

基于多传感器数据融合的四旋翼飞行器的姿态解算

万晓凤,康利平,余运俊,林伟财

南昌大学电气与自动化工程系,南昌 330031

摘要 用于农田信息采集的四旋翼飞行器姿态解算过程中,存在姿态角测量不够准确这一难题。选择基于加速度计、电子罗盘与陀螺仪的捷联式惯性测量系统,采用卡尔曼滤波算法,通过融合多个传感器的测量数据,解算出高精度的姿态角。为验证卡尔曼滤波算法的有效性和实用性,搭建了四旋翼飞行器姿态检测实验平台。结果表明,经卡尔曼滤波算法处理之后的姿态角动态响应好,解算精度高,其最大跟踪误差控制在 $\pm 1.5^\circ$ 以内,消除了由加速度计或电子罗盘带来的测量白噪声,也有效抑制了陀螺仪的温度漂移,满足四旋翼飞行器对姿态解算精度的要求。

关键词 四旋翼飞行器;姿态解算;卡尔曼滤波;数据融合

中图分类号 TP206

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2014.19.004

A Four-rotor Aircraft Attitude Solver Based on Multi-sensor Data Fusion

WAN Xiaofeng, KANG Liping, YU Yunjun, LIN Weicai

Electrical and Automation Engineering Department, Nanchang University, Nanchang 330031, China

Abstract The attitude angle measurement is not accurate in the process of four-rotor aircraft attitude solving for the field information collection. To deal with this problem, we choose the inertial measurement system based on accelerometer, electronic compass and gyro, and combine the plurality of sensor measurement by a Kalman filter algorithm to get the precision attitude angle. We set up an actual four-rotor attitude detection platform to verify the effectiveness and practicality of the Kalman filter algorithm. The results show that the dynamic response and the precision of the attitude angle are better and the maximum tracking error can be controlled within $\pm 1.5^\circ$. The application of the Kalman filter algorithm in attitude solver can not only eliminate the white noise caused by the accelerometer and electronic compass but also inhibit the temperature drift of the gyro effectively. The attitude angle can meet the accuracy requirement of the attitude solution of the four-rotor.

Keywords four-rotor aircraft; attitude solver; Kalman filter algorithm; data fusion

在现代农业生产中,为实现高效、优质和安全的增产,需要实时监测农作物的生长状况,了解作物成长过程中的一些变化,例如灌溉、病虫害、光照、植株密度等^[1]。由于四旋翼飞行器能垂直起降、自主悬停,更利于获取清晰与准确的农田信息,因而被广泛用作农田信息获取系统的载体^[2,3]。在四旋翼飞行器飞行控制过程中,姿态角解算的速度和精度直接关系到飞行器飞行过程的稳定性和可靠性,可见姿态角解算是

四旋翼飞行器研究的关键问题之一,对姿态角测量技术和解算方法进行研究意义重大^[4]。

随着科学技术的快速发展,飞行器定姿理论和技术取得了显著进步^[5]。四旋翼飞行器的姿态测量设备种类越来越多,常用的有加速度计、陀螺仪、电子罗盘等。这些 MEMS (micro-electro-mechanical system) 传感器都可以单独完成姿态角度的测量,然而电子罗盘易受外部磁场干扰,加速度计

收稿日期:2014-03-12;修回日期:2014-05-05

基金项目:国家国际科技合作专项(2014DFG72240);江西科技支撑计划项目(2013BBE50102,20132BBE50049)

作者简介:万晓凤,教授,研究方向为计算机控制与嵌入式智能仪表,电子邮箱:xfwan_jx@163.com;余运俊(共同第一作者),博士,研究方向为智能控制,电子邮箱:yuyunjun@ncu.edu.cn

引用格式:万晓凤,康利平,余运俊,等.基于多传感器数据融合的四旋翼飞行器的姿态解算[J].科技导报,2014,32(19):31-35.

受机身振动会产生测量白噪声,陀螺仪存在温度漂移误差,因此单个传感器很难得到相对准确的姿态角信息^[6]。为了实时而准确地获取四旋翼飞行器的姿态角,本研究采用卡尔曼滤波算法,将加速度计与电子罗盘的姿态信息分别与陀螺仪测得的数据进行融合,解算四旋翼飞行器3个轴向相对准确的姿态角信息;在实际的四旋翼飞行器角度测量系统平台上,对卡尔曼滤波算法的有效性和实用性进行验证。

1 四旋翼飞行器姿态

1.1 四旋翼飞行器坐标系

对四旋翼飞行器的姿态进行描述前,先建立合适的坐标系。飞行器的姿态描述中常用到的2种坐标系为机体坐标系B和地面坐标系E^[7](图1)。机体坐标系B的原点在机体的质心,与飞行器机体固联, X_b 轴沿机体的纵向, Y_b 轴垂直于 X_b 并在机体的横向平面上, Z_b 轴沿机体的竖轴方向, X_b 、 Y_b 、 Z_b 轴构成右手坐标系。对四旋翼飞行器来说, X_b 轴指向机架的前电机1, Y_b 轴指向机架的左电机4, Z_b 轴垂直于 X_bOY_b 平面向上。地面坐标系E的原点在地球中心, Z_e 轴沿地球自转方向, X_e 、 Y_e 轴在水平面上, X_e 、 Y_e 、 Z_e 轴构成右手坐标系。在忽略地球自转

的情况下,可将地面坐标系看成惯性坐标系。

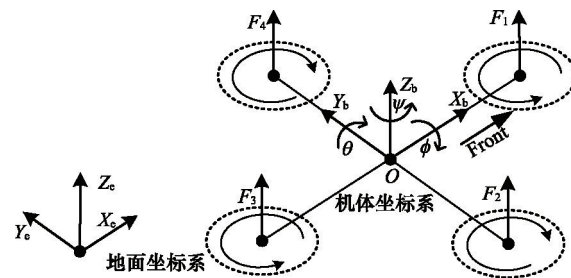


图1 四旋翼飞行器的机体坐标系和地面坐标系
Fig. 1 Body and earth coordinate systems of a four-rotor aircraft

飞行器的位置 X^e 、姿态角 η^e 都是相对于惯性坐标系来衡量的。其中位置 $X^e = [x \ y \ z]^T$,表示四旋翼飞行器的质心相对于地面坐标系(惯性坐标系)的空间位置。姿态角 $\eta^e = [\Phi \ \theta \ \psi]^T$,表示机体坐标系与地面坐标系之间的关系,即通常所指的欧拉角:翻滚角 Φ 、俯仰角 θ 、偏航角 ψ 。2个坐标系的转换关系由转换矩阵来表示,其中机体坐标系到地面坐标系的变换矩阵为 R_{E-B} 。

$$R_{E-B} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \sin \Phi \cos \psi - \cos \Phi \sin \psi & \sin \theta \cos \Phi \cos \psi + \sin \Phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \theta \sin \Phi \sin \psi + \cos \Phi \cos \psi & \sin \theta \cos \Phi \sin \psi - \sin \Phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \Phi \cos \theta & \cos \Phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

1.2 四旋翼飞行器姿态的测量

本研究中用于农作物生长情况信息采集的小型四旋翼飞行器的姿态测量,采用基于加速度计、电子罗盘、陀螺仪的捷联式惯性测量系统。传感器固联在机身上,坐标轴与机体坐标系的3个轴对应重合。对双轴加速度计的 X_b 、 Y_b 轴的输出值进行反正弦函数处理可得到俯仰角 θ 、翻滚角 Φ ;对3轴电子罗盘 X_b 、 Y_b 轴的输出值之比进行反正切函数处理可得到偏航角 ψ ;3轴陀螺仪 X_b 、 Y_b 、 Z_b 轴的输出值就是翻滚角速度 ω_x (绕 x 轴旋转所得)、俯仰角速度 ω_y 、偏航角速度 ω_z (表1)。

表1 四旋翼飞行器的姿态测量系统

姿态测量设备	X_b 轴	Y_b 轴	Z_b 轴
L3G4200D(三轴陀螺仪)	ω_x	ω_y	ω_z
ADXL322JCP(双轴加速度计)	θ	Φ	—
HMC5883L(三轴电子罗盘)	—	—	ψ

加速度计动态响应慢,在飞行器飞行过程中易受机体振动的影响,电子罗盘是一种磁阻传感器,易受到外部磁场的干扰,因此由这2种传感器测得的翻滚角 Φ 、俯仰角 θ 、偏航角 ψ 都存在一定误差,不适用于精确姿态角度控制要求的飞行器^[8]。陀螺仪动态响应特性良好,瞬时测得的角速度精度高,

因此常对陀螺仪测得的角速度进行积分来获取3轴的姿态角。然而,陀螺仪存在温度漂移^[9],由此产生的误差会随着时间的推移而累加变大,通过积分会使得姿态角误差变得更大,最终导致姿态角数据无法使用^[10]。由于加速度计、电子罗盘的静态响应特性良好,而陀螺仪的动态响应特性良好,从频域的角度分析可知,加速度计、电子罗盘适用于低频段的姿态测量,陀螺仪适用于高频段的姿态测量。所以,必须采用科学的姿态解算算法,通过融合各种传感器的数据信息,进行误差补偿以实现精确的姿态角解算。

2 四旋翼飞行器的姿态解算

在四旋翼飞行器姿态检测系统中,需要对陀螺仪、加速度计和电子罗盘所测得的数据进行综合和校正。如果使用简单、直观的加权平均滤波,很难满足精度和实时性上的要求^[11]。如果使用自学习的神经网络法,结构模型过于复杂或简单都会严重影响数据融合的精度^[12]。卡尔曼滤波是一个最优自回归数据处理算法,对于解决大部分数据融合方面的问题,它是最优、效率最高甚至是最有用的^[13]。通过卡尔曼滤波算法将加速度计、电子罗盘测得的数据分别与陀螺仪测得的数据进行融合,充分利用各传感器在各频段的姿态测量优势,通过误差补偿抑制加速度计、电子罗盘的测量白噪声以及陀螺仪的温度漂移误差,解算出高精度的翻滚角 Φ 、俯仰角 θ 、偏航角 ψ ,为四旋翼飞行器精确地飞行控制创造条件。

2.1 卡尔曼滤波算法的姿态解算原理

基于卡尔曼滤波算法,对四旋翼飞行器的姿态角进行解算之前,应先建立四旋翼飞行器姿态检测系统的数学模型。由于加速度计、电子罗盘和陀螺仪在测量数据时是一个线性随机过程,以飞行器的实际姿态角 α 和陀螺仪的测量误差 β 为状态向量,以加速度计、电子罗盘测得的姿态角 α_{meas} 为观测值,得到四旋翼飞行器姿态检测系统相应的状态方程和观测方程

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \times \omega_{gyro} + \begin{bmatrix} \omega_g \\ 0 \end{bmatrix} \\ \alpha_{meas} = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} + v_a \end{cases} \quad (2)$$

式(2)中, ω_{gyro} 为陀螺仪输出的角速度, ω_g 为陀螺仪的测量白噪声, v_a 为加速度计和电子罗盘的测量白噪声, ω_g 与 v_a 相互独立,且满足正态分布。由于卡尔曼滤波算法的前提是状态更新并能自回归地递推运算下去^[14],因而将系统的连续信号离散化为计算机能处理的离散化信号,令系统的采样周期为 T_s ,离散系统对应的状态方程 $X(k)$ 和测量方程 $V(k)$ 如公式(3)所示。

$$\begin{cases} X(k) = \begin{bmatrix} 1 & -T_s \\ 0 & 1 \end{bmatrix} X(k-1) + \begin{bmatrix} T_s \\ 0 \end{bmatrix} \times \omega_{gyro}(k-1) + \begin{bmatrix} \omega_g(k) \times T_s \\ 0 \end{bmatrix} \\ V(k) = [1 \quad 0] X(k) + v_a(k) \end{cases} \quad (3)$$

根据卡尔曼滤波算法,要估算 k 时刻飞行器的实际姿态角度,应该先确定姿态角预测值和测量值2个物理量。这里以加速度计、电子罗盘测得的翻滚角 Φ 、俯仰角 θ 、偏航角 ψ 为测量角度,其噪声偏差为 $v_a(k)$,对应的协方差为测量噪声协方差 R ;以陀螺仪计算到的姿态角偏差和 $k-1$ 时刻的实际姿态角之和为预测角度,其噪声偏差为 $\omega_g(k)$,对应角度的协方差为过程噪声协方差 Q 。将预测值与测量值以卡尔曼增益 $K_g(k)$ 为比例进行融合,得到当前时刻的实际姿态角 α 。在公式(3)的基础上构建卡尔曼滤波方程,其中当前状态预测方程表示为

$$X(k|k-1) = AX(k-1|k-1) + BU(k) \quad (4)$$

式(4)中 A 和 B 为系统参数, $A = \begin{bmatrix} 1 & -T_s \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$, $B = \begin{bmatrix} T_s \\ 0 \end{bmatrix}$, $X(k-1|k-1)$ 是 $k-1$ 时刻最优的姿态角, $U(k)$ 为当前状态的控制量,在本研究中为陀螺仪输出的角速度, $X(k|k-1)$ 是根据 $X(k-1|k-1)$ 预测到的飞行器当前姿态角信息。此时对应于 $X(k|k-1)$ 的协方差 $P(k|k-1)$ 也随着更新:

$$P(k|k-1) = AP(k-1|k-1)A^T + Q \quad (5)$$

式(5)中, $P(k-1|k-1)$ 是 $X(k-1|k-1)$ 对应的协方差, A^T 是 A 的转置矩阵。式(4)和式(5)是对系统的预测,同时完成及时地向当前系统推导当前系统的状态变量及其误差协方差,并为下一个时间状态提供先验估计。

在得到 k 时刻姿态角的预测结果后,通过加速度计或电子罗盘可以获取 k 时刻姿态角的测量值 $Z(k)$ 。结合姿态角的预测值和测量值,就可得到 k 时刻的最优姿态角估算值 $X(k|k)$:

$$X(k|k) = X(k|k-1) + K_g(k)(Z(k) - HX(k|k-1)) \quad (6)$$

式(6)中 H 为测量系统参数, $H=[1 \quad 0]$, $K_g(k)$ 为卡尔曼增益(Kalman Gain)。最优卡尔曼滤波增益方程为

$$K_g(k) = \frac{P(k|k-1)H^T}{(HP(k|k-1)H^T + R)} \quad (7)$$

为实时地获取四旋翼飞行器在任何时刻的最优姿态角,应该使卡尔曼滤波器不断的递推运算,因此要对 k 状态下 $X(k|k)$ 的协方差 $P(k|k)$ 进行更新:

$$P(k|k) = (I - K_g(k)H)P(k|k-1) \quad (8)$$

式(8)中, I 为二阶单位矩阵。当系统进入 $k+1$ 状态时, $P(k|k)$ 就是公式(5)中的 $P(k-1|k-1)$ 。式(6)~式(8)为卡尔曼滤波器的状态更新方程,是本次计算中的后验估计,并作为下一次递推运算的先验估计。为实现多传感器信息融合卡尔曼方程的自回归更新,需不断更新误差估计 Q 和 R ,如此周而复始、循环反复地运算,直至找到各个时刻的最优姿态角信息。

2.2 基于卡尔曼滤波算法的四旋翼飞行器姿态解算实验

为保证四旋翼飞行器的稳定飞行,飞行器的姿态角解算不仅要满足准确性要求,同时要求能够实时地输出解算结果,即解算后的姿态角对实际姿态角的跟踪不能出现明显的超前或者滞后现象。本研究中四旋翼飞行器的姿态解算采用基于加速度计、电子罗盘和陀螺仪的捷联式惯性测量系统,主控制器迅速地采集这些传感器所测得的数据,并应用卡尔曼滤波算法快速地完成上述数据间的融合解算,整个过程的执行时间应小于5ms(四旋翼飞行器的姿态更新频率在200Hz以上时,飞行效果较佳)。可见,四旋翼飞行器的姿态控制对控制器的数据处理速度要求较高。本研究选用TI公司的32位浮点型数字信号处理器TMS320F28335,它的ADC采样转换时间只需80ns,最高工作频率可达到150MHz,浮点运算能在单个周期内完成,因此完成1次基于卡尔曼滤波算法的姿态解算的时间远小于5ms,满足四旋翼飞行器对姿态角解算的实时性要求。卡尔曼滤波算法在姿态角解算中的具体应用如图2所示。为验证卡尔曼滤波算法在姿态角解算中的有效性和实用性,可以通过对四旋翼飞行器姿态角变化过程中系统的姿态角测量值、预测值以及卡尔曼滤波器处理后的姿态角三者进行对比分析,并从中判断经卡尔曼滤波器处理后的姿态角是否是最接近实际姿态角的最优解算值。

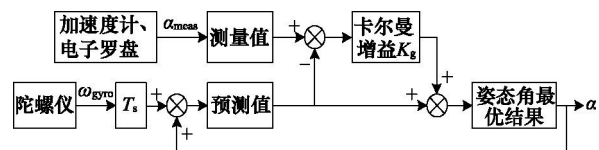


图2 卡尔曼滤波算法在姿态角解算中的应用

Fig. 2 Application of Kalman filter algorithm in attitude solver

为此,通过在四旋翼飞行器姿态检测平台上运行2套程序来完成上述验证。第1套程序为直接将动态特性较好的角速度进行积分处理来解算出姿态角,第2套程序为采用卡尔

曼滤波算法将传感器测得的姿态角和姿态角速度进行数据融合以解算出姿态角。采用上位机虚拟示波器(serial digital scope)来观察加速度计或电子罗盘测得的姿态角、将陀螺仪

输出的角速度直接积分后产生的姿态角以及采用卡尔曼滤波算法融合处理后的姿态角的变化情况^[5]。第2套程序中卡尔曼滤波算法的初始参数见表2。

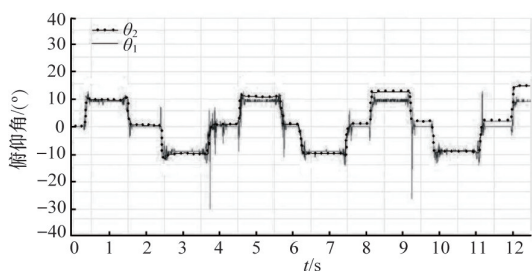
表2 卡尔曼滤波算法的初始化参数

Table 2 Initialization parameters of Kalman filter algorithm

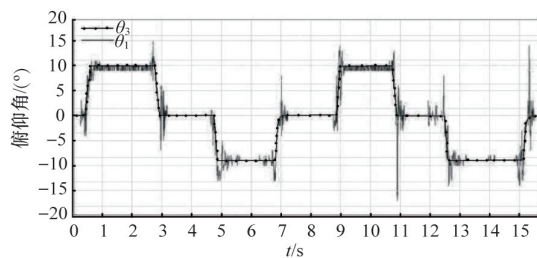
参数名	T/s	A	B	Q	R	X_0	P_0
参数值	0.005	$\begin{bmatrix} 1 & -0.005 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.005 \\ 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.001 & 0 \\ 0 & 0.001 \end{bmatrix}$	[0.02]	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$

2.3 四旋翼飞行器姿态解算的实际结果分析

由 X_0 轴的加速度计可得四旋翼飞行器的俯仰角 θ_1 ,图3中 θ_1 的毛刺比较严重,可见测量过程中加速度计受机身振动的影响产生了较大的测量白噪声。 θ_2 为 Y_0 轴上陀螺仪输出的俯仰角速度积分后所得的角度值, θ_2 刚开始较好地跟踪上了 θ_1 ,一段时间后 θ_2 的累积误差越来越大,零点位置漂移现象也越来越显著。 $t=12$ s时 θ_2 的峰值相对误差为50%,零点漂移的误差为 3° 。 θ_3 为采用卡尔曼滤波算法将加速度计与陀螺仪的输出值融合之后所得的俯仰角。由图3(b)可知, θ_3 能够快速地上跟踪上 θ_1 ,在俯仰角发生变化的各个跳变沿没有出现明显的超前或者滞后现象,两者的时间间隔远远小于四旋翼飞行器的姿态更新周期 $T(T \leq 5$ ms),可见基于卡尔曼滤波算法的俯仰角解算满足实时性要求。另外, θ_3 与 θ_1 间的最大跟踪误差为 $\pm 1^\circ$,不仅消除了 θ_2 中由于温度漂移所致的累积误差,而且大大减少了 θ_1 中的测量白噪声。



(a) 俯仰角的测量值 θ_1 与预测值 θ_2



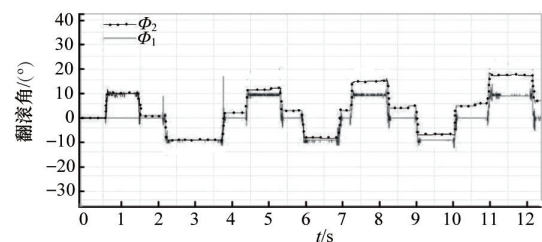
(b) 俯仰角的测量值 θ_1 与卡尔曼滤波后的值 θ_3

图3 采用卡尔曼滤波前后俯仰角的变化情况

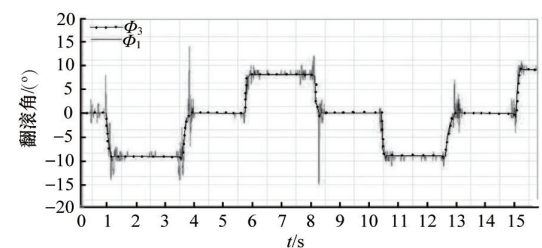
Fig. 3 Change of pitching angles before and after Kalman filtering

由 Y_0 轴的加速度计可得四旋翼飞行器的翻滚角 Φ_1 ,图4中 Φ_1 的毛刺也比较严重,这是加速度计在测量过程中受机身振动的影响而产生的测量白噪声。 Φ_2 为 X_0 轴上陀螺仪输出的翻滚角速度积分后所得的角度值, Φ_2 刚开始较好地跟踪上

了 Φ_1 ,随着时间的变化 Φ_2 的误差越积越大,零点位置也慢慢漂移到原来位置。在 $t=12$ s时 Φ_2 的峰值相对误差达到了75%,此时零点位置的漂移误差为 6° 。 Φ_3 为采用卡尔曼滤波算法将加速度计与陀螺仪的输出值融合之后所得的翻滚角。由图4(b)可知, Φ_3 能够快速地上跟踪上 Φ_1 ,在翻滚角发生变化的各个跳变沿没有出现明显的超前或者滞后现象,两者的时间间隔远远小于四旋翼飞行器的姿态更新周期 $T(T \leq 5$ ms),可见基于卡尔曼滤波算法的翻滚角解算满足实时性要求。另外, Φ_3 与 Φ_1 间的最大跟踪误差为 $\pm 0.5^\circ$,不仅抑制了 Φ_2 中由于温度漂移所致的累积误差,而且基本消除了 Φ_1 中的测量白噪声。



(a) 翻滚角的测量值 Φ_1 与预测值 Φ_2



(b) 翻滚角的测量值 Φ_1 与卡尔曼滤波后的值 Φ_3

图4 采用卡尔曼滤波前后翻滚角的变化情况

Fig. 4 Change of rolling angles before and after Kalman filtering

由 Z_0 轴的电子罗盘可以测得四旋翼飞行器的偏航角 ψ_1 ,图5中 ψ_1 的毛刺也比较严重,可见测量过程中电子罗盘受外部磁场干扰产生了较大的测量白噪声。 ψ_2 为 Z_0 轴上陀螺仪输出的偏航角速度积分后所得的角度值, ψ_2 刚开始较好地跟踪上了 ψ_1 ,一段时间后 ψ_2 的累积误差越来越大,零点位置漂移现象也越来越显著。在 $t=11$ s时 ψ_2 的零点漂移的误差为 5° ,在 $t=12$ s时 ψ_2 的峰值相对误差为60%。 ψ_3 为采用卡尔曼滤波算法将电子罗盘与陀螺仪的输出值融合之后所得的偏航角。由图5(b)可知, ψ_3 能够快速地上跟踪上 ψ_1 ,在偏航角发生变

化的各个跳变沿也没有出现明显的超前或者滞后现象,两者的时间间隔远远小于四旋翼飞行器的姿态更新周期 $T(T \leq 5 \text{ ms})$,可见基于卡尔曼滤波算法的偏航角解算也满足实时性要求。另外, ψ_3 与 ψ_1 间的最大跟踪误差为 $\pm 1.5^\circ$,不仅消除了 ψ_2 中由于温度漂移所致的累积误差,而且大大减少了 ψ_1 中的测量白噪声。

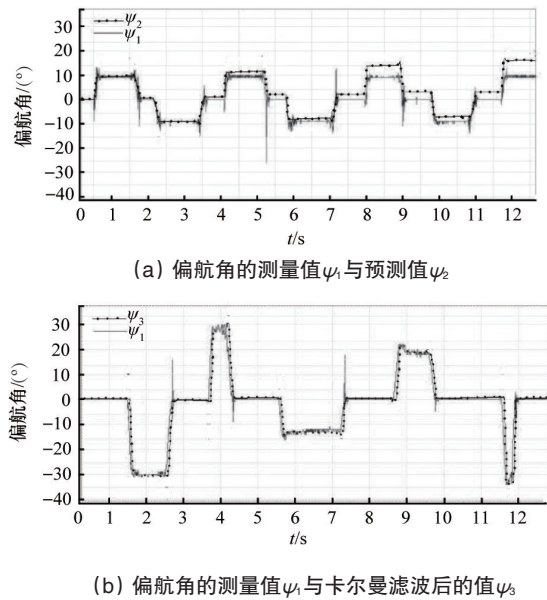


图5 采用卡尔曼滤波前后偏航角的变化情况
Fig. 5 Change of yaw angles before and after Kalman filtering

3 结论

研究了基于卡尔曼滤波的加速度计、电子罗盘与陀螺仪的信号融合方法,在实际的四旋翼飞行器姿态检测平台上,通过卡尔曼滤波算法有效地补偿了陀螺仪的温度漂移误差、消除了加速度计和电子罗盘的测量白噪声,成功地对四旋翼飞行器飞行过程中的翻滚角 Φ 、俯仰角 θ 、偏航角 ψ 进行了精确解算。实验结果表明,经卡尔曼滤波算法处理后的姿态角能够实时、快速、稳定地输出高精度的姿态角,姿态角最大跟踪误差严格控制在 $\pm 1.5^\circ$ 以内,满足用于农田信息采集的小型四旋翼飞行器飞行过程中对姿态解算精度的要求。

卡尔曼滤波算法在姿态角解算上的应用,成功地解决了四旋翼飞行器姿态解算中常见的噪声干扰、传感器漂移等传统难题,为飞行器的自主飞行控制提供了可靠的姿态反馈,具有很高的应用价值。

参考文献 (References)

[1] 姬江涛, 扈菲菲, 贺智涛, 等. 四旋翼无人机在农田信息获取中的应用[J]. 农机化研究, 2013(2): 1-4.
Ji Jiangtao, Hu Feifei, He Zhitao, et al. The application of quad-rotor UAV in farmland information acquisition[J]. Journal of Agricultural Mechanization Research, 2013(2): 1-4.

[2] 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, 29(36): 42-45.
Wang Donglai, Lü Qiang, Liu Feng. Determination of quadrotor

dynamic parameters[J]. Science & Technology Review, 2011, 29(36): 42-45.

- [3] 李继宇, 张铁民, 彭孝东, 等. 小型无人机在农田信息监测系统中的应用[J]. 农机化研究, 2010, 32(5): 183-186.
Li Jiyu, Zhang Tiemin, Peng Xiaodong, et al. The application of small UAV (SUAV) in farmland information monitoring system[J]. Journal of Agricultural Mechanization Research, 2010, 32(5): 183-186.
- [4] 张浩, 任芊. 四旋翼飞行器航姿测量系统的数据融合方法[J]. 兵工自动化, 2013, 32(1): 28-31.
Zhang Hao, Ren Qian. Data fusion method of quad-rotor aircraft attitude measurement system[J]. Ordnance Industry Automation, 2013, 32(1): 28-31.
- [5] 吴勃, 徐欢, 乔相伟. 状态切换UKF的飞行器姿态确定算法[J]. 电机与控制学报, 2012, 16(6): 98-104.
Wu Bo, Xu Huan, Qiao Xiangwei. State switch UKF algorithm and its application in attitude estimation[J]. Electric Machines and Control, 2012, 16(6): 98-104.
- [6] 冯智勇, 曾瀚, 张力, 等. 基于陀螺仪及加速度计信号融合的姿态角度测量[J]. 西南师范大学学报: 自然科学版, 2011, 36(4): 137-141.
Feng Zhiyong, Zeng Han, Zhang Li, et al. Angle measurement based on gyroscope and accelerometer signal fusion[J]. Journal of Southwest China Normal University: Natural Science Edition, 2011, 36(4): 137-141.
- [7] 兰建军, 谭力弓, 朴亨, 等. 惯性传感器和互补滤波器在姿态估计中的应用[J]. 制造业自动化, 2013, 35(9): 65-67.
Lan Jianjun, Tan Ligong, Pu Heng, et al. Inertial sensors and complementary filter application in the attitude estimation[J]. Manufacturing Automation, 2013, 35(9): 65-67.
- [8] 邹波, 张华, 姜军. 多传感信息融合的改进扩展卡尔曼滤波定姿[J]. 计算机应用研究, 2013, 11(31): 1-5.
Zou Bo, Zhang Hua, Jiang Jun. Multi-sensor information fusion's improved extended Kalman filter attitude determination[J]. Application Research of Computers, 2013, 11(31): 1-5.
- [9] 谈振藩, 张勤拓. MEMS陀螺误差辨识与补偿[J]. 传感器与微系统, 2010, 29(3): 39-41.
Tan Zhenfan, Zhang Qintuo. Error identification and compensation of MEMS gyroscope[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2010, 29(3): 39-41.
- [10] 彭孝东, 陈瑜, 李继宇, 等. MEMS三轴数字陀螺仪标定方法研究[J]. 传感器与微系统, 2013, 6(31): 63-69.
Peng Xiaodong, Chen Yu, Li Jiyu, et al. Study on calibration method of MEMS 3-axis digital gyroscope[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2013, 6(31): 63-69.
- [11] 陈芸芝, 汪小钦, 吴波, 等. 基于自适应加权平均的水色遥感数据融合[J]. 遥感技术与应用, 2012, 27(3): 333-338.
Chen Yunzhi, Wang Xiaoqin, Wu Bo, et al. Ocean color data merging based on adaptive weighted averaging[J]. Remote Sensing Technology and Application, 2012, 27(3): 333-338.
- [12] 周观民, 李荣会. 基于神经网络的传感器网络数据融合技术研究[J]. 计算机仿真, 2011, 10(28): 118-120.
Zhou Guanmin, Li Ronghui. Sensor network based on neural network data fusion technology[J]. Computer Simulation, 2011, 10(28): 118-120.
- [13] 钱鋈, 欧阳红林, 范祝霞, 等. 基于EKF的双Y移30°六相PMSM无速度传感器控制系统研究[J]. 科技导报, 2009, 27(17): 65-68.
Qian Jun, Ouyang Honglin, Fan Zhuxia, et al. Study on extended Kalman filtering for sensorless control of dual Y shift 30 degree PMSM drive system[J]. Science & Technology Review, 2009, 27(17): 65-68.
- [14] 邓胡滨, 张磊, 吴颖, 等. 基于卡尔曼滤波算法的轨迹估计研究[J]. 传感器与微系统, 2012, 31(5): 4-7.
Deng Hubin, Zhang Lei, Wu Ying, et al. Research on track estimation based on Kalman filtering algorithm[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2012, 31(5): 4-7.
- [15] 韩志风, 李荣冰, 刘建业, 等. 小型四旋翼飞行器试验平台设计[J]. 测控技术, 2013, 10(32): 121-124.
Han Zhifeng, Li Rongbing, Liu Jianye, et al. Design of test platform for small scale quad rotors[J]. Measurement & Control Technology, 2013, 10(32): 121-124.

(编辑 陈华蛟)