

文章编号:1674-8190(2013)03-333-06

# 变形飞机机翼折叠机构设计及折叠角度测量

王鹏,郑祥明,尹崇,郭述臻

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室,南京 210016)

**摘要:**针对变形飞机机翼变形机构的设计要求,设计由舵机、蜗轮蜗杆机构、平行四边形机构组合而成的机翼变形机构,并设计基于三轴加速度计和DSP处理器的机翼折叠角度的测量算法和控制系统。利用加速度计分别求得机身和机翼相对于参考坐标系的角度,相减即得机身平面与机翼的夹角,制作一架小型折叠翼飞机模型对测量算法进行验证。结果表明:机翼能够稳定折叠在任一给定角度,测量算法准确,机翼实际折叠角度误差在可接受的范围内。

**关键词:**变形飞机;机翼折叠;角度测量;角度控制

**中图分类号:** V249.122

**文献标识码:** A

## Wing Folding Mechanism Design and Angle Measurement for Morphing Aircraft

Wang Peng, Zheng Xiangming, Yin Chong, Guo Shuzhen

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** By combining servo, worm gear mechanism, parallelogram mechanism the wing's transformation structure requirements of morphing aircraft are met in our design. The fold-angle measurement algorithm and control system are designed based on 3-axis accelerometers and DSP(Digital Signal Processing) processor. With the accelerometer, the angles of both fuselage and wing in relation to the reference coordinate system can be measured, and then the resultant angle by taking subtraction can be received. In addition, a small-size plane model with foldable wing is made to verify the design. Results show that the wing has the ability of steadily folding to any given angle in the range from 0 to 90, and the measurement algorithm is precise with the error of fold angle being acceptable.

**Key words:** morphing aircraft; folding wing; angle measurement; angle control

## 0 引言

近年来,国际上对变形翼在无人机上的应用研究越来越广泛。目前,变形翼主要有柔性翼、变后掠翼<sup>[1]</sup>、可变翼展型机翼、可折叠机翼<sup>[2]</sup>等。可折叠翼像海鸥翅膀一样,根据飞行环境的改变或者任

务需要做出相应的折叠,提高了飞行性能,拓展了飞行包线。近年来,提出了一种未来无人作战飞行器的设计概念,其设想是:作为侦察机巡航飞行时机翼不折叠,收到攻击指令后作为攻击机加速飞行,内翼段上反折叠并且折叠角随着飞行马赫数增加而增大,通过机翼的折叠变形使飞行器快速进入高速突防或冲刺阶段,打击敌方的高价值目标。

国内外关于该概念飞行器的相关研究工作主要集中在机构实现<sup>[3-4]</sup>、气动性能<sup>[5-6]</sup>、气动弹性<sup>[7]</sup>等问题上,鲜有折叠翼角度测量与控制的资料,而折叠翼飞机最大的优势在于能够根据任务需要自动精确地改变机翼折叠角从而实现机敏性和速度

收稿日期:2013-04-21; 修回日期:2013-06-20

修回日期:中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2012001)

江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者:王鹏,wangpeng1954@163.com

的改变,因此对折叠角度精确测量与控制的研究显得十分必要和迫切。

传统测量角度的角位移传感器体积较大,不便于安放在空间狭小的机翼转轴处,且使用过程中有机械摩擦,减少了使用次数。而精确控制电机(如步进电机)相对体积和重量较大,且转矩较小,不适合在飞机上使用。

针对折叠翼飞行器的不足,本文设计一种折叠翼飞机机翼的变形机构,变形机构由舵机、蜗轮蜗杆减速机构、平行四边形机构组成,重量轻,体积小。同时设计基于加速度计的测量算法,根据机身和机翼相对参考坐标系的姿态不同而求得夹角,不存在机械摩擦,无使用次数限制。最后在制作的飞机模型上验证测量算法的准确性和控制系统的可靠性。

## 1 折叠翼变形机构设计

本文设计的变形机构由经过改装的舵机、蜗轮蜗杆机构以及平行四边形机构组成,如图1所示。舵机带动蜗杆转动,蜗杆带动蜗轮,蜗轮与内翼段翼梁固连,带动内翼段转动。平行四边形机构具有的固有属性之一是:固定机架,转动其中一个或两个曲柄时,连杆做平动。因此,经过设计,内翼段无折叠角时外翼段水平,内翼段折叠后,外翼段始终保持水平。因蜗轮蜗杆机构有自锁功能,机翼能锁定在任意角度。

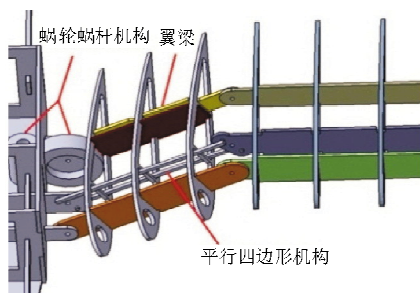


图1 机翼变形机构

Fig. 1 Wing transformation mechanism

常规飞机模型上所用舵机的转动角度范围是 $0^{\circ}\sim 110^{\circ}$ ,由于蜗轮蜗杆传动比较大,如不改装,机翼折叠角范围十分微小,达不到实验要求。对舵机中相应元器件改装后,舵机接收到处理器发来的PWM信号脉宽大于1.538 ms时正转,小于1.538 ms时反转,相等时则锁定位置。

根据飞机巡航飞行和高速突防两种飞行状态的飞行要求,本文设计的折叠翼飞行器的具体方案是:机翼分为内外两段,折叠时通过变形机构控制内翼段反折叠,使之能在 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 范围内变化,而外翼段始终保持水平,避免升力损失过多<sup>[8]</sup>。

不同折叠角时的仿真示意图如图2所示。

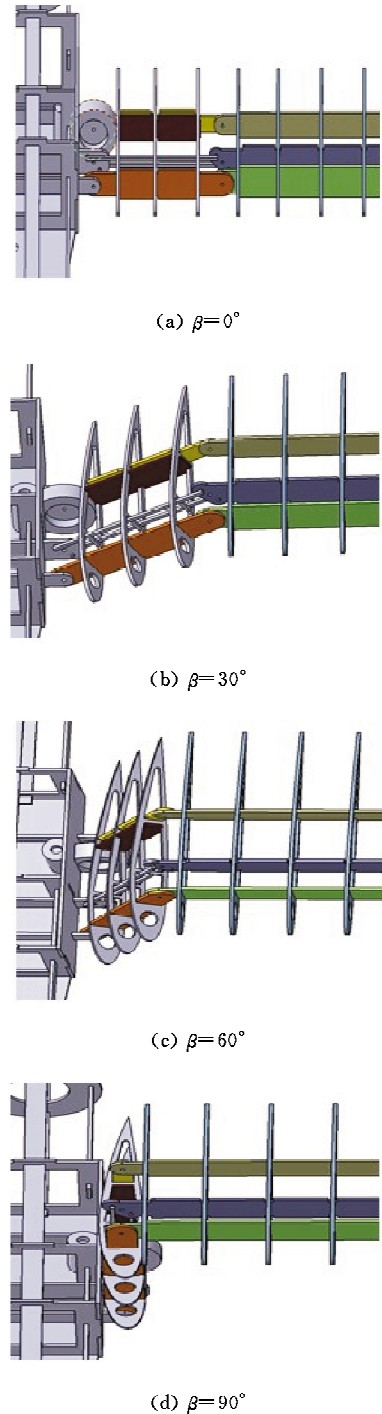


图2 不同折叠角度仿真图

Fig. 2 Aircraft simulation at different fold degrees

## 2 测量算法

在机身平放飞控板,飞控板上含有一个加速度计,在两个内翼段,距离转轴不同长度的同一弦向位置分别放置两个加速度计。

定义参考坐标系,首先确定四个机翼加速度计的安装平面  $\gamma$  和通过重心的机体纵轴  $Ox$  (从机头指向机尾方向为正),其交点作为坐标原点,  $Oy$  轴平行于地平面并包含于  $\gamma$  平面内,指向飞机左侧机翼为正,  $Oz$  轴与  $Ox$ 、 $Oy$  轴构成笛卡尔坐标系。

测量算法的基本思想是:利用加速度关系求出机身和机翼内翼段分别相对于  $Oy$  轴的夹角,其差值即为内翼段和机身之间的夹角。

### 2.1 求机身相对于 $Oy$ 轴的夹角

当一个加速度计处于图 3 所示的姿态时,可以根据其输出的  $y$  和  $z$  方向的加速度值计算其相对于  $Oy$  轴的倾角。图中,  $y$  和  $z$  分别为这两个方向加速度计显示的数值。

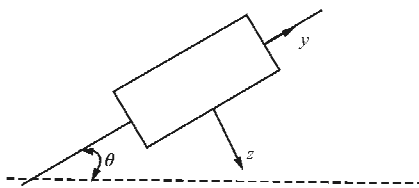


图 3 计算单个加速度计倾角

Fig. 3 Calculating single accelerometer's inclination

由数学知识得到:

$$\theta = \begin{cases} -\arctan\left(\frac{y}{z}\right) & z = 0 \\ \pi - \arctan\left(\frac{y}{z}\right) & y \leq 0, z < 0 \\ -\pi - \arctan\left(\frac{y}{z}\right) & y > 0, z < 0 \\ \frac{\pi}{2} & y > 0, z = 0 \\ -\frac{\pi}{2} & y < 0, z = 0 \end{cases} \quad (1)$$

机身平面内放置加速度计,通过式(1)求出机身平面相对于  $Oy$  轴之间的夹角  $\theta_1$ 。

### 2.2 求机翼内翼段相对于 $Oy$ 轴的夹角

沿着机体坐标系  $x$  轴反方向看,加速度计安装的示意图如图 4 所示。机身上平放一个加速度计,内翼段机翼距离转轴不同距离的两个位置分别

安放一个加速度计。规定机翼加速度以图 4 所示  $z_2$  的方向为正方向,机翼角加速度以  $a_2$  的方向为正方向。图中,  $a_2$  和  $a_3$  是机翼两处的正切直线加速度,  $z_1$ 、 $z_2$ 、 $z_3$  是三个加速度计各自  $z$  方向的读数,  $y_1$ 、 $y_2$ 、 $y_3$  是三个加速度计各自  $y$  方向的读数,  $z'$  是重力加速度在机翼上  $z$  方向上的分量。

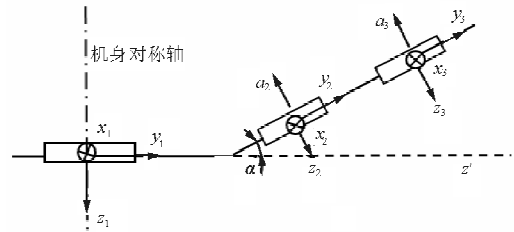


图 4 传感器布置

Fig. 4 Sensors arrangement

为了排除机翼因变速转动而产生的正切直线加速度  $a_2$  和  $a_3$ ,内翼段安装两个加速度计。求解出因倾斜而产生的加速度量  $z'$ ,由于机翼转动较慢,内翼段较短,向心加速度可以忽略不计。

飞机机翼变速转动时,存在以下两个关系式:

$$z_2 = z' - a_2 = z' - R_2 \cdot a_\alpha \quad (2)$$

$$z_3 = z' - a_3 = z' - R_3 \cdot a_\alpha \quad (3)$$

式中:  $R_2$ 、 $R_3$  为加速度计到机翼转轴处的距离;  $a_\alpha$  是内翼段绕翼根轴转动的角加速度。

由式(2)和式(3)求出  $z'$ 。

沿着折叠机翼方向的加速度可取  $y_2$  和  $y_3$  的平均值,从而得出机翼在  $y_2$  方向的加速度量  $y'$ 。

通过式(1)由  $y'$  和  $z'$  求出机翼相对于地平面的夹角  $\theta_2$ 。

### 2.3 求机身与机翼内翼段的夹角

计算两个加速度计的夹角如图 5 所示,将上文所得的  $\theta_2$  和  $\theta_1$  相减,即得机身与机翼的夹角  $\beta$ 。

$$\beta = \theta_2 - \theta_1 \quad (4)$$

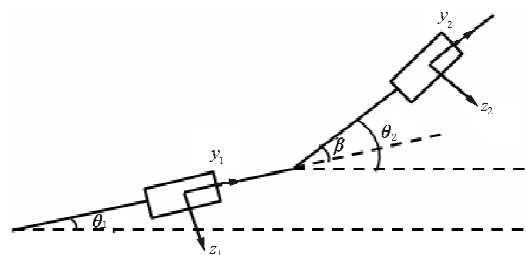


图 5 计算两个加速度计的夹角

Fig. 5 Calculating the angle between two accelerometers

### 3 控制方案

控制系统基本原理是:遥控器将期望折叠角度值发送给机载处理器,机载处理器将信号转换为数值 $\alpha$ 。同时,机载处理器采集加速度计的数值并按照测量算法进行计算,得出实际机翼内翼段相对于机身的折叠角 $\beta$ 。处理器比较 $\alpha$ 和 $\beta$ 的大小,如果 $\alpha > \beta$ ,则处理器驱动舵机正转一个微小的角度,使得机翼折叠角趋向于期望值;如果 $\alpha < \beta$ 时,则处理器驱动舵机反转;如果 $\alpha = \beta$ ,控制舵机锁定转动位置<sup>[9]</sup>。继续比较两个值的大小,驱动或锁定舵机,以此循环往复。基本控制流程如图6所示。

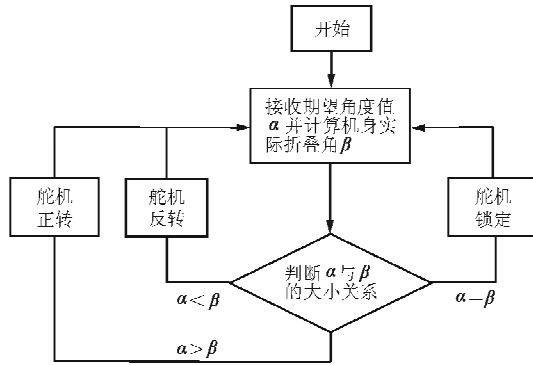


图6 基本控制流程

Fig. 6 Basic control process

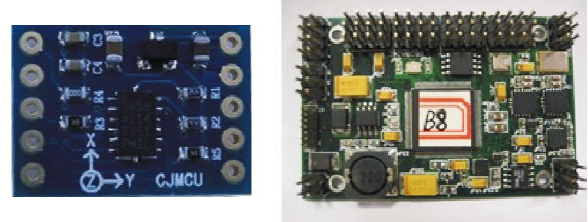
### 4 实验验证

利用加速度模块和飞控板、制作的飞机模型和折叠机构对前述理论算法和控制方案进行实验验证,将实测的角度值、期望值和处理器计算值进行比较,验证算法和控制方案的可行性。

实验室自制的飞控板采用TI公司的处理器TMS320F2811,是TMS320C2000系列产品之一,面向数字控制、运动控制领域。

机翼上采用以ADXL345加速度计为芯片的加速度计模块,如图7所示。ADXL345是一款小而薄的超低功耗三轴加速度计,分辨率高(13位),测量范围达 $\pm 16g$ 。数字输出的数据为16位二进制补码格式,可通过SPI(3线或4线)或I<sup>2</sup>C数字接口访问。飞控板上设计的三轴加速度计为LIS344ALH,输出三通道模拟量电压,通过AD转

换,得出电压值,再通过电压值与加速度的关系得出加速度值。



(a) 三轴加速度计

(b) 飞控板

图7 三轴加速度计和飞控板

Fig. 7 Triaxial accelerometer module and flight control circuit board

折叠机构及控制系统如图8所示。

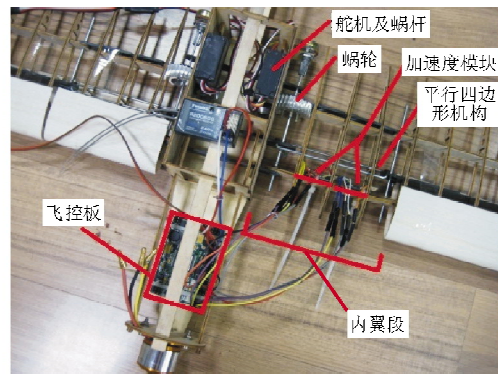


图8 机翼折叠控制机构

Fig. 8 Transformation and control mechanism of folding wing

操作者通过遥控器比例通道发出期望折叠角信号,接收器接到信号后将PWM发送给DSP处理器,处理器经过线性换算求出期望折叠角 $\alpha$ 的大小。根据处理器读取的三个加速度计的三轴加速度数值,计算出机翼内翼段相对于机身的折叠角 $\beta$ ,并判断 $\alpha$ 与 $\beta$ 的大小关系。

处理器不断检测实际折叠角与期望折叠角之间的大小关系,驱动舵机转动或者锁定。

但因加速度计数据的波动误差,即使机翼折叠角未发生变化, $\beta$ 值也会随之发生较小的变动,因此不能严格地比较 $\alpha$ 与 $\beta$ 的大小。当 $\beta$ 处在 $(\alpha -$

$3, \alpha+3$ ) 范围时, 认为实际值等于期望值; 当  $\beta < \alpha - 3$  时, 认为实际折叠角小于期望值; 当  $\beta > \alpha + 3$  时, 认为实际值大于期望值; 即允许误差为  $3^\circ$ 。

详细的控制流程如图 9 所示。

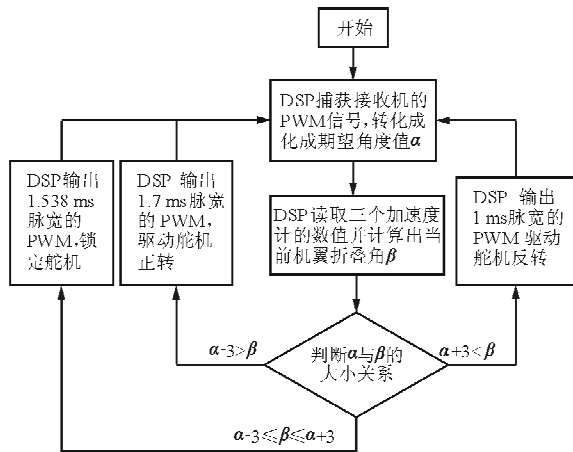


图 9 控制流程图

Fig. 9 Flow chart of control process

实验中折叠角度与期望角度比较吻合, 飞机在任何迎角、滚转角、偏航角下甚至上下左右晃动, 机翼折叠角都不会发生变化, 证明了理论的正确性。实际机翼在  $0^\circ$ 、 $20^\circ$ 、 $45^\circ$  和  $81^\circ$  折叠角情况下如图 10 所示。

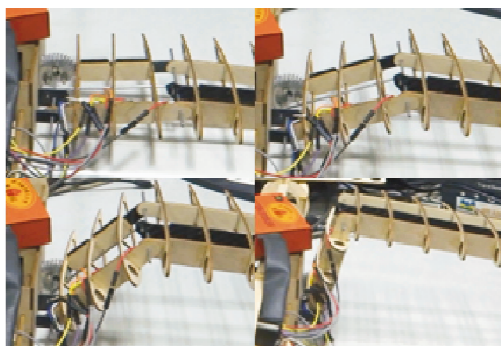


图 10 四种实验情形

Fig. 10 Four kind of conditions in the experiment

实验中在机身和机翼上采集三个点构成三角形, 测量其边长, 解三角形即得机翼与机身之间的夹角。对机翼上选取的 17 个折叠角度进行测量, 并对折叠角的命令输入值、系统计算值和真实值进行采集, 其对比情况如图 11 所示。

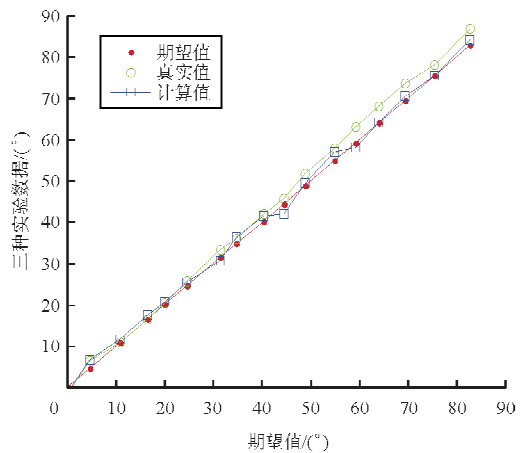


图 11 实验结果比较

Fig. 11 Comparison of results between the expectation, true value and calculated value

从图 11 中可以看出: 计算值比较准确, 只是在  $30^\circ \sim 60^\circ$  之间波动稍大; 当  $\alpha < 45^\circ$  时, 真实值贴近期望值; 当  $\alpha > 45^\circ$  时, 真实值与期望值相差稍大。实验基本实现了预期的要求, 计算值相对于期望值误差在  $3^\circ$  以内。经过分析, 实验中的误差主要来源于四个方面: (1) 加速度计的数据波动, 经过校准后误差较小; (2) 机翼或者机身震颤对加速度计产生较大的影响, 可在加速度计与机体之间加一层吸震材料或滤除数据的高频杂波; (3) 加速度计安装位置和安装角度不可能完全准确; (4) 实际测量机翼折叠角度时存在误差。

## 5 结 论

(1) 本文设计的机翼折叠机构能够实现机翼连续稳定折叠, 大传动比的蜗轮蜗杆机构使得折叠角速度大小合适, 并能实现在任意折叠角的自锁。基于 DSP 和三轴加速度计的测试系统测量角度比较精确, 精度为  $3^\circ$ 。整个测试控制系统能够对机翼的折叠角进行实时、准确、稳健地控制。

(2) 由于微机电系统所具有的高可靠性和低成本的特点, 此系统和算法可以在折叠翼飞行器中广泛地应用。

### 参考文献

[1] 程勇. 无人机变后掠翼机构设计及仿真实验研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学工程科学学院, 2010.

- Chengyong. Mechanism design and simulation study of variable sweep wing UAV[D]. Hefei: School of Engineering Science, University of Science and Technology of China, 2010. (in Chinese)
- [2] Mujahid Abdulrahim, Rick Lind. Flight testing and response characteristics of a variable gull-wing morphing aircraft[R]. AIAA-2004-5113, 2004.
- [3] 杜厦. 可折叠翼弹形微型飞行器结构设计[D]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2009.  
Du Sha. Design and research of a fold wing micro aerial vehicle[D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [4] 董文俊, 孙秦. 折叠翼变体飞机的传动机构设计和驱动方式优化分析[J]. 航空工程进展, 2011, 2(1): 84-88.  
Dong Wenjun, Sun Qin. The transmission design and folding wing driving optimization of aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(1): 84-88. (in Chinese)
- [5] 吴健, 昂海松. 可折叠翼变形飞行器气动特性研究[J]. 航空科学技术, 2010(2): 25-28.  
Wu Jian, Ang Haisong. Aerodynamic characteristics of a folding-wing morphing vehicle[J]. Aeronautical Science and Technology, 2010(2): 25-28. (in Chinese)
- [6] Daniel T Grantl, Mujahid Abdulrahim, Rick Lind. Flight dynamics of a morphing aircraft utilizing independent multiple-joint wing sweep[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2010, 2(2): 91-106.
- [7] 姜元平. 可折叠机翼气动弹性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学机电学院, 2009.
- Jiang Yuanping. Research on aeroelasticity of foldable wing [D]. Nanjing: College of Mechanical and Electronic Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese).
- [8] 李强, 李周复, 刘铁中. 折叠变体飞行器风洞试验特种模型设计[J]. 机械设计与制造, 2010(6): 40-42.  
Li Qiang, Li Zhoufu, Liu Tiezhong. The special model design of one morphing aircraft with folding wing for wind tunnel test[J]. Machinery Design & Manufacture, 2010 (6): 40-42. (in Chinese)
- [9] 王利利. 基于DSP的变体机翼SMA驱动器控制系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2009.  
Wanglili. Research of morphing wing SMA driver's control system based on DSP[D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese).

#### 作者简介:

王 鹏(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行控制算法。

郑祥明(1979—),男,博士,讲师。主要研究方向:飞行控制系统、微型飞行器。

尹 崇(1985—),男,硕士。主要研究方向:可变折叠翼飞行器。

郭述臻(1988—)男,博士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、catia 二次开发。

(编辑:赵毓梅)