

文章编号: 1000-8055(2007)08-1285-05

扑翼微型飞行器飞行姿态模型研究

段洪君, 史小平

(哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 哈尔滨 150001)

摘 要: 扑翼微型飞行器飞行质量主要取决于能否对其飞行姿态进行有效控制, 而建立准确的飞行姿态模型尤为重要。通过对鸟和昆虫的飞行机理尤其是其飞行过程中翅膀的运动规律进行研究, 并考虑机械设计方面的因素, 对扑翼微型飞行器的飞行姿态建立了较为完整的动力学模型和数学模型。由分析可知机身所受外力为空气动力、重力和机翼作用于机身的驱动力, 而采用扑动与扭转两个自由度飞行的机翼所产生的驱动力是由瞬时平移力和扭转循环力合成的瞬时空气动力。数值仿真证实了动力学模型的正确性。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 扑翼; 微型飞行器; 飞行姿态; 动力学模型; 数值仿真

中图分类号: V249. 12

文献标识码: A

A study on flight attitude model of flapping wing micro air vehicle

DUAN Hong-jun, SHI Xiao-ping

(Control and Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The flight quality of Flapping Wing Micro Aerial Vehicle (FWMAV) depends much upon efficient control of flight attitude. So, an accurate model of flight attitude is of utmost importance. The fly mechanism of birds and big insects, especially the motion rule of wings were investigated, and the factors on mechanical design were also considered to establish a complete dynamic model and mathematical model of flight attitude of FWMAV. It is learnt that the airframe is subjected to aerodynamic force, gravity, and propulsion from airfoils. For airfoil motion with two degrees of freedom-flapping and rotation, the propulsion is an instantaneous aerodynamic force combined from instantaneous translational force and rotational force. The numerical simulation also demonstrates the validity of the dynamic model.

Key words: aerospace propulsion system; flapping wing; micro air vehicle; flight attitude; dynamic model; numerical simulation

微型飞行器(MAV, Micro Air/ Aerial Vehicle)一般是指各向尺寸均小于 15 cm 的飞行器。它的设计目标为:重量不超过 50g,能以可接受的成本执行某一有价值的飞行任务,飞行范围为 10 公里,巡航速度为 30~60 km/h,连续航行时间为 20~60 min。扑翼 MAV 具有同鸟或大型昆虫相似的低雷诺数流体动力及非定常空气动力的飞行环境。鸟翅膀有四个自由度的运动:扑动-绕机身纵轴旋转;挥摆-绕机身垂直轴旋转;扭转-绕翼

展轴旋转;伸缩-沿翼展方向伸展和收缩。昆虫翅膀有扑动、挥摆和扭转三个自由度的运动。而一些飞行生物仅用扑动和扭转两个自由度就能完成很好的飞行过程^[1-2]。

扑翼 MAV 与固定翼及旋转翼 MAV 最主要的不同是它的驱动力来自于机翼,机翼就相当于直升飞机的发动机。从飞行原理上来讲,机翼是一个多功能装置,它提供机身的升力、驱动力以及包括姿态控制在内的各种飞行控制。在飞行过程中,

收稿日期: 2006-07-03; 修订日期: 2006-12-15

基金项目: 航天支撑技术基金资助(03HG01)

作者简介: 段洪君(1971-),男,吉林德惠人,博士生,主要从事飞行器智能控制的研究。

机翼对机身的驱动力是由其扑动和扭转两种旋转运动共同作用使得空气加速而产生的. 在一个扑翼周期内, 机翼的扑动是由下扑和上扑组成. 在下扑期间, 机翼前沿向下扭转, 其转动角速度先增大后减小; 在上扑期间, 机翼前沿向上扭转, 其转动角速度先减小后增大. 这样, 无论在下扑还是上扑期间, 机体总能获得前向冲力, 这个冲力不但平衡了机体的空气阻力, 还能使其获得前向的驱动力. 由机翼运动产生的机体升力在下扑期间为正, 而在上扑期间为负. 由于在一个扑翼周期内下扑时间要大于上扑时间, 所以机体的升力在一个扑翼周期内的平均值为正. 同样, 这个由机翼产生的升力与机身的空气浮力平衡了机身的重力, 而这个升力的大小还可通过改变机翼攻角来灵活调节. 这就是鸟或昆虫能在空中完成各种飞行动作的根本原因. 扑翼 MAV 设计就是要尽可能准确地反映这些生物的飞行原理.

本文从动力学角度对扑翼 MAV 在飞行空间其机体受力分析进行深入研究, 重点分析机翼空气动力及空气动力矩的产生原理, 得出了扑翼 MAV 的飞行姿态动力学模型及数学模型, 并对其动力学模型进行了数值仿真验证.

1 机体受力分析

1.1 机身动力分析

将扑翼 MAV 机体分为机身和机翼两部分来研究, 则机身所受外力由三部分组成: 空气动力、重力和机翼作用于机身的驱动力. 作用在机身上的空气动力沿机身坐标系可分解为

$$\text{阻力} \quad D = \frac{\rho}{2} c_x V^2 S_b$$

$$\text{升力} \quad L = \frac{\rho}{2} c_y V^2 S_b$$

$$\text{侧向力} \quad S = \frac{\rho}{2} c_z V^2 S_b$$

其中, ρ 为空气密度; $c_x = 2\cos^2\alpha$, $c_y = \sin 2\alpha$, $c_z = -\sin 2\beta$ 分别为机身的阻力、升力和侧向力系数 (α 为机身攻角; β 为机身侧滑角); V 为机身速度; S_b 为机身的特征面积. 机身的重力在机身坐标系上可分解为 $G_x = -mg\sin\vartheta$; $G_y = -mg\cos\vartheta$; $G_z = 0$. 其中, m 为机体质量; ϑ 为俯仰角. 几个主要坐标系描述见图 1: $OXYZ$ 为地面坐标系、 ox_1yz_1 为机身坐标系、 $\alpha x_l y_l z_l$ 为左机翼坐标系、 $\alpha x_r y_r z_r$ 为右机翼坐标系.

设机翼作用于机身的驱动力在机身坐标系上

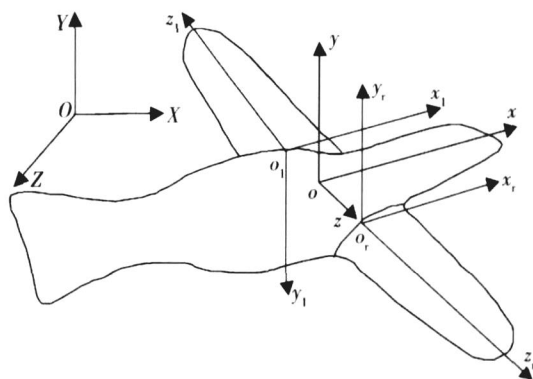


图1 坐标系描述

Fig. 1 Description of coordinate systems

分解为 P_x 、 P_y 、 P_z , 则机身所受总外力为

$$\begin{cases} F_x = -\rho V^2 S_b \cos^2 \alpha - mg \sin \vartheta + P_x \\ F_y = \rho V^2 S_b \sin \alpha \cos \alpha - mg \cos \vartheta + P_y \\ F_z = -\rho V^2 S_b \sin \beta \cos \beta + P_z \end{cases} \quad (1)$$

1.2 机翼气动力分析

通常采用薄且光滑的材质来制作机翼, 所以机翼的厚度及运动时其表面所产生的摩擦力可忽略. 由此机翼在运动过程中其翼面所产生的瞬时空气动力可表示为 $F_{\text{inst}} = F_a + F_{\text{trans}} + F_{\text{rot}} + F_{\text{wc}}$. 其中, F_a 为来流附加质量产生的惯性力; F_{trans} 为机翼延后失速产生的瞬时平移力; F_{rot} 为机翼平移和扭转运动的相互作用而产生的扭转循环力; F_{wc} 为机翼运动方式的改变而产生的尾流捕获力^[3].

当机翼加速挥摆运动的时候, 由于来流的实际质量不可忽略, 便在机翼面上形成了作用力. 在只考虑机翼扭转和扑动两个自由度运动时, 这个力可忽略. 事实上, 在飞行器较少有加速运动的情况下, 此力的作用很小. 尾流捕获力是当机翼运动方式改变时, 与前一扑翼周期产生的气流相互作用所产生的力, 它能提高机翼的升力, 是一种非稳态力. 在飞行器极少作大幅度姿态变换和速度变化时, 此力可不予考虑. 而实验证实, 尾流捕获产生的升力并不大. 延后失速力也称平移力, 是一种稳态力. 这个力由升力和阻力两部分组成, 方向分别与速度方向垂直和相反. 忽略翼面的交替力矩, 则在机体坐标系中其方程分别为^[3-5]

$$F_L = \frac{\rho}{2} G_L u^2 \int c(\zeta) d\zeta \quad (2)$$

$$F_D = \frac{\rho}{2} G_D u^2 \int c(\zeta) d\zeta \quad (3)$$

扭转循环力是由机翼的平移和扭转运动的相互作用产生的, 方向垂直于机翼面. 在机体坐标系中, 其方程为^[3-5]

$$F_{\text{rot}} = \rho C_{\text{rot}} \omega c^2 R \int_0^c \zeta d\zeta \quad (4)$$

在方程(2)~(4)中, C_L 、 C_D 为无量纲的升力和阻力系数,与机翼的瞬时攻角 α_w 有关,经验计算公式^[6]为 $C_L = 0.225 + 1.58 \sin(2.13\alpha_w - 7.20^\circ)$, $C_D = 1.92 - 1.55 \cos(2.04\alpha_w - 9.82^\circ)$; C_{rot} 为无量纲扭转力系数,它是扭转轴到机翼前沿距离与机翼弦长的比值 k 的函数,即 $C_{\text{rot}} = \pi(0.75 - k)$; u 为机翼的平移速度; ω 为机翼的扭转角速度; c 为机翼平均弦长; R 为翼长,即翼根到翼梢的距离; $c(\zeta)$ 为沿翼展方向距翼根 ζ 处的机翼弦长。

需要注意的是,上面机翼各气动力方程是对单翼的分析,而飞行器具有对称的双翼,所以在具体计算时应对飞行器左、右机翼分别进行计算,然后对同方向的力矢量进行累加。

设扑动角为扭转轴 z_l (或 z_r) 与机体 oxz 面的夹角,若 z_r 轴指向 oxz 面上方,则右翼扑动角 ϕ_r 为正,反之为负;若 z_l 轴指向 oxz 面下方,则左翼扑动角 ϕ_l 为正,反之为负。设扭转角为扭转前后扑动轴 x_l 与 x_l' (或 x_r 与 x_r') 的夹角,若 x_r 轴指向 oxz 面上方,则右扭转角 ϕ 为正,反之为负;若 x_l 轴指向 oxz 面下方,则左扭转角 ϕ 为正,反之为负。设翼面气动中心在左、右机翼坐标系中的坐标均为 $(\xi, 0, \zeta)$,由机翼坐标系与机身坐标系的转换矩阵

$$L_l = \begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi & 0 \\ -\sin\phi\cos\phi & \cos\phi\cos\phi & -\sin\phi \\ \sin\phi\sin\phi & -\cos\phi\sin\phi & -\cos\phi \end{bmatrix}$$

$$L_r = \begin{bmatrix} \cos\phi & -\sin\phi & 0 \\ \sin\phi\cos\phi & \cos\phi\cos\phi & \sin\phi \\ -\sin\phi\sin\phi & -\cos\phi\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}$$

将其转换到机身坐标系中并对任意时间 t 求导,可得到该点在机身坐标系中的速度矢量(省去参量 t)

$$v_l = (-\dot{\xi}\phi\sin\phi,$$

$$-\dot{\xi}\phi\cos\phi\cos\phi + \dot{\xi}\phi\sin\phi\sin\phi - \dot{\zeta}\phi\cos\phi,$$

$$\dot{\xi}\phi\cos\phi\sin\phi + \dot{\xi}\phi\sin\phi\cos\phi + \dot{\zeta}\phi\sin\phi)$$

$$v_r = (-\dot{\xi}\phi\sin\phi,$$

$$\dot{\xi}\phi\cos\phi\cos\phi - \dot{\xi}\phi\sin\phi\sin\phi + \dot{\zeta}\phi\cos\phi,$$

$$-\dot{\xi}\phi\cos\phi\sin\phi - \dot{\xi}\phi\sin\phi\cos\phi - \dot{\zeta}\phi\sin\phi)$$

机身速度 v 在机身坐标系可分解为

$$v_b = (V\cos\alpha\cos\beta, -V\sin\alpha\cos\beta, V\sin\beta)$$

所以左、右机翼在机身坐标系中的速度矢量分别为 $u_l = v_l + v_b$ 和 $u_r = v_r + v_b$,将其代入方程(2)~(4),即可得到飞行器左、右机翼所产生的气动力为

$$F_l = F_{Ll} + F_{Dl} + F_{\text{rot}l} \quad (5)$$

$$F_r = F_{Lr} + F_{Dr} + F_{\text{rot}r} \quad (6)$$

注意,因阻力方向与机身前向方向相反,所以,方程(5)~(6)中的 F_{Dr} 和 F_{Dl} 在机身坐标系的纵轴分量应取负号。进行同向分解可得到机翼作用于机体的气动力(驱动力)为

$$\begin{cases} P_x = F_{Llx} - F_{Dlx} + F_{\text{rot}lx} + F_{Lrx} - F_{Drx} + F_{\text{rot}rx} \\ P_y = F_{Lly} + F_{Dly} + F_{\text{rot}ly} + F_{Lry} + F_{Dry} + F_{\text{rot}ry} \\ P_z = F_{Llz} + F_{Dlz} + F_{\text{rot}lz} + F_{Lrz} + F_{Drz} + F_{\text{rot}rz} \end{cases} \quad (7)$$

1.3 机翼气动力矩分析

设机翼坐标原点与机身坐标原点距离为 η ,将气动中心坐标 $(\xi, 0, \zeta)$ 转换到机身坐标系有

$$k_l = (\xi\cos\phi, -\xi\sin\phi\cos\phi - \zeta\sin\phi, \xi\sin\phi\sin\phi - \zeta\cos\phi - \eta) \quad (8)$$

$$k_r = (\xi\cos\phi, \xi\sin\phi\cos\phi + \zeta\sin\phi, -\xi\sin\phi\sin\phi + \zeta\cos\phi + \eta) \quad (9)$$

作用在机身上的气动力对质心的力矩为

$$M_w = P \times k \quad (10)$$

将式(7)~(9)代入式(10),整理后得机翼滚转力矩、偏航力矩、俯仰力矩分别为

$$M_{wx} = F_{ry}(\xi\sin\phi\sin\phi - \zeta\cos\phi - \eta - F_{ly}(\xi\sin\phi\sin\phi - \zeta\cos\phi - \eta + F_{rz}(\xi\sin\phi\cos\phi + \zeta\sin\phi) - F_{lz}(\xi\sin\phi\cos\phi + \zeta\sin\phi)) \quad (11)$$

$$M_{wy} = F_{rx}(-\xi\sin\phi\sin\phi + \zeta\cos\phi + \eta + F_{lx}(\xi\sin\phi\sin\phi - \zeta\cos\phi - \eta - F_{rz}\xi\cos\phi + F_{lz}\xi\cos\phi) \quad (12)$$

$$M_{wz} = F_{ry}\xi\cos\phi + F_{ly}\xi\cos\phi - F_{rx}(\xi\sin\phi\cos\phi + \zeta\sin\phi) + F_{lx}(\xi\sin\phi\cos\phi + \zeta\sin\phi) \quad (13)$$

说明:因为机翼的运动是周期运动,所以在实际应用时机翼的空气动力及空气动力矩要取一个扑翼周期的平均值。

2 飞行姿态动力学模型^[7-9]

2.1 飞行器绕质心转动的运动学方程

由地面坐标系与机身坐标系间的转换关系有^[10]

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \vartheta & 1 \\ \sin \Psi & \cos \vartheta \cos \Psi & 0 \\ \cos \Psi & -\cos \vartheta \sin \Psi & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中, ϑ, θ, Ψ 为姿态角, 即俯仰角、偏航角、滚转角; p, q, r 分别为滚转角速度、偏航角速度、俯仰角速度. 将式(14)整理后可得飞行器绕质心转动的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{\vartheta} = q \sin \Psi + r \cos \Psi \\ \dot{\theta} = (q \cos \Psi - r \sin \Psi) / \cos \vartheta \\ \dot{\Psi} = p - \tan \vartheta (q \cos \Psi - r \sin \Psi) \end{cases} \quad (15)$$

2.2 飞行器绕质心转动的动力学方程

设机身坐标系相对地面坐标系转动角速度为 $\Omega = (p, q, r)$; 作用在机身质心总动量矩为 H . 则在机身坐标系上机体绕质心转动的动力矩为

$$\delta H / \delta \Omega + \Omega \times H = M_b + M_w \quad (16)$$

其中, 动量矩 H 可表示为: $H = J \cdot \Omega$, $J = (J_x, J_y, J_z)$ 为机身转动惯量; M_b 为机身空气动力矩. 故由此有

$$\delta H / \delta \Omega = (J_x \dot{p}, J_y \dot{q}, J_z \dot{r}) \quad (17)$$

$$\Omega \times H = ((J_z - J_y) r q, (J_x - J_z) p r, (J_y - J_x) q p) \quad (18)$$

将式(17)~(18)代入式(16), 整理后可得飞行器绕质心转动的动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{p} = ((J_y - J_z) r q + M_{bx} + M_{wx}) / J_x \\ \dot{q} = ((J_z - J_x) p r + M_{by} + M_{wy}) / J_y \\ \dot{r} = ((J_x - J_y) q p + M_{bz} + M_{wz}) / J_z \end{cases} \quad (19)$$

$$\text{其中, } M_{bx} = \frac{\rho}{2} m_x V^2 S_b l; M_{by} = \frac{\rho}{2} m_y V^2 S_b l;$$

$M_{bz} = \frac{\rho}{2} m_z V^2 S_b l$. m_x, m_y, m_z 为滚转、偏航、俯仰力矩系数; l 为机身有效长度.

2.3 机翼运动方程

通过对鸟和昆虫在飞行过程中翅膀运动姿态的观察^[11], 机翼的运动可用下面方程模拟

$$\begin{cases} \phi(t) = \phi_l \sin(2\pi f t - \lambda) \\ \phi(t) = -\phi_r \sin(2\pi f t - \lambda) \\ \phi(t) = -\phi_l \cos 2\pi f t + \Delta \phi \\ \phi(t) = \phi_r \cos 2\pi f t + \Delta \phi \end{cases} \quad (20)$$

其中 $\phi(t), \phi_l(t), \phi_r(t), \phi_l, \phi_r$ 为左右扭转角和扑动角的实时值; $\phi_l, \phi_r, \phi_l, \phi_r$ 为左右扭转角和扑动角的最大值; $\Delta \phi_l, \Delta \phi_r$ 为扑动角的修正值; f 为扑翼频率; λ 为扭转与扑动的相位差.

3 飞行姿态数学模型

由上述分析可知, 方程(15)、(19)~(20)组成了扑翼 MAV 飞行姿态动力学模型. 飞行器在飞行时的姿态控制就是对三个姿态角 ϑ, θ, Ψ 的控制, 这是通过实时调节扑翼角 $\phi(t), \phi_l(t), \phi_r(t), \phi_l(t), \phi_r(t)$, 从而实时改变机翼的气动力矩 M_{wz}, M_{wy}, M_{wx} 来间接实现的. 对上述动力学模型整理, 扑翼 MAV 姿态控制系统的数学模型可简化为如下状态方程形式

$$D(X) \ddot{X} + F(X, \dot{X}) = U \quad (21)$$

其中, X 为被控状态矢量; U 为控制输入矢量; $D(X)$ 为系统系数矩阵; $F(X, \dot{X})$ 为系统矢量函数; 并且

$$\begin{aligned} X &= \begin{bmatrix} \vartheta \\ \theta \\ \Psi \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{bmatrix}, U = \begin{bmatrix} M_{wz} / J_z \\ M_{wy} / J_y \\ M_{wx} / J_x \end{bmatrix}, \\ D(X) &= \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\cos \vartheta \sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \vartheta \cos \Psi & 0 \\ 0 & \sin \vartheta & 1 \end{bmatrix}, \\ f_1 &= \dot{\vartheta} \Psi \sin \Psi (\sin \vartheta - 1) - \Psi \cos \vartheta \cos \Psi + \{(J_y - J_x) (\theta \sin \vartheta (\dot{\vartheta} \sin \Psi + \dot{\theta} \cos \vartheta \cos \Psi) + \Psi (\dot{\vartheta} \sin \Psi + \dot{\theta} \cos \vartheta \cos \Psi)) - M_{bz}\} / J_z, \\ f_2 &= \Psi \cos \vartheta (\dot{\vartheta} + \dot{\theta} \sin \Psi) + \dot{\vartheta} \sin \vartheta \cos \Psi + \{(J_z - J_x) (\Psi \cos \vartheta \sin \Psi (\theta \sin \vartheta + \Psi) - \dot{\vartheta} \cos \Psi (\theta \sin \vartheta + \Psi)) - M_{by}\} / J_y, \\ f_3 &= \dot{\vartheta} \cos \vartheta + \{(J_z - J_y) (\dot{\vartheta} \cos \Psi (\dot{\vartheta} \sin \Psi + \dot{\theta} \cos \vartheta) + \dot{\vartheta} \Psi \cos \vartheta \sin \Psi (\sin \Psi + 1)) - M_{bx}\} / J_x. \end{aligned}$$

4 仿真研究

为验证所建的扑翼 MAV 飞行姿态模型的正确性, 对其动力学模型进行仿真研究, 而在对飞行姿态系统进行控制时可采用式(21)描述的数学模型. 根据实际扑翼 MAV 模型可设定仿真参数: 翼长 $R = 10 \text{ cm}$; 平均弦长 $\bar{c} = 5 \text{ cm}$; 机体质量 $m = 120 \text{ g}$; 空气密度 $\rho = 1.20 \text{ kg/m}^3$; 平均飞行速度 $V = 5 \text{ m/s}$; 扑翼频率 $f = 12.5 \text{ Hz}$; $\phi_l = \phi_r = 60^\circ$; $\phi_l = \phi_r = 30^\circ$; $\Delta \phi_l = \Delta \phi_r = 20^\circ$; $\lambda = 10^\circ$; $\alpha = 5^\circ$; $\beta = 0^\circ$. 在一个扑翼周期内, 机翼气动力 P_x, P_y, P_z 响应曲线如图2所示; 机翼气动力矩 M_{wz}, M_{wy}, M_{wx} 响应曲线如图3所示; 姿态角 ϑ, θ, Ψ 响应曲线如图4所示.

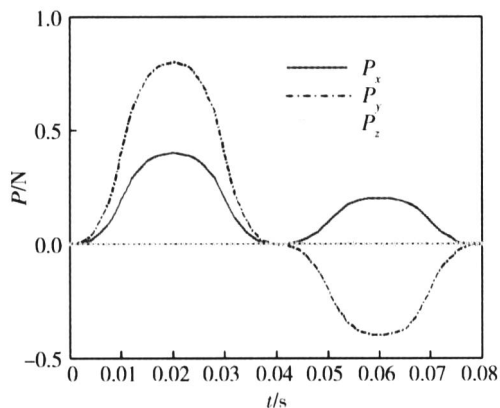


图 2 机翼气动力响应曲线

Fig. 2 Response curves of airfoil aerodynamic forces

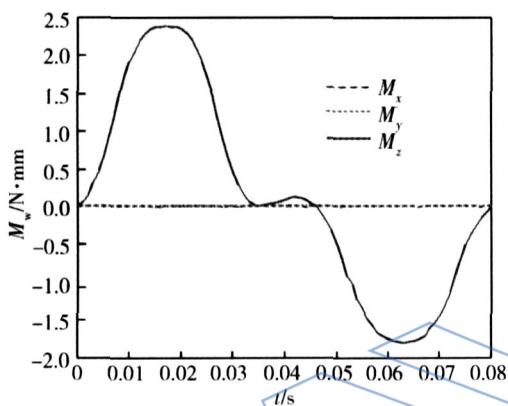


图 3 机翼气动力矩响应曲线

Fig. 3 Response curves of airfoil aerodynamic moments

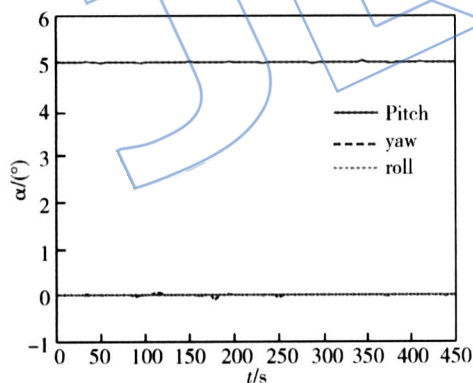


图 4 姿态角响应曲线

Fig. 4 Response curves of attitude angles

由仿真曲线计算可得,机翼平均气动力 $\bar{P}_x = 0.15(\text{N})$; $\bar{P}_y = 0.1(\text{N})$; $\bar{P}_z = 0$. 机翼平均气动力矩 $\bar{M}_{wx} = M_{wy} = 0$; $\bar{M}_{wz} = 0.14(\text{N} \cdot \text{mm})$. 平均姿态角 $\bar{\theta} = 5^\circ$; $\bar{\theta} = \bar{\psi} = 0^\circ$. 可见此飞行方式为直线飞行,若想改变飞行器飞行姿态,可适当调整相应模型参数得以实现.

5 结 论

扑翼 MAV 因其机翼运动、飞行机理的复杂

性,以及非稳定空气动力的影响,在 MAV 的研究领域一直是个难点. 本文通过深入分析鸟和昆虫的飞行原理,并考虑了机械设计方面的因素,对扑翼 MAV 分别进行机身动力、机翼气动力及气动力矩的研究,建立了飞行器飞行姿态动力学模型及数学模型. 对所建动力学模型的仿真结果表明,模型能很好地模拟生物飞行过程中的各种飞行姿态,本研究有很大的理论价值和实用价值.

参考文献:

- [1] Khan Z A, Agrawal S K. Force and moment characterization of flapping wings for micro air vehicle application[C] // In American Control Conference. June 8-10, Portland or USA:2005:1515-1520.
- [2] Lasek M, Pietrucha J, Zlocka M, et al. Analogies between rotary and flapping wings from control theory point of view[R]. AIAA-2001-4002.
- [3] Sane S P, Dickinson M H. The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight[J]. Journal of Experimental Biology, 2002, 205: 1087-1096.
- [4] Balint C N, Dickinson M H. Neuromuscular control of aerodynamic forces and moments in the blowfly, Calliphora vicina[J]. Journal of Experimental Biology, 2004, 207: 3813-3838.
- [5] Masashi H. Calculation method for optimal circulation distribution on a finite span flapping wing[R]. AIAA-2002-3414.
- [6] Sane S P, Dickinson M H. The control of flight force by a flapping wing: lift and drag production[J]. Journal of Experimental Biology, 2001, 204: 2607-2626.
- [7] Schenato L, Campolo D, Sastry S. Controllability Issues in flapping flight for biomimetic micro aerial vehicles (MAVs)[C] // In Proceedings of the 42nd IEEE International Conference on Decision & Control. December, Maui, Hawaii USA: 2003: 6441-6447.
- [8] Lasek M, Pietrucha J, Sibilski K. Micro air vehicle maneuvers as a control problem of flexible flapping wings[R]. AIAA-2002-0526.
- [9] Madangopal R, Khan Z A, Agrawal S K. Energetics based design of small flapping wing air vehicle[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2006, 11(4): 433-438.
- [10] SUN Mao, LAN Shilong. A computational study of the aerodynamic forces and power requirements of dragonfly (Aeschna juncea) hovering[J]. Journal of Experimental Biology, 2004, 207: 1887-1901.
- [11] 刘岚, 方宗德, 侯宇, 等. 微型扑翼飞行器的气动建模分析与实验[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 22-28.

LIU Lan, FANG Zongde, HOU Yu, et al. Aerodynamic modeling and analysis of flapping-wing MAV[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 22-28.