[4] 刘强, 刘强, 白鹏, 等. 不同雷诺数下翼型气动特性及层流分离现象演化[J]. 航空学报, 2017, 38(4): 27-39.

LIU Qiang, LIU Qiang, BAI Peng, et al. Aerodynamic characteristics of airfoil and evolution of laminar separation at different Reynolds numbers[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(4): 27-39. (in Chinese)

[5] VARGAS A, MITTAL R, DONG Haibo. A computational study of the aerodynamic performance of a dragonfly wing section in gliding flight[J]. Bioinspiration and Biomimetics, 2008, 3(2): 026004. 1-026004. 13.

[6] EL-LATIEF M E A, ELSAYED K, ABDELRAHMAN M M. Aerodynamic study of the corrugated airfoil at ultra-low Reynolds number[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2019, 11(10): 1-18.

[7] REES C J C. Aerodynamic properties of an insect wing section and a smooth aerofoil compared[J]. Nature, 1975, 258(5531): 141-142.

[8] KESEL A B, PHILIPPI U, NACHTIGALL W. Biomechanical aspects of the insect wing: an analysis using the finite element method[J]. Computers in Biology and Medicine, 1998, 28(4): 423-437.

[9] REN Huaihui, WANG Xishu, CHEN Yinglong, et al. Biomechanical behaviors of dragonfly wing: relationship between configuration and deformation[J]. Chinese Physics B, 2012, 21(3): 294-303.

[10] KESEL A B. Aerodynamic characteristics of dragonfly wing sections compared with technical aerofoils[J]. Journal of Experimental Biology, 2000, 203(20): 3125-3135.

[11] VARGAS A, MITTAL R. Aerodynamic performance of biological airfoils[R]. AIAA-2004-2319, 2004.

[12] MURPHY J, HU Hui. An experimental investigation on a bio-inspired corrugated airfoil[R]. AIAA-2009-1087, 2009.

[13] ZHANG Zilong, YIN Yajun, ZHONG Zheng, et al. Aerodynamic performance of dragonfly wing with well-designed corrugated section in gliding flight[J]. Computer Modeling in Engineering and Sciences, 2015, 109(3): 285-302.

[14] SHI Xing, HUANG Xianwen, ZHENG Yao, et al. Effects of cambers on gliding and hovering performance of corrugated dragonfly airfoils[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow, 2016, 26(3/4): 1092-1120.

[15] WANG Xishu, ZHANG Zhibao, REN Huaihui, et al. Role of soft matter in the sandwich vein of dragonfly wing in its configuration and aerodynamic behaviors[J]. Journal of Bionic Engineering, 2017, 14(3): 557-566.

[16] XUAN Haibin, HU Jun, YU Yong, et al. Aerodynamic effects of bio-inspired corrugated wings on gliding and hov-

ering performances[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2020, 235(2): 319-329.

[17] KIM W K, KO J H, PARK H C, et al. Effects of corrugation of the dragonfly wing on gliding performance[J]. Journal of Theoretical Biology, 2009, 260(4): 523-530.

[18] 张锐, 周超英. 昆虫级褶皱翼型的滑翔气动特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 652-656.

ZHANG Rui, ZHOU Chaoying. Gliding aerodynamic characteristics of insect-size corrugated airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3): 652-656. (in Chinese)

[19] ANSARI M I, SIDDIQUE M H, SAMAD A, et al. On the optimal morphology and performance of a modeled dragonfly airfoil in gliding mode[J]. Physics of Fluids, 2019, 31(5): 051904. 1-051904. 23.

[20] CHANDRA S. Low Reynolds number flow over low aspect ratio corrugated wing[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2020, 21(3): 627-637.

[21] MENG Xueguang, SUN Mao. Aerodynamic effects of wing corrugation at gliding flight at low Reynolds numbers[J]. Physics of Fluids, 2013, 25(7): 071905. 1-071905. 15.

[22] REES C J C. Form and function in corrugated insect wings[J]. Nature, 1975, 256(5514): 200-203.

[23] WAKELING J M, ELLINGTON C P. Dragonfly flight: I gliding flight and steady-state aerodynamic forces[J]. The Journal of Experimental Biology, 1997, 200(3): 543-556.

[24] 孙茂. 昆虫飞行的空气动力学[J]. 力学进展, 2015, 45(1): 1-28.

SUN Mao. Aerodynamics of insect flight[J]. Advances in Mechanics, 2015, 45(1): 1-28. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)

