

基于传感器校正与融合的农用小型

无人机姿态估计算法

彭孝东¹ 张铁民¹ 李继宇¹ 陈瑜¹

摘 要 实时姿态信息获取是运用农用小型无人机 (Unmanned aerial vehicle, UAV) 进行变量作业控制的重要环节, 本文采用 STM32 单片机、微机电系统 (Micro-electro mechanical system, MEMS) 加速度计、陀螺仪、磁强计和无线收发模块设计出农用小型无人机姿态实时解算系统, 文中对三轴数字传感器的校正方法以及基于四元数和梯度下降法的多传感器融合姿态估计做了详细的介绍与推导. 结果表明, 在 72 MHz 时钟频率下模拟集成电路总线 (Inter-integrated circuit, IIC) 传感器数据采集及滤波消耗 6.2 ms, 迭代步长 β 取 0.8, 一次姿态解算消耗约 0.96 ms, 数据更新频率可达 100 Hz, 能满足实时性要求. 经测试在静态时俯仰角和翻滚角输出的平均绝对误差小于 1.5° , 偏航角平均绝对误差小于 2.9° , 小幅震动条件下的俯仰角、翻滚角和偏航角平均绝对误差增加 $1^\circ \sim 2^\circ$ 左右. 这表明该传感器校正方法与姿态融合算法实用有效, 能为农用小型无人机的飞行控制与变量作业实施提供准确的姿态数据.

关键词 农用小型无人机, 传感器融合, 姿态估计, 传感器校正, 梯度下降法

引用格式 彭孝东, 张铁民, 李继宇, 陈瑜. 基于传感器校正与融合的农用小型无人机姿态估计算法. 自动化学报, 2015, 41(4): 854–860

DOI 10.16383/j.aas.2015.c140277

Attitude Estimation Algorithm of Agricultural Small-UAV Based on Sensors Fusion and Calibration

PENG Xiao-Dong¹ ZHANG Tie-Min¹ LI Ji-Yu¹
CHEN Yu¹

Abstract The real-time attitude information of agricultural small unmanned aerial vehicle (UAV) is a key factor to the decision and operation for variable rate program in precision agriculture. A real-time attitude estimation system of agricultural small UAV is designed here which consists of a microprocessor STM32, micro-electro mechanical system (MEMS) inertial sensors, and wireless transceiver module nRF24L01a. Detailed description and derivation of sensor calibration method and the multi-sensor fusion algorithm of attitude estimation based on quaternion derivation and the gradient descent algorithm are presented in the paper. Experimental results show that the sensor data acquisition and filtering consumes about 6.2 ms, and the algorithm consumes about 0.96 ms with the step size $\beta = 0.8$ in the 72 MHz clock frequency and soft IIC (Inter-integrated circuit). The update frequency of attitude data up to 100 Hz can meet real-time requirements. Statistics shows that the static mean absolute errors of pitch and roll are below 1.5° and the mean absolute errors of yaw are below 2.9° . The mean absolute error of pitch, roll and yaw will be increased by $1^\circ \sim 2^\circ$ under the condition of micro-vibration of low frequency. It is indicated that the attitude estimation fusion algorithm and sensors calibration method are practical and effective which could provide accurate attitude data for precision flight control and variable operations implementation of agricultural small UAV.

Key words Agricultural small unmanned aerial vehicle (UAV), sensor fusion, attitude estimation, sensor calibration, gradient descent algorithm

Citation Peng Xiao-Dong, Zhang Tie-Min, Li Ji-Yu, Chen Yu. Attitude estimation algorithm of agricultural small-UAV based on sensors fusion and calibration. *Acta Automatica Sinica*, 2015, 41(4): 854–860

农用小型无人机是指装备了作业器具的可用于农林田间作业的各种固定翼无人机和旋翼无人直升机. 旋翼无人直升机具有不需要跑道、尺寸小、能垂直起飞和着陆、悬停、纵飞、侧飞和快速转变航向、操控灵活等优点, 近年来逐渐应用在农业、林业、气象以及农情监测遥感等领域^[1–3].

在农林业应用上, 小型无人机由于体积小、质量轻、负载能力有限, 多以低空低速遥控飞行作业为主. 飞行作业中传感器数据、机身姿态参数的正确获取, 无论是对无人机飞行控制还是对飞行变量作业时的作业器具变量控制, 都具有重要意义^[4–5]. 姿态航向参考系统 (Attitude and heading reference system, AHRS) 能够提供精确的姿态信息, 但 AHRS 系统价格昂贵, 有的体积大而笨重. 基于微机电系统 (Micro-electro mechanical systems, MEMS) 的惯性传感器如加速度计、陀螺仪等具有体积小、功耗低、质量轻、成本低等优点广泛应用于物体的姿态监测中. 但 MEMS 传感器精度偏低, 在使用前需要进行误差标定补偿, 同时设计合适的传感器融合算法, 才能获得较为精确的姿态信息^[6–9].

本文使用低成本商用 MEMS 传感器和具有 ARM Cortex-M3 内核的微处理器 STM32F103VET、无线收发模块组成姿态测量系统, 首先给出传感器进行校正方法, 然后采用四元数姿态估计、梯度下降法多传感器融合算法将解算后的姿态信息实时传送回接收终端, 最后由上位机模拟实时显示无人机的姿态状况和位姿信息.

1 姿态测量系统硬件组成

对物体姿态的测量主要用到的器件有磁强计、加速度计和陀螺仪等惯性量测单元, 鉴于重量和体积考虑, 文中选用的量测单元均为 MEMS 数字传感器, 分别是三轴数字加速度计 ADXL345、三轴数字陀螺仪 L3G4200D 和三轴数字磁强计 HMC5883L.

1.1 三轴数字加速度计传感器 ADXL345

ADXL345 是 ADI 公司推出的一款超低功耗三轴数字加速度计, 具有高达 13 位的分辨率, $\pm 16g$ 的测量范围, 3.9 mg/LSB (Least significant bit, LSB) 的灵敏度, 集成式存储器管理系统采用一个 32 级先进先出 (First in first out, FIFO) 缓冲器, 可以存储 32 个最近的加速度数据, 工作在流模式 (Stream mode) 下 FIFO 缓冲器能大大降低微处理器负荷.

收稿日期 2014-04-17 录用日期 2014-12-02

Manuscript received April 17, 2014; accepted December 2, 2014

国家高技术研究发展计划 (863 计划) (SS2013AA100303, 2013AA10230308-10) 资助

Supported by National High Technology Research and Development Program of China (863 Program) (SS2013AA100303, 2013AA10230308-10)

本文责任编辑 潘泉

Recommended by Associate Editor PAN Quan

1. 华南农业大学南方农业机械与装备关键技术教育部重点实验室 广州 510642

1. Key Laboratory of Key Technology on Agricultural Machine and Equipment, Ministry of Education, South China Agricultural University, Guangzhou 510642

1.2 三轴数字陀螺仪 L3G4200D

L3G4200D 是 ST 公司推出的一款三轴数字陀螺仪, 采用三轴共用一个感应结构的设计, 能消除轴间信号干扰, 量程范围从 ± 250 dps 到 2000 dps, 有效数据输出频率最高达 800 Hz.

1.3 三轴数字磁强计 HMC5883L

磁强计采用霍尼韦尔公司研制的三轴数字磁阻传感器 HMC5883L, 采用了各向异性磁阻 (Anisotropic magnetoresistive) 技术, 使其在低磁场测量中具有较高的灵敏度和可靠性, 数据更新频率可达 75 Hz.

1.4 2.4 G 无线收发模块 nRF24L01a

nRF24L01a 是一款新型低功耗射频收发器件, 工作在 2.4 GHz 全球开放 ISM (Industrial scientific medical) 免费频段, 最高工作速率达 2 Mbps, 125 频道满足多点通信和调频通信需要, 高效的高斯频移键控 (Gauss frequency shift keying, GFSK) 调制技术, 具有很强的抗干扰能力, 特别适合工业控制领域.

1.5 微处理器 STM32F103VET

微处理器采用意法半导体公司生产的增强型 32 位单片机 STM32F103VET, 具有 512 kB 的 Flash, 最高工作频率可达 72 MHz, 是一款基于 ARM Cortex-M3 内核的低成本、低功耗的高性能单片机. 微处理器通过集成电路总线 (Inter-integrated circuit, IIC) 方式分别读取陀螺仪、加速度计和磁强计数据, 并解算出三个姿态角 (俯仰角 ρ 、翻滚角 θ 、偏航角 ψ), 无线传输模块 nRF24L01a 负责收发姿态信息.

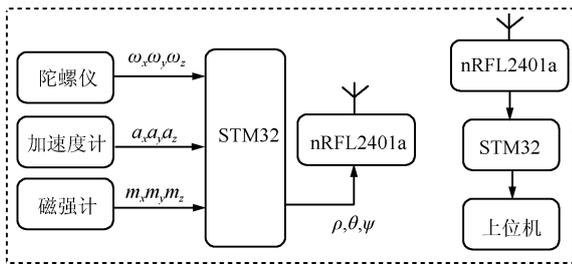


图 1 农用小型无人机姿态估计系统框图

Fig. 1 Block diagram of attitude estimation of agricultural small UAV

无线接收模块将接收到的姿态角通过串口传输至上位机显示, 上位机实时输出三个姿态角信息并由无人机 $3D$ 模型模拟显示实时姿态, 姿态估计系统框图如图 1 所示.

2 传感器特性及误差校正算法

MEMS 传感器是利用微电子机械加工技术将敏感元件、信号调理电路、数据处理装置等封装在同一个芯片上, 能有效提高信噪比和可靠性, 显著提高系统测试精度. 由于 MEMS 传感器内部采用微机械结构, 将传感器芯片焊接在 PCB 上时, 微机械结构会受到热应力的影响而产生应力形变; 同时对贴片元件来讲, 焊接时难以保证传感器的敏感轴方向与设备对应的轴方向完全平行, 因此, MEMS 传感器在使用前必须进行误差补偿校准, 在高精度应用中还需充分考虑器件的轴间失调、非线性以及温度的影响^[10-12].

除上述因素外, 外环境的硬磁与软磁干扰对利用磁强计和地球磁场解算偏航角的精度影响非常大, 因此对磁强计的

校准格外重要^[13].

2.1 加速度计校正算法

三轴数字加速度计采用基于重力场的长方体六位置校正法^[10], 将加速度计安放在一立方体某个面上, 使敏感轴平行于重力方向分别向上和向下并保持静止状态, 记录经过均值滤波的敏感轴输出, 分别记为 a_{+1g} 和 a_{-1g} , 则各敏感轴的零偏移值 a_{bias} 可由式 (1) 计算得到.

$$a_{bias} = \frac{a_{+1g} + a_{-1g}}{2} \quad (1)$$

当加速度传感器 ADXL345 被设置成全分辨率模式时, 具有 256 LSB/g 的灵敏度, 可由式 (2) 计算出各敏感轴的刻度系数. 加速度计校准后的输出 a_{true} 则应为测量值 $a_{measure}$ 减去零偏移值 a_{bias} 再乘以刻度系数 k_{scale} , 如式 (3) 所示.

$$k_{scale} = \frac{512}{a_{+1g} - a_{-1g}} \quad (2)$$

$$a_{true} = (a_{measure} - a_{bias}) \times k_{scale} \quad (3)$$

2.2 陀螺仪校正算法

陀螺仪精确标定采用基于转台的多速率模式法, 通过最小二乘拟合可解出三个敏感轴标度因数 k_i ($i = x, y, z$)、6 个交叉耦合项 k_{ij} ($i = x, y, z; j = x, y, z; i \neq j$) 以及三个零偏移值 B_i ($i = x, y, z$)^[14].

转台标定繁琐且普通实验室和用户不具备这样昂贵的仪器, 在实际操作时可只对敏感轴的零偏移进行校正补偿. 即将陀螺仪静止一段时间, 取静态下陀螺仪的均值输出作为零偏移值 ω_{bias} , 则陀螺仪校正后输出 ω_{true} 可由式 (4) 来表示, 其中 $\omega_{measure}$ 为陀螺仪敏感轴的测量值.

$$\omega_{true} = \omega_{measure} - \omega_{bias} \quad (4)$$

2.3 磁强计校正算法

当三轴磁强计各轴刻度系数均相同的情况下, 无硬磁和软磁干扰时, 磁强计三个正交的敏感轴采集的地球磁场矢量分量应该构成一个球心在原点的正球体. 但当磁强计受到外磁干扰时, 其三敏感轴输出则表现为一个球心偏离原点的椭球. 磁强计校正的过程就是将椭球变换成正球体的过程, 常采用基于椭球拟合的最小二乘求解, 然而这种校正方法工作量巨大^[15], 显然不适宜单片机求解, 此外, 当外环境稍有改变后, 求解后的数据是无效的.

由三轴磁强计输出特点及磁强计水平面校正的椭圆假设思想, 将空间椭球近似校正成球体, 其方法如下: 在空间任意方向多位置、多次旋转磁强计并采集各轴原始数据, 记录各敏感轴最大值和最小值, 分别记为 m_{i-max} 和 m_{i-min} ($i = x, y, z$), 则各敏感轴的零偏移值 m_{i-bias} 可由式 (5) 来计算.

$$m_{i-bias} = \frac{m_{i-max} + m_{i-min}}{2} \quad (5)$$

记 $(m_{i-max} - m_{i-min})|_{(i=x,y,z)}$ 中的最大值为 M_M , 则磁强计各敏感轴的刻度系数 $k_{i-scale}$ 以及校正后的输出分别由式 (6) 和式 (7) 表示.

$$k_{i-scale} = M_M \frac{M_m}{m_{i-max} - m_{i-min}} \quad (6)$$

$$m_{i-true} = (m_{i-measure} - m_{i-bias}) \times k_{i-scale} \quad (7)$$

图 2 所示是三轴数字磁强计 HMC588L 的原始输出和校正后输出示意图(注: 1 090 LSB = 1 高斯), 可以看出该磁强计椭球校正法简单直观、效果明显、特别易于现场操作实现.

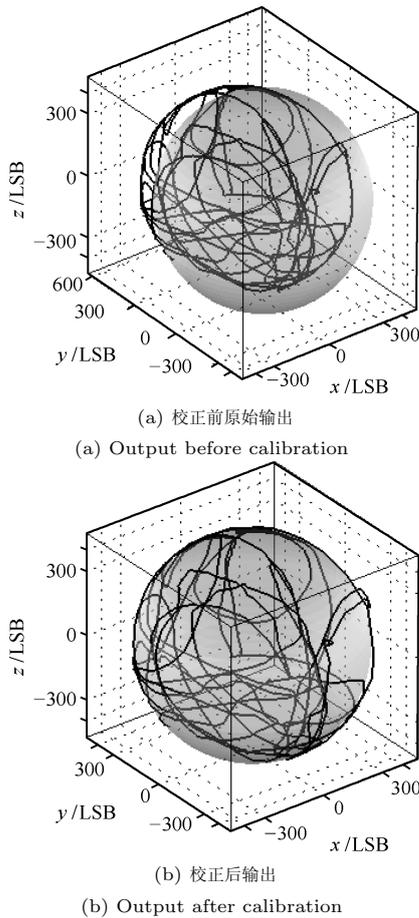


图 2 磁强计校准前后示意图

Fig. 2 Schematic diagram of magnetometer before and after calibration

3 姿态解算

3.1 坐标系定义及姿态角表示

为了表示姿态角, 需建立两个坐标系, 即导航坐标系 (n 系) 和载体坐标系 (b 系). 导航坐标系设置为东北天坐标系 ($O-X_n Y_n Z_n$), 载体坐标系设置为右前上坐标系 ($O-X_b Y_b Z_b$). 姿态解算的目的就是计算载体坐标系相对于导航坐标系的方位关系. 将导航坐标系依次沿 Z_n 、 X_n 和 Y_n 旋转相应的偏航角 ψ 、俯仰角 ρ 和翻滚角 θ 便得到两坐标系之间的姿态旋转矩阵 C_b^n , 表示如式 (8) 所示:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta - \sin\psi\sin\theta\sin\rho & -\cos\rho\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi + \cos\psi\sin\theta\sin\rho & \cos\psi\cos\rho \\ -\sin\theta\cos\rho & \sin\rho \\ \cos\psi\sin\theta + \cos\theta\sin\psi\sin\rho & \\ \sin\psi\sin\theta - \cos\psi\cos\theta\sin\rho & \\ \cos\theta\cos\rho & \end{bmatrix} \quad (8)$$

简记为

$$C_b^n = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \quad (9)$$

由姿态矩阵可以解算出三个姿态角:

$$\begin{bmatrix} \rho \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin^{-1}(T_{32}) \\ \tan^{-1}\left(-\frac{T_{31}}{T_{33}}\right) \\ \tan^{-1}\left(-\frac{T_{12}}{T_{22}}\right) \end{bmatrix} \quad (10)$$

求偏航角 ψ 和翻滚角 θ 还需对主值进行判断^[16].

3.2 陀螺仪四元数姿态解算

描述载体坐标系相对导航坐标系位姿关系的方法主要有三种, 欧拉角法、方向余弦法和四元数法. 欧拉角法通过求解欧拉角微分方程直接计算三个姿态角, 由于存在“奇点”现象不能用于全姿态解算; 方向余弦法虽能避免“奇点”现象, 但需求解 9 个未知数, 因而计算量大, 工程上并不实用; 四元数法只需要求解 4 个未知量的线性微分方程组, 无“奇点”现象且计算量小、算法简单、精度高等优点, 常用于低动态飞行器姿态的实时解算^[17].

根据捷联惯导系统四元数理论, 姿态四元数 $\mathbf{q} = (q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3)^T$ 与载体坐标系下的三轴陀螺仪角速率 $\boldsymbol{\omega}^b$ 满足以下微分关系^[18]:

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & -\omega_x^b & -\omega_y^b & -\omega_z^b \\ \omega_x^b & 0 & \omega_z^b & -\omega_y^b \\ \omega_y^b & -\omega_z^b & 0 & -\omega_x^b \\ \omega_z^b & \omega_y^b & -\omega_x^b & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}_b \cdot \mathbf{q} \quad (11)$$

四元数微分方程的求解方法有基于定时采样增量法和定量采样增量法的单子样旋转矢量法、多子样旋转矢量法、一阶、二阶和四阶龙格库塔法以及泰勒展开法^[16-21]. 旋转矢量法多用于输出是角增量的陀螺仪求解, 而 MEMS 三轴数字陀螺仪的输出是以角速率的形式呈现. 鉴于运算精度和速度考虑, 本文采用二阶龙格库塔法直接求解微分方程.

$$\mathbf{q}(t+T) = \mathbf{q}(t) + (K_1 + K_2) \frac{T}{2} \quad (12)$$

式中, \mathbf{q} 为四元数; $K_1 = \boldsymbol{\Omega}_b(t) \cdot \mathbf{q}(t)$; $K_2 = \boldsymbol{\Omega}_b(t+T) \cdot [\mathbf{q}(t) + K_1 \cdot T]$, T 为采样周期.

单位化四元数与姿态矩阵之间的关系可表示为^[18]

$$C_b^n = \begin{bmatrix} 1-2q_2^2-2q_3^2 & 2(q_1q_2-q_0q_3) & 2(q_1q_3+q_0q_2) \\ 2(q_1q_2+q_0q_3) & 1-2q_1^2-2q_3^2 & 2(q_2q_3-q_0q_1) \\ 2(q_1q_3-q_0q_2) & 2(q_2q_3+q_0q_1) & 1-2q_1^2-2q_2^2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

在每个采样周期 T 读取载体坐标系下的三轴陀螺仪角速率 (弧度/秒), 求解上面四元数微分方程即可求得姿态四元数 \mathbf{q} , 进而得到姿态矩阵 C_b^n , 由式 (10) 即可计算出三个姿态角.

3.3 加速度计/磁强计定姿

除陀螺仪外, 可以用三轴加速度计和三轴磁强计组合确定姿态, 加速度计输出用来计算俯仰角和翻滚角, 磁强计输出用来计算偏航角, 且它们均不受初始位置的限制^[16, 19]. 当 b 系与 n 系重合且机体静止时, 三轴加速度计在 n 系中的输出 $\mathbf{a}^n = [a_x^n \ a_y^n \ a_z^n]^T = [0 \ 0 \ -g]^T$, g 为重力加速度. b 系下处于任意姿态的加速度计输出为 $\mathbf{a}^b = [a_x^b \ a_y^b \ a_z^b]^T$, 根据 n 系与 b 系之间的旋转关系有 $\mathbf{a}^b = (\mathbf{C}_n^b)^T \cdot \mathbf{a}^n$, 即:

$$\begin{bmatrix} a_x^b & a_y^b & a_z^b \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} g \cdot \sin\theta \cos\rho & -g \cdot \sin\rho & -g \cdot \cos\theta \cos\rho \end{bmatrix}^T \quad (14)$$

由上式可求得俯仰角 ρ 和翻滚角 θ 分别为

$$\begin{pmatrix} \rho \\ \theta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\arcsin\left(\frac{a_y^b}{g}\right) \\ \arctan\left(\frac{a_x^b}{a_z^b}\right) \end{pmatrix}$$

可以根据经过椭球校正后的磁强计测量的地磁场水平分量来计算载体与磁北极之间的夹角. 当机体处于任意姿态时, 先将磁强计输出转换到大地水平坐标系: 保持偏航角不变, 转动载体使俯仰角、翻滚角分别回到 0. 在姿态矩阵式 (8) 中令 $\psi = 0$ 即可, 则 b 系下任意姿态的磁强计输出 \mathbf{m}^b 转换到水平坐标系下的输出 $\mathbf{m}^{n'}$ 可由下式得到:

$$\begin{pmatrix} m_x^{n'} \\ m_y^{n'} \\ m_z^{n'} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ \sin\theta \sin\rho & \cos\rho & -\cos\theta \sin\rho \\ -\sin\theta \cos\rho & \sin\rho & \cos\theta \cos\rho \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} m_x^b \\ m_y^b \\ m_z^b \end{pmatrix} \quad (15)$$

忽略磁偏角 (广州: $1^\circ 32'$) 的偏航角 ψ 可由 $\tan^{-1}\left(\frac{m_y^{n'}}{m_x^{n'}}\right)$ 求得, 即有:

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{m_x^b \sin\theta \sin\rho + m_y^b \cos\rho - m_z^b \cos\theta \sin\rho}{m_x^b \cos\theta + m_z^b \sin\theta}\right) \quad (16)$$

3.4 梯度下降法姿态融合定姿

前面分析可知, 对物体进行定姿有两种方法, 一是只由陀螺仪解算, 二是由加速度计和磁强计组合解算. 陀螺仪具有良好的动态性能, 且不受加速度变化、硬磁和软磁的影响, 由于存在积分漂移累计误差, 如不加修正补偿, 长时间工作后将出现严重错误, 对低成本 MEMS 陀螺仪来讲尤为严重. 此外, 由陀螺仪解算出来的姿态仅仅是相对于最初位置的. 加速度计和磁强计组合解算的姿态是相对于水平面和磁北极的, 在静态和无外磁干扰情况下能表现出良好的性能, 但在动态和有磁场干扰的情况下姿态角解算也会出现严重偏差. 因此单一使用某种传感器都不能得到良好的姿态数据.

姿态融合算法对这三种传感器进行数据融合, 提高系统的动态性能和抗干扰能力, 常用的数据融合算法有扩展卡尔曼滤波^[20-23]、互补滤波^[8, 23-24]、梯度下降法^[7, 24]. 扩展卡尔曼融合算法应用非常广泛, 但为其建立可靠稳定的状态方程、确定合适的量测噪声和过程噪声协方差矩阵都比较困难, 且计算量大, 对处理器要求高. 互补滤波融合算法概念清晰,

其基本原理是基于加速度计和陀螺仪在频域上的互补特性, 但滤波器截止频率不好确定且与采样频率有关^[23-24]. 梯度下降法的好处在于姿态解算过程只有普通的乘法、加法运算, 普通的微控制器即能满足算法要求, 但难点在于构造合适的目标函数^[7, 24].

基于梯度下降法的姿态解算是文献 [7] 于 2011 年提出的一种开源姿态估计算法^[7], 过程如下, 将导航坐标系中的重力矢量 $\mathbf{a}^n = [0 \ 0 \ -g]^T$ 归一化为 $\mathbf{a}_{\text{norm}}^n = [0 \ 0 \ -1]^T$, 并将其转换到载体坐标系, 理论上载体坐标系中的三轴加速度计输出 $\tilde{\mathbf{a}}^b = \mathbf{C}_n^b \mathbf{a}_{\text{norm}}^n$, 即:

$$\tilde{\mathbf{a}}^b = \begin{pmatrix} \tilde{a}_x^b \\ \tilde{a}_y^b \\ \tilde{a}_z^b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2(q_0 q_2 - q_1 q_3) \\ -2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2q_1^2 + 2q_2^2 - 1 \end{pmatrix} \quad (17)$$

将载体坐标系下加速度计的实际输出 \mathbf{a}^b 归一化 $\mathbf{a}^b / \|\mathbf{a}^b\|$, 并将之与理论输出值 $\tilde{\mathbf{a}}^b$ 的差 $(\mathbf{a}^b / \|\mathbf{a}^b\| - \tilde{\mathbf{a}}^b)$ 定义为误差矢量 \mathbf{e}_a^b , 即:

$$\mathbf{e}_a^b = \begin{pmatrix} e_{ax}^b \\ e_{ay}^b \\ e_{az}^b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{a_x^b}{\|\mathbf{a}^b\|} + 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ \frac{a_y^b}{\|\mathbf{a}^b\|} + 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ \frac{a_z^b}{\|\mathbf{a}^b\|} + (1 - 2q_1^2 - 2q_2^2) \end{pmatrix} \quad (18)$$

同理, 将导航坐标系中的地磁场矢量 $\mathbf{m}^n = [0 \ m_y^n \ m_z^n]^T$ 归一化 $\mathbf{m}_{\text{norm}}^n = [0 \ \cos\delta \ -\sin\delta]^T$, 其中 δ 为当地磁倾角 (广州为 34.17°), 转换到载体坐标系, 理论上载体坐标系中的三轴磁强计输出 $\tilde{\mathbf{m}}^b = \mathbf{C}_n^b \mathbf{m}_{\text{norm}}^n$, 即:

$$\tilde{\mathbf{m}}^b = \begin{pmatrix} \tilde{m}_x^b \\ \tilde{m}_y^b \\ \tilde{m}_z^b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) \cos\delta + 2(q_0 q_2 - q_1 q_3) \sin\delta \\ (1 - 2q_1^2 - 2q_3^2) \cos\delta - 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \sin\delta \\ 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \cos\delta - (1 - 2q_1^2 - 2q_2^2) \sin\delta \end{pmatrix} \quad (19)$$

将载体坐标系下三轴磁强计的实际输出 \mathbf{m}^b 归一化 $\mathbf{m}^b / \|\mathbf{m}^b\|$, 并将之与理论输出值 $\tilde{\mathbf{m}}^b$ 的差 $(\mathbf{m}^b / \|\mathbf{m}^b\| - \tilde{\mathbf{m}}^b)$ 定义为误差矢量 $\mathbf{e}_m^b = [e_{mx}^b \ e_{my}^b \ e_{mz}^b]^T$, 即:

$$\mathbf{e}_m^b = \begin{pmatrix} \frac{m_x^b}{\|\mathbf{m}^b\|} - [2(q_1 q_2 + q_0 q_3) \cos\delta + 2(q_0 q_2 - q_1 q_3) \sin\delta] \\ \frac{m_y^b}{\|\mathbf{m}^b\|} - [(1 - 2q_1^2 - 2q_3^2) \cos\delta - 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \sin\delta] \\ \frac{m_z^b}{\|\mathbf{m}^b\|} - [2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \cos\delta - (1 - 2q_1^2 - 2q_2^2) \sin\delta] \end{pmatrix} \quad (20)$$

将两个误差矢量 \mathbf{e}_a^b 、 \mathbf{e}_m^b 合成一个矢量 $\mathbf{E}^B = (\mathbf{e}_a^b \ \mathbf{e}_m^b)^T$ ^[7], 并构造目标函数 $f(\mathbf{q}) = \frac{1}{2} \|\mathbf{E}^B\|_2^2$, 即 $f(\mathbf{q}) = \frac{1}{2} [(e_{ax}^b)^2 + (e_{ay}^b)^2 + (e_{az}^b)^2 + (e_{mx}^b)^2 + (e_{my}^b)^2 + (e_{mz}^b)^2]$, 显然函数 $f(\mathbf{q}) \geq 0$, 即函数 $f(\mathbf{q})$ 有最小值. 当目标函数取最小值时, 基于四元数估算的姿态角与真实值之间的差值最小.

梯度下降法又称最速下降法^[25], 函数 $J(\mathbf{a})$ 在某点 $J_{(k)}$ 的梯度 $\nabla J(\mathbf{a}_{(k)})$ 是一个向量, 其方向是 $J(\mathbf{a})$ 增加最快的方向, 显然其负方向是 $J(\mathbf{a})$ 减小最快的方向, 沿着负梯度方向

搜索能最快地找到最小值点. 对任意点 $\mathbf{a}_{(k)}$, 定义点 $\mathbf{a}_{(k)}$ 的负梯度搜索方向的单位向量为

$$\hat{\mathbf{s}}_{(k)} = -\frac{\nabla J(\mathbf{a}_{(k)})}{\|\nabla J(\mathbf{a}_{(k)})\|} \quad (21)$$

从点 $\mathbf{a}_{(k)}$ 出发, 沿着 $\hat{\mathbf{s}}_{(i)}$ 方向前进, 设步长为 μ , 则可得梯度下降法的一般化迭代公式:

$$\mathbf{a}_{(k+1)} = \mathbf{a}_{(k)} - \mu \frac{\nabla J(\mathbf{a}_{(k)})}{\|\nabla J(\mathbf{a}_{(k)})\|} \quad (22)$$

一定条件下该序列会收敛于使得 $J(\mathbf{a})$ 最小的解 \mathbf{a}^* . 由梯度下降法特点以及四元数微分方程与三轴陀螺角速率之间的关系, 建立迭代公式:

$$\dot{\mathbf{q}}_{(t+\Delta t)} = \dot{\mathbf{q}}_{(t)} - \beta \frac{\nabla f(\mathbf{q})}{\|\nabla f(\mathbf{q})\|} \quad (23)$$

其中, $\nabla f(\mathbf{q}) = \left(\frac{\partial f}{\partial q_0}, \frac{\partial f}{\partial q_1}, \frac{\partial f}{\partial q_2}, \frac{\partial f}{\partial q_3} \right)^T$, β 为迭代步长.

实验发现 β 取值过大, 收敛速度快, 但会出现振荡, 精度较差; β 取值过小, 振荡幅度小, 精度较高, 但收敛速度会变慢. 因此 β 的选取应适中, 以满足实时性和精度要求. 图 3 为基于梯度下降法和 MEMS 传感器姿态估计流程图.

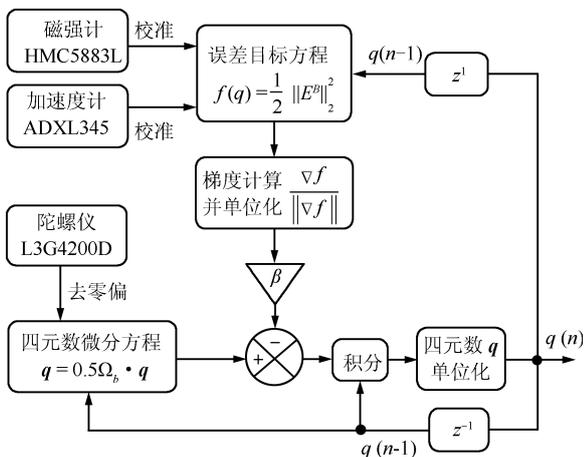


图 3 基于梯度下降法的姿态估计框图

Fig. 3 Block diagram of attitude estimation based on steepest descent algorithm

4 实验结果与分析

完成传感器校准后, 设置微控制单元 (Microcontroller unit, MCU) 时钟频率为 72 MHz, 在模拟 IIC 方式下读取三个传感器数据并进行姿态解算, 采集一次传感器数据并均值滤波处理时间消耗约 6.2 ms, 经过比较选择迭代步长 β 为 0.8, 一次姿态解算时间消耗约 0.96 ms, 数据更新频率可达 100 Hz. 图 4 所示为无人直升机 3D 模型在 Labview 编制的上位机中的姿态跟随显示情况示意图, 同时上位机还给出了俯仰角、偏航角及翻滚角等信息.

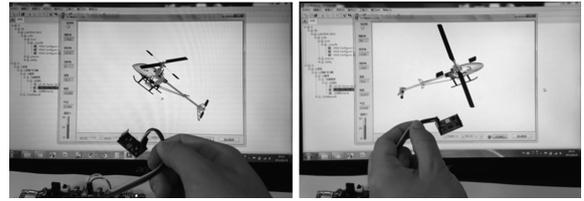


图 4 上位机姿态显示

Fig. 4 The pictures of attitude displaying in PC

将姿态传感系统水平放置, 偏航角任意并以均值为基准, 分别在静止状态和微震动状态 (施加一间断低频小幅度震动源) 情况下采集数据, 随机取出 11 793 组姿态数据统计如表 1 所示.

表 1 静态与动态情况下的姿态角数据指标

Table 1 Data indicators of attitude angle in static and dynamic conditions

指标	静态			动态		
	Pitch	Roll	Yaw	Pitch	Roll	Yaw
均方差	0.317°	0.315°	1.392°	0.530°	0.591°	1.657°
均值	-0.152°	-0.151°	14.939°	-0.346°	-0.097°	13.715°

由于是水平放置且解算方法上具有对称性, 静态下的俯仰角和翻滚角非常接近. 在微震动条件下三个角度的均方差均有所增大, 说明数据离散程度加剧, 外力瞬间加速度对角度解算有影响. 除了必要的降震措施外, 还可通过对加速度计输出做低通滤波处理以降低外力加速度的影响, 而静止状态下时, 则具有较高的解算精度. 通过统计全部离线数据 (经过去野值处理) 得到静态时俯仰角的最大偏差在 $\pm 1.3^\circ$ 之间, 翻滚角在 $\pm 1.5^\circ$ 之间; 动态下的俯仰角、翻滚角的最大偏差分别在 $\pm 1.9^\circ$ 及 $\pm 2.2^\circ$ 之间; 静态下偏航角输出的最大偏差在 $-2.9^\circ \sim 2.1^\circ$ 之间, 动态下偏航角输出最大偏差为 $-3.6^\circ \sim 3.3^\circ$. 鉴于实验室条件限制, 实验所施加的低频震动源频率较低、振幅很小, 而实际飞行时的飞机产生的震动频率及幅度要比模拟震动源的大得多, 因此实际姿态解算结果误差会进一步加大.

将姿态监测模块固定在三轴多功能转台上, 对其进行模拟飞行验证. MCU 采用 Stm32f103, 串口波特率设置为 110 592, 设置转台工作于“速率方式”, 图 5 为三轴转台测试实验平台. 考虑到农用飞行器多以水平姿态作业, 俯仰及翻滚角变化均较小, 分别设置转台内框使俯仰角以 0° 角为基准, 以 0.5 Hz 的频率和 25° 的幅度作正弦摆动, 设置转台中框使翻滚角以 0° 角为基准, 以 1 Hz 的频率和 20° 的幅度作正弦摆动, 设置转台外框使偏航角以 180° 为中心, 以 1 Hz 的频率和 20° 的振幅做正弦波摆动. 待稳定后分别采样俯仰角 400 个、翻滚角 350 个和偏航角 400 个的姿态数据作图, 如图 6 所示, 从图示曲线可以看出三个姿态角的输出均有一定幅度的震动和延迟现象, 由于没有高频高幅度外力加速度的影响, 姿态角输出整体上能较好地跟随输入, 能较及时地反应物体的实时, 达到了姿态检测的要求.

经测试, 无线收发模块 nRF24L01a 开启地址及循环冗余校验码 (Cyclic redundancy check, CRC) 检验功能, 波特率设置为 250 kbps, 200 m 距离下的丢包率小于 1.9%, 100 m 距离下的丢包率小于 0.7%, 完全适合中小田块的通信距离要求.

5 结论

设计并制作了基于低成本 MEMS 传感器和无线收发模块的农用无人机姿态监测装置, 并对传感器模块的标定校准原理、方法及结果进行了详细讨论, 实验结果表明传感器校准过程简易可行、正确有效。

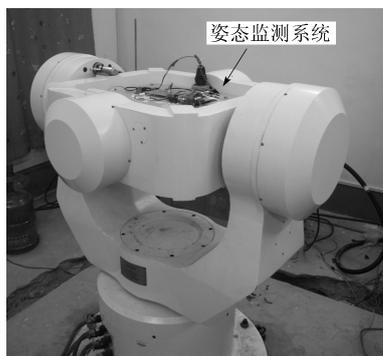
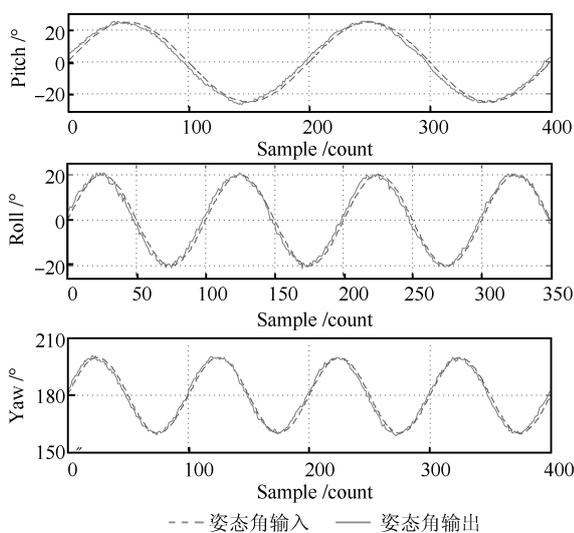


图 5 三轴转台测试平台

Fig. 5 Test platform based on 3-axis turntable



--- 姿态角输入 — 姿态角输出

图 6 姿态角输出曲线

Fig. 6 Output curve of attitude angle

对基于梯度下降法的姿态角解算方法做了介绍, 在水平位置下进行了精确性验证, 并在三轴转台上进行了仿真飞行测试, 结果表明监测系统能及时准确地反映物体的实时姿态; 同时设计了基于 Labview 的上位机姿态模拟显示界面, 在程序中只要更换 3D 模型即可将其修改为其他农业机械的姿态监测上位机, 具有一定的通用性。后续研究将进行实地机载实验, 对姿态数据传输的速率、距离、有效性及精度进行验证, 并将该系统用于农用无人机的作业变量控制与姿态监测中。

References

- 1 Sugiura R, Noguchi N, Ishii K, Shibata Y, Toriyama K. Field information system using an agricultural helicopter towards precision farming. *Biosystems Engineering*, 2005, **90**(4): 229–240
- 2 Primicerio J, Gennaro S F D, Fiorillo E, Genesisio L, Lugato E, Matese A, Vaccari F P. A flexible unmanned aerial vehicle for precision agriculture. *Precision Agriculture*, 2012, **13**(4): 517–523
- 3 Li Yao-Ming, Xu Li-Zhang, Xiang Zhong-Ping, Deng Ling-Li. Research advances of rice planting mechanization in Japan. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering*, 2008, **21**(11): 182–185
(李耀明, 徐立章, 向忠平, 邓玲黎. 日本水稻种植机械化技术的最新研究进展. 农业工程学报, 2008, **21**(11): 182–185)
- 4 Li Ji-Yu, Zhang Tie-Min, Peng Xiao-Dong, Ma Xue-Dong, Ke Zhou-Zhi, Zeng Xu-Sheng. Collection platform of field location information based on four-rotor aircraft. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2013, **44**(5): 202–206
(李继宇, 张铁民, 彭孝东, 马学东, 柯宙志, 曾旭升. 四旋翼飞行器农田位置信息采集平台设计与实验. 农业机械学报, 2013, **44**(5): 202–206)
- 5 Xue Xin-Yu, Lan Yu-Bin. Agricultural aviation applications in USA. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2013, **44**(5): 194–201
(薛新宇, 兰玉彬. 美国农业航空技术现状和发展趋势分析. 农业机械学报, 2013, **44**(5): 194–201)
- 6 Long D, Tobias F, Chen Y Q. A data fusion system for attitude estimation of low-cost miniature UAVs. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2012, **65**(1): 621–635
- 7 Madgwick S O H, Harrison A J L, Vaidyanathan R H. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm. In: *Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR)*. Switzerland: IEEE, 2011. 1–7
- 8 Mahony R, Hamel T, Pfifim J M. Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2008, **53**(5): 1203–1218
- 9 Luo-Bin, Wang Yong-Tian, Liu Yue. Multi-sensor data fusion for optical tracking of head pose. *Acta Automatica Sinica*, 2010, **36**(9): 1239–1249
(罗斌, 王涌天, 刘越. 光学头部姿态跟踪的多传感器数据融合研究. 自动化学报, 2010, **36**(9): 1239–1249)
- 10 Peng Xiao-Dong, Zhang Tie-Min, Li Ji-Yu, Yan Guo-Qi. Research on field calibration of three-axis MEMS digital acceleration. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2014, **34**(3): 544–548
(彭孝东, 张铁民, 李继宇, 闫国琦. 三轴数字 MEMS 加速度计现场标定方法. 振动、测试与诊断, 2014, **34**(3): 544–548)
- 11 Li Rong-Bing, Liu Jian-Ye, Sun Yong-Rong. MEMS-IMU configuration and its inertial sensors' calibration for installation errors. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2007, **15**(5): 526–530
(李荣冰, 刘建业, 孙永荣. MEMS-IMU 构型设计及惯性器件安装误差标定方法. 中国惯性技术学报, 2007, **15**(5): 526–530)
- 12 Li Jie, Hong Hui-Hui, Zhang Wen-Dong. Research on calibration techniques for MEMS-micro inertial measurement unit. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2008, **21**(7): 1170–1173
(李杰, 洪惠惠, 张文栋. MEMS 微惯性测量组合标定技术研究. 传感技术学报, 2008, **21**(7): 1170–1173)

- 13 Guo Peng-Fei, Ren Zhang, Qiu Hai-Tao, Ding Xin-Chun. Twelve-position calibrating method without north reference for magnetic compass. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2007, **15**(5): 598–601
(彭鹏飞, 任章, 邱海韬, 丁新春. 一种十二位置不对北的磁罗盘标定方法. 中国惯性技术学报, 2007, **15**(5): 598–601)
- 14 Peng Xiao-Dong, Chen Yu, Li Ji-Yu, Yan Guo-Qi, Zhang Tie-Min. Study on calibration method of MEMS 3-axis digital gyroscope. *Transducer and Microsystem Technologies*, 2013, **32**(6): 63–65
(彭孝东, 陈瑜, 李继宇, 闫国琦, 张铁民. MEMS 三轴数字陀螺仪标定方法研究. 传感器与微系统, 2013, **32**(6): 63–65)
- 15 Chao Min, Jiang Dong-Fang, Wen Cai-Hong. Error analysis and calibration of magnetic compass. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2010, **23**(4): 525–532
(敏超, 蒋东方, 文彩虹. 磁罗盘误差分析与校准. 传感技术学报, 2010, **23**(4): 525–532)
- 16 Wu Jie, Yan Jian-Guo. Research on attitude estimation algorithm based on Kalman filter. *Computer Simulation*, 2012, **29**(2): 54–57
(吴杰, 闫建国. 基于修正的卡尔曼滤波的姿态估计算法研究. 计算机仿真, 2012, **29**(2): 54–57)
- 17 Zhang Rong-Hui, Jia Hong-Guang, Chen Tao, Zhang Yue. Attitude solution for strapdown inertial navigation system based on quaternion algorithm. *Optics and Precision Engineering*, 2008, **16**(10): 1964–1970
(张荣辉, 贾宏光, 陈涛, 张跃. 基于四元数法的捷联式惯性导航系统的姿态解算. 光学精密工程, 2008, **16**(10): 1964–1970)
- 18 Qin Yong-Yuan. *Inertial Navigation*. BeiJing: Science Press, 2006.
(秦永元. 惯性导航. 北京: 科学出版社, 2006.)
- 19 Huang Xu, Wang Chang-Hong. The design of an extended Kalman filter for magnetometer and MEMS gyroscope/accelerometer integrated attitude determination. *Journal of Natural Science of Heilongjiang University*, 2005, **22**(4): 454–458
(黄旭, 王常虹. 磁强计和微机械陀螺/加速度计组合定姿的扩展卡尔曼滤波器设计. 黑龙江大学自然科学学报, 2005, **22**(4): 454–458)
- 20 Ge Quan-Bo, Li Wen-Bin, Sun Ruo-Yu, Xu Zi. Centralized fusion algorithms based on EKF for multisensor non-linear systems. *Acta Automatica Sinica*, 2012, **39**(6): 816–825
(葛泉波, 李文斌, 孙若愚, 徐姿. 基于 EKF 的集中式融合估计研究. 自动化学报, 2012, **39**(6): 816–825)
- 21 Guo Xiao-Hong, Yang Zhong, Chen Zhe, Yang Cheng-Shun, Gong Hua-Jun. Application of extended Kalman filter and complementary filter in attitude estimation. *Transducer and Microsystem Technologies*, 2011, **30**(11): 149–152
(郭晓鸿, 杨忠, 陈喆, 杨成顺, 龚华军. EKF 和互补滤波器在飞行姿态确定中的应用. 传感器与微系统, 2011, **30**(11): 149–152)
- 22 Xin Qi, Shi Zhong-Ke. Flight attitude determination base on multiple measurements. *Flight Dynamics*, 2012, **30**(6): 527–531
(辛琪, 史忠科. 基于多源信息的飞行姿态估计方法. 飞行力学, 2012, **30**(6): 527–531)
- 23 Liang Yan-De, Cheng Min, He Fu-Ben, Li Hang. Flight attitude determination base on multiple measurements. *Flight Dynamics*, 2011, **30**(11): 56–58
(梁延德, 程敏, 何福本, 李航. 基于多源信息的飞行姿态估计方法. 飞行力学, 2011, **30**(11): 56–58)
- 24 Zhang Hao, Ren Qian. Data fusion method of quad-rotor aircraft attitude measurement system. *Ordnance Industry Automation*, 2013, **32**(1): 28–31
(张浩, 仁芊. 四旋翼飞行器航姿测量系统的数据融合方法. 兵工自动化, 2013, **32**(1): 28–31)
- 25 Wu Qi-Zong, Hou Fu-Jun. *Operations Research and Optimization Techniques*. BeiJing: China Machine Press, 2013.
(吴祈宗, 侯福均. 运筹学与最优化方法. 北京: 机械工业出版社, 2013.)
- 彭孝东 华南农业大学博士研究生. 主要研究方向为农业航空技术与应用. E-mail: pxd2005@scau.edu.cn
(**PENG Xiao-Dong** Ph.D. candidate at South China Agricultural University. His research interest covers technology and application of agricultural aviation.)
- 张铁民 华南农业大学工程学院教授. 主要研究方向为农业航空技术与应用, 农业电气化与自动化. 本文通信作者.
E-mail: tm-zhang@163.com
(**ZHANG Tie-Min** Professor at the College of Engineering, South China Agricultural University. His research interest covers technology and application of agricultural aviation, agricultural electrification and automation. Corresponding author of this paper.)
- 李继宇 华南农业大学博士研究生. 主要研究方向为农业航空技术与应用. E-mail: lijy@scau.edu.cn
(**LI Ji-Yu** Ph.D. candidate at South China Agricultural University. His research interest covers technology and application of agricultural aviation.)
- 陈瑜 华南农业大学博士研究生. 主要研究方向为农业电气化与自动化. E-mail: chenYu219@126.com
(**CHEN Yu** Ph.D. candidate at South China Agricultural University. Her research interest covers agricultural electrification and automation.)