

柔性扑翼的模型建立及其功率研究^{*}

曾 锐¹, 昂海松¹, 刘国涛², 刘良钢²
(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 江苏 南京 210016;
2. 中山大学物理学系, 广东 广州 510275)

摘 要: 在原有匀速刚性模型的基础上, 提出考虑了扑翼扑动速率变化和形状变化的柔性扑翼模型, 使之更接近鸟翼真实扑动情况。模拟计算了时柔性扑翼气动功率及扑动效率随着扑动角、来流速度等参数的变化, 从气动角度解释了为何鸟在不同的飞行阶段扑翼规律各不相同, 为柔性扑翼飞行器的设计提供了理论依据。

关键词: 柔性扑翼; 微型飞行器; 扑翼模型; 功率; 数值模拟计算

中图分类号: V211.1; V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 0529-6579 (2004) 03-0028-05

同常规布局飞机相比, 鸟类仅用一对扑翼就可以同时产生推力和升力。如果设计扑翼飞行器, 仅通过调整扑翼的扑动参数就能实现灵活的机动, 从而可以省略推进装置和各种升力面、控制面, 简化结构, 大大降低重量。

近年来, 尺寸小、重量轻的微型飞行器 MAV (micro air vehicle) 受到了国内外的普遍重视。尽管目前研制的微型飞行器尚多半是固定翼布局, 但扑翼式微型飞行器因其更接近鸟的飞行方式, 受到了国内外的极大关注。

现在国内外针对扑翼的非定常气动特性计算已出现多种方法。如 Katz^[1]、Giesing^[2]、Basu^[3]、Hall 和 Pigott^[4] 等使用的是面元法和涡格法, 也有一些专家通过求解 N-S 方程来计算扑翼的非定常流场。但这些研究基本上都是基于简单的刚性翼的简谐扑动模型 (1.1 节 (1) 式)。文献 [5] 中提出了一种可折叠扑翼运动模型, 并分析了其气动特性, 但该模型仍属半刚性模型。本文在研究鸟翼柔性扑动规律的基础上, 提出一种更接近鸟翼柔性扑动变化特征的新的变速+柔性变形扑翼模型, 使之更接近鸟翼的实际扑动情况。

1 柔性扑翼的扑动模型

1.1 原有扑翼模型及其与鸟实际扑翼规律的区别

在以往的研究中通常采用的是匀速刚性模型。

$$\begin{cases} \alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_{\max} \sin(\omega_0 + \phi_\alpha) \\ \beta(t) = \beta_0 + \beta_{\max} \sin(\omega_0 + \phi_\beta) \end{cases} \quad (1)$$

其中 α 、 β 分别为扑翼的迎角和扑动角^[5]。

该模型与鸟翼实际扑动还有很大区别。

首先, 该模型没考虑鸟翼上扑和下扑所需时间的不同。通常鸟下扑段时间一般占整个周期的 60%~80%^[9]。为改正这一缺陷, 我们用变量 $\omega = \omega_0[1 - K \sin(\omega_0 \cdot t)]$ 代替原模型中的角速度常量 ω_0 (K 为上下行程比因子), 这样就可以通过取不同 K 值来控制上、下扑段的时间比例。经过简单的积分计算即得^[9]:

$K = (2b)\pi$ 时, 上下行程比

$$\lambda = t_{\text{down}} / t_{\text{up}} = 2$$

其次, 也是匀速刚性模型最大的缺陷: 该模型没有考虑扑翼的柔性变形。而在实际中, 鸟翼形状沿弦向和展向都是不断变化的。

如图 1, 鸟翼扑动时各翼剖面间存在着扭转变形, 其扭转角和弦向变形情况沿展向处处不同, 在翼根处为 0, 沿展向增大, 到翼梢处达到最大, 并且随时间而周期性不断变化。



图 1 扑翼扑动扭转示意图

Fig. 1 Bird wing's twist along chord

此外, 鸟翼展向形状也是随时间不断变化的。展向变形通常如图 2 所示。

下扑阶段 (1-10): 鸟翼下扑时, 扑翼沿展向

^{*} 收稿日期: 2003-10-28

基金项目: 国防预研基金资助项目; 广东省自然科学基金资助项目 (001182)

作者简介: 曾锐 (1978 年生), 男, 博士研究生; 通讯联系人: 刘良钢; E-mail: supertank-zr@hotmail.com

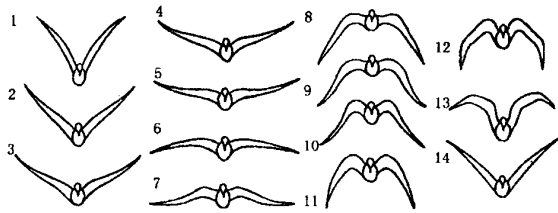


图2 扑翼扑动展向曲率一个周期的变化
Fig. 2 Change of bird wing's shape in one period

基本保持平直, 接近最低点时, 扑翼外端相对内端开始向下折叠, 有效展长减小, 扑翼沿展向呈一折叠拱形, 下扑至最低点时, 拱形曲率达到最大。

上扑阶段 (11—14): 扑翼保持拱形基本不变, 接近最高点时, 拱形曲率开始减小, 扑至最高点时, 扑翼完全展平, 然后开始下一周期的下扑, 如此周而复始。

1.2 柔性变形模型

鉴于上述对鸟翼的运动分析, 本文试图建立一种更接近鸟翼复杂变形的扑动模型。

取机身轴线方向为 x 轴、展向方向为 y 轴、垂直 xy 平面指向上方为 z 轴。扑翼在扑动过程中, 受到的气动力矩可以分解为绕 y 轴的扭转力矩和绕 x 轴的弯曲力矩。

除了外界气动力矩导致扑翼产生柔性变形外, 鸟也会对扑翼施加变形内力来改变扑翼形状以获得更好的气动性能。

建立扑翼变形模型时, 定义弦向扭转函数 $\theta_{\text{flex}}(x, y, t)$ 和展向弯曲函数 $\varphi_{\text{flex}}(x, y, t)$, 分别表示弦向和展向的扑翼形状变化。

1.2.1 弦向柔性变形 扑翼的弦向柔性变形主要是气动扭转力矩作用的结果。根据对鸟翼和各种扑翼实体的研究, 我们给出以下弦向变形模型。

扑翼受到气动扭转力矩 (逆时针低头为正) 作用时, 各剖面绕扭转轴扭转, 同时各剖面弦线沿弦向也产生柔性变形。在我们自行设计的扑翼机和国外已公开的扑翼机中, 扑翼都采用了前缘骨架的结构设计方式, 所以计算扭转时取前缘处为扭转轴。扑翼扭转沿展向以抛物线规律变化, 翼根处扭转为 0, 翼梢处最大。扭转变形如图 3 所示。

表达式为:

$$\theta_{\text{flex}}(x, y, t) = \theta_{\text{tip}}(t) \left(\frac{x}{c} \right)^2 \left(\frac{y}{b} \right)^2$$

其中 b 为半展长, c 为弦长。

柔性变形的大小是随扭矩不断变化的, 以翼梢处扭矩为例, 当扑翼开始从最高点下扑时, 扭矩逐渐增大, 经过水平位置时扭矩最大, 然后开始减小, 在扑翼上扑再次经过水平位置时达到最小值。

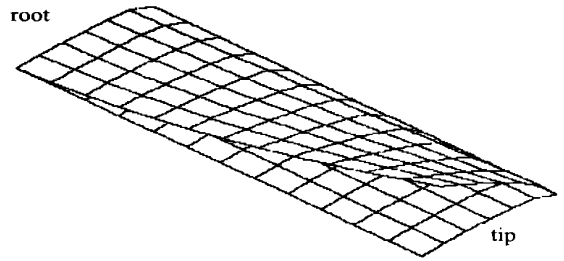


图3 弦向柔性变形型
Fig. 3 Twist along chord

如此周期性变化, 扭矩相位正好落后扑动角变化 $1/4$ 个周期。扭转角 θ_{tip} 与扭矩成正比, 翼尖扭转角的表达式可写成:

$$\theta_{\text{tip}}(t) = \theta_{\text{max}} \sin \left(\omega t + \phi_{\beta} - \pi/2 \right)$$

扭转变形表达式为:

$$\theta_{\text{flex}}(x, y, t) = \theta_{\text{max}} \sin \left[\omega t + \phi_{\beta} - \frac{\pi}{2} \right] \left(\frac{x}{c} \right)^2 \left(\frac{y}{b} \right)^2 \tag{2}$$

1.2.2 展向弯曲变形 同弦向变形相比, 鸟翼的展向变形要更复杂, 主要由两部分组成: 展向柔性变形和展向折叠变形。

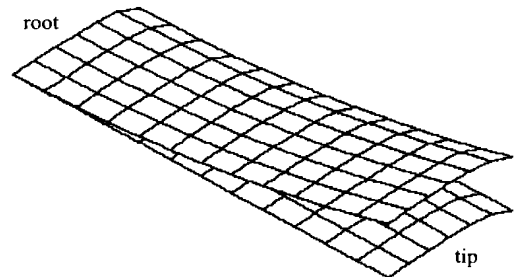


图4 展向柔性变形型
Fig. 4 Twist along spar

根据分析鸟翼运动和对实际扑翼模型的测试, 展向柔性变形是由作用在扑翼上的气动弯曲力矩引起的。类似上面对弦向柔性变形的分析我们给出展向柔性变形的表达式:

$$\varphi_{\text{tor}}(x, y, t) = \varphi_{\text{max}} \sin \left[\omega t + \phi_{\beta} - \frac{\pi}{2} \right] \left(\frac{x}{c} \right)^2 \left(\frac{y}{b} \right)^2$$

展向折叠变形是鸟翼展向变形的另一重要部分, 是鸟自身施加给扑翼的力引起的变形。由于鸟的展向弯度随着时间和速度不同而不断改变, 规律相当复杂, 很难用解析函数精确表示。根据对多种飞鸟飞行动态图像的观察测量, 提取了其共同特征, 将其简化成如图 5 所示折叠—展平模型: ①下扑段, 扑翼仍保持平直; ②在下扑段的末尾, 扑翼外端以半展长处为轴向下折叠一个折叠角 (向下折叠为正); ③上扑段, 扑翼保持折叠状态; ④上扑

段末尾, 扑翼展平。再开始下一周期的扑动。

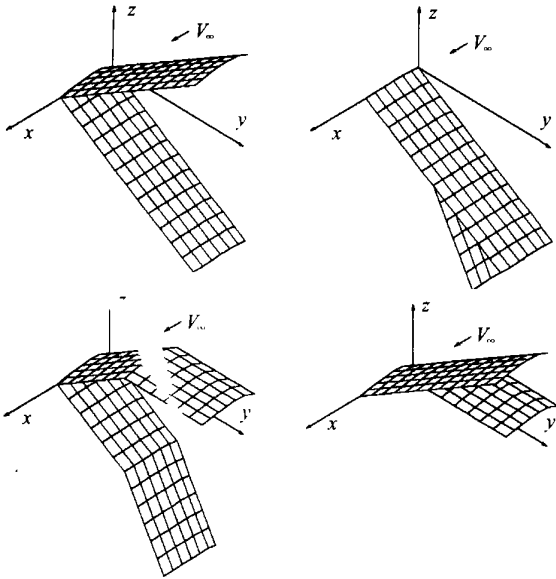


图 5 折叠—展平模型各阶段示意图
Fig. 5 Fore phases of fold then spread model

我们建立展向折叠变形表达式如下:
$$\varphi_{\text{flex}}(x, y, t) = \varphi_{\text{fold}}(\tilde{q}(y), \tilde{q}(t)) + \varphi_{\text{tor}}(x, y, t) \quad (3)$$

其中

$$\tilde{q}(y) = \begin{cases} 0 & 0 < y < c/2 \\ 1 & c/2 < y < c \end{cases}$$
$$\tilde{q}(t) = \begin{cases} 0 & 2k + \pi/2 < \omega t + \phi_\beta < 2k + 3\pi/2 \\ 1 & 2k - \pi/2 < \omega t + \phi_\beta < 2k + \pi/2 \end{cases}$$

将 ω 、 $\theta_{\text{flex}}(x, y, t)$ 和 $\varphi_{\text{flex}}(x, y, t)$ 的表达式代入(1)式即得新的扑翼柔性模型

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_0 + \alpha_{\text{max}} \sin(\omega t + \phi_\alpha) + \theta_{\text{flex}}(x, y, t) \\ \beta = \beta_0 + \beta_{\text{max}} \sin(\omega t + \phi_\beta) + \varphi_{\text{flex}}(x, y, t) \end{cases} \quad (4)$$

与原有模型相比, 新的柔性模型更全面的考虑了扑翼扑动速度和形状的变化, 能更好的模拟飞鸟的实际扑翼动作。

经过对比计算发现, 考虑了柔性后的模型气动性能大大改善, 其中展向弯曲变形主要增大升力, 弦向柔性扭转则主要对增大推力有益^[7]。

2 柔性扑翼气动功率的研究

鸟扑翼的所需的功率主要由三部分组成: ①因为惯性、重力和组织弹性变形所贮存的机械能; ②因为组织弹性变形、关节摩擦等损失的机械能; ③为产生飞行所需动力而对空气做的功率。对扑翼机而言, 第三项气动功率是最主要也是我们最关心的部分。气动功率 P_a 计算表达式如下:

$$P_a = \int \Delta P_i ds_i V_i \quad (5)$$

其中 V_i 为第 i 个面元处相对气流速度。为了维持长时间的扑翼飞行, 扑翼不但必须有足够的功率, 而且必须有较高的扑动效率, 在此我们定义扑动效率 η 为一个周期内产生的有用功率和气动总功率之比。

$$\eta = F \cdot \bar{\omega}(b/2) / P_a \quad (6)$$

其中 $F = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \sqrt{C_L^2 + C_D^2}$, $\bar{\omega}$ 为平均扑动角速度

$$\bar{\omega} = \frac{1}{T} \int_0^T |\omega_\beta| dt = \int_0^T \left| \frac{d\beta}{dt} \right| dt$$

扑翼气动载荷的大小与扑动模型各个参数的关系密切, 参数的微小变化都可能对气动载荷产生较大影响, 下面我们就开始研究扑翼气动功率及扑动效率的变化情况。

2.1 扑翼大小对气动功率的影响

自然界飞鸟形形色色、大小不一, 但半展长大多不超过 1 m。这是偶然现象还是另有原因? 我们将在下面研究扑翼尺寸大小影响。

在式 (4) 定义的柔性模型中, 取 $\alpha_0 = \beta_0 = \alpha_{\text{max}} = 0^\circ$, $\beta_{\text{fold}} = 30^\circ$, $\beta_{\text{max}} = 45^\circ$, $V_\infty = 10 \text{ m/s}$, $\omega_0 = 5 \times 2\pi$ 。取 b 展长为标志扑翼大小的特征变量, 从 0.3 m 开始逐步增大至 1.2 m (小到鸽子、大至老鹰的大多数飞鸟的展长基本都处于这一范围中) 气动功率和扑动效率变化如图 6 所示。

由图 6 可以看出, 随着展长的变大, 气动功率增长很快, 而扑动效率有一定增大。通过观察数据发现, 气动功率和展长之间基本上满足 $P_a \propto b^4$, 如 $b = 0.3 \text{ m}$ 时, $P_a = 3.95 \text{ W}$; $b = 0.3 \times 2 = 0.6 \text{ m}$ 时, $P_a = 66.54 \approx 3.95 \times 2^4 (\text{W})$; $b = 0.3 \times 4 = 1.2 (\text{m})$ 时, $P_a = 1307.75 \approx 3.95 \times 4^4 (\text{W})$; 均基本上满足这一关系。又知飞鸟的质量 $M \propto b^3$, 得:

$$P_a / M \propto b \quad (7)$$

上式说明单位重量需要输出的气动功率是随着尺寸增大的, 而飞鸟单位重量肌肉能够输出的最大功率是一定的, 所以当飞鸟的尺寸增大到一定程度就会受到限制。这就从空气动力学的角度解释了为何现在观察到的绝大多数飞鸟的半展长都在 1 m 以下。(在下面的计算中均取 $b = 0.6 \text{ m}$)

2.2 扑翼气动功率与扑动角 β_{max} 的关系

鸟飞行区别于常规飞机的最大特点就是鸟翼可以上下扑动。上下扑动是扑翼动力的主要来源, 其幅度对扑翼的气动载荷有着直接而且重大的影响。直接表示扑动幅度大小的参数是扑动角 β_{max} 。

其它参数同上, β_{max} 从 0° 开始逐步增大至 60° 。气动功率 P_a 和扑动效率 η 变化如图 7。

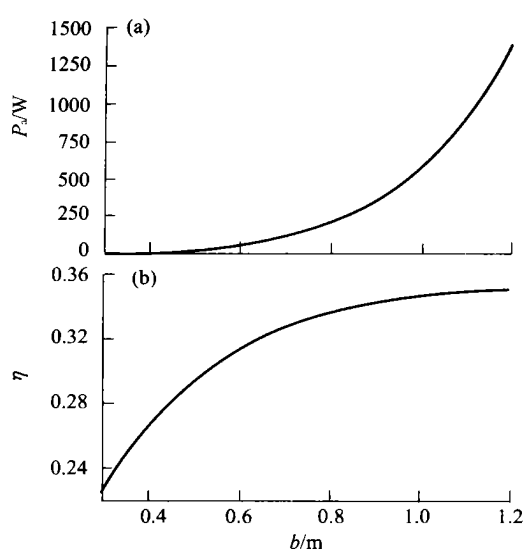


图6 P_a , η — b 变化的曲线
Fig. 6 Power and efficiency vs. span

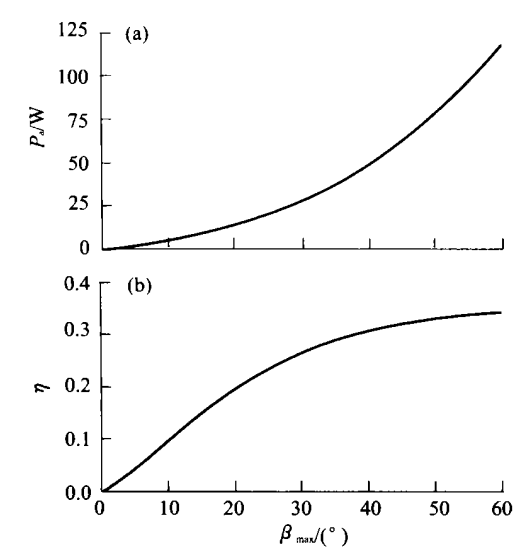


图7 P_a , η — β_{max} 变化的曲线
Fig. 7 Power and efficiency vs. flap angle

从图中可以看出,随着扑动角 β_{max} 的增大,气动功率基本上是以抛物线方式迅速增大,而扑动效率开始时是随扑动角线性增大,当 $\beta_{max}>30^\circ$ 后,增长开始变缓。

从提高扑动效率的角度看,增大扑动角很有好处,但是所需的气动功率也随之迅速增大,对鸟而言,其扑翼飞行的动力主要来自肌肉收缩,肌肉的性能直接限制了输出的最大功率,而且如果总是以

较大功率扑翼飞行,飞鸟的肌肉很容易疲劳,难以维持长时间、长距离的飞行。所以飞鸟除了在起飞和着陆时鸟翼扑动幅度较大外,平时飞鸟翼扑动角一般在 $15\sim30^\circ$ 之间。

2.3 来流速度 V_∞ 对气动功率的影响

其它参数同上, V_∞ 从 5 m/s 开始增至 20 m/s 。

如图8发现气动功率基本上是随来流速度线性增大,而扑动效率反而随着来流速度的增大而逐渐减小。

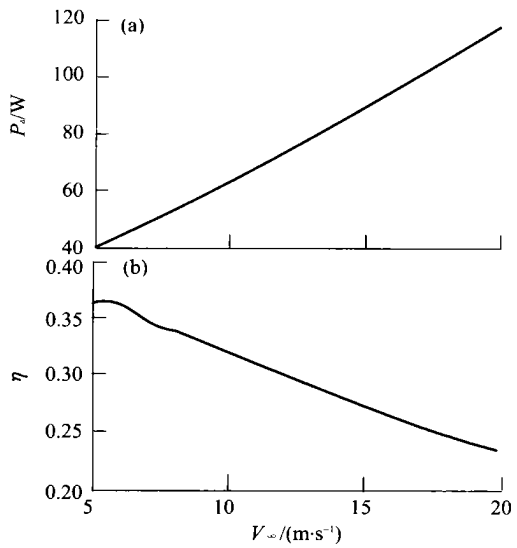


图8 P_a , η — V_∞ 变化的曲线
Fig. 8 Power and efficiency vs. flow velocity

尽管对飞鸟而言保持一个较小的飞行速度有利于减小输出的气动功率,而且可以提高扑动效率,但是如果速度太小,扑翼又难以提供足够的升力,所以飞鸟的平飞速度一般在 $10\sim20\text{ m/s}$ 左右。

3 结 论

在原有匀速刚性模型的基础上,本文引入了行程比影响因子 K 、弦向扭转函数 $\theta_{flex}(x,y,t)$ 和展向弯曲函数 $\varphi_{flex}(x,y,t)$ 等来模拟鸟翼的扑动和变形,建立了新的柔性扑翼模型,使之更接近鸟柔性翼的实际扑动。本文还研究了扑动幅度、来流速度及扑翼特征长度等参数对扑翼气动功率和扑动效率的影响,并以此为基础对飞鸟的实际飞行情况给出了定性的分析。

(下转第35页)

coding with applications to MPEG video coders[C] . In Spie Digital Video Compression , 1995.

[3] RAMCHANDRAN K, VETTERLI M. Rate-distortion optimal fast thresholding with complete JPEG/MPEG decoder compatibility[J] . IEEE Transaction on Image Processing, 1994, 3(5): 700—704.

[4] DIRK F, NIELS M, PETER H N. A software-based high-

quality MPEG-2 encoder employing scene change detection and adaptive quantization[J] . IEEE ICCE Digest, 2001: 148—149.

[5] DIRK F, NIELS M, PETER H N. SAMPEG, a scene adaptive, parallel MPEG—2 software encoder[J] . SPIE Visual Communications and Image Processing, 2001, 43(10): 272—283.

Rate-Distortion Optimal Adaptive Quantization and Coefficient Thresholding

ZHAO Hui min¹, ZHU Li¹, ZHANG Guang zhao²

(1. Department of Electronics Information Engineering, Foshan College, Guangdong Foshan 528000, China;
2. Center of the Information & Education Technology, Foshan Collage, Guangdong Foshan 528000 China;
3. Department of Electronics and Communication Engineering, Sun Yat sen University, Guangzhou 510275, China)

Abstract: A practical and optimal MPEG-2 adaptive quantization algorithm is presented for the optimal encoding of I-frames in the sense of maximizing PSNR. The method includes three key features: adaptive quantization, coefficient thresholding and a new coefficient amplitude reduction technology. The results show that I frames generated by the TM5 reference encoder are about 1.5~2 dB below the theoretical optimum.
Key words: MPEG-2 Encoding; adaptive quantization; coefficient thresholding; coefficient amplitude reduction

(上接第 31 页)

参考文献:

[1] KATZ J, PLOTKIN. Low speed aerodynamics: from wing theory to panel methods[M] . New York: McGraw Hill Book Company, 1991.

[2] GIESING. Nonlinear two-dimension unsteady potential flow with lift[J] . J Aircraft, 1968, 5(2): 135—143.

[3] BASU. The unsteady motion of a two-dimension aerofoil in incompressible inviscid flow[J] . J Fluid Mechanics, 1978, 87(1): 159—178.

[4] PIGOTT H. Power requirements for large-amplitude flapping

flight[J] . J Aircraft, 1998, 35, (3): 352—361.

[5] 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.

[6] TOBALSKE D. Flight kinematics of black billed magpies and pigeons over a wide range of speeds[J] . The J Experimental Biology, 1996, 199: 263—280.

[7] ZENG R, ANG H S, ROLF G. Flexible flapping-wing imitating a bird's wing, anniversary book in memory of the 65th birthday of Univ. — Prof. Dr. — Ing., Dr. — Ing. E. h. H. Rothert [M] . Germany: Technical University Dresden, 2003: 21—32.

The Model and Power of Flexible Flapping Wing

ZENG Rui¹, ANG Hai song¹, LIU Guo tao², LIU Liang gang²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Department of Physics, Sun Yat sen University, Guangzhou 510275, China)

Abstract: On the basis of former rigid wing model and consideration of the velocity change and the distortion of wing plane, a flapping model is developed. The paper also computes the flapping power and flapping efficiency of the flexible flapping wing, and their changes with flapping angel, velocity, and so on. The results explain why the birds flap their wings by different rules in different flying phases, and provide referenced data for future design of ornithopter with flexible flapping wing.
Key words: flexible flapping wing; MAV; flapping model; power; numerical computation