

基于 PID 算法的自适应四旋翼飞行器

李京杰

(吉林大学 仪器科学与电气工程学院, 吉林 长春)

摘要: 设计了一种自动控制飞行姿态并完成预定轨道的六自由度的欠驱动系统。电子调速器运用检测反电动势的方法控制三相全桥逆变电路从而调节无刷直流电机的转速。以 RENESAS 处理器为主控制器实现四旋翼飞行器的平衡和姿态控制。通过飞行器工作模式的研究, 利用陀螺仪采集到的姿态角数据及超声波测距反馈的高度数据, 运用光电循迹实现了变轨循迹飞行。

关键词: 四旋翼飞行器; 光电循迹; 陀螺仪; 超声波测距

The Four—rotor autonomous Aircraft based on the PID algorithm

Li Jingjie

(School of Instrument Science and electrical engineering, Jilin University, Jilin Changchun)

Abstract: The design of an automatic flight control and complete drive system under the orbit of six degrees of freedom. Method of electronic governor using back EMF Detection and control of Brushless DC motor to control the three-phase full bridge inverter circuit speed. Based on the RENESAS processor as the main controller to achieve balance and posture control four rotary wing aircraft. Through the research of vehicle mode, using data collected by the height of gyro attitude data and ultrasonic distance feedback, using photoelectric tracking the orbit tracking flight.

Keywords: four rotor aircraft; photoelectric tracking; gyroscope; ultrasonic ranging

0 前言

四旋翼飞行器是一种能实现垂直起降的非共轴式多旋翼飞行器。只需通过调节蝶形分布四个旋翼的转速, 实现对飞行姿态的控制。不需要尾翼、起飞要求低、可悬停、易隐蔽, 所以其不仅在军事应用方面具有特殊价值, 在商用、民用方面也有很好的发展前景。

1907 年, 由 Breguet-Richet 发明的世界上第一架四旋翼飞行器 “Gyroplane No. 1” 就飞上了天空。20 世纪中叶, 多旋翼飞行器就已受到国外机构的瞩目, 并取得了显著的研究成果。目前, 国外具有代表性的科研有: 美国的 MIT、斯坦福大

学, 法国贡比涅技术大学, 日本的千叶大学等, 商业团队有德国的 Microdrone, Ascending Technology, 及美国的 Draganfly 等。主要的控制方法有 PID 控制、最优控制、模糊控制、鲁棒控制、非线性控制、自适应控制, 并实现了飞行器的自主飞行。

目前飞行器的研究多集中在非线性控制领域, 由于非线性控制对模型准确性的依赖较强。故 PID 控制更适用于模型误差存在的条件下。本文在 PID 算法、卡尔曼滤波算法、IIC 通信系统的基础上, 运用陀螺仪、超声波传感器、光电开

关和电磁继电器，实现四旋翼飞行器自主飞行。

1 动力学模型的建立

为了获得四旋翼飞行器的数学模型，建立两个基本坐标系即惯性坐标系 Z (OXYZ) 和飞行器坐标系 B (oxyz)，其中 θ 是沿 y 轴俯仰转动的俯仰

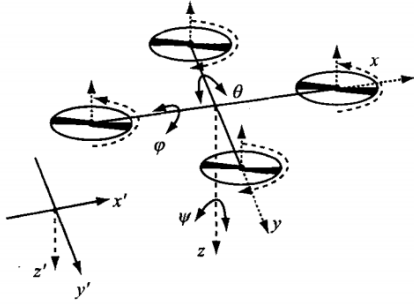


图 1 四旋翼飞行器坐标图

Fig.1 (Four rotor aircraft coordinate)

为了建立飞行器的动力学模型，我们定义以下假设：

- ①四旋翼飞行器看做均匀对称的刚体；
- ②四旋翼飞行器所受阻力和重力不受飞行高度等因素影响，总是保持不变；
- ③四旋翼飞行器各个方向的拉力与推进器转速的平方成正比例；
- ④惯性坐标系 E 的原点与飞行器几何中心及质心位于同一位置。

从而在坐标系 B {x, y, z} 下关于刚体的 3 个平动位移量 x, y, z 和 3 个转动位移量 θ, ψ, ϕ 的牛顿-欧拉方程：

$$m\ddot{\mathbf{B}} = -C^{-1}mg\ell + \ell(\sum_{i=1}^4 F_i) \quad (1)$$

式中 $\ell = [0 \ 0 \ 1]^T$ ， $\sum_{i=1}^4 F_i$ 为 4 个螺旋桨产生的升力。将 (1) 式通过矩阵转换为 A ($\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$) 坐标系下的线运动方程：

$$\begin{cases} \ddot{x} = (F_x - K_x \dot{x})/m = (k_1 \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 (\cos \psi \cos \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) - K_x \dot{x})/m \\ \ddot{y} = (F_y - K_y \dot{y})/m = (k_1 \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 (\sin \psi \cos \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) - K_y \dot{y})/m \\ \ddot{z} = (F_z - K_z \dot{z} - mg)/m = (k_1 \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 (\cos \psi \cos \phi) - K_z \dot{z})/m - g \end{cases}$$

角： ψ 是沿 z 轴方向转动的偏航角； ϕ 是沿 x 轴滚向转动的滚向角（见图 1）。 θ, ψ, ϕ 根据欧

$$C(\theta, \psi, \phi) = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \theta \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \theta \cos \psi \sin \phi - \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

拉角所定义，由此可得变换矩阵：

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (p \cos \theta + q \sin \phi \sin \theta + r \cos \phi \sin \theta) / \cos \theta \\ q \cos \phi + r \sin \phi \\ (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \end{bmatrix}$$

根据欧拉角与飞行器角速度之间的关系可得从四旋翼飞行器刚体的假设，我们得知飞行器质量和结构均匀对称，所以其惯性矩阵可定义为对角阵 I。通过动量矩计算可得到 M 在飞行器坐标系 (oxyz) 下的角运动方程。结合线运动方程和角运动方程可得到四旋翼飞行器的非线性运动方程。

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) U_1 / m, \\ \ddot{y} = (\sin \psi \sin \theta \cos \phi + \cos \psi \sin \phi) U_1 / m, \\ \ddot{z} = (\cos \theta \cos \phi) U_1 / m - g, \end{cases}$$

在无风及慢速飞行的情况下，忽略阻力系数，理想情况得到的数学模型如下

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = [I U_2 + \dot{\theta} \psi (I_y - I_z)] / I_x, \\ \ddot{\theta} = [I U_3 + \dot{\phi} \psi (I_z - I_x)] / I_y, \\ \ddot{\psi} = [U_4 + \dot{\theta} \phi (I_x - I_y)] / I_z, \end{cases}$$

式中 U_1 为垂直速度控制量， U_2 为翻滚输入

控制量， U_3 为俯仰控制量， U_4 为偏航控制量， l 为旋翼中心到坐标系原点的距离。

2 系统硬件构成

本设计是一个光、机、电、无线通信一体的综合设计,在设计中运用了检测技术、自动控制技术和电子技术。系统可分为传感器检测部分和智能控制部分。传感部分包括光电循迹模块、陀螺

仪角度模块、超声波测距模块，智能控制部分包括控制模块、无刷电机模块完成了飞行器的直线飞行，探测标志线等各项任务。系统硬件框图如图 2 所示。

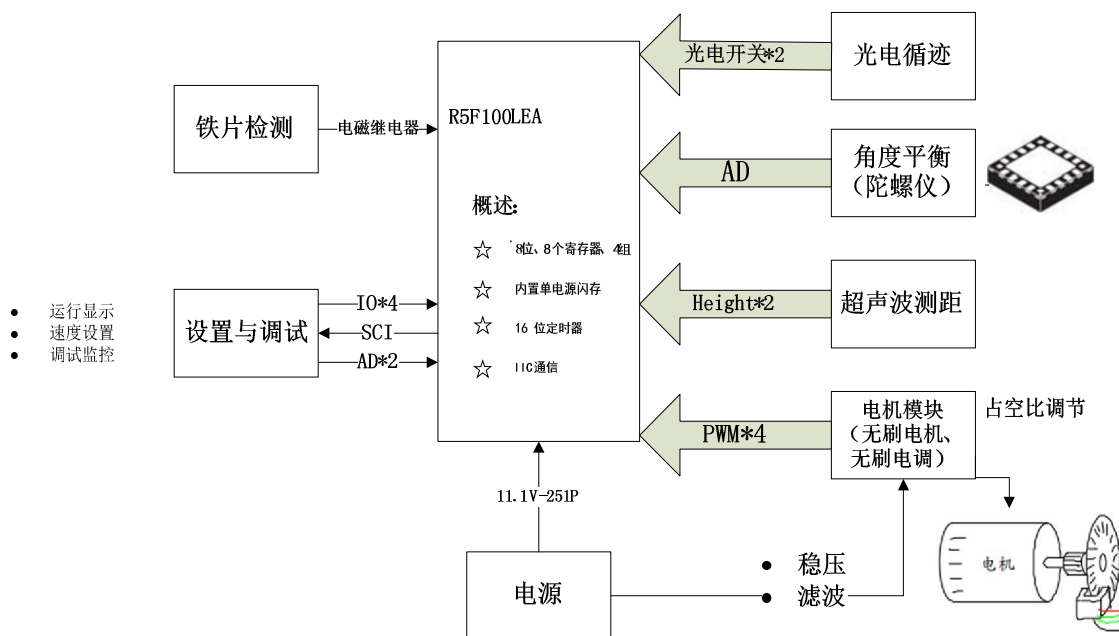


图 2 系统硬件框图

Fig.2 (The system hardware block diagram)

主控芯片采用瑞萨 R5F100LEA 单片机，其 ROM16 至 512 KB，RAM 2 至 32 KB，数据闪存 4/8 KB，8 位 32 个寄存器、内置高速片上振荡器时钟，内置上电复位 (POR) 电路和电压检测电路 (LVD)，16 位定时器并且串行接口 I2C 通信 2 至 8 通道。

角度平衡部分使用 MPU6050 陀螺仪传感器，其 5V/3.3V 电源输入，XDA/XCL 用于外接其他 IIC 接口传感器。SDA，SCL 连接到单片机，INT 产生

中断信号，连接至单片机。AD0 一般接地。VDD 供电电压为 $2.5V \pm 5\%$ 、 $3.0V \pm 5\%$ 、 $3.3V \pm 5\%$ ；VDDIO 为 $1.8V \pm 5\%$ ，内建振荡器在工作温度范围内仅有 $\pm 1\%$ 频率变化。可选外部时钟输入 32.768kHz 或 19.2MHz。

HC-SR04 超声波模块采用 IO 口 TRIG 触距，至少 10us 的高平信号；模自送 8 个 40KHz 的方波，判断是否有信号返回；有信号返回，通 IO 口 ECHO 出一个高平，高平持的就是超声波从射到返回的

距离=(高平*声速(340M/S))/2。只要提供一个10us 以上脉冲触发信号，该模块内部将发出 8 个 40KHz 周期电平并检测回波,一旦检测到有回波信号则输出回响信号，回响信号的脉冲宽度与所测距离成正比。表 1 为 HC-SR04 的电气参数。

电气参数	HS-SR04 超声波模块
工作电压	DC 5V
工作电流	15mA
工作频率	40KHz
最远最近射程	4m/2cm
测量角度	15 度
输入触发信号	10us 的 TTL 脉冲
输出回响信号	输出 TTL 电平信号，与射程成比例
尺寸规格	45*20*15mm

表 1 HC-SR04 电气参数

Table 1 (HC - SR04 electrical parameters)

光电循迹电路使用 E3F－DS10C4 集成断续式光电开关探测器，只要调节探头上的一个旋钮就可以控制探头的灵敏度。该探头输出端只有三根线（电源线、地线、信号线），只要将信号线接在单片机的 I/O 口，然后不停地对该 I/O 口进行扫描检测，当其为高电平时则检测到白纸，当为低电平时则检测到黑线。

动力系统采用直流无刷直流电机驱动旋翼，采用非接触式的电子换向方法消除了电刷磨损。无刷直流电机的控制方法如图 3 所示。传统的直流无刷电机采用梯形波驱动方式,MCU 根据三个霍尔传感器信号调制 PWM 输出。由于在这种控制方式下，电机端电压波形为梯形波，因此也称为梯形波控制。PWM 输出存在 6 种状态,对于每种状态，逆变桥的 6 个功率管中仅有 2 个工作。当 PWM 开通时，电流经过 M1，经过电机及 M6 返回电源。当 PWM 关闭时，续流电流经由 D2 (M2 中的寄生二极管)、电机相线和 M6 返回电源。由于二极管 D2 的

导通压降为 0.6～1V 左右。

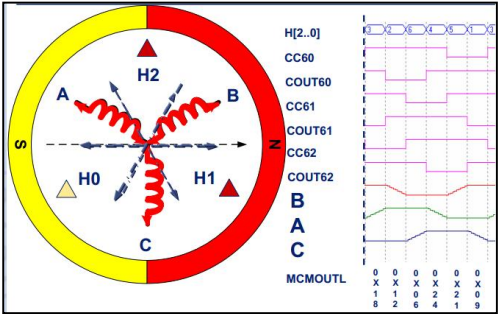


图 3 无刷电机的控制方法原理图

Fig.3 (The principle diagram of the control method of brushless motor)

铁片检测部分，当接近开关没有检测到金属物质时，A 端将输出 0.7 伏高电平，经电压比较器 LM339 调整电压后，向单片机输入标准的 TTL 高电平。当接近开关检测到金属物质时，A 端将输出低电平，输入单片机直接执行外部中断。通过程序，在适当时候向 B 端输出高低电平信号，从而控制电磁铁的开启与关闭，实现铁片的拾起与放下的

功能。

3 控制器设计

PID 控制器（比例-积分-微分控制器）由比例单元 P、积分单元 I 和微分单元 D 组成。通过 K_p 、 K_i 和 K_d 三个参数的设定完成控制规律的设计。PID 控制器的输入一般是系统输出与一个参考值的差值即控制偏差，然后把这个差别用于计算新的控制量，目的是可以让系统的输出达到或式中， K_p 为比例控制增益、 K_i 为积分控制增益， K_d 为微分控制增益， T_i 为积分时间常数， T_d 为微分时间常数。并且对角速度做 I（积分）预算实际得到的就是角度，如果四轴有一个倾斜角度，那么四轴就会自己进行调整，直到四轴的倾角为零，它所产生的抵抗力是与角度成正比的，但是，如果只有 I 的作用，会使四轴迅速产生振荡，因此，必须将 P 和 I 结合起来一起使用，这时候基本上就会得到四轴的效果。如图 4 为 PID 控制系统示意图。

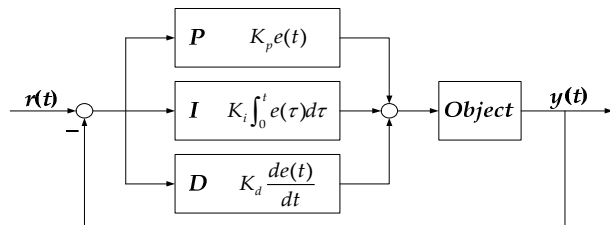


图 4 PID 控制系统示意图

Fig.4 (PID control system schematic diagram)

基于 PID 标准算法，整个模型可以看成由线运动和角运动两个独立的子系统构成，角运动不受线运动的影响，而线运动受角运动的影响。因此使用小扰动法处理，忽略附加小扰动后，可得到四旋翼飞行器的运动方程

$$m \dot{x} = Ax + Bu,$$

$$x = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, p, q, r, \theta, \phi, \psi]^T$$

$$u = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T$$

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\Gamma) d\Gamma + K_d \frac{de(t)}{dt} = K_p [e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\Gamma) d\Gamma + T_d \frac{de(t)}{dt}]$$

连续 PID 控制器一般表达式为式

4 仿真与实验

飞行器调试分为调试准备、静态参数整定、动态参数整定、航模机械调整等各个环节。调试过程中算法程序存在很多参数，虽然理论上可以对参数进行优化计算。但由于受到航模模型精度的影响，计算所得参数也只能作为参考值一调试的起始范围，故需要参数整定。

为了得到最佳的飞行效果并验证设计的姿态控制系统性能，我们进行了飞行试验。其中主要包括三部分：一是通过观察陀螺仪反馈给 MCU 的角度数据控制的无刷直流电机 PWM 波形，调整飞行器的飞行姿态，二是桨、电机影响飞行性能的组合，三是悬停飞行试验。

4.1 无刷电机 PWM 波形实验

通过改变陀螺仪的角增量，使输出波形的占空比发生变化。从而能够达到陀螺仪反馈给 MCU 角度数据，改变四个无刷电机的 PWM 波，使飞行器保持稳定的飞行姿态。如图 5 为不同角增量下 PWM 波形对比图。

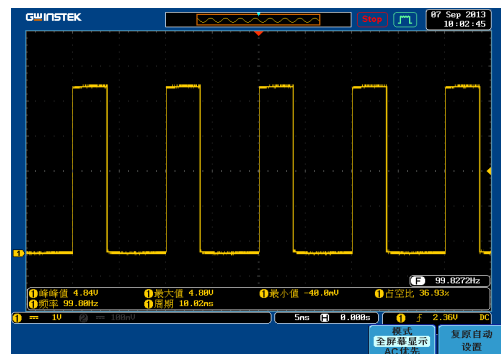


图 5 (a) 无刷电机 PWM 波

Fig.5(a) (Brushless motor PWM wave)

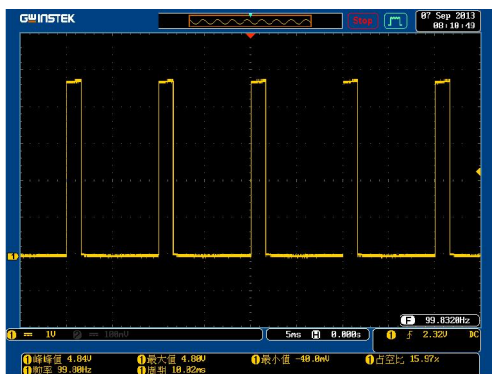


图 5 (b) 无刷电机 PWM 波

Fig.5(b) (Brushless motor PWM wave)

4.2 桨、电机影响飞行性能的组合实验

为验证设计方法的有效性，通过实验对其性能参数做出测试，得出各项参数中飞行器性能的主要因素最优组合，实验数据如表 2 所示。

PWM 值	转速 /($\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$)	电流输出 /A	实际电流 /A	拉力/g
145	4065	42	2.09	166
160	4572	53	2.98	221
224	5612	110	5.23	341
223	5778	123	6.15	312
240	5799	125	6.34	352

表 2 电流、拉力测试

Table 2 (Current, tensile test)

表 2 中 PWM 为串口设置值，范围是 0–255；实际电流值为钳表测量得到；拉力值为电子称测量得到，其余值均为串口直接输出。由于电源电压固定，所以电路的功率与电流成正比。从测量数据可得转速 (4000–6000) r/min 范围内，电机性能稳定。飞行过程中电机转速会达到 5000r/min 以上，但不能太高。电机效率是指拉力相对功率的比值。随着电机转速的增加，电机效率下降且转速越高，下降越快。说明电机线圈的等效电阻增加，整个电机的效率呈下降趋势。在转速

(2000–4000) r/min 范围时，电机效率呈上升趋势，但电机拉力过小。要提供足够拉力，电机速

度又不能过慢，所以一般情况下 (3000–6000) r/min 为理想的电机工作转速。

4.3 悬停飞行试验

悬停实验时先手动操作飞行到空中，待飞行器稳定后停止操作以验证飞行器悬停稳定性，其实验结果如图 6 所示。飞行器能够保持稳定，姿态角变动基本保持在 $\pm 5^\circ$ 以内。

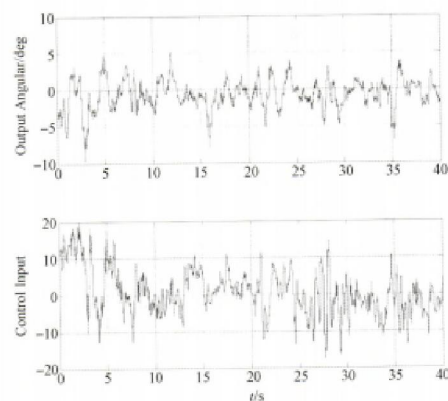


图 6 飞行器悬停实验结果

Fig.6 (Aircraft hover experimental results)

5 结论

本文对四旋翼飞行器的系统设计与研究，不仅成功实现了飞行器平稳飞行，还实现了飞行器循迹飞行和自控高度飞行等。此次设计用到了瑞萨芯片输出 PWM 波控制无刷电机的转速，通过 I2C 通信系统连接 MPU6050 传感器控制飞行器的平衡，并运用了卡尔曼滤波算法、标准 PID 算法，使其达到一致从而保证飞行器稳定飞行。飞行过程中，启动 E3F-DS10C4 光电开关传感器，使飞行器循迹飞行。HC-SR04 超声波传感器实时测量飞行高度，并反馈回瑞萨控制芯片。飞行高度大于 100cm 时，向前飞行通过示高线。测试时，首先设置将四个电机赋相同占空比，通过陀螺仪反馈数据调节电机的 PWM 波，使其转速一致。经过无数次的调试，

电机转速相比已达到 99%。超声波传感器测量飞行高度与实际测量高度也达到 98%相同。电磁铁 100%完成铁片的吸附与投掷。

四旋翼飞行在实验教学中,不仅能够提高大家的创新型思维,还可以培养对于计算机控制和空气动力学的兴趣。将控制学理论与实际相结合。我们希望今后能把飞行器应用到遥感,增加卫星导航系统,更加完善飞行器的设计。

参考文献 (References)

- [1] Mark Euston, Paul Coote, Robert Mahony, Jonghyuk Kim and Tarek Hamel. A Complementary Filter for Attitude Estimation of a Fixed-Wing UAV[J]. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2008. Sept, 22-26 :340-345.
- [2] Sebastian O. H. Madgwick, Andrew J. L. Harrison, Ravi Vaidyanathan. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm[J]. IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics. 2011. 1:1-7.
- [3] X. Deng, L. Schenato and S. S. Sastry, Attitude Control for a Micromechanical Flying Insect Including Thorax and Sensor Models ICRA 2003, Taipei, Taiwan 2003. 23-24.
- [4] Thoralfur Tomas Buchholz, Dagur Gretarsson. Construction of a Four Rotor Helicopter Control System [D]. Technical University of Denmark, 2009. 56-78
- [5] Jakob Bjorn, Morten Kjmrgaard, Martin Sorensen. Autonomous hover flight for a quadrotor helicopter [D]. AALBORG UNIVERSITY, 2007. 1-100
- [6] Tommaso Bresciani. Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter[D]. Department of Automatic Control Lund University, 2008. 13-14
- [7] Yiting Wu. Development and Implementation of a Control System for a quadrotor UAV[D]. University of Applied Science Ravensburg-Weingarten, 2009. 34-54
- [8] 吴东国. 基于四旋翼飞行器平台的低空遥感技术在公路环境调查中的应用[J]. 公路交通技术. 2012. 第 6 期:137-138.
- [9] 姬江涛, 扈菲菲, 贺智涛, 杜新武, 刘剑君. 四旋翼无人机在农田信息获取中的应用[J]. 农机化研究. 2013. 第 2 期:1-4.
- [10] 赵晨, 杜勇. 四旋翼无人机在输电线路巡视中的应用[J]. 湖北电

力. 2012. 第 36 卷第 6 期:35-36.

- [11] 王冬来, 吕强, 刘峰. 小型四轴飞行器动力学参数测定方法设计[J]. 科技导报. 2011. 第 29 卷第 36 期:42-45.