

文章编号: 1000-8055(2010)07-1561-06

扑翼机翼气动力和惯性力对翼杆结构变形研究

张亚锋, 宋文萍, 宋笔锋, 张 炜
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 通过有限元方法探究了机翼上气动力和惯性力对结构变形的影响. 研究表明扑翼机翼产生的气动力和惯性力大小在同一量级. 机翼惯性力对机翼结构变形具有不可忽视的影响. 当机翼处于水平位置时机翼气动力对结构变形贡献最大, 同时合力产生的最大变形也出现在机翼水平位置. 仿生扑翼机翼结构变形研究为高升力、低能耗扑翼机翼的设计提供了理论指导.

关 键 词: 扑翼; 气动力; 惯性力; 结构变形; 机翼

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

Research on wing structure deformation for aerodynamic force and inertial force of flapping-wing

ZHANG Ya-feng, SONG Wen-ping, SONG Bi-feng, ZHANG Wei

(School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper explored the effects of aerodynamic force and inertial force on the structure deformation of wing by finite element model. The study indicates that the aerodynamic force and inertial force are at the same level. The inertial force of wing has crucial influence on the structure deformation of wing. The maximum deformation was produced by aerodynamic force or resultant force when wing was located horizontally. The study of the structure deformation provides a technical guide for design and optimization of flapping-wing.

Key words: flapping-wing; aerodynamic force; inertial force;
structure deformation; wing

一直以来能设计一架像鸟或昆虫不仅可以进行低速空中飞行、短距起降甚至能实现急转弯、倒飞等高难度动作的飞机一直是飞行器设计者梦寐以求的事情. 而鸟或昆虫的以上优点很大程度上倚重于翅膀的结构变形和运动规律. 鸟在飞行中通过调节翅膀的弯曲和扭转来改变飞行姿态和气动力的大小. 扑翼微型飞行器 (flapping-wing MAV) 是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新概念飞行器. 其主要特点是依靠机翼的扑动产生升力和推力, 它能将举升、悬停和推进功能集于一个扑翼系统, 具有较强的机动性. 对于扑翼飞行器而言, 机

翼结构形式的改变不仅会影响气动力的大小而且会改变飞机的飞行姿态.

目前很多研究机构都力图通过各种方法提高机翼的气动效率和控制能力^[1-6]. 由于扑翼气动机理还不成熟, 因而关于机翼的研究都处于起始阶段. 目前所报道的关于机翼设计方面的文章要么只是单纯的进行机翼本体的结构研究, 如华盛顿大学的 Combes S A 对昆虫翼尺寸和脉络对机翼柔度的影响进行了研究^[7]; 西北工业大学的张明伟进行了仿生扑翼的本体结构研究^[8]; 要么是关于机翼的纯气动机理研究, 如南京航空航天大学

收稿日期: 2009-06-05; 修订日期: 2009-12-03

基金项目: 国家自然科学基金 (208 YL0100010002)

作者简介: 张亚锋 (1980 -), 男, 陕西宝鸡人, 博士后, 研究方向为微型飞行器总体设计.

的曾瑞通过利用非定常涡格法模拟了扑翼的非定常气动载荷^[9];美国加利福尼亚海军研究生院通过风洞试验对扑翼的推力特性进行了一系列研究^[10]. 扑翼飞行器翼的结构变形和气动性之间具有不可分割的关系. 本文通过模拟扑翼飞行时机翼气动力和惯性力变化情况,在考虑机翼材料属性的情况下探究机翼的结构变形,从而为以后进一步模拟机翼在整个扑动周期中的气动力和结构变形之间的关系奠定基础. 文中所进行的机翼气动力和结构耦合为简单的弱耦合问题研究.

1 机翼模型

本文所研究模型为翼展 400 mm,弦长 100 mm 的矩形机翼. 机翼主要由碳纤维梁和蒙皮构成;机翼骨架由碳杆构成,蒙皮由聚四氟乙烯薄膜构成. 机翼模型如图 1 所示,质量为 4 g,机翼质心位于半展向 0.1 m 处.

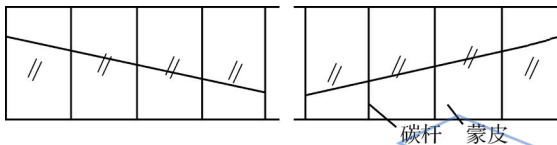


图 1 扑翼机翼模型

Fig. 1 Wing model of flapping-wing

2 机翼上作用力

2.1 机翼上的气动力

由于微型扑翼飞行器飞行速度相对较低,在通常利用的可压缩流动 Navier-Stokes (N-S) 方程进行数值模拟过程中,控制方程会表现出很强的“刚性”,导致计算收敛缓慢、计算精度低等问题. 本文利用预处理方法^[11]对控制方程进行预处理,经过预处理之后的三维非定常雷诺平均 N-S 方程无量纲化形式可表示如下:

$$P^{-1} \frac{\partial W}{\partial \tau} + \frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial (E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

其中 P 为预处理矩阵.

$$W = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T$$

$$E = [\rho u \quad \rho u^2 + p \quad \rho uv \quad \rho uw \quad \rho Hu]^T$$

$$F = [\rho v \quad \rho uv \quad \rho v^2 + p \quad \rho vw \quad \rho Hv]^T$$

$$G = [\rho w \quad \rho w u \quad \rho w v \quad \rho w^2 + p \quad \rho Hw]^T$$

$$E_v = [0 \quad \tau_{xx} \quad \tau_{xy} \quad \tau_{xz} \quad \beta_x]^T$$

$$F_v = [0 \quad \tau_{yx} \quad \tau_{yy} \quad \tau_{yz} \quad \beta_y]^T$$

$$G_v = [0 \quad \tau_{zx} \quad \tau_{zy} \quad \tau_{zz} \quad \beta_z]^T$$

以上各式中 ρ , (u, v, w) , p , T 分别代表流场的密度、速度在直角坐标系下 3 个分量、压强、温度; τ_{xx} , τ_{xy} , τ_{xz} , τ_{yx} , τ_{yy} , τ_{yz} , τ_{zx} , τ_{zy} , τ_{zz} 为黏性应力. 且有

$$E = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} \quad (2)$$

$$H = E + \frac{p}{\rho}$$

为了使方程封闭,还需引入完全气体状态方程,并采用 Spalart-Allmaras (S-A) 一方程湍流模型来确定湍流黏性系数. 通常情况下,为了更好地计算低速黏性问题并使预处理矩阵保持相对简单的形式,一般采用原始变量 $Q = [p \quad u \quad v \quad w \quad T]^T$ 进行计算,采用原始变量后方程 (2) 可变为如下形式:

$$P^{-1} \frac{\partial Q}{\partial \tau} + \frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial (E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial z} = 0 \quad (3)$$

其中 $P = \frac{\partial Q}{\partial W}$, 本文采用 Choi 发展的适于黏性流动计算的预处理矩阵. 对进行预处理后的 N-S 方程采用中心格式有限体积法进行空间离散,并采用 Runge-Kutta 混合多步格式进行双时间推进求解. 在应用变形动网格求解时还引入了几何守恒定律. 为了使迭代计算加速收敛到稳定状态,采用了当地伪时间步长、隐式残值光滑等技术.

图 2 给出了矩形机翼的三维 C-O 网格. 文中对图 3 机翼模型在来流速度为 10 m/s,扑动频率为 8 Hz,机身中轴线与来流夹角为 0° 的情况下,计算出了机翼的升力特性. 将机翼上的升力沿展

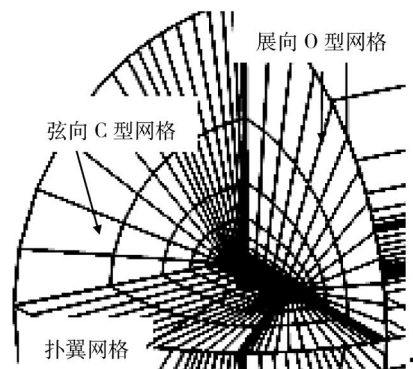


图 2 三维 C-O 型网格示意图

Fig. 2 C-O mesh

向等效分布,再按弦向压力分布等效到每个翼肋上.机翼沿展向的翼肋编号从翼根到翼尖分别为 1,2,3,4,5.等效于每个翼肋上的升力分布见表 1.机翼处于 $3T/8$ 周期时升力沿展向的分布如图 4.

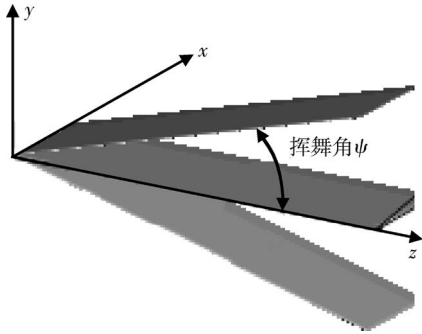


图 3 扑翼运动示意图

Fig. 3 Motion sketch of flapping wing

表 1 每个翼肋的升力分布

Table 1 Lift distribution of every rib

扑动周期	2 号翼肋 升力/N	3 号翼肋 升力/N	4 号翼肋 升力/N	5 号翼肋 升力/N	L_{tot}/N
$T/8$	-0.034	-0.055	-0.13	-0.108	-0.328
$2T/8$	0.041	0.025	0.026	0.093	0.184
$3T/8$	0.132	0.142	0.288	0.283	0.845
$4T/8$	0.134	0.112	0.153	0.188	0.587
$5T/8$	0.026	0.05	0.101	0.105	0.282
$6T/8$	-0.042	-0.025	-0.026	-0.093	-0.185
$7T/8$	-0.125	-0.138	-0.284	-0.280	-0.826
T	-0.138	-0.114	-0.155	-0.19	-0.597

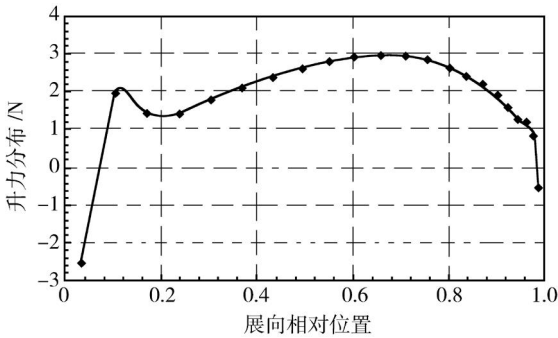


图 4 升力沿展向分布

Fig. 4 Lift distribution of spanwise

2.2 机翼上的惯性力

当扑翼进行周期性扑动时,机翼上随之产生周期性惯性力.惯性力方向与机翼的扑动方向相

反.惯性力垂直分量计算公式

$$F_{inertial} = - \sum_i^n m_i a_i \tag{4}$$

其中 m_i 为机翼第 i 个微元的质量, a_i 为第 i 个质量微元所对应的线加速度.

机翼扑动的线加速度 a 为

$$a = r \times \alpha \times \cos \theta \tag{5}$$

其中 α 为机翼扑动角加速度.机翼扑动角加速度由机翼扑动频率和扑动机机构几何参数计算得到.机翼扑动角加速度和线加速度的关系见图 5.

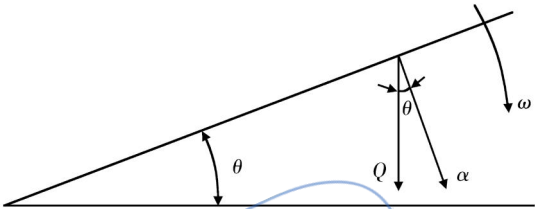


图 5 机翼扑动角加速度和线加速度关系图

Fig. 5 Relation of angle acceleration of wing with linear acceleration of wing

惯性力水平分量为

$$F_{span} = - m_i a_{ispan} \tag{6}$$
$$a_{ispan} = r \times \alpha \times \sin \theta$$

机翼最大扑动角为 70° ,扑动频率为 8 Hz.由表 2 可以看出机翼的惯性力垂直分量最大正值为 0.689 N,最小负值为 -0.515 N;惯性力水平分量最大为 0.47 N.

3 气动力和惯性力对机翼变形的影响

3.1 有限元模型

本文采用有限元软件 Patran 对机翼的变形进行仿真.梁采用 beam 单元,翼肋采用 bar 单元,薄膜采用 shell 单元,网格划分如图 6.机翼碳纤维杆由 T300 构成,力学特性见表 3.其中 E_{1t} 为轴向拉伸弹性模量、 E_{1c} 为纵向压缩弹性模量, E_{2t} 为

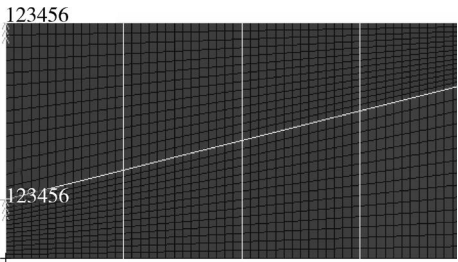


图 6 机翼仿真模型

Fig. 6 Simulated model of wing

横向拉伸弹性模量, E_{2c} 为横向压缩弹性模量, G_{12} 为剪切模量, ν_2 为泊松比^[12]. 蒙皮的泊松比为 0.4,弹性模量为 1.4 GPa,密度为 $1.2\text{ g}\cdot\text{cm}^{-3}$.

3.2 边界条件

扑翼飞行时机翼绕机身轴线作往复扑动,沿机翼展向节点不存在左右平移运动;同时机身在做沉浮运动时,机翼随着机身也在做沉浮运动,机

翼根部和机身相对静止. 因而本文将机翼前梁和斜梁根部作固支处理.

3.3 载 荷

机翼上的气动力和惯性力沿机翼展向分解后直接施加于机翼翼肋上. 通过表 4 可以看出气动力对机翼变形有很大影响. 气动力和惯性力引起的结构变形见图 7~图 10. 机翼最大变形分别出

表 2 机翼不同周期间隔惯性力垂直分量、水平分量变化情况
Table 2 Variety of snertial force at different instantaneous flapping phase

		扑动周期							
		$T/8$	$2\ T/8$	$3\ T/8$	$4\ T/8$	$5\ T/8$	$6\ T/8$	$7\ T/8$	T
角加速度($^{\circ}/\text{s}^2$)		119643.4	56028.2	0	- 47400.7	- 89654.9	- 46071.6	0	70174.3
垂直角加速度/ (rad/s^2)		1723.4	885.6	0	- 765.7	- 1286.9	- 728.7	0	1109.5
沿展向角加速度/ (rad/s^2)		1179.1	414.6	0	313.2	890.2	340.0	0	518.8
惯性力/N	25 %	0.043	0.023	0	- 0.02	- 0.032	- 0.019	0	0.027
	50 %	0.129	0.067	0	- 0.058	- 0.096	- 0.057	0	0.083
	75 %	0.216	0.111	0	- 0.096	- 0.161	- 0.091	0	0.139
	100 %	0.302	0.154	0	- 0.134	- 0.225	- 0.127	0	0.194
	合力	0.689	0.354	0	- 0.307	- 0.515	- 0.291	0	0.444
展向力/N	25 %	0.029	0.011	0	0.008	0.023	0.009	0	0.013
	50 %	0.088	0.031	0	0.024	0.067	0.025	0	0.039
	75 %	0.147	0.052	0	0.039	0.112	0.042	0	0.065
	100 %	0.207	0.073	0	0.055	0.156	0.06	0	0.091
	合力	0.471	0.166	0	0.125	0.356	0.136	0	0.208

表 3 T300 的力学性能
Table 3 Material performance of T300

E_{1t}/GPa	E_{1c}/GPa	E_{2t}/GPa	E_{2c}/GPa	G_{12}/GPa	ν_2	密度/ $(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$
136	111	9.0	9.5	4.9	0.316	1.5

表 4 机翼气动力和惯性力引起的结构变形
Table 4 Structure deformation of wing

扑动周期	气动力/N	惯性力/N	合力/N	气动力引起的最大变形/mm	惯性力引起的最大变形/mm	合力引起的最大变形/mm
$T/8$	- 0.328	0.689	0.361	- 11.8	28.6	16.8
$2\ T/8$	0.184	0.354	0.539	7.6	14.7	22.3
$3\ T/8$	0.845	0	0.845	29.6	0	29.6
$4\ T/8$	0.587	- 0.307	0.28	19	- 12.7	6.3
$5\ T/8$	0.282	- 0.515	- 0.232	10.8	- 21.4	- 10.6
$6\ T/8$	- 0.185	- 0.291	- 0.476	- 7.6	- 12.1	- 19.7
$7\ T/8$	- 0.826	0	- 0.826	- 29.3	0	- 29.3
T	- 0.597	0.444	- 0.153	- 19.2	18.4	- 0.8

MSC.Patran 2005 r2 18-Jan-08 09:34:44
Fringe: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational

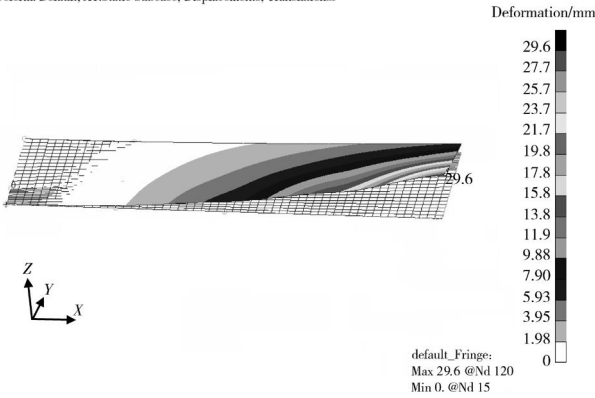


图 7 气动力 (0.845 N) 引起的结构变形
Fig.7 Deformation of wing
(lift = 0.845 N)

MSC.Patran 2005 r2 18-Jan-08 10:39:33
Fringe: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational

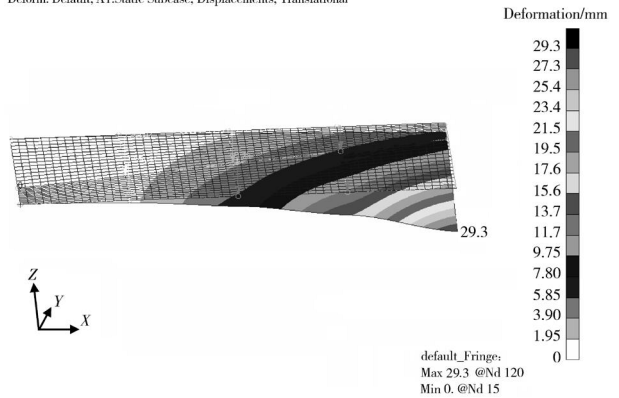


图 8 气动力 (-0.826 N) 引起的结构变形
Fig.8 Deformation of wing
(lift = -0.826 N)

MSC.Patran 2005 r2 18-Jan-08 13:21:31
Fringe: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational

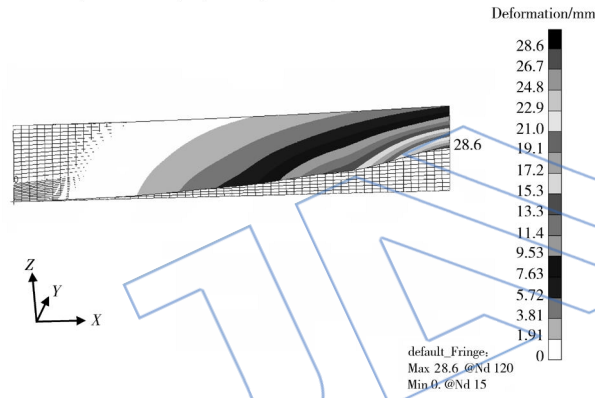


图 9 惯性力 (0.689 N) 引起的结构变形
Fig.9 Deformation of wing
(inertial force = 0.689 N)

MSC.Patran 2005 r2 18-Jan-08 13:48:07
Fringe: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational

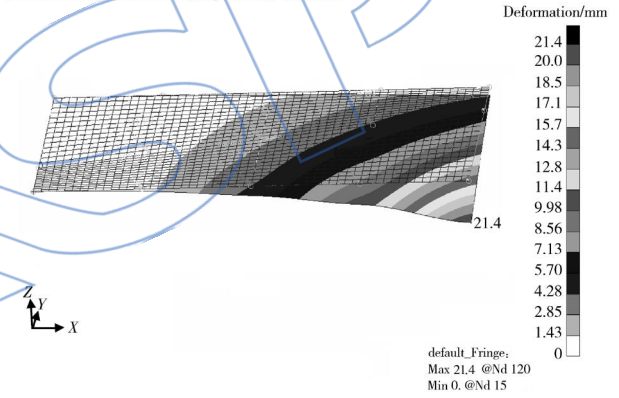


图 10 惯性力 (-0.515 N) 引起的结构变形
Fig.10 Deformation of wing
(inertial force = -0.515 N)

现在机翼上扑或下扑至水平位置时,此处机翼处于水平状态,机翼垂直投影面积最大,机翼气动力最大,惯性力最小。文中变形为展向和弦向的耦合变形,不是指单纯的展向弯曲或弦向扭转变形。相比于气动力,惯性力对机翼结构变形也具有很大影响。最大惯性力分别出现在机翼位于最大扑动幅度的最高点和最低点。机翼惯性力是阻滞机翼运动的一种假象力,惯性力越大其机构需要的输入功率就越大,能量消耗越严重。因而在机翼设计时应尽量减小惯性力对机翼变形的影响。机翼上合力产生的最大变形分别出现在机翼上扑或下扑至水平位置处。机翼合力引起的结构变形也反映了作用在机翼上的真实气动力的变化情况。在机翼下扑阶段,机翼产生正升力,因而应尽量增大气

动力对变形的贡献;在机翼上扑阶段,机翼产生负升力,因而应尽量减小气动力对变形的贡献。

4 结 论

本文通过研究机翼真实受力所产生的结构变形可以看出,机翼产生的气动力和惯性力对结构变形都具有很大影响,且量级相同。惯性力的改变也必将改变机翼的气动力大小和飞行姿态。因而进行机翼设计时不单单要考虑气动力引起的效应,而且要尽量减小机翼惯性力对结构变形的影响。机翼惯性力的增大不仅会增加扑翼的输入功率,而且也会增大机翼的弯曲变形,导致机翼产生更大的阻力。

参考文献:

- [1] Jones K D. A collaborative numerical and experimental investigation of flapping-wing propulsion [R]. AIAA-2002-0706, 2002.
- [2] Jones K D. A numerical and experimental investigation of flapping-wing propulsion in ground effect [R]. AIAA-2002-0866, 2002.
- [3] 韩忠华, 乔志德, 熊俊涛, 等. Navier-Stokes 方程预处理方法及其对翼型绕流值模拟的应用[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(3): 275-280.
HAN Zhonghua, QIAO Zhide, XIONG Juntao, et al. Development of an efficient viscous preconditioning method and its application to numerical simulation of flows over airfoil[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(3): 275-280. (in Chinese)
- [4] 张亚锋, 宋笔锋. 微型扑翼飞行器推力特性试验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2078-2082.
ZHANG Yafeng, SONG Bifeng. Experimental investigation of propulsion characteristic of flapping-wing mav[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2078-2082. (in Chinese)
- [5] Stanford B, Albertani R. A numerical and experimental investigation of flexible micro air vehicle wing deformation [R]. AIAA 2006-440, 2006.
- [6] Keshavan J. Design and development of a high frequency biologically inspired flapping wing mechanism [R]. AIAA 2007-1789, 2007.
- [7] Combes S A. Flexural stiffness in insect wings: I—Scaling and the influence of wing venation[J]. Journal of Experimental Biology, 2003, 206(17): 2979-2987.
- [8] 张明伟. 微扑翼飞行器的仿生结构研究[J]. 机床与液压, 2007, 35(6): 1-3.
ZHANG Mingwei. Research on bionic machine of FMAVS [J]. Machine Tool and Hydraulics, 2007, 35(6): 1-3. (in Chinese)
- [9] 曾锐. 仿鸟微型扑翼飞行器的气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
ZENG Rui. Aerodynamic of flapping-wing MAV simulating bird flight [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [10] Jones K D. A collaborative numerical and experimental investigation of flapping-wing propulsion [R]. AIAA-2002-0706, 2002.
- [11] 谢辉, 宋文萍, 宋笔锋. 基于 CFD 方法对微型扑翼翼型设计的研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(2): 227-233.
XIE Hui, SONG Wenping, SONG Bifeng. Airfoil design of a micro-flapping wing based on CFD[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(2): 227-233. (in Chinese)
- [12] 王小妮, 余雄庆. 大展弦比联接翼结构重量估算[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(12): 1289-1292.
WANG Xiaoni, YU Xiongqing. Predications of structural weight for high aspect ration joined-wing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(12): 1289-1292. (in Chinese)