

无尾扑翼无人机动力学建模及仿真

陈登峰¹, 耿建勤², 张温², 刘国²

(1. 西安建筑科技大学 建筑设备科学与工程学院, 西安 710055;

2. 西安建筑科技大学 信息与控制工程学院, 西安 710055)

摘要: 近年来, 仿生无人机在战场侦察和飞行巡逻等方面应用广泛, 使其成为无人机领域的研究热门, 传统仿生无尾扑翼无人机的飞行建模问题通常较为复杂, 计算难度较大, 因此亟待对此类无人机进行飞行控制的研究; 文章针对仿昆虫无尾扑翼无人机的动力学建模问题进行了研究, 基于叶素法、准稳态假设模型以及刚体动力学建模方法, 对机翼运动进行受力分析, 得到机翼的动力学模型; 机体采用刚体动力学方法, 建立无人机飞行模型; 仿昆虫无尾扑翼无人机系统采用PID控制模型对机体纵向动力学模型控制, 以俯仰角 $\pm 15^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$ 阶跃输入方式, 通过实验表明, 系统的超调量分别为15.13%和16.23%, 调节时间分别为0.5 s和1 s, 稳态误差符合实验要求。

关键词: 无尾扑翼无人机; 刚体动力学; 俯仰控制; 准稳态

Dynamic Modeling and Simulation of a Tailless Flapping Wing Robot

Chen Dengfeng¹, Geng Jianqin², Zhang Wen², Liu Guo²

(1. School of Building Equipment Science and Engineering, Xi'an University of Architecture and Technology,

Xi'an 710055, China; 2. School of Information and Control Engineering, Xi'an University of Architecture and

Technology, Xi'an 710055, China)

Abstract: Tailless flapping wing robot (TFWR) was extensively used in battlefield reconnaissance and flight patrols recently years. Widely using of TFWR in different aspects made them become a hot research topic in the field of drones. There exist some problems in traditional bionic TFWR modeling process such as model is too complicate and calculate is too difficult. Therefore, it is necessary to do some researches on flight control of such drones. The paper has done some research on the dynamic modeling process of TFWR based on the blade element method, the quasi-steady-state assumption model and the rigid body dynamics modeling method. According to the force analysis of the wing motion, the dynamic model of the wing is obtained. The flight model of TFWR is established by a rigid body dynamics method. The PID control model is used to control the longitudinal dynamic model of the TFWR, and the step input mode of pitch angle ± 15 degree and ± 30 degree is adopted. The experimental results shows that the overshoot of the system is 15.13% and 16.23% respectively, and the adjustment time is 0.5 s and 1s respectively. The steady-state error meets the requirements of the experiment.

Keywords: TFWR; rigid body dynamics; pitch control; quasi-steady-state

0 引言

无尾扑翼无人机 (tailless flapping wing robot) 属于一种六自由度隐蔽式飞行的微型仿生昆虫飞行器^[1], 具有机体重量轻、体积小、高隐蔽的特点^[2], 是固定翼、旋翼、扑翼无人机中飞行模式最为独特的一种。常规飞行器由机翼提供升力, 发动机或电机提供推力^[3]。四旋翼飞行器由四个独立的电机控制螺旋桨控制飞行姿态^[4]; 固定翼飞行器由动力装置产生前进的推力, 机身固定翼产生升力^[5]; 而扑翼无人机的飞行特点是效仿鸟类或昆虫, 机翼运动像鸟类翅膀扑动, 将俯仰、悬停、横滚、前进等集中于扑翼

系统^[6]。

扑翼无人机常用于战场侦察、飞行巡逻、边境渗透、无线中继、仿生研究等领域, 国内外仿生扑翼型无人机技术在近年取得重大进展, 微型扑翼无人机将升力、转向、悬停、推进集中在一起, 在仿生学以及军事领域有突出的应用前景^[2,7-8]。例如西北工业大学设计的“信鸽”仿鸟扑翼无人机被誉为突防敌方雷达监测的“间谍鸟”^[9], 微型扑翼无人机由于其巨大的应用潜力而引起国内外的热门研究, 其中对无人机飞行控制及建模研究尤为重要^[6]。刘岚^[10]等采用数值模拟的方法研究了扑翼飞行的气动力学问题; 董维中^[11]等提出了一种基于X型的微型扑翼飞行器; 付鹏^[12]提出了一种扑翼专用的扑翼机构, 分析了扑动频率、扑动幅度与推力的关系; A. Roshanbin^[13]等基于双扑翼微型飞行器进行仿生设计, 介绍了基本运动方法; W. L. Chan^[14]用仿真实验得到重心位置变化会产生俯仰力矩。综上针对无尾扑翼无人机的建模研究较少以及扑翼无人机纵向飞行动力学建模过程的复杂问题, 文章提出一种纵向刚体力学模

收稿日期: 2019-11-13; 修回日期: 2019-12-03。

基金项目: 国家自然科学基金项目(51705393); 陕西省教育厅专项科研项目(14JK1408)。

作者简介: 陈登峰(1976-), 男, 陕西西安人, 博士, 副教授, 主要从事建筑环境监测、工业过程节能控制等方向的教学与科研工作。

型, 该模型是建立在 xOz 面的纵向姿态控制, 并进行在不同的俯仰角度下验证模型的有效性。TFWR 升力由两对薄膜机翼扑动产生, 机翼的翼根与中心轴组成二面角, 调节二面角实现无人机的多维运动^[15]。

1 模型及飞行方法

无尾扑翼无人机的计算机辅助设计如图 1 所示, 机翼主要参数如表 1 所示, 机翼采用 X 的设计方式, 在飞行时左右机翼产生频率和幅值相同的扑动, 有效减少机翼引起的振动, 扑动时机翼所受大小相等方向相反的阻力, 使机身所受合力最小。无人机没有尾翼, 飞行的稳定和姿态调整是依靠机翼的扑动和扑动角度实现的。整体由两对电机独立控制的两对机翼组成, 扑动频率独立调制, 每对机翼扑动方向相反, 偏航控制的翼根方向相反。如图 1 翼长为 0.34 m, 机体建模为 $a \times b \times c$ 的长方体模型, 其质量均匀分布, 质心位于几何中心, 机翼推力中心为 COP, COP 与质心在 x 轴的距离为 l_x , COP 与质心在 z 轴的距离为 l_z 为常数。

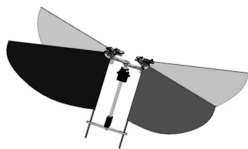


图 1 计算机辅助设计图

机翼由前缘和翼根的两根碳纤维杆和薄膜构成, 由于机翼的翼面采用薄膜构成, 在摆动时翼襟摆动的角度大于前缘杆的摆动角度, 如图 2 所示。TFWR 有 4 个机翼用于推进和控制, 其摆动的方向相反, 因此减少了由机翼阻力对机体的影响。无人机采用无尾翼形式, 通过调整其 4 个机翼的运动实现主动稳定^[16], 机翼参数如表 1 所示。

表 1 无人机参数表

参数	值
翼展	0.34 m
翼长	0.14 m
弦长	0.088 m
幅度	80°
频率	20 Hz

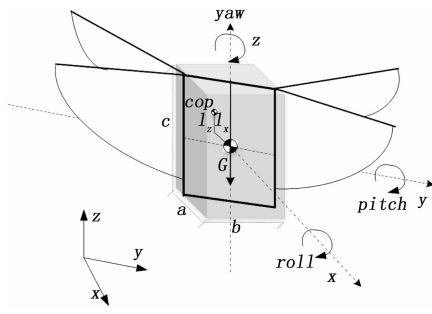


图 2 无人机坐标系

建立无人机坐标系 xyz , 坐标原点 O 与质心重合, 其中 y 轴为原点指向翼根方向, z 轴为原点指向前缘方向, x 轴方向与 yOz 面垂直, xOz 面内的姿态角为俯仰角、 xOy 面内的姿态角为偏航角、 xOy 面内的姿态角为滚转角, 如图 2 所示。研究发现, 仿生扑翼无人机通过机翼的扑动和调整扑动的夹角完成飞行姿态调整, 其过程描述如下: 通过独立调整左右机翼的扑动频率 f , 实现无人机的滚转运动; 通过调整翼根的方向, 实现偏航运动; 通过改变扑动的二面夹角, 实现俯仰运动。其中俯仰力矩是依靠机翼的二面夹角产生, 左右机翼振幅的变化是相同的, 在翼长 $R/2$ 处为机翼的推力中心 COP, 通过调整二面夹角是推力中心与质心偏移产生 l_x , 得到俯仰力矩。

2 动力学模型

2.1 机翼动力学模型

为了准确地描述无人机机翼的动力学特性, 1996 年 C. P. Ellington 对飞蛾等进行风洞测试^[17], 发现在机翼扑动时会由于延时失速从而产生升力, 机翼扑动过程中迎角为正, 产生两次前缘涡为机翼提供升力。采用叶素法^[18]和准稳态模型^[17]对机翼和机体建模, 假设机体瞬时受力仅由机翼运动决定, 同一翼上产生的力以相同的瞬时速度和迎角稳定运动, 作用在机翼平面上的气动力是每一个小展片上的气动力之和, 根据瞬时受力预测出任意运动模式下的机翼动力, 通过计算瞬时气动力进行翼面运动分析。为了计算气动力, 假设有一翼面位移的速度 V 及其迎角 α 如图 3, 将翼面在均匀介质中运动所受合力分解成纵向垂直分量和横向水平分量。

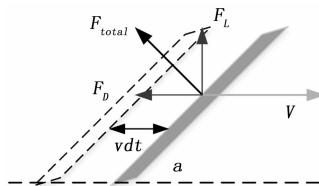


图 3 翼面运动受力

如图 3 所示, 根据准稳态模型假设有一面积为 A 且与水平面夹角为 α 的翼面以水平速度 V 运动, 相对空气就会以速度 V 以及夹角接触翼面, 则得出 $F_{total} = \frac{1}{2} C_1 \sin \alpha \rho A V^2$, 将力 F_{total} 分解为两部分, 分别为平面升力 F_L 和平面阻力 F_D , 则: $F_L = \frac{1}{2} C_1 \sin \alpha \cos \alpha \rho A V^2$, $F_D = \frac{1}{2} C_1 \sin^2 \alpha \rho A V^2$, 其中升力系数 $C_L = C_1 \sin \alpha \cos \alpha$, 阻力系数 $C_D = C_1 \sin^2 \alpha$, C_1 为翼面的正面阻力系数。根据上式可知, 翼面运动的受力与速度的平方成正比, 其中所受升力 F_L 的大小与升力系数和运动速度相关。

基于以上对翼面运动的分析计算, 进一步对无人机机翼运动受力分析。TFWR 包含两对运动对称的机翼, 机翼由前缘、翼根和翼面组成, 每只机翼摆动的幅度和频率相同, 其摆动是根据电机带动运动机构进一步驱动前缘运动,

使得整个翼面扑动。TFWR 采用纵向飞行的运动模式，静止时机翼的翼面与水平面垂直，要使在翼面摆动时与水平面产生的迎角为锐角，则会产生图 3 的翼面效果产生升力分量 F_L ，则设计的翼根与前缘在静止时应大于 90° 如图 4 (a) 所示，机翼运动时所受阻力与翼面垂直，分解为运动阻力 F_D 和运动升力 F_L ，其中机翼的气动力组成如图 4 (b) 所示。

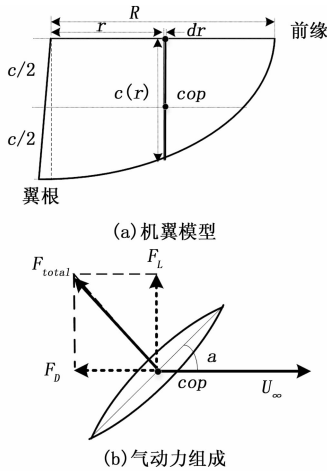


图 4 气动力组成和机翼模型

R 为翼展半径、 $c(r)$ 为弦长、 A 为机翼面积、在前缘和翼根 $1/2$ 处 cop 为机翼合力中心，机翼合力中心运动速度为 $U_{cop} = \frac{R}{2} \dot{\varphi}$ ，扑动频率为 f ，则机翼的无量纲升力为：

$$F_L = \frac{1}{2} \rho C_L \dot{\varphi}^2 \int_0^R c(r) dr \approx \frac{1}{2} \rho C_L A R^2 \dot{\varphi}^2 \quad (1)$$

即：

$$F_L = 2C_L \rho A U_{cop}^2 \quad (2)$$

即：

$$F_L = 2C_L \rho A U_{cop}^2 = 2C_L \rho A (\pi R f)^2 \quad (3)$$

同理得：

$$F_D = 2C_D \rho A U_{cop}^2 = 2C_D \rho A (\pi R f)^2 \quad (4)$$

式中， C_L 、 C_D 根据经验公式 $C_L(\alpha) = 0.225 + 1.58 \sin(2.13\alpha - 1.72)$ ， $C_D(\alpha) = 1.92 - 1.55 \cos(2.04\alpha - 9.82)^{[19]}$ ，其中 U 表示运动机翼推力中心速度， φ 表示运动振幅，升力的计算是根据叶素法在机翼的受力在翼展半径上的积分得到，由式 (4) 知机翼的升力与运动速度的平方成正比，且随着扑动频率增加而增加，机翼的阻力有相同的规律。

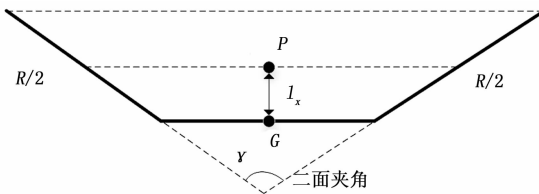


图 5 二面角示意图

无人机的左右两侧各驱动一对机翼，利用机翼扑动以提供升力，相反的机翼对机体的扭力相互抵消，减少机体振荡和应力。无人机在运动时由左右两对机翼在固定扑动频率下产生的合力进行俯仰姿态调整，由于在运行时机翼的摆动频率设定为 20 Hz，假设在周期内按照平均升力计算，则左右机翼的推力在推力中心 COP 处的合力简化为 $F_T = 4c_2 f^2$ ， c_2 为机翼的升力系数。在固定频率模式下每个机翼产生的升力为定值，二面体机构通过调整二面角 γ 即改变 COP 与质心距离 l_x 如图 5 所示。当一个机翼在周期性运动时，除扑动频率外其他参数保持不变，产生的推力只依赖于扑动频率，且不受机体空气速度的影响，利用机翼受力计算得到机翼的扑动频率与其产生升力的关系如图 6 所示，图中横轴表示机翼的扑动频率，纵轴表示单机翼和双机翼的瞬时升力。

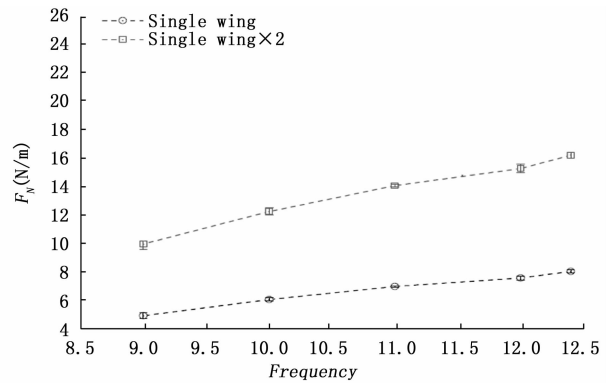


图 6 扑动频率与推力关系

2.2 机体纵向动力学模型

针对无尾扑翼无人机机体姿态动力学建模，文章提出一种无尾扑翼机器人纵向动力学模型，该模型基于刚体动力学分析，用于无人机从悬停到前进，利用机翼产生的升力模型及调节二面角 γ 进行俯仰控制，建立机体力学模型，并对模型进行仿真验证，整体模型结构如图 7 所示。

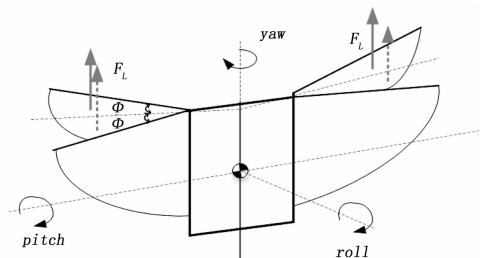


图 7 模型纵向运动示意图

假设无人机是刚性的，机翼和扑动机构没有质量，利用准稳态假设机翼在上扑和下扑过程中以恒定的速度和迎角拍打，则质心是无人机内的一个固定位置，如图 7 所示，根据标准刚体运动方程，无人机的纵向刚体力学模型如图 8 所示。所有气动效应均源于扑翼，且忽略了机体的阻力。

这两对机翼由推力 F 和阻力 D 表示。在模型中, 俯仰转矩是由相对于质心和推力中心的纵向位置 l_x 产生。

在 xOz 平面建立机体纵向动力学模型:

$$m\dot{u} = F_z - D_z - mg \sin\theta - m\dot{v} \quad (5)$$

$$m\dot{v} = F_x - D_x + mg \cos\theta + m\dot{u} \quad (6)$$

在质心处: $I = \frac{M}{\dot{\theta}}$, 即:

$$M = I\dot{\theta} \quad (7)$$

得到纵向动力学方程:

$$m\dot{u} = F_T - K_X f(u - \dot{\theta} l_x) - mg \sin\theta - m\dot{v} \quad (8)$$

$$m\dot{v} = mg \cos\theta - K_X f(v - \dot{\theta} l_z) + mg \cos\theta + m\dot{u} \quad (9)$$

$$I\dot{\theta} = -K_X f(v - \dot{\theta} l_z) l_x - K_Z f(u - \dot{\theta} l_x) l_z \quad (10)$$

式中, m 为质量, I 为沿侧身轴的惯性矩, g 为重力加速度, u 为纵向速度, v 为法向速度, θ 为机体俯仰角度, F_X 纵向机体受力, F_Z 机体法向受力, M 为俯仰力矩, D 为阻力。纵向动力学的模型是根据在 x 轴和 z 轴以及质心处扭矩动力学方程建立, 如图 8 所示。

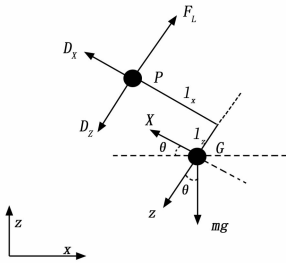


图 8 纵向刚体力学模型

由于模型适用于任何方向的飞行, 所以机翼阻力有纵向和法向分量:

$$D_x = -K_X f v' \quad (11)$$

$$D_z = -K_Z f u' \quad (12)$$

其中: K_X 和 K_Z 为在 x 轴和 z 轴的力系数, u' 和 v' 为 COP 的纵向和法向分量。阻力由扑动频率和推力中心运动速度确定。速度分量以表示为:

$$u' = u - \dot{\theta} l_x \quad (13)$$

$$v' = v - \dot{\theta} l_z \quad (14)$$

式中, l_x 和 l_z 分别表示无人机推力中心与质心在法向和纵向的距离, 其中法向距离 l_x 在俯仰控制中随时间改变, 调节二面角 γ 使得机翼推力中心 COP 偏离机体质心 G 产生 l_x , $l_x = \frac{M}{F_T} \sin\gamma$, 纵向距离 l_z 是固定值。推力 F_L 取决于扑动频率 f , 纵向机体受力、法向机体受力以及俯仰力矩为:

$$F_z = F_T \quad (15)$$

$$F_x = mg \cos\theta \quad (16)$$

$$M = D_x l_x + D_z l_z \quad (17)$$

得到完整的纵向飞行动力学方程:

$$m\dot{u} = F_T - K_X f(u - \dot{\theta} l_x) - mg \sin\theta - m\dot{v} \quad (18)$$

$$m\dot{v} = mg \cos\theta - K_Z f(v - \dot{\theta} l_z) + mg \cos\theta +$$

$$m\dot{u} \quad (19)$$

$$I\dot{\theta} = -K_X f(v - \dot{\theta} l_z) l_x - K_Z f(u - \dot{\theta} l_x) l_z \quad (20)$$

该模型有两个输入量: 二面夹角 γ 和扑动频率 f , 其他参数: 质量 m 、转动惯量 I 、阻力系数 K_X 和 K_Z 、合力中心与质心的纵向位置 l_z 均为测量的值。为了验证模型的有效性, 采用表 2 所示的参数设置。

表 2 参数设置表

参数	名称	值	单位
m	质量	49.4	g
f	扑动频率	20	Hz
c_2	升力系数	0.2	N
K_X	阻力系数	0.000 1	$N \cdot s^2/m$
K_Z	阻力系数	0.001	$N \cdot s^2/m$
I	转动惯量	0.000 142	$kg \cdot m^2$
g	重力加速度	9.81	$m \cdot s^2$
l_z	纵向距离	20	mm

3 仿真及结果分析

在模型验证时, 采用固定扑动频率 20 Hz, 参数设置按照表 2 所示。无尾扑翼无人机系统在 Simulink 中实现的整体模型结构如图 9 所示。仿真模型包含 TFWR 纵向动力学模型和控制系统模型, 控制系统采用 PID 控制模式, 仿真模型的输入值为俯仰设置角度, 输出值有纵向速度、法向速度、俯仰角度、俯仰角速度、俯仰角加速度以及切向距离。

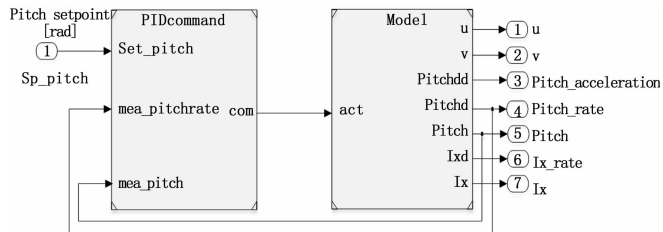


图 9 无尾扑翼无人机控制结构仿真模型

无尾扑翼无人机控制结构如图 9 所示, θ_b 为设定俯仰角, 经过微分环节后得到 $\dot{\theta}_{ref}$, 因机身或机翼运动会产生震荡, 将信号放大后经过低通滤波器处理消除扑动振荡。采用闭环控制方法, 姿态反馈 (IMU) 机体角度和角速度反馈到输入端口。利用控制器及模型进行闭环仿真, 验证 TFWR 在不同的俯仰设定角度下的机体响应一致性、有效性和控制系统的性能。

TFWR 以悬停稳定为出发点, 利用机翼扑动频率与其升力的关系, 得到机体姿态在设定角度下的响应情况。纵向动力学模型通过在 Simulink 中进行实验, 设定俯仰角度为 $\pm 15^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$, TFWR 从平衡状态到响应 $\pm 15^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$ 俯仰角的情况如图 10、图 11 所示。

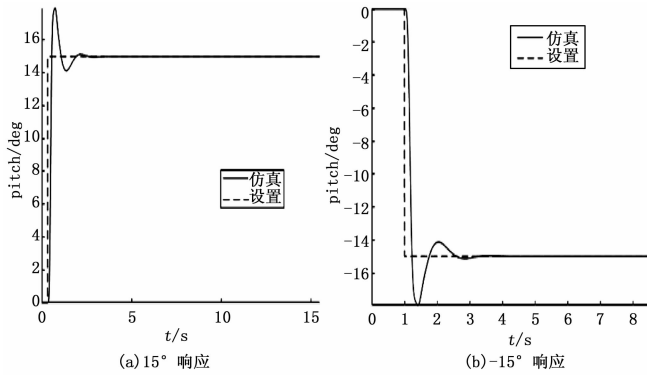


图 10 俯仰无人机响应

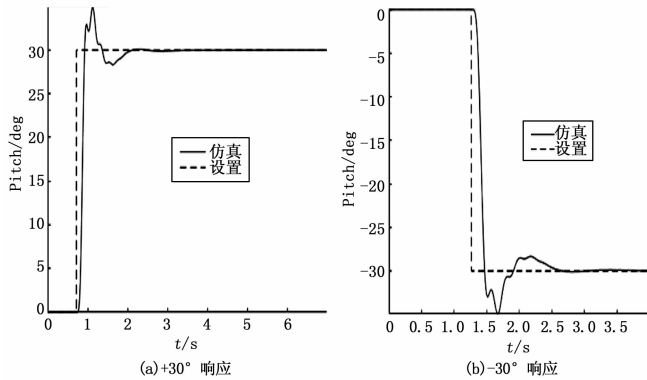


图 11 俯仰无人机响应

由图 10、图 11 仿真计算得到：系统在响应俯仰角度士 15°时：系统的超调量 $\sigma\% = \frac{17.27 - 15.0}{15} \times 100 = 15.13\%$ ，调节时间 $t_s = 0.5\text{ s}$ ；响应俯仰角度士 30°时：系统的 $\sigma\% = 16.23\%$ ， $t_s = 1\text{ s}$ ，可以看出：在大角度阶跃响应时，稳系统响应时间约为 1 s，相比于 15°时的响应调节时间增加，稳态误差较小，可以达到控制要求，符合实验预期。

4 结束语

针对传统仿生扑翼无人机的飞行建模较为复杂、计算难度较大的问题，文章基于叶素法、准稳态假设模型以及刚体动力学建模方法，提出一种基于无尾扑翼的机翼的动力学和机体纵向动力学模型，对机体纵向飞行建模分析，得到机体的三个运动学关系：机体的纵向受力关系、法向受力关系、质心扭力关系。为了验证模型有效性，在 Matlab/Simulink 进行了 TFWR 的闭环仿真实验，设置从平衡位置到 15°、30°俯仰角，实验表明，系统的超调量分别为 15.13%和 16.23%，调节时间分别为 0.5 s 和 1 s，基本以快速响应且稳态误差较小，可以达到控制要求，符合实验预期。

参考文献：

[1] 李航, 何广平, 毕富国. 一类微型扑翼飞行器的滑模自适应

姿态控制 [J]. 空间控制技术与应用, 2018, 44 (5): 84 - 91.

[2] Matěj K, et al. A tailless aerial robotic flapper reveals that flies use torque coupling in rapid banked turns [J]. Science (New York, N. Y.), 2018, 361 (6407).

[3] 杨则允, 李猛, 孙钦鹏. 四旋翼无人机控制系统仿真设计 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (4): 74 - 77.

[4] 王永利. 四旋翼飞行器串级姿态稳定性优化控制研究 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (8): 97 - 101.

[5] 郭展郡, 刘晟含, 郝坤坤. 作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (3): 90 - 93.

[6] 袁昌盛, 李永泽, 谭健. 微扑翼飞行器控制系统相关技术研究进展 [J]. 计算机测量与控制, 2011, 19 (7): 9 - 11.

[7] 周骥平, 武立新, 朱兴龙. 仿生扑翼飞行器的研究现状及关键技术 [J]. 机器人技术与应用, 2004 (6): 12 - 17.

[8] 贺威, 丁施强, 孙长银. 扑翼飞行器的建模与控制研究进展 [J]. 自动化学报, 2017, 43 (5): 685 - 696.

[9] 李丹. 仿生扑翼飞行器：空气动力、扑动与智能控制的完美结合——访长江学者特聘教授、飞行器设计专家宋笔锋 [J]. 航空制造技术, 2018, 61 (8): 22 - 24.

[10] 刘岚, 方宗德, 侯宇, 等. 微型扑翼飞行器的气动建模分析与试验 [J]. 航空动力学报, 2005 (1): 22 - 28.

[11] 董维中, 崔龙, 王志东. 基于动态面的微型扑翼飞行器纵向控制 [J]. 自动化与仪表, 2017, 32 (12): 1 - 4.

[12] 付鹏, 宋笔锋, 梁少然, 等. 扑翼的推力特性与功率特性的实验研究 [J]. 西北工业大学学报, 2016, 34 (6): 976 - 981.

[13] Roshanbin A, Altartouri H, Karásek M, et al. COLIBRI: A hovering flapping twin-wing robot [J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2017: 270 - 282.

[14] Chan W L, Nguyen Q D, Marco. tailless control of a double clap-and-fling flapping wing MAV [A]. International Micro Air Vehicle Competition and Conference 2016 [C]. 2016.

[15] Chan W L, Nguyen Q P. Stability derivatives identification of flapping wing MAV [A]. International Conference on Intelligent Unmanned Systems [C]. At Jeju, South Korea, 2018.

[16] 陈登峰, 耿建勤, 陈鹏文, 等. 一种翼型无人机及其飞行控制方法 [P]. 陕西省: CN110001953A, 2019 - 07 - 12.

[17] Ellington C P. 1984 The aerodynamics of hovering insect flight. IV. Aerodynamic mechanisms [M]. Phil. Trans. R. Soc. B, 1984: 79 - 113.

[18] Au L T K, Phan H V, Park H C. Comparison of aerodynamic forces and moments calculated by three-dimensional unsteady lade element theory and computational fluid dynamics [J]. Bionic Eng., 2017, 14: 746 - 758

[19] Dickinson S 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.