

一种仿生扑翼飞行器的设计及动力学分析

谢 鹏, 姜洪利, 周超英
(哈尔滨工业大学 深圳研究生院 机电工程与自动化学院, 广东 深圳 518055)

摘 要: 为了提高仿生扑翼飞行器设计水平,弄清仿生扑翼飞行器的动力学特性、改善其飞行性能,设计了一种折展翼仿鸟扑动飞行样机,并对其动力学特性进行了分析。通过仿生方式设计了基于曲柄连杆的折展扑动机构,建立了扑翼机构的运动学模型,得到了相关运动学参数,并采用拉格朗日方法,推导出扑翼扑动时的动力学模型。基于条带方法对该扑翼的气动力、气动力矩载荷进行估算,分析了折展扑翼非对称扑动时翼翅气动力矩变化规律,结果表明:与一般直扑翼相比,折展翼在上扑阶段受到更小的阻力,因而扑翼扑动过程中能够获得更大的升力。基于 ADAMS 软件包,对扑动机构关键铰接位置的力学特性进行分析,为优化扑动机构、提高其结构强度提供重要参考。

关 键 词: 动力学分析; 扑翼机构; 拉格朗日公式; 条带理论; 动力学模型

中图分类号: V276 **文献标志码:** A

Design and dynamic analysis of a flapping wing air vehicle

XIE Peng, JIANG Hongli, ZHOU Chaoying
(School of Mechanical Engineering and Automation,
Shenzhen Graduate School, Harbin Institute of Technology,
Shenzhen Guangdong 518055, China)

Abstract: To improve the design of flapping-wing air vehicles and have a better understanding of their dynamics, a prototype of a bird-like air vehicle with foldable flapping wings was designed, and the dynamics of the prototype was carefully analyzed. First, the flapping mechanism based on crank link was designed, meanwhile the kinematic model of the mechanism was established, and the kinetic equations of the mechanism were deduced via Lagrangian method. Then the estimation model of the aerodynamic forces on the flapping wings was set up using strip theory, and the aerodynamic parameters of both the straight and the foldable flapping wings, under the time symmetric and time asymmetric flapping patterns, were calculated. The results showed that higher lift forces could be obtained when the foldable wings underwent asymmetrical flapping, which was attributed to lower resisted forces during the up-stroke periods of the foldable wings. Finally, with the commercial software package ADAMS, the dynamics forces at the critical linkage positions of the flapping mechanism were simulated, and the results provided a suggestion on strengthening the flapping mechanism.

收稿日期: 2016-08-10

基金项目: 深圳市创新环境建设计划项目(ZDSYS20140508161547829);
深圳市基础研究项目(JCYJ20150625142543449, JCYJ20150625142543480)

作者简介: 谢鹏(1983—),男,助理研究员,博士,主要从事计算流体力学、仿生扑翼飞行器等相关问题的研究。

引用格式: 谢鹏,姜洪利,周超英.一种仿生扑翼飞行器的设计及动力学分析[J].航空动力学报,2018,33(3):703-710. XIE Peng, JIANG Hongli, ZHOU Chaoying. Design and dynamic analysis of a flapping wing air vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 703-710.

Key words: dynamics analysis; flapping wing mechanism; Lagrangian formula; strip theory; dynamic model

人类最早的愿望之一就是像鸟一样在天空飞行,以鸟类的视角去俯瞰世界,并且最早的飞行设想就是受鸟类启发的。自从美国国防高级研究计划局(DARAP, defense advanced research projects agency)提出“微型飞行器”的概念^[1]以来,人们就开始了对微型飞行器的关注,尤其近年来仿生扑翼飞行器已经成为人们研究的热点,人们对以鸟类为原型的扑翼机构进行了大量的研究和实践^[2-5]。

鸟类的翼翅是由肱骨、指骨、掌骨等骨骼结构,以及肌肉和多级飞羽等构成的复杂系统,通过对鸟类翼翅扑动的观察研究发现,其翅膀的运动除上下的扑动运动,还有展向的折叠运动^[6],并且其上下扑动的行程的时间是不同的。为此在建立扑翼的动力学模型时,需要对扑翼的变速及展向折叠运动进行考虑。文献[7-10]对鸟类翅膀的折叠运动进行了总结分析并建立了折叠运动模型。文献[11]对上下扑动时间不等的变速以及折叠运动进行了分析。

扑翼气动力特性是仿生扑翼研究所关注的重点之一。近年来人们采用求解 Navier-Stokes(N-S)方程的方法对扑翼流动及气动特性进行了大量研究,Tuncer、Isogai 等^[12-14]对扑动翼型的升、推力特性进行研究。孙茂等^[15-17]通过 N-S 方程数值计算和涡动力学分析,研究了模型昆虫翼作非定常运动时气动力特性。曾锐、昂海松^[18]通过非定常涡格法的计算,分析了仿鸟扑翼复合运动时的气动特性。此外,条带理论在扑翼气动力计算中也有很好的应用,Delaurier 等^[19-20]利用改进的条带理论建立了对称扑翼在拍动和俯仰运动中的空气动力学模型,王妹歆等^[21]也基于条带理论对微扑翼飞行器产生的气动力进行了计算。

目前,对扑翼飞行器的动力学分析主要包括两个方面:其一是基于空气动力学原理,建立整体扑翼的动力学模型,进行数值求解;其二是分析扑翼机构的动力学问题,建立扑翼机构的动力学模型并在惯性力以及气动力的作用下对其进行求解。现在对扑翼飞行器空气动力学的研究,主要是对第一类动力学问题的研究,并且形成了一定的理论基础,而对扑翼飞行器机构的动力学分析却很少见。而且,国内外研制的扑翼样机大多采用单段式直翼扑动模式,对能够体现鸟类翼翅折叠扑动的多段翼扑动样机的研究十分有限;并且

建立的扑动模型多是匀速扑动的,这与实际的飞行有较大区别。本文通过模仿海鸥的扑动飞行,设计了具有“扑动-折叠”运动的两段式扑翼样机,重点关注折叠运动对扑翼的影响。并采用条带理论估算了扑翼机构的气动力矩,综合考虑了折叠及变速特性对扑翼动力学的影响;采用基于能量的方法对扑翼样机进行了动力学分析,给出了惯性力及惯性力矩对扑翼机构的影响。本文所用方法及相应结果可以为扑翼机构的动力学分析、扑翼气动力估算提供一定的参考。

1 扑动机构设计

模型以海鸥为原型进行仿生设计,扑翼机构模型如图1所示,图1(a)为机构的CAD模型,图1(b)为机构的实体模型。扑翼机构采用两段翼,通过尾翼控制转向,外段翅膀末端安装了伺服舵机,可以实现翅膀的扭转。



图1 仿海鸥扑翼飞行器

Fig. 1 Flapping-wing air vehicle imitating seagull

为了便于对机构的分析,将扑翼机构进行简化,如图2所示,由于所采用的机构为双曲柄机构,机构关于某平面完全对称,因此为简化分析只对单侧机构进行了分析,如图3所示。图中 l_0 为OC段, l_1 为OA段, l_2 为AB段, l_3 为BC段, l_4 为CD段, l_5 为DH段。

机构由内翼机构OABD和外翼机构EDF两部分组成,坐标原点 $O(0,0)$ 为固定铰链点,曲柄

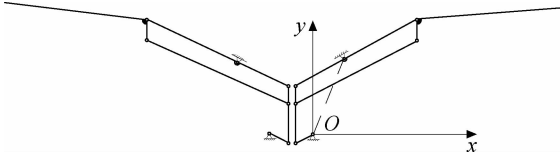


图 2 扑翼机构简图

Fig. 2 Schematic diagram of the flapping-wing mechanism

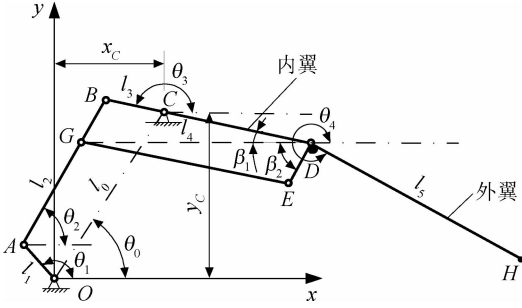


图 3 单侧扑翼机构简图

Fig. 3 Schematic diagram of unilateral flapping wing mechanism

l_1 绕固定铰链点 O 转动, 四杆机构 $BDEG$ 为平行四边形机构, $l_{BG} = l_{DE}$, $l_{BD} = l_{GE}$, EDF 为外翼杆, $\angle EDF$ 为定值, C 的坐标参数为 (x_c, y_c) , θ_0 为机构的安装角度, θ_1 为曲柄转过的瞬时角速度, θ_2 为连杆转过的瞬时角速度, θ_3 为内翼杆的瞬时扑动角, θ_4 为外翼机构的位置角。

1.1 内翼机构运动分析

内翼机构矢量图如图 4 所示, 内翼杆扑动的瞬时角度 θ_3 由平面四杆机构 $OABC$ 所决定, 机构的闭环矢量方程(角位移方程)为

$$l_1 + l_2 = l_3 + l_0 \quad (1)$$

只要满足几何装配条件, 在机构运动的任何位置都能够满足该矢量方程。

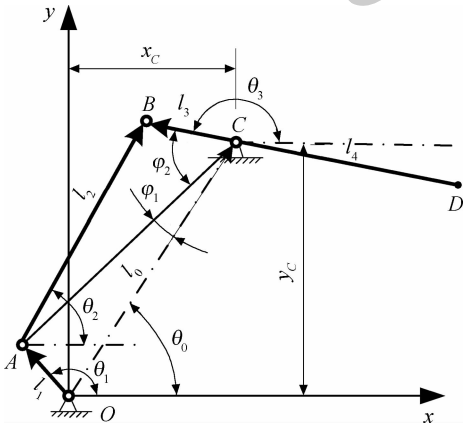


图 4 内翼机构位移矢量图

Fig. 4 Displacement vector diagram of inner-wing mechanism

角位移方程的分量形式为

$$\begin{cases} l_1 \cos \theta_1 + l_2 \cos \theta_2 = l_3 \cos \theta_3 + l_0 \cos \theta_0 \\ l_1 \sin \theta_1 + l_2 \sin \theta_2 = l_3 \sin \theta_3 + l_0 \sin \theta_0 \end{cases} \quad (2)$$

在式(2)中, 机架的安装角度 θ_0 为定值, 由于式(2)是一个非线性方程组, 直接求解比较困难, 在这里借助几何方法进行求解, 在图中连接 AC , 由几何关系及角度关系可以得到

$$l_{AC}^2 = l_1^2 + l_0^2 - 2l_1 l_0 \cos(\theta_1 - \theta_0) \quad (3)$$

$$\varphi_1 = \arcsin\left[\frac{l_1}{l_{AC}} \sin(\theta_1 - \theta_0)\right] \quad (4)$$

$$\varphi_2 = \arccos\left(\frac{l_{AC}^2 + l_3^2 - l_2^2}{2l_{AC}l_2}\right) \quad (5)$$

$$\theta_3 = \pi - \varphi_1 - \varphi_2 + \theta_0 \quad (6)$$

将式(6)带回到式(2)中可以得到

$$\theta_2 = \arcsin\left(\frac{l_3 \sin \theta_3 + l_0 \sin \theta_0 - l_1 \sin \theta_1}{l_2}\right) \quad (7)$$

1.2 外翼机构运动分析

如图 3 所示杆 EDF 为外翼机构, 它和内翼杆 BD 、 GE 分别在 D 和 E 点铰接, 外翼机构的角位置满足

$$\theta_4 = \angle BDE + \angle EDF + \theta_3 \quad (8)$$

在设计时 $\angle EDF = 75^\circ$ 为定值, 令 $\beta_0 = \angle EDF$, 为分析 $\angle BDE$ 在图中连接 GD , 因此

$$\angle BDE = \beta_1 + \beta_2 \quad (9)$$

由图 3 中各角的几何关系可以得到

$$\angle ABC = \theta_3 - \theta_2 \quad (10)$$

$$l_{GD}^2 = l_{BG}^2 + l_{BD}^2 - 2l_{BG}l_{BD} \cos \angle ABC \quad (11)$$

$$\beta_1 = \arccos\left(\frac{l_{BD}^2 + l_{GD}^2 - l_{BG}^2}{2l_{BD}l_{GD}}\right) \quad (12)$$

$$\beta_2 = \arccos\left(\frac{l_{GD}^2 + l_{DE}^2 - l_{GE}^2}{2l_{GD}l_{DE}}\right) \quad (13)$$

由此可以得到二级杆的角位置为

$$\theta_4 = \beta_1 + \beta_2 + \beta_0 + \theta_3 \quad (14)$$

1.3 连杆速度方程

为了分析在内外翼各连杆的速度, 在各连杆质心处建立坐标系, 如图 5 所示。

各连杆的角速度表达式

$$\omega_1 = \dot{\theta}_1 z_1 \quad (15)$$

$$\omega_2 = \dot{\theta}_2 z_2 \quad (16)$$

$$\omega_3 = \omega_4 = \dot{\theta}_3 z_3 \quad (17)$$

$$\omega_5 = \dot{\theta}_4 z_4 \quad (18)$$

连杆 2 和连杆 6 质心线速度分别为

$$V_{C2} = V_A + r_{C2} \cdot \omega_2 \quad (19)$$

$$V_{C5} = V_D + r_{C5} \cdot \omega_3 \quad (20)$$

式中 τ 为力矩矢量,其表达式为

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_m - c_f \dot{\theta}_1 \\ 0 \\ \tau_a \\ 0 \end{bmatrix} \tag{34}$$

式中 τ_m 为施加在曲柄上的力矩, $c_f \dot{\theta}_1$ 为曲柄处的摩擦力矩, c_f 为摩擦因数, τ_a 为作用在扑翼上的气动力矩。通过仿生计算,式(28)~式(34)中质量、长度、转动惯量等机构各参数如表 1 所示(表中下标 i 代表内翼, o 代表外翼)。

表 1 机构仿生参数
Table 1 Mechanism parameters

质量/g	长度/mm	转动惯量/(kg · m ²)	其他参数
$m_1 = 1.0$	$l_1 = 27$	$I_1 = \frac{m_1 l_1^2}{3}$	
$m_2 = 1.6$	$l_2 = 50$	$I_{C2} = \frac{m_2 l_2^2}{12}$	
$m_3 = 2.5$	$l_3 = 55$	$I_3 = \frac{m_3 l_3^2}{3}$	减速比 $N = 49$
$m_i = 10$	$l_0 = 60$	$I_4 = \frac{m_i l_i^2}{3}$	$x_C = l_0 \cos \theta_0$
$m_4 = 3.5$	$l_4 = 225$	$I_{C5} = \frac{m_5 l_5^2}{12}$	$y_C = l_0 \sin \theta_0$
$m_5 = 10$	$l_5 = 500$	$I_l = \frac{m_i l_i^2}{12} + m_i d_i^2$	
		$I_6 = I_4 + I_i$	
$m_o = 15$	$d_1 = \frac{l_4}{2}$	$I_o = \frac{m_o l_o^2}{12}$	
		$I_7 = I_o + I_{C5}$	

3 扑翼气动力矩估算

3.1 非对称扑动模型

气动力学模型的建立是基于 Delaurier 的条带理论,即沿翼展方向把机翼划分为一个个翼单元来进行研究,翼单元的宽度为 dr ,长度为 $c(r)$,先分析每一个翼单元的气动力,再沿展向进行积分可以得到整个翅膀的气动力,如图 6 所示。

目前对于大多数的气动力模型都是匀速刚性扑动模型,在模型中,扑翼扑动角 φ 和俯仰角 ψ 都以正弦规律变化,扑动速率始终保持不变,该模型^[11]数学表达式如下:

$$\begin{cases} \varphi(t) = \varphi_0 + \varphi_{\max} \sin(\omega_0 t + \varphi_a) \\ \psi(t) = \psi_0 + \psi_{\max} \sin(\omega_0 t + \psi_a) \end{cases} \tag{35}$$

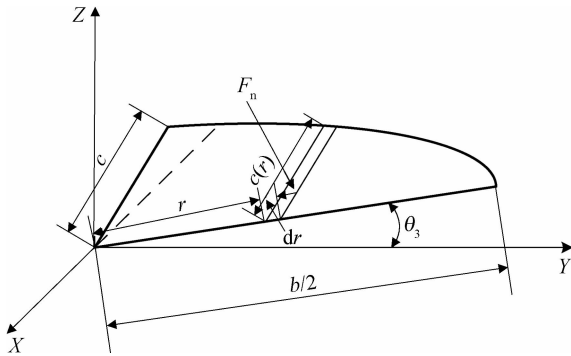


图 6 翅膀的气动力模型
Fig. 6 Aerodynamic model of wings

式中 $\omega_0 = \frac{2\pi}{f}$ 为扑动角速度, φ_0 、 ψ_0 分别表示上下扑动和俯仰运动的中间位置, $\varphi_{\max}$ 、 $\psi_{\max}$ 为扑动运动和俯仰运动的幅度。

本文研究的扑翼飞行器以自然界中的海鸥为原型,其飞行主要借助翼翅持续扑动;经过大量观察发现,其上扑和下扑所需时间有所不同。其翼翅可分成内翼和外翼两个部分,在一个周期内的扑动可以分为下扑阶段,折弯阶段,上提阶段,展开阶段 4 个阶段。在折弯阶段的最低位置时,鸟内段翅膀有明显的停顿,外翼相对于内翼作向下折弯运动。

为实现样机翼翅的变速率扑动,使之更接近鸟翼扑动的规律,采用文献[11]的方法,定义变速因子 $K(-1 < K < 1)$,用 $\omega = \omega_0 [1 - K \sin(\omega_0 t)]$ 代替原模型中的角速度常量 ω_0 ,这样扑动速率 ω 不再恒定,而是随时间变化,但整个扑动的平均速率 $\bar{\omega}$ 不变。而为了考虑展向内外翼的折叠变形,在已有的扑动模型基础上引入了折叠角 φ_{fold} 由此建立展向折叠变形角的数学表达式如下:

$$\varphi_{\text{fold}} = \theta_{\text{fold}} \cdot \delta(y) \cdot \delta(t) \tag{36}$$

$$\delta(y) = \begin{cases} 0 & 0 < y < \frac{b}{2} \\ 1 & \frac{b}{2} < y < b \end{cases} \tag{37}$$

$$\delta(t) = \begin{cases} 0 & 2k\pi < \omega t + \varphi_a < (2k+1)\pi \\ 1 & (2k-1)\pi < \omega t + \varphi_a < 2k\pi \end{cases} \tag{38}$$

式中 θ_{fold} 为折曲角度,将 ω 和 φ_{fold} 的表达式代入式(35)即得新的扑动模型

$$\begin{cases} \varphi(t) = \varphi_0 + \varphi_{\max} \sin(\omega t + \varphi_a) \\ \psi(t) = \psi_0 + \psi_{\max} \sin(\omega t + \psi_a) + \varphi_{\text{fold}} \end{cases} \tag{39}$$

与以往的匀速刚性模型相比,新的模型加入了对扑翼扑动速率和展向折叠变形的考虑,能更

好的模拟鸟的实际扑翼动作。

3.2 扑翼气动力矩

由扑翼的运动规律,距拍打轴为 r 处的翼型气动中心处的速度为

$$V = r \frac{\partial \varphi}{\partial t} = r \varphi_{\max} \cos(\omega t + \varphi_a) \frac{\partial(\omega t + \varphi_a)}{\partial t} \quad (40)$$

为简化计算,不妨假设扑翼不做俯仰运动,因此,忽略切向力和旋转升力,只考虑一面上的法向力 dF_n ,则作用在距拍打轴为 r 处的翼单元的法向力其表达式为

$$dF_n = C_n \frac{\rho}{2} V^2 c(r) dr \quad (41)$$

式中 $\rho = 1.255 \text{ kg/m}^3$ 为大气密度, $c(r)$ 为距拍打轴为 r 处翼的弦长, C_n 为法向升力系数与迎角有关,根据文献[22]有如下经验公式 $C_n = 3.4 \sin \alpha$, α 为扑翼的攻角。翼型在气动中心处的攻角 α 为 $\alpha = \psi + \gamma + \beta^{[23]}$, ψ 为扑翼俯仰角, γ 为扑翼迎角, β 为速度 V 及其与 x 轴的夹角,如图 7 所示(图中 F_l 为升力, F_d 为阻力, V_x 为水平速度, V_y 为垂直速度)。

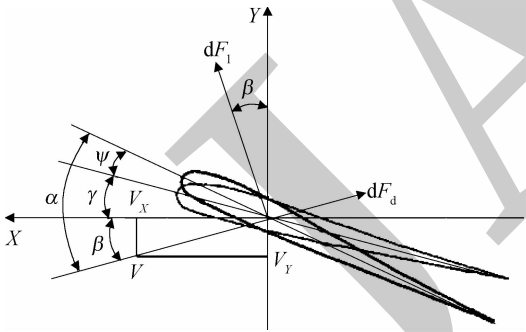


图 7 扑翼攻角^[23]
Fig. 7 Angle of attack^[23]

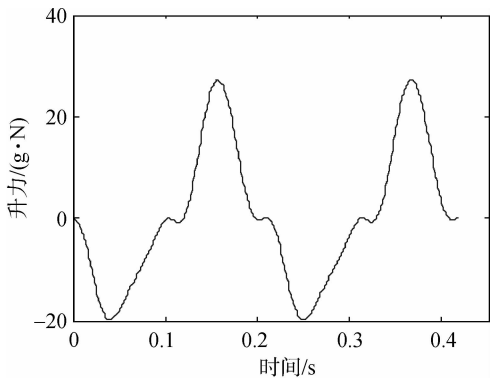
考虑气动力产生的力矩与翼运动方向相反,引入一个符号函数 $\text{sign}(-\dot{\theta}_3)$,表示力矩与翼的扑动方向相反,则得该微面的气动力矩为

$$d\tau_{\text{aero}} = \text{sign}(-\dot{\theta}_3) r dF_n \quad (42)$$

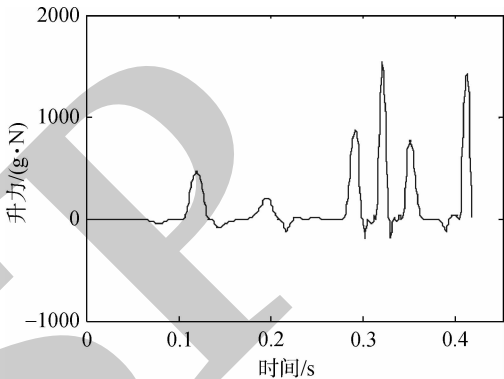
将单元面积所受气动力矩沿翼展积分,可得到扑翼气动力矩的近似计算式

$$\tau_{\text{aero}} = \int_0^{\frac{b}{2}} \text{sign}(-\dot{\theta}_3) C_n \frac{\rho}{2} r V^2 c(r) dr \quad (43)$$

气动升力的曲线与如图 8 所示,图 8(a)为匀速无折叠模型所产生的升力曲线,图 8(b)为考虑了加入变速和折叠后的升力曲线。



(a) 匀速无折叠模型气动力



(b) 变速-折叠模型气动力

图 8 气动力矩曲线

Fig. 8 Aerodynamic torque curve

从以上两种不同的模型气动力曲线图可以看出,当扑翼匀速扑动且无展向折叠时,升力呈现规律变化,平均升力很小。当扑翼变速扑动,并且翅膀有展向折叠时,由于上扑阶段外翼相对内翼折叠了一个角度,上扑阻力减小,扑翼可以获得更高的升力。

4 扑翼机构动力学仿真

为了对扑翼机构进行动力学仿真,首先,扑动机构模型导入到动力学仿真软件 ADAMS 中,在 ADAMS/View 模块中添加运动副及驱动,将上面得到的变速-折叠模型的气动力加载扑翼飞行器的机翼上,进行仿真,通过 ADAMS/Post Processor 后处理模块得到仿真结果。在仿真中分别对曲柄处的平衡力矩、曲柄处铰接点、连杆处铰接点、内翼杆支撑点以及内外翼铰接处铰接点在扑动过程中沿 x 、 y 方向的力进行了仿真分析,其仿真测试结果如图 9 所示。

可以看出曲柄处的平衡力矩在 x 方向要比在 y 方向大很多;而曲柄铰接点处和内翼杆支撑点处的力在 y 方向要比在 x 方向大很多;同时内、外翼杆的两个铰接点的受力比较大,在实际飞

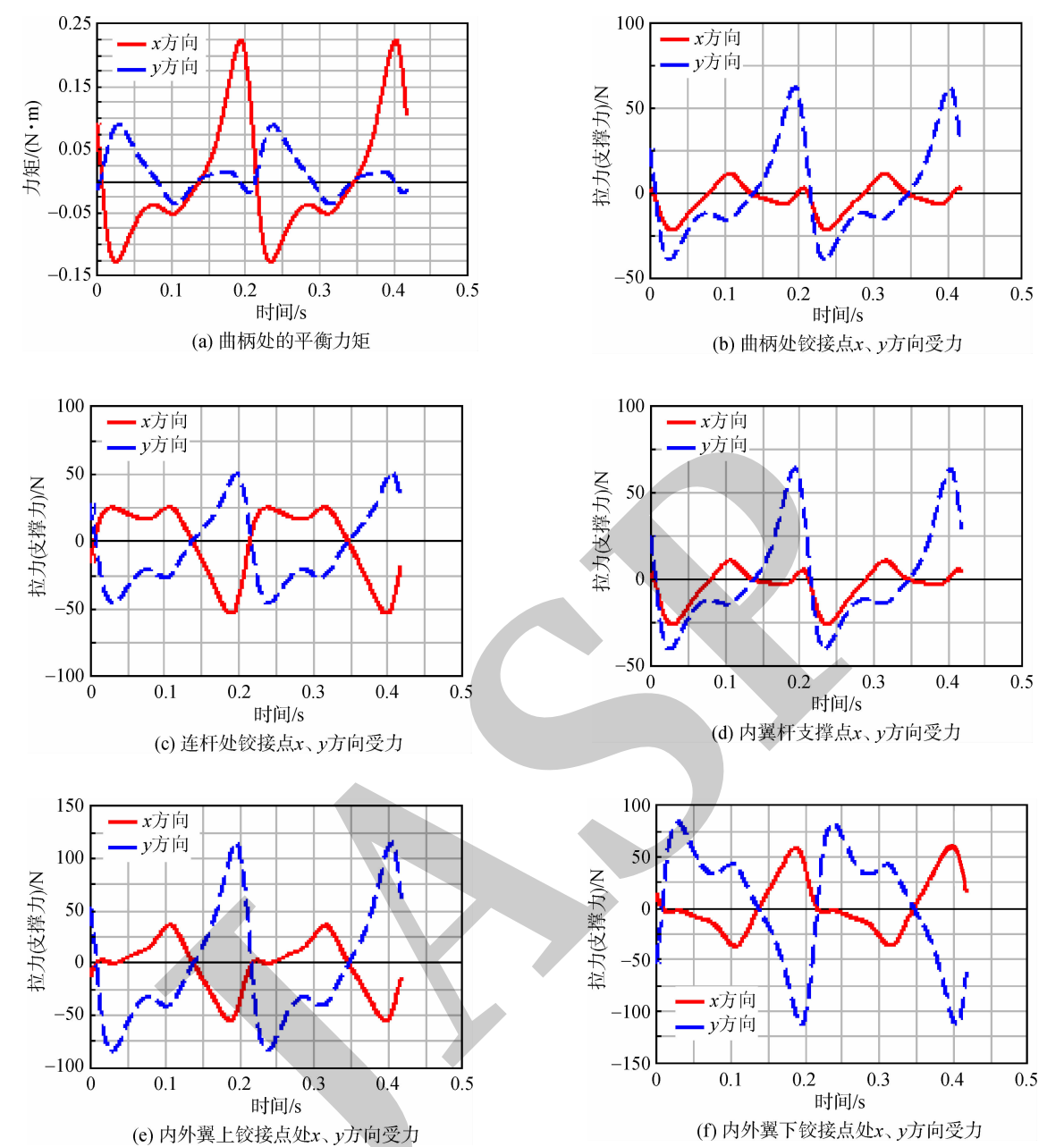


图 9 机构动力学参数
Fig. 9 Dynamic parameters of the mechanism

行中容易产生破坏,因此在制作样机时要加强此处的强度,各铰接点在运动中受力在合理范围内。

5 结 论

鸟类的翅膀扑动时,通过翼翅的折展以获取更好的气动效能,本文设计了一种具有折展功能的两段式曲柄连杆仿生扑翼机构。首先,推导了机构的运动学方程,并通过仿生方式设计了扑翼机构的扑动参数,建立了翼翅扑动的动力学模型。基于 Delaurier 条带理论,建立了扑翼气动力矩估算模型,并以此分别计算了时间对称、非对称扑动规律下通常的单段式直扑翼和本文分段式折展扑

翼的气动力矩,结果表明本文设计的折展扑翼在所给定的非对称扑动规律下能够获得更高的升力力矩。因此,折展扑动机构一定程度上可以获得较高的升力,此类仿生扑翼机构值得进一步研究。

参考文献:

[1] RICHARD O H, EUGENE C. Future technology-driven revolution in military operation[R]. RAND Documented Briefing, RAND-DB-110-ARPA, 1994.

[2] BEJGEROWSKI W, ANANTHANARAYANAN A, MUELLER D, et al. Integrated product and process design for a flapping wing drive-mechanism[J]. Journal of Mechanical Design, 2009, 131(6): 061006. 1-061006. 9.

- [3] KEENNON M, KLINGEBIEL K, WON H, et al. Development of the Nano Hummingbird: a tailless flapping wing micro air vehicle[R]. AIAA-2012-0588, 2012.
- [4] 朱宝. 扑翼飞行机理和仿生扑翼机构的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
ZHU Bao. Research on flapping-wing flight mechanism and bionic flapping-wing mechanism[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [5] 杨茵, 李栋, 张振辉. 微型扑翼飞行器非定常运动对平尾的影响[J]. 航空学报, 2012, 33(10): 1827-1833.
YANG Yin, LI Dong, ZHANG Zhenhui. Influence of flapping wing micro aerial vehicle unsteady motion on horizontal tail[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1827-1833. (in Chinese)
- [6] WU T Y, BROKAW C J, BRENNEN C, et al. Swing and flying in nature: Volume 2 swimming of larger animals flight of birds and insects[M]. New York: Plenum Press, 1974: 440-448.
- [7] AZUMA A. The biokinetics of flying and swimming[M]. 2nd ed. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics Incorporated: 149-156.
- [8] LIDTHILL J. The inaugural goldstein memorial lecture. some challenging new applications for basic mathematical methods in the mechanics of fluids that were originally pursued with aeronautical aims[J]. Aeronautical Journal, 1990, 41(52): 41-52.
- [9] LIDTHILL J. Aerodynamics aspects of animal flight [M]. New York: Plenum Press, 1975: 423-491.
- [10] SATO M. Analyses of wing motion observed in the flight of living creatures[D]. Tokyo: University of Tokyo, 1980.
- [11] 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 characteristics of flapping-wing MAV simulation bird flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [12] TUNCER I H, PLATZER M F. Computational study of flapping airfoil aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(3): 514-520.
- [13] TUNCER I H, PLATZER M F. Thrust generation due to airfoil flapping[J]. AIAA Journal, 1996, 34(2): 324-331.
- [14] ISOGAI K, SHINMOTO Y, WATANABE Y. Effects of dynamic stall on propulsive efficiency and thrust of flapping airfoil[J]. AIAA Journal, 1999, 37(10): 1145-1151.
- [15] SUN Mao, TANG Jian. Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion[J]. Journal of Experimental Biology, 2002, 205(1): 55-70.
- [16] SUN Mao, WU Jianghao. Aerodynamic force generation and power requirements in forward flight in a fruit fly with modeling wing motion[J]. Journal of Experimental Biology, 2003, 206(17): 3065-3083.
- [17] 孙茂, 吴江浩. 昆虫飞行的高升力机理和能耗[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 970-977.
SUN Mao, WU Jianghao. Unsteady lift mechanisms and energetic in flying insects[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(11): 970-977. (in Chinese)
- [18] 曾锐, 昂海松. 仿鸟复合振动的扑翼气动分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(1): 6-12.
ZENG Rui, ANG Haisong. Aerodynamic computation of flapping-wing simulating bird wings[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(1): 6-12. (in Chinese)
- [19] DELAURIER J D. An aerodynamic model for flapping-wing flight[J]. Aeronautical Journal, 1993, 97(964): 125-130.
- [20] DELAURIER J D, HARRIS J M. A study of mechanical flapping-wing flight [J]. Aeronautical Journal, 1993, 97(968): 277-286.
- [21] 王姝歆, 陈国平, 周建华, 等. 仿生飞行机器人翅型的研制与实验研究[J]. 实验力学, 2006, 21(3): 315-320.
WANG Shuxin, CHENG Guoping, ZHOU Jianhua, et al. The development and test on wing type of a bionic flying micro-robot[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2006, 21(3): 315-320. (in Chinese)
- [22] DENG X, SCHENNATO L, WU W C, et al. Flapping flight for biomimetic robotic insects: Part I system modeling[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2006, 22(4): 776-788.
- [23] 侯宇, 方宗德, 刘岚, 等. 仿生微扑翼飞行器机构动态分析与工程设计方法[J]. 航空学报, 2005, 26(2): 173-178.
HOU Yu, FANG Zongde, LIU Lan, et al. Dynamic analysis and engineering design of biomimetic flapping-wing micro air vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 173-178. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)