

昆虫级褶皱翼型的滑翔气动特性

张 锐, 周超英

(哈尔滨工业大学 深圳研究生院, 广东 深圳 518055)

摘 要: 为了研究褶皱翼型上、下表面分别对气动力的影响,在弦长雷诺数为 1200,攻角为 $0^\circ \sim 20^\circ$ 时,采用有限体积法研究了褶皱翼型、光滑翼型、上表面光滑的褶皱翼型和下表面光滑的褶皱翼型的滑翔气动特性.结果表明:在一定攻角范围内,褶皱翼型的升力系数较光滑翼型提高了 10%;只要翼型下表面是褶皱的,产生的升力总大于下表面是光滑的,下表面褶皱对升力的提高具有更大作用;在大攻角下,光滑的上表面更有利于提高升力;在任何攻角时,上、下表面褶皱对阻力影响很小.

关 键 词: 褶皱; 蜻蜓翅; 气动力; 滑翔; 前缘涡

中图分类号: V221.3

文献标志码: A

Gliding aerodynamic characteristics of insect-size corrugated airfoils

ZHANG Rui, ZHOU Chao-ying

(Shenzhen Graduate School,

Harbin Institute of Technology, Shenzhen Guangdong 518055, China)

Abstract: In order to investigate the effect of upper and lower surface corrugations on the aerodynamic forces respectively, the gliding aerodynamic characteristics of both surfaces of a corrugated airfoil were studied at chord Reynolds number of 1200 when the angle of attack (AOA) varied from 0° to 20° with the finite volume method, compared with the smooth airfoil, corrugated airfoil with the smooth upper surface and corrugated airfoil with the smooth lower surface. The computed results indicate that the lift coefficient of corrugated airfoil improves by 10% than that of smooth airfoil. Within a suitable AOA, the lift of an airfoil with corrugated lower surface is always higher than that of an airfoil with smooth lower surface. The corrugation of lower surface play more important role of increasing the lift. At high AOA, a smooth upper surface increases the lift than a corrugated one. The corrugation of both upper and lower surfaces has little effect on the drag.

Key words: corrugation; dragonfly wing; aerodynamic forces; gliding; leading edge vortex

微型飞行器是一种不同于常规无人机的新型飞行器,其设计尺寸不超过 15 cm,飞行速度为 30~60 km/h.对于尺寸如此小又低速飞行的飞行器而言 Re 一般在 $10^2 \sim 10^4$,而传统翼型对应的 Re 在 $10^6 \sim 10^8$,用传统翼型理论研究微型飞行器,其气动特性明显下降^[1].目前对鸟类和昆虫的研究提出的几种产生高升力的机理并不成熟^[2-4].自然界

中的蜻蜓可以完成多种动作,其中滑翔是常见动作之一,进一步观察发现蜻蜓的翅膀表面并非光滑而是具有一定的褶皱^[5],因此从翅膀的结构入手,分析此类翼型的气动特性具有现实意义.

目前许多的实验及数值研究均表明,在滑翔飞行中褶皱翅比光滑翅或平板翅拥有相当或优异的气动特性. Kesel^[6]在 Re 为 7 880 和 10 000 时,

对3组截面褶皱翅模型进行实验,结果表明各截面的阻力系数接近平板翅,但是升力系数比平板翅大很多,其认为凹槽处产生的负压提高了升力,并且各截面翼型的气动特性不同. Vargas等^[7]在超低 Re 下对褶皱翅模型进行了研究,结果也表明褶皱翅比光滑翅和平板翅拥有相当或更大的升力,阻力与光滑翅和平板翅相当. Rees^[8]在 Re 为450,800和900时测量了升阻力,结果表明褶皱翅模型与光滑翅模型差别很小. Rees认为空气“困”在了褶皱翅的凹槽处而停滞或缓慢旋转,从而形成了轮廓翼型. Hu等^[9]在 Re 为 3.4×10^4 下的流动显示结果表明褶皱翅在阻止大涡分离和延时失速比光滑翅和平板翅更好. Hu等认为褶皱翅上的突起不停地产生不稳定的涡,促进了分离流向湍流的过渡,凹槽处的涡把外界气流吸入到壁面,通过外界高速气流的动能来克服逆向压力梯度,从而阻止大涡分离. 许多实验结果说明在低 Re 下褶皱翅的气动特性优于光滑翅,但是许蕾和孙茂^[10]的研究结果表明在 Re 为1000时褶皱翅的气动力略低于平板翅,只是在大攻角(AOA,记为 α_0)下褶皱翅的波动比平板翅较小,褶皱主要是为了增强翅膀的结构强度. Newman等^[11]的风洞实验表明褶皱未能改变翅的气动特性. 本文计算了滑翔过程中光滑翼型和褶皱翼型的气动力并进一步研究了上、下表面的褶皱分别对气动力的影响.

1 物理模型

本文为了研究滑翔过程中上、下表面的褶皱分别对气动特性的影响,采用了4种翼型进行数值分析,如图1所示. 翼型1是根据REN等^[12]的观察结果作为参考,选取前翅中间截面,这样不用考虑前缘朝向对研究的影响,蜻蜓翅平均弦长为10mm,纵脉直径为0.2mm,褶皱尖点用翅脉直径光滑过渡,可以较真实地模拟蜻蜓翅膀,考虑翅膜与翅脉接触处厚度变厚,取翅膜厚度为0.1mm. 翼型2是由翼型1的外轮廓构成的光滑翼型,主要是研究褶皱是否能提高气动力. 用光滑的曲线分别连接翼型1的下、上轮廓得到对应翼型3和翼型4,可以单独分析上、下褶皱对气动力的影响.

图2给出了计算区域和边界条件的示意图,为减小边界条件对流场的影响,将翼型放置于 $20c \times 20c$ 的区域内, c 为弦长,翼型中心位于区域中心,计算区域的入口边界和上、下边界使用速度入口边界条件, y 方向速度分量为零,出口边界为

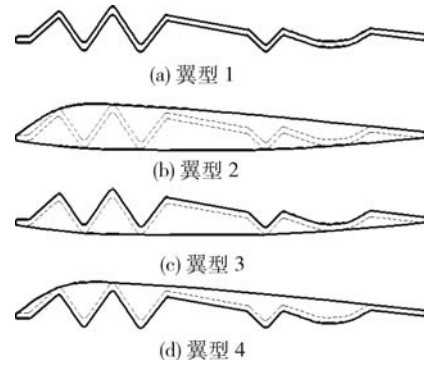


图1 计算采用的4种翼

Fig. 1 Four different airfoils of computation

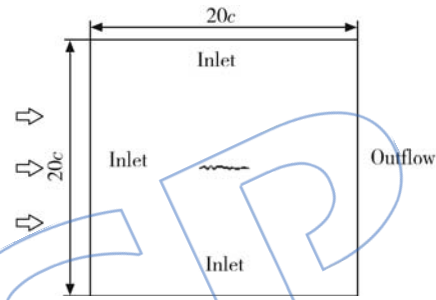


图2 计算区域及边界条件示意图

Fig. 2 Schematic of computational domain and boundary

速度变量梯度为零的自由出流,翼型表面使用壁面无滑移边界条件.

2 计算方法

由于昆虫的飞行速度较小,可忽略空气密度的变化,大攻角下产生分离涡,因此流动简化为二维不可压缩非定常流动,其对应的运动可由下面连续方程和 Navier-Stokes(N-S)方程组表示:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

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

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

式中 u, v 分别为速度在 x, y 方向的分量; p 为流场压强, Re 为弦长雷诺数, $Re = c \times U_{\infty} / \nu$, ν 为流体的运动黏度, U_{∞} 为远场来流速度.

翼型的气动特性由升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 和压力系数 C_p 表征,其各自的定义为

$$C_l = L / (0.5 \rho U_{\infty}^2 c) \quad (4)$$

$$C_d = D / (0.5 \rho U_{\infty}^2 c) \quad (5)$$

$$C_p = (p - p_\infty) / 0.5 \rho U_\infty^2 \quad (6)$$

其中 ρ 为空气的密度, p_∞ 为远场压力, L 和 D 分别为单位展长翼型的升力和阻力。

由于研究的 Re 为 1200, 湍流模型采用层流模型, 压力速度耦合方程采用 Patankar 与 Spalding^[13] 提出的 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 法进行分离求解, 这种算法广泛应用于求解不可压缩流体的 N-S 方程, 主要过程是先假设一个压力分布求解动量方程, 得到初始的速度分布, 然后不断地迭代修正压力和速度直到收敛。为提高计算精度, 动量离散项采用 2 阶迎风格式, 压力项采用 2 阶格式, 开始时步长可适当取大, 最后时间步长为 5×10^{-5} s。为了验证数值计算方法及模型, 计算了在 Re 为 1000 时一翼型参数与 Hord^[14] 一样的 C_l 和 C_d , 两者的 C_l 和 C_d 基本一致。

3 结果及分析

3.1 气动分析

图 3 给出了本研究中 4 种不同翼型的时均气动力与攻角的关系图。从图中可以看出翼型 1 的 C_l 大于翼型 2 的, 使得 C_l 提高了大约 10%, 只是在大攻角时两者差别较小, 这说明褶皱具有提高升力的作用。在 $\alpha_a = 0^\circ \sim 4^\circ$ 时, 4 种翼型的 C_l 差别很小, 在 $\alpha_a = 4^\circ \sim 16^\circ$ 内, 翼型 1 和翼型 4 的 C_l 曲线几乎重合, 翼型 2 和翼型 3 的 C_l 也很接近, 而且翼型 1 和翼型 4 的 C_l 总大于翼型 2 和翼型 3 的, 下表面褶皱翼型的升力总是大于下表面光滑翼型的, 与两个翼型的上表面褶皱与否无关, 说明下表面褶皱对提高升力具有重要作用。在 $\alpha_a > 16^\circ$ 后, 上表面为褶皱的翼型 1 和翼型 3 的 C_l 分别小

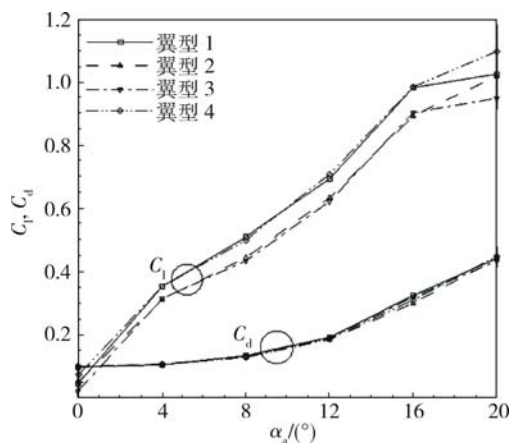


图 3 4 种翼型的 C_l , C_d 与攻角的关系

Fig. 3 C_l and C_d versus AOA of four airfoils

于翼型 4 和翼型 2 的, 在大攻角下, 上表面的褶皱并没有改善气动力, 光滑的上表面更有利于提高翼型的升力。从 C_d - α_a 关系图可以看出褶皱翼型与光滑翼型的 C_d 相当, 在小攻角下 4 种翼型的 C_d 线几乎重合, 即使在大攻角下, 4 种翼型的 C_d 差值也很小, 说明上下表面的褶皱对 C_d 影响很小。

图 4 是 4 种翼型的 C_l - C_d 极曲线图, 在攻角很小时, 4 种翼型的极曲线几乎重合, 随着攻角的增加, 下表面是褶皱的翼型 1 和翼型 4 的曲线增长得总比下表面是光滑的翼型 2 和翼型 3 快, 随着攻角进一步地增加, 翼型 1 和翼型 3 的极曲线增长变慢, 褶皱翼型比光滑翼型具有较好的滑翔能力, 上表面是光滑的褶皱翼型的滑翔性能更好, 翼型 4 升阻比为 1.3~3.9, 小于传统飞行器的升阻比, 但对于其他 3 种翼型具有最大的最佳滑翔比, 最佳滑翔角约为 14° 。

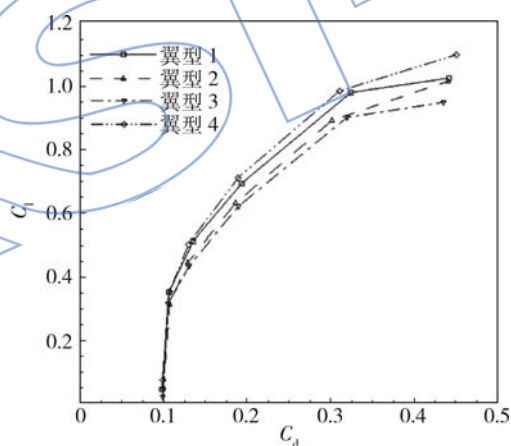


图 4 4 种翼型的极曲线

Fig. 4 Polar diagram of four airfoils

3.2 压力分布

图 5 分别给出了在 $\alpha_a = 4^\circ, 12^\circ$ 和 20° 下, 4 种翼型的瞬时升力系数等于时均升力系数时刻的压力系数图。图 5(a)~图 5(c) 中都可以看出在同一攻角下, 翼型 1 和翼型 4 的下表面 C_p 分布几乎一样, 与上表面形状无关, 两翼型上表面 C_p 分布又随着攻角的不同区别较大, 翼型 2 和翼型 3 对比结果也是如此。翼型 1 和翼型 3 比较发现两者即使具有相同的上表面但是上、下表面压力大小显然不同, 说明下表面的褶皱影响整个翼型表面的压力分布。从图 5(a) 中看出在 $\alpha_a = 4^\circ$ 时翼型 1 的上表面靠近前缘部分压力具有明显的变化, 而靠近后缘部分压力变化缓慢, 随着攻角的增加, 上表

面靠近前缘部分压力变化缓和,靠近后缘部分压力几乎不变,如图5(b)中攻角为 12° 时的 C_p 分布,翼型3也具有相同的现象.在 $\alpha_0=4^\circ$ 时,翼型1和翼型4的上表面靠近前缘部分压力分布有一定的差别,靠近后缘部分压力分布几乎相同,但上表

面总的压力差别很小.随着攻角的增加,翼型1的上下表面压力差和翼型4的上表面靠近后缘部分压力也出现差异,但总的压力差别不大,但当攻角大于 16° 时,翼型4的上表面压力分布都低于翼型1的,如图5(c),使得翼型4产生更大的升力,翼型2和翼型3的比较可以得出相同的结果,说明在大攻角下,上表面的褶皱对压力的分布具有一定的影响. $\alpha_0=4^\circ$ 时,翼型1和翼型4的下表面各褶皱内压力呈阶梯式下降,这与Kim等^[15]的结果相同,而且在褶皱内的尾端压力略有上升,上表面褶皱内的压力虽然也表现出了阶梯分布但不明显,随着攻角的增加,下表面褶皱内的压力变化很小,台阶显得更加平整,上表面这种阶梯分布始终不明显.

3.3 流场特性

图6给出了4种翼型在 $\alpha_0=12^\circ$ 条件下,瞬时升力系数等于时均升力系数时刻的流线图.比较翼型1和翼型4发现两翼型的后缘涡差别很小,只是在翼型1的上表面褶皱内存在着独立的涡,略微提高了褶皱内的压力,但对整体升力影响不大,翼型2和翼型3上表面流场分布很相似,上表面褶皱对流动影响不大.

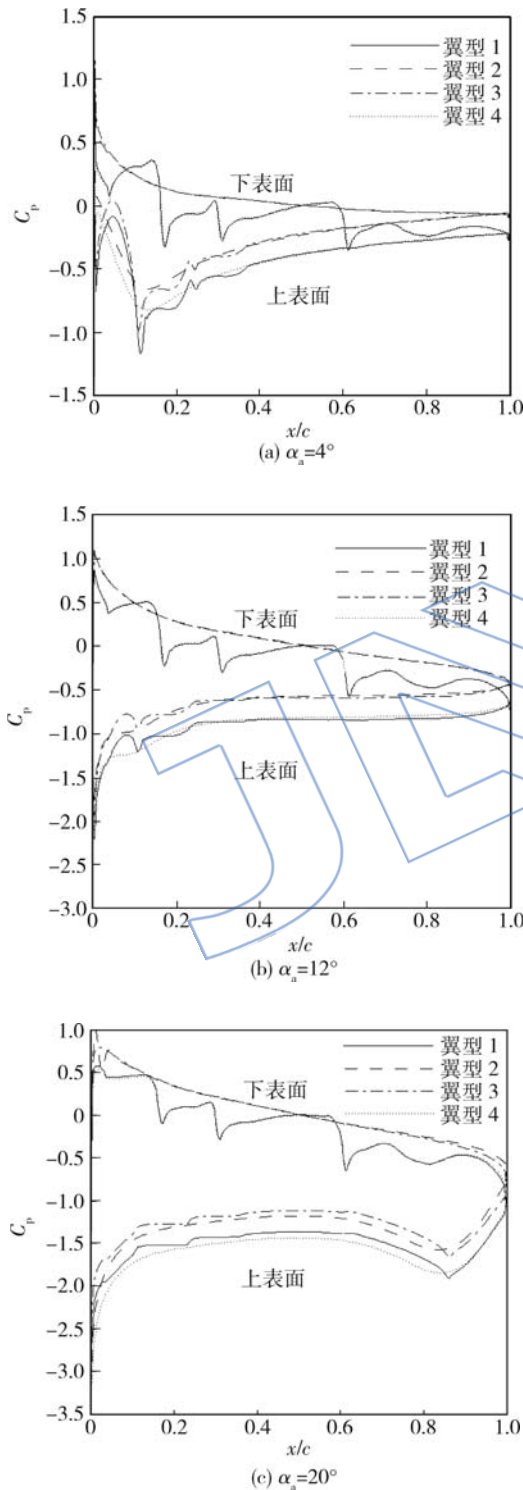


图5 不同攻角下的4种翼型的 C_p 分布
Fig. 5 C_p distribution of four airfoils at different AOA

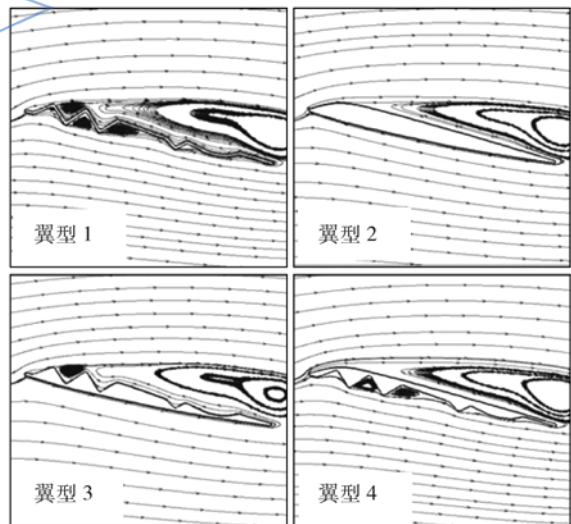


图6 4种翼型的流线图($\alpha_0=12^\circ$)
Fig. 6 Streamline contours of four airfoils ($\alpha_0=12^\circ$)

随着攻角的增加,如图7所示,上表面褶皱对流动影响表现得很明显.图中看出4种翼型都发生了前、后缘涡,光滑的上表面只产生了前、后缘涡,而褶皱上表面的前、后缘涡不但比光滑上表面的大而且在前、后缘涡之间还有一个较大的涡存在.大攻角下,上表面产生了不稳定的前缘涡,和

褶皱内的涡一起形成了比光滑上表面更大的前缘涡向下游脱落,造成翼型1的上表面整体压力大于翼型4的,导致升力低于翼型4的升力,翼型2和翼型3同样如此,说明在大攻角下,褶皱的上表面并未能改善气动特性,反而光滑的上表面表现得更好。

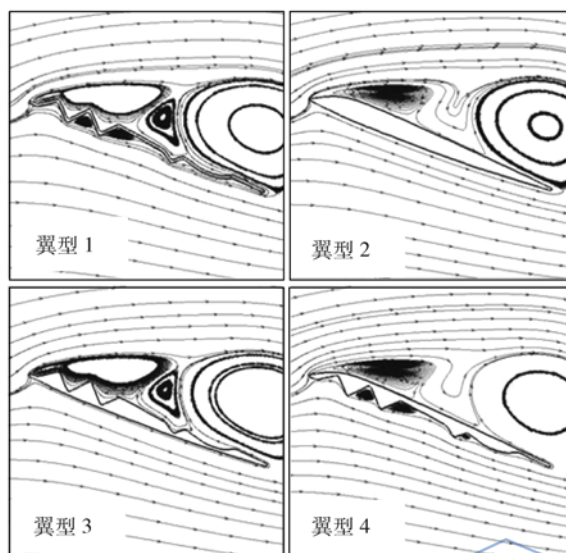


图7 4种翼型的流线图($\alpha_n=20^\circ$)

Fig.7 Streamline contours of four airfoils ($\alpha_n=20^\circ$)

4 结论

1) 在一定的攻角($\alpha_n=4^\circ\sim 16^\circ$)范围内,褶皱翼型的升力系数较光滑翼型提高10%,两者的阻力在 $\alpha_n=0^\circ\sim 20^\circ$ 内差别很小。

2) 在 $\alpha_n=4^\circ\sim 20^\circ$ 内,下表面褶皱翼型的升力总是大于下表面光滑翼型的,与两个翼型的上表面褶皱与否无关,下表面相邻褶皱内压力呈阶梯变化,但下表面比上表面变化更明显,下表面褶皱对提高升力具有重要作用。上、下表面的褶皱对阻力影响很小。

3) 在 $\alpha_n=4^\circ\sim 16^\circ$ 内,上表面的褶皱对升力的影响不大,当 $\alpha_n>16^\circ$ 后褶皱翼型产生了更大的前、后缘涡,上表面的褶皱未能提高升力,其性能差于光滑的上表面。

参考文献:

- [1] Gadel H M. Micro-air-vehicles; can they be controlled better[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 419-429.
- [2] Ellington C P, Van B C, Willmott A P, et al. Leading edge vortices in insect flight[J]. Nature, 1996, 384: 626-630.
- [3] Dickinson M H. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight[J]. Science, 1999, 284: 1954-1960.
- [4] Birch J M, Dickinson M H. The influence of wing-wake interactions on the production of aerodynamic forces in flapping flight[J]. Journal of Experimental Biology, 2003, 206(13): 2257-2272.
- [5] Okamoto M, Yasuda K, Azuma A, et al. Aerodynamic characteristics of the wings and body of dragonfly[J]. Journal of Experimental Biology, 1996, 199(2): 281-294.
- [6] Kesel A. Aerodynamic characteristics of dragonfly wing sections compared with technical aerofoils[J]. Journal of Experimental Biology, 2000, 203(20): 3125-3135.
- [7] Vargas A, Mittal R, DONG Haibo. A computational study of the aerodynamic performance of a dragonfly wing section in gliding flight[J]. Bioinspiration Biomimetics, 2008, 3(2): 1-13.
- [8] Rees C. Form and function in corrugated insect wings[J]. Nature, 1975, 256: 200-203.
- [9] HU Hui, Tamai M. Bioinspired corrugated airfoil at low Reynolds numbers[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(6): 2068-2077.
- [10] 许蕾, 孙茂. 褶皱对蜻蜓翅滑翔气动力的影响[EB/OL]. [2013-01-08]. Http://highlights.paper.edu.cn/page_detail.php?id=642.
- [11] Newman B G, Savages B, Schouella D. Model test on a wing section of an aeshna dragonfly[C]//Scale Effects in Animal Locomotion. London: Academic Press, 1977: 445-477.
- [12] REN Huaihui, WANG Xishu, CHEN Yinglong, et al. Bio-mechanical behaviors of dragonfly wing: relationship between configuration and deformation[J]. Chinese Physics: B, 2012, 21(3): 1-10.
- [13] Patankar S V, Spalding D B. A calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in three-dimensional flows[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1972, 5(15): 1787-1806.
- [14] Hord K. Numerical investigation of the aerodynamic and structural characteristics of a corrugated wing[D]. Louisville: University of Louisville, 2009.
- [15] Kim W P, 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.