昆虫翅平面形状和展弦比对其气动性能的影响

牟晓蕾 孙 茂

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 应用计算流体力学的方法研究昆虫翅膀平面形状和展弦比对其拍动运动时气动力的影响. 选取了 10 种具有代表性的平面形状和展弦比差别较大的昆虫翅膀作为研究对象. 这 10 种昆虫分别是果蝇、大蚊、蜂蝇、食蚜蝇、瓢虫、熊蜂、蜜蜂、草蜻蛉(前翅)、鹰蛾 和蜻蜓 (前翅). 研究结果表明:翅膀面积的二阶矩折合半径越大其气动力越大,当使用翅膀面积的二阶矩折合半径处的速度作为参考速度时,翅膀平面形状对无量纲气动力的影响很小. 当翅膀展弦比有较大变化(从 2.8 增大到 5.5)时,气动力系数只有很小的变化. 流动的三维效应减弱和部分前缘涡(LEV,Leading-Edge Vortices)的脱落,这两种效果相互抵消,导致气动力系数变化不大.

关 键 词: 昆虫飞行; 翅膀拍动; 气动力; 翅膀形状

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)11-1359-06

Effects of wing planform on aerodynamics force production of stroking model insect wing

Mou Xiaolei Sun Mao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The effects of wing planform (shape and aspect ratio) on the aerodynamic force production of model insect wings in stroking motion were investigated, using the method of computational fluid dynamics. Ten respective insect wings were considered, they were the wings of fruit fly, cranefly, dronefly, hoverfly, ladybird, bumblebee, honeybee, lacewing (forewing), hawkmoth and dragonfly (forewing). The main results are as following. The force will be increased as the radius of the second moment of wing area is increased, but it has only minor effects on the force coefficients when the velocity at the radius of the second moment of wing area is used as the reference velocity. The force coefficients vary slightly, when aspect ratio increasing from 2.8 to 5.5. The reduction of 3-dimensional flow effects and the shedding on part of the leading-edge vortices (LEV) cancel each other, resulting in only minor change of the force coefficients.

Key words: insect flight; stroking wing; unsteady aerodynamics; planform

自然界中大多数昆虫都采用翅膀拍动运动的方式获取足够的升力和推力. 人们通过实验和计算的方法模拟了鹰蛾(hawkmoth)[1-2]和果蝇(fruit fly)[3-4]悬停时所需气动力的产生机理. 但是在这些研究中翅膀的形状和展弦比都是基于鹰蛾和果蝇的翅膀,实际上不同昆虫的翅膀平面形状和展弦比,尤其是展弦比存在很大差别. 了解不同的翅膀平面形状和展弦比对气动力的影响究竟如何是很有意义的.

文献[5-6]分别使用熊蜂、鹰蛾和蜉蝣的翅膀模型对其作转动运动时(像螺旋桨那样旋转运动)的气动力进行了测量,并且基于鹰蛾的翅膀

收稿日期: 2010-07-20; **网络出版时间**: 2011-10-13 14:35; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20111013.1435.001

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20111013.1435.001.html

基金项目: 国家自然基金资助项目(10732030)

作者简介: 牟晓蕾(1984-),男,山东烟台人,博士生,mouxiaolei@ase.buaa.edu.cn.

平面形状将其调整成不同的展弦比(2.3 ~7.9)来研究展弦比对气动力的影响. 他们的研究结果表明,基于以上 3 种翅膀平面形状的模型翅的气动力系数没有太大差别,而且如此大的展弦比变化对气动力系数的影响也相对很小. 文献[7]通过数值模拟的方法研究了鹰蛾等 10 种昆虫翅膀平面形状以及展弦比对气动力的影响,结论与前者的实验结果相似. 然而,以上这些结果都是针对转动翼的,对于拍动翼是否有同样的结果仍需进一步的研究来证实. 最近,人们又对昆虫的翅膀变形及其气动效应[8-9],飞行的动稳定性[10-11]及机动飞行[12-13]进行了研究. 这些研究主要基于蜂蝇和果蝇的运动和几何条件. 要想将这些结果推广到具有不同翅膀形状和展弦比的昆虫,也需要先研究不同的的翅膀平面形状和展弦比对气动力的影响.

本文针对昆虫的拍动运动进行研究,选取了 10 种(来自 6 个目)具有代表性的昆虫翅膀平面形状,分别是果蝇 (fruit fly)、大蚊 (cranefly)、蜂蝇 (dronefly)、食蚜蝇 (hoverfly)、瓢虫 (ladybird)、熊蜂 (bumblebee)、蜜蜂 (honeybee)、草蜻蛉(lacewing,前翅)、鹰蛾 (hawkmoth) 和蜻蜓(dragonfly,前翅). 为了研究翅膀平面形状的影响,本文根据这 10 种昆虫的真实翅膀平面形状构造了 10 个具有不同形状但具有相同展弦比 λ 和翅长 R 的模型昆虫翅:即把这 10 种昆虫翅膀的平面轮廓调整到相同的 λ 和 R. 为了研究 λ 的影响,又将一种昆虫(鹰蛾)翅膀的平面轮廓调整到不同的 λ,构造了一系列具有相似形状但 λ 不同的模型翅.

1 方 法

1.1 昆虫模型翅

如上所述,本文采用了两组模型翅来研究翅膀形状对气动力的影响. 其剖面厚度为 $0.03c_1$(c_1 为模型翅的当地弦长).

第 1 组包含 10 种平面形状不同的模型翅,其中大蚊、蜂蝇、食蚜蝇、瓢虫、熊蜂、蜜蜂、草蜻蛉、鹰蛾的翅面形状取自文献[14]的测量结果,果蝇和蜻蜓的翅面形状分别取自文献[15-16]. 将得到的模型翅调整成相同的展弦比($\lambda=3$)和翅长,如图 1 所示. 对于不同的翅面形状其弦长沿展向的变化可用 r_1(翅膀面积的一阶矩折合半径)和 r_2(翅膀面积的二阶矩折合半径)来量化. r_1 和 r_2 定义如下:

$$r_1 = \frac{1}{S}\int_0^R rc_1\,\mathrm{d}r \tag{1}$$

$$r_2 = \frac{1}{S}\int_0^R r^2c_1\,\mathrm{d}r \tag{2}$$

其中,r 为翅根到展向方向上任意一点的距离;S 为翅膀的面积. 表 1 给出了不同模型翅的 r_1/R 及 r_2/R.

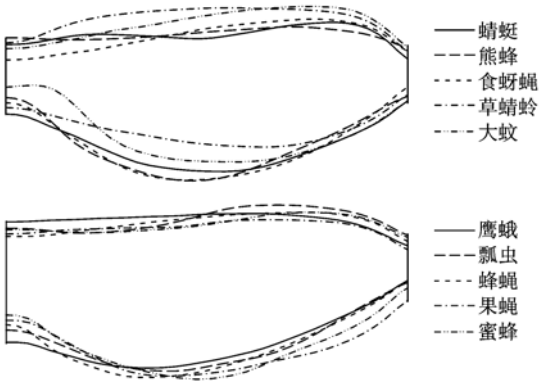


图 1 λ 相同但形状不同的 10 种模型翅的平面形状

表 1 10 种 λ 相同但形状不同的模型翅的 r_1/R 及 r_2/R

昆虫	编号	r_1/R	r_2/R
鹰蛾(hawkmoth)	HM	0.47	0.53
瓢虫(ladybird)	LB	0.49	0.55
蜂蝇(dronefly)	DF	0.48	0.55
果蝇(fruit fly)	FF	0.50	0.56
蜜蜂(honeybee)	HB	0.52	0.57
蜻蜓(dragonfly)	DRF	0.51	0.57
熊蜂(bumblebee)	BB	0.51	0.57
食蚜蝇(hoverfly)	HF	0.53	0.58
草蜻蛉(lacewing)	LW	0.53	0.59
大蚊(cranefly)	CF	0.56	0.61

第 2 组包含 4 个具有相似形状但 λ 不同的模型翅,它们都是由鹰蛾翅膀的平面形状沿展向做线性拉伸得到,其 λ 分别被调整为 2.8,3.5,4.5 和 5.5(当 λ 变化时,因形状不变,r_2/R 保持不变),如图 2 所示.

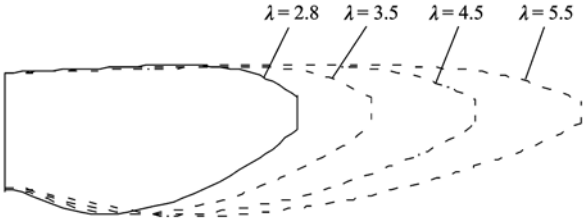


图 2 调整成不同 λ 的鹰蛾模型翅

1.2 翅膀的运动

本文所研究的模型翅运动有两个运动自由度,一个是绕垂直于拍动平面 OZ 轴的转动(O-XYZ 为固定在拍动平面上),其转角记为 ϕ,也即是翅的拍动角;另一个是绕翅展向轴 oy 的转动

(o-xyz 固定在昆虫翅膀上随翅一起运动),其转角记为 α,也即是翅的运动攻角,如图 3 所示. 翅膀绕 Z 轴的转动角速度 $\dot{\phi}$ 定义为

$$\dot{\phi} = \pi n \Phi \sin(2\pi n t) \tag{3}$$

其中,n 为拍动频率;Φ 为拍动幅度. 攻角在上下拍平动阶段保持定值,下拍攻角用 α_d 表示,上拍攻角用 α_u 表示. 对于 α 随时间变化的规律,本文以翅膀在第 m 个拍动周期内向上翻转为例描述如下:

$$\alpha = \alpha_d + a\left\{(t - t_1) - \frac{\Delta t_r}{2\pi}\sin[2\pi(t - t_1)/\Delta t_r]\right\}$$

$$t_1 \leqslant t \leqslant t_1 + \Delta t_r \tag{4}$$

其中,Δt_r 为翻转时间;a 为常数:

$$a = (180° - \alpha_u - \alpha_d)/\Delta t_r \tag{5}$$

t_1 为翅膀开始翻转的时刻:

$$t_1 = mT - 0.5T - \Delta t_r/2 \tag{6}$$

下翻时与以上定义类似.

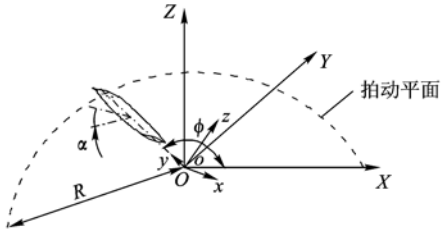


图 3　模型翅运动以及坐标系示意图

将上述方程用参考速度 U、参考长度 c 和参考时间 c/U 无量纲化后(U 为 r_2 处的平均线速度,定义为 $U = 2\Phi n r_2$;c 为平均弦长)可知,只需给出 Φ,α_d,α_u 和 Δt_r^*(Δt_r^* 为无量纲化后的翻转时间,$\Delta t_r^* = \Delta t_r U/c$)即可确定模型翅的运动模式.

1.3　N-S 方程及计算方法

在惯性坐标系 O-XYZ 下,三维非定常不可压 N-S 方程的无量纲形式为

$$\frac{\partial u}{\partial X} + \frac{\partial v}{\partial Y} + \frac{\partial w}{\partial Z} = 0 \tag{7}$$

$$\frac{\partial u}{\partial \tau} + u\frac{\partial u}{\partial X} + v\frac{\partial u}{\partial Y} + w\frac{\partial u}{\partial Z} = -\frac{\partial p}{\partial X} + \frac{1}{Re}\left(\frac{\partial^2 u}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial Z^2}\right) \tag{8}$$

$$\frac{\partial v}{\partial \tau} + u\frac{\partial v}{\partial X} + v\frac{\partial v}{\partial Y} + w\frac{\partial v}{\partial Z} = -\frac{\partial p}{\partial Y} + \frac{1}{Re}\left(\frac{\partial^2 v}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial Z^2}\right) \tag{9}$$

$$\frac{\partial w}{\partial \tau} + u\frac{\partial w}{\partial X} + v\frac{\partial w}{\partial Y} + w\frac{\partial w}{\partial Z} = -\frac{\partial p}{\partial Z} + \frac{1}{Re}\left(\frac{\partial^2 w}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial Z^2}\right) \tag{10}$$

其中,u,v 和 w 是无量纲速度的 3 个分量;p 是无量纲压力;τ 是无量纲时间;Re 是雷诺数(Re 定义为 $Re = cU/\nu$,ν 为运动粘性系数).

N-S 方程的数值解法与文献[4]的方法相同,采用文献[17 - 18]的算法求解,这个算法是基于拟压缩性的. 下面简单介绍该算法:在连续方程中加入压力对拟时间的偏导数项,这样物理上相当于把不可压缩流变成可压缩流. 动量方程的时间导数项采用二阶的三点后差来离散,粘性项近似采用二阶中心差分离散,对流项采用基于矢通量分裂方法的迎风差分来离散,内部网格点采用三阶的迎风差分格式离散,边界点采用二阶迎风差分格式. 在求解时间离散的动量方程时,为保证速度散度为 0(即满足不可压条件),每个物理时间步用拟时间步进行内迭代,直到压力对虚拟时间的导数近似为 0,此时新时间步的速度散度就近似为 0,对在离散点上的代数方程组用线性 Gauss-Seidel 方法进行迭代求解. 关于计算方法的详细描述参见文献[19].

得到 N-S 方程的数值解后,离散的网格点上每个时刻的速度分量和压力都可以得到. 翅膀上的气动力(包括升力 L 和阻力 D)可以通过翅面上的压力和粘性力得到. 升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 分别定义为 $C_L = L/0.5\rho U^2 S$,$C_D = D/0.5\rho U^2 S$,其中 ρ 为流体的密度.

文献[20]使用单体网格计算模型果蝇翅拍动时的气动力,并与相关实验结果进行比较,计算结果与实验值吻合得很好. 文献[21]通过计算与文献[5 - 6]的实验结果比较进一步验证了程序的正确性. 文献[19]使用重叠网格法计算一对翼型的打开运动,其结果与相关实验的测量结果吻合得很好. 这些工作都表明,本文使用的数值计算方法是可靠的.

2　计算结果及分析

通过以上的讨论可以看出,描述模型翅的运动只需给出 Φ,α_d,α_u 和 Δt_r^* 即可. 另外,由上文可见,N-S 方程中只有一个参数 Re 需要给出. 根据昆虫运动学测量的文献[22]将它们取为一些典型值:$\Phi = 120°$,$\alpha_d = \alpha_u = 40°$,$\Delta t_r^*$ 为拍动周期的 25%. 同样,根据文献[22]的测量结果计算得到大多数昆虫飞行时的 Re 都在 200 到 3 500 之间,此处分别取 200 和 3500 这两个典型值进行计算.

图 4 给出了无量纲平动角速度 $\dot{\phi}^+$ 和转动角

速度 $\dot{\alpha}^+$ 在一个拍动周期内的变化曲线(为了描述方便引入一个周期内的无量纲时间 $\hat{t}$,$\hat{t}=0$ 表示下拍的开始时刻,$\hat{t}=1$ 表示接下来的上拍结束的时刻). 按照上述条件进行计算后得到了 λ 相同但翅膀平面形状不同的 10 种模型翅以及翅膀平面形状相同但 λ 不同的 4 种模型翅在雷诺数为 200 和 3 500 两种情况下的气动力,现将结果分析如下.

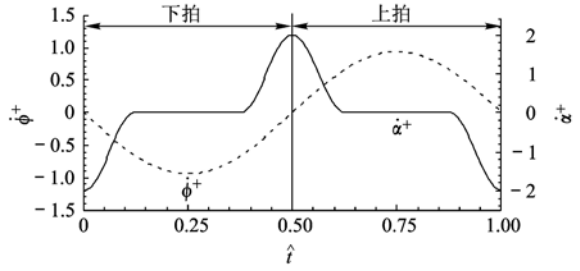


图 4 无量纲平动角速度 $\dot{\phi}^+$ 和转动角速度 $\dot{\alpha}^+$

2.1 翅膀平面形状对气动力的影响

首先研究图 1 所示的模型翅,这组模型翅具有不同的形状,但 λ 和 R 是相同的,因而也具有相同的面积. 让这些模型翅做相同的拍动运动,由于具有相同的 λ 和 R,它们之间在气动力上的任何差别就只可能是由于翅的形状不同而产生的.

图 5 给出了一个拍动周期内无量纲的升力 C_L 和阻力 C_D,此处是采用距离翅根 0.56R 处的速度作为参考速度进行无量纲化;因为 R 是相同的,故对于该组的每个模型翅,这个参考速度都是相同的.

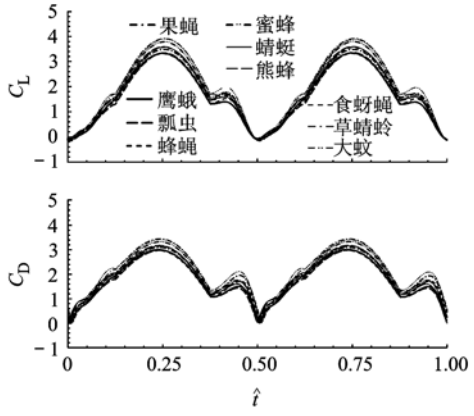


图 5 具有相同 λ 但形状不同的模型翅的 C_L 和 C_D
(参考速度相同,$\alpha_d=\alpha_u=40°$,$Re\approx200$)

从图 5 中可见,不同形状的模型翅之间的 C_L 和 C_D 有较大的差别;鹰蛾模型翅(模型翅 HM)具有最小的 C_L 和 C_D(C_L 的峰值大约为 3.32,C_D 的峰值大约为 3.00);而大蚊模型翅(模型翅 CF)具有最大的 C_L 和 C_D(C_L 的峰值大约为 3.92,C_D 的峰值大约为 3.45). 模型翅 CF 的 C_L 峰值比模型翅 HM 的大 18%. 由此可见,翅的形状对于气动力是有较大的影响的.

将表 1 和图 5 结合可见,r_2 较大的模型翅,C_L 和 C_D 也较大. 根据 r_2 的定义,对于给定面积和翅长的模型翅,r_2 变大意味着翅膀在翅尖处的面积分布变大. 对于拍动翅来说靠近翅尖处的速度要比靠近翅根处的速度大,因此 r_2 较大时,翅膀上会有更多的区域处于速度大的地方而产生更大的气动力.

在螺旋桨空气动力学里,定义气动力系数的参考速度是用桨叶 r_2 处的速度. 在螺旋桨叶素理论里,距翅根 r 处一个截面的升力和阻力(分别用 dL 和 dD 表示)是与该截面的相对速度($\dot{\phi}r$)的平方和面积($c_1\mathrm{d}r$)成正比的:

$$\mathrm{d}L \propto 0.5\rho(\dot{\phi}r)^2 c_1 \mathrm{d}r \tag{11}$$

$$\mathrm{d}D \propto 0.5\rho(\dot{\phi}r)^2 c_1 \mathrm{d}r \tag{12}$$

于是有

$$L \propto 0.5\rho\dot{\phi}^2 \int_0^R r^2 c_1 \mathrm{d}r \tag{13}$$

$$D \propto 0.5\rho\dot{\phi}^2 \int_0^R r^2 c_1 \mathrm{d}r \tag{14}$$

式(13)和式(14)中的积分等于 $r_2^2 S$,所以,翅膀的 L 和 D 正比于 $0.5\rho(\dot{\phi}r_2)^2$. 即,当 r_2 处的速度被用作参考速度时,C_L 和 C_D 将不随翅膀平面形状变化而变化(如上所述,翅膀平面形状的影响被包含在 r_2 的定义里了).

在昆虫拍动(或转动)翅的气动力系数的定义中,参照螺旋桨空气动力学的实践经验,人们也使用 r_2 处的速度作为参考速度. 显然,当气动力系数的定义中使用 r_2 处的速度作为参考速度时,气动力系数受翅膀平面形状变化的影响将会很小. 图 6 给出了 10 个模型翅分别以各自 r_2 处的速度作为参考速度时的 C_L 和 C_D. 可见它们之间 C_L(或 C_D)的差别确实很小;各个翅膀之间 C_L(或 C_D)的差别不超过 10%. 以上的计算是对于 Re = 200 的,对于 Re = 3 500 的计算,也得到同样的结果.

这些结果表明,对于拍动运动,翅膀平面形状对气动力有较大的影响,但是当以 r_2 处的速度作为参考速度时,翅膀平面形状对气动力的系数的影响就相对很小.

2.2 λ 对气动力的影响

上面研究了翅膀平面形状对气动力的影响,此处探讨 λ 的变化对气动力的影响. 对于果蝇、大蚊、蜂蝇、食蚜蝇、瓢虫、熊蜂、蜜蜂、草蜻蛉、鹰

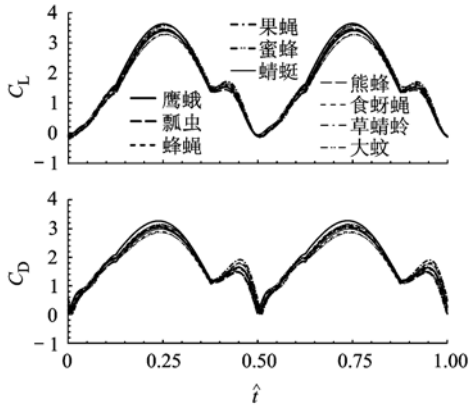


图 6　具有相同 λ 但形状不同的模型翅的 C_L 和 C_D（参考速度不同，$\alpha_d=\alpha_u=40°$，$Re\approx200$）

蛾和蜻蜓 10 种昆虫翅，λ 变化很大，从 2.84（鹰蛾）到 5.45（蜻蜓前翅），差不多增加了一倍. 如上所述，为了把 λ 的影响独立出来，使用了基于鹰蛾翅的平面形状，将其沿展向线性拉伸成一系列不同的 λ：$\lambda=2.8$，3.5，4.5 和 5.5（r_2/R 保持不变，见图 2）. 让这些模型翅做相同的运动，由于具有相同的运动，它们之间在气动力和流场结构上的任何差别就只可能是由于翅的 λ 不同而产生的.

图 7 和图 8 分别给出了这些模型翅在 $Re=200$ 和 3 500 时的 C_L 和 C_D 在一个拍动周期内的变化曲线. 可见当 λ 从 2.8 变化到 5.5 时（几乎增大了一倍），力系数的变化不超过 10%. 人们通常认为，当 λ 增大时，由于流动三维效应的减弱会使力系数变大. 但是这里的结果却表明，当 λ 变化很大时力系数却几乎没有变化. 这是很出乎人们意料的，下面分析为什么会有这样的结果.

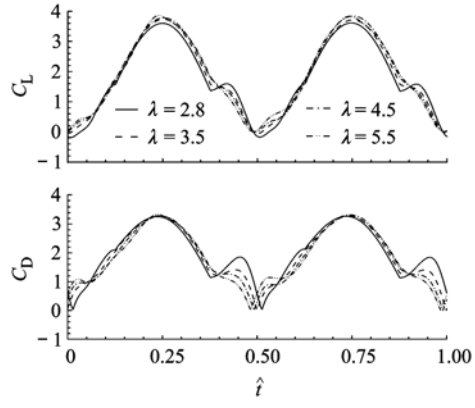


图 7　具有不同 λ 的模型翅在一个拍动周期内的 C_L 和 C_D（$\alpha_d=\alpha_u=40°$，$Re=200$）

图 9 给出了不同 λ 的模型翅在一个拍动周期内 $\hat{t}$ 时刻 r_2 处截面的等涡量线，最外层的无量纲涡量绝对值为 1，等值线间隔为 3. 当 λ 较大时（如 $\lambda=4.5$ 和 5.5 时；图 9c 和图 9d），r_2 处上翼面的等涡量线从翼面向下游移动，这表明翅膀外端的部分前缘涡（LEV，Leading-Edge Vortices）确实已经脱落了（如图 10 所示）. 这就使得大展弦比模型在靠近翅端部分由于 LEV 产生的负压消失（如图 11 所示），从而导致其翅端部分的气动力被大大削弱.

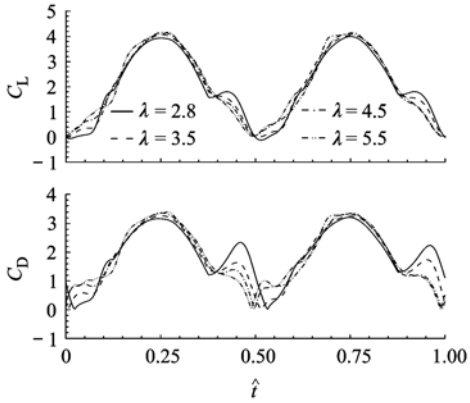


图 8　具有不同 λ 的模型翅在一个拍动周期内的 C_L 和 C_D（$\alpha_d=\alpha_u=40°$，$Re=3\,500$）

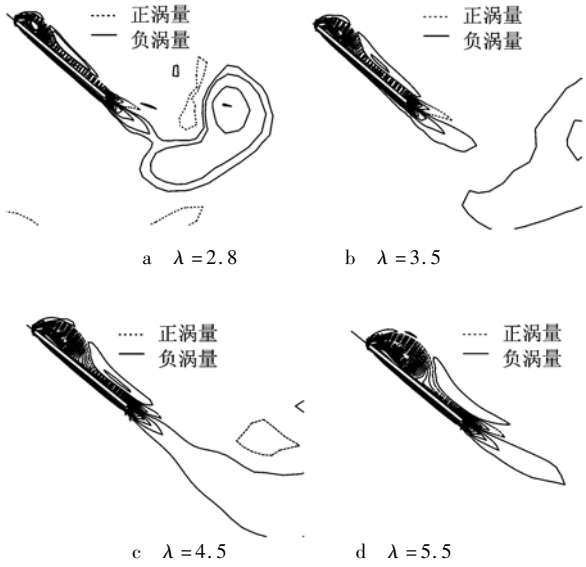
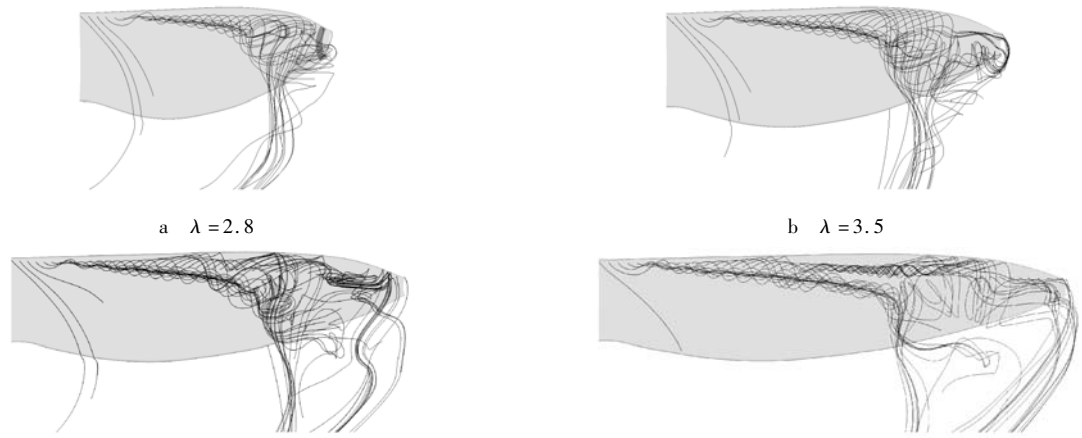


图 9　具有不同 λ 的模型翅在一个拍动周期内 $\hat{t}=0.25$ 时刻 r_2 处截面的等涡量线（$\alpha_d=\alpha_u=40°$，$Re=3\,500$）

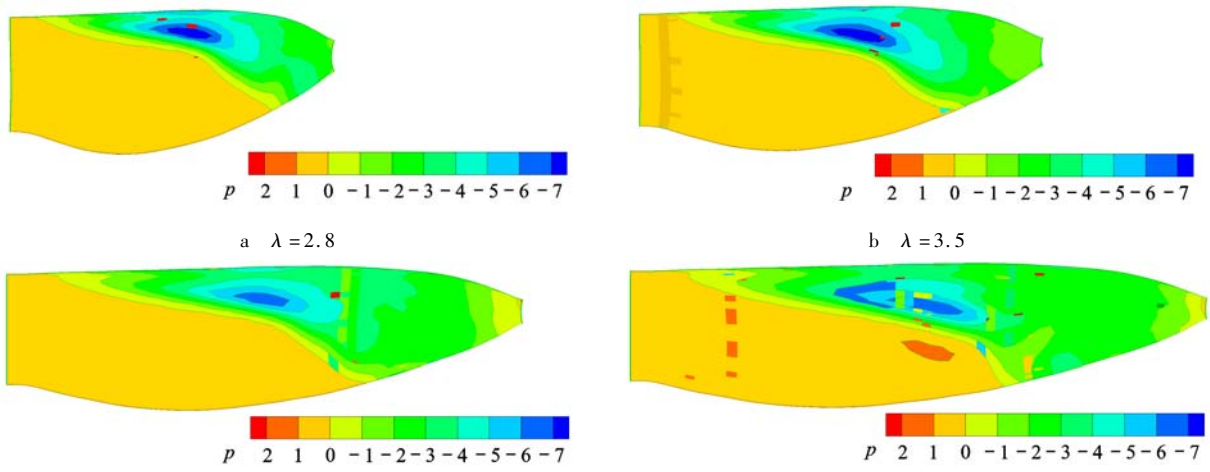
以上给出了 $Re=3\,500$ 时的流场结果，对于 $Re=200$ 的情形也有类似的流场结果. 这些流场结果表明，对于 λ 相对较大的模型翅，翅外端的部分 LEV 在拍动过程中会脱落. 所以，在本文所研究的 λ 变化范围内（$\lambda=2.8\sim5.5$）气动力系数变化不大的现象可大致解释如下：随着 λ 的增大，一方面由于流动的三维效应减弱而使气动力系数增大；另一方面由于部分 LEV 的脱落使得气动力系数减小；这两种效果大致抵消，导致气动力系数变化不大.



a $\lambda=2.8$ b $\lambda=3.5$

c $\lambda=4.5$ d $\lambda=5.5$

图 10 具有不同 λ 的模型翅在在一个拍动周期内 $\hat{t}=0.25$ 时刻的瞬时流线($\alpha=40°$, $Re=3\,500$)



a $\lambda=2.8$ b $\lambda=3.5$

c $\lambda=4.5$ d $\lambda=5.5$

图 11 具有不同 λ 的模型翅在一个拍动周期内 $\hat{t}=0.25$ 时刻的上翼面等压力线($\alpha=40°$, $Re=3\,500$)

3 结 论

翅膀平面形状的变化对气动力有较大的影响,翅膀面积的二阶矩半径 r_2 越大(即翅膀在翅尖处的面积分布越大)其气动力越大;但是当使用 r_2 处的速度作为参考速度时,翅膀平面形状对无量纲气动力的影响很小,也就是说不同的翅膀平面形状对气动力系数的影响很小.

当翅膀展弦比有较大变化时(从 2.8 增大到 5.5),气动力系数只有很小的变化. 这与人们的通常的认识不同(展弦比增大,流动的三维效应减弱,应使气动力系数增大). 流场分析表明,当展弦比相对较大时,翅膀外端的部分前缘涡在拍动过程中会脱落. 从而,气动力系数变化不大的现象可大致解释如下:随着展弦比的增大,一方面由于流动的三维效应减弱而使气动力系数增大;另一方面由于部分前缘涡的脱落使气动力系数减小;这两种效果大致抵消,导致气动力系数变化不大.

参考文献 (References)

[1] Ellington C P, van den Berg C, Willmott A P, et al. Leading-edge vortices in insect flight [J]. Nature, 1996, 384 (6610): 626 - 630

[2] Liu H, Ellington C P, Kawachi K, et al. A computational fluid dynamic study of hawkmoth hovering [J]. Journal of Experimental Biology, 1998, 201(4): 461 - 477

[3] Dickinson M H, Lehmann F O, Sane S P. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight [J]. Science, 1999, 284 (5422): 1954 - 1960

[4] Sun M, Tang J. Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion [J]. Journal of Experimental Biology, 2002, 205(1): 55 - 70

[5] Usherwood J R, Ellington C P. The aerodynamics of revolving wings I: model hawkmoth wings [J]. Journal of Experimental Biology, 2002, 205(11): 1547 - 1564

[6] Usherwood J R, Ellington C P. The aerodynamics of revolving wings II: propeller force coefficients from mayfly to quail [J]. Journal of Experimental Biology, 2002, 205(11): 1565 - 1576

[7] Luo G Y, Sun M. The effects of corrugation and wing planform on the aerodynamic force production of sweeping model insect wings [J]. Acta Mechanica Sinica, 2005, 21(6): 531 - 541

(下转第 1371 页)

制器模型并不直接包含外解层动力学方程,其计算亦相对独立.

由于降阶最优高度在大部分时间内均处于导弹最大可达高度,因此可视其为参考弹道,而边界层修正的作用是使导弹状态跟随参考弹道,并达到快速上升、快速下降、减小末端航向误差等要求. 从表达式上看,基于动态逆的奇异摄动中制导律意在使导弹速度方向跟踪期望速度方向,参数 ω_ϕ 和 ω_γ 可视为跟踪速度,而高度曲线的形状主要取决于 ω_h 和 ω_γ. 由式(19)和式(20)可见,若 ω_ϕ,ω_γ 与时间无关,那么 n_{h},n_{v} 与导弹航向角度误差是线性关系. 当期望速度方向是常数时,该制导律经过有限时间后可将速度方向调整至该方向;当期望速度方向呈现斜坡函数形式时,该制导律对其跟踪将存在一定误差,误差大小取决于 ω_ϕ 和 ω_γ. 因此为保证中制导末端航向误差小,应适当选取较大的 ω_ϕ 和 ω_γ 值.

基于动态逆的奇异摄动中制导律的本质是消除航向误差,其指令过载表达式形式简单,可通过选取各阶段合适的参数 ω_h,ω_ϕ 和 ω_γ 来实现快速爬升、快速下降,以及较平稳的高空等高飞行段弹道,并使末端航向误差很小.

参考文献(References)

[1] Naidu D S, Calise A J. Singular perturbations and time scales in guidance and control of aerospace systems: a survey[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(6): 1057 – 1071

[2] Sheu Domglong, Chen Yumin, Chern Jengshing. Optimal three dimensional glide for maximum reachable domain[R]. AIAA-99-4245, 1999

[3] Ardema M D. Separation of time scales in aircraft trajectory optimization[R]. AIAA-83-2136, 1983

[4] Cheng V H L, Gupta N K. Advance midcourse guidance for air-to-air missile[J]. J Guidance, 1986, 9(2): 135 – 142

[5] Menon P K A, Briggs M M. A midcourse guidance law for air-to-air missiles[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1987: 1070 – 1079

[6] 富立,范耀祖. 快速爬升的奇异摄动中制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(6): 707 – 710
Fu Li, Fan Yaozu. Singularly perturbed midcourse guidance law for quickly ascending air-to-ground missile[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautic, 1998, 24(6): 707 – 710(in Chinese)

[7] 乔洋,陈刚,陈士橹,等. 一种快速爬升和快速下降的奇异摄动最优中制导律设计[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(3): 205 – 209
Qiao Yang, Chen Gang, Chen Shilu, et al. Design on a rapidly ascending and descending singular perturbation optimum middle guidance law[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(3): 205 – 209 (in Chinese)

[8] 杜金刚. 基于动态逆方法的飞行控制系统设计与仿真[D]. 西安:西北工业大学自动化学院, 2006
Du Jingang. Design and simulation of flight control system based on dynamic inversion[D]. Xi'an: School of Automation, Northwestern Polytechnical University, 2006 (in Chinese)

(编　辑:张　嵘)

(上接第 1364 页)

[8] Walker S M, Thomas A L R, Taylor G K. Deformable wing kinematics in free-flying hoverflies[J]. Journal of the Royal Society Interface, 2009, 7(42): 131 – 142

[9] Du G, Sun M. Effects of wing deformation on aerodynamic forces in hovering hoverflies[J]. Journal of Experimental Biology, 2010, 213(13): 2273 – 2283

[10] Wu J H, Zhang Y L, Sun M. Hovering of model insects: simulation by coupling equations of motion with Navier-Stokes equations[J]. Journal of Experimental Biology, 2009, 212(20): 3313 – 3329

[11] Zhang Y L, Sun M. Dynamic flight stability of hovering model insects: theory versus simulation using equations of motion coupled with Navier-Stokes equations[J]. Acta Mechanica Sinica, 2010, 26(4): 509 – 520

[12] Bergou A J, Ristroph L, Guckenheimer J, et al. Fruit flies modulate passive wing pitching to generate in-flight turns[J]. Physical Review Letters, 2010, 104(14): 148101 – 148104

[13] Zhang Y L, Sun M. Wing kinematics measurement and aerodynamics of free-flight maneuvers in drone-flies[J]. Acta Mechanica Sinica, 2010, 26(3): 371 – 382

[14] Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight Ⅱ: morphological parameters[J]. Phil Trans R Soc Lond B, 1984, 305(1122): 17 – 40

[15] Zanker J M. The wing beat of drosophila melanogaster I: kinematics[J]. Phil Trans R Soc Lond B, 1990, 327(1238): 1 – 18

[16] Norberg R. The pterostigma of insect wings an inertial regulator of wing pitch[J]. J Comp Physiol, 1972, 81(1): 9 – 22

[17] Rogers S E, Kwak D. Upwind differencing scheme for the time-accurate incompressible Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1990, 28(2): 253 – 262

[18] Rogers S E, Kwak D, Kiris C. Numerical solution of the incompressible Navier-Stokes equations for steady-state and time-dependent problems[J]. AIAA Journal, 1991, 29: 603 – 610

[19] Sun M, Yu X. Aerodynamic force generation in hovering flight in a tiny insect[J]. AIAA Journal, 2006, 44(7): 1532 – 1540

[20] Sun M, Wu J H. Aerodynamic force generation and power requirements in forward flight in a fruit fly with modeled wing motion[J]. Journal of Experimental Biology, 2003, 206(17): 3065 – 3083

[21] Wu J H, Sun M. Unsteady aerodynamic forces of a flapping wing[J]. Journal of Experimental Biology, 2004, 207(7): 1137 – 1150

[22] Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight Ⅲ: kinematics[J]. Phil Trans R Soc Lond B, 1984, 305(1122): 41 – 78

(编　辑:李　晶)