

控制与决策

Control and Decision

基于EKF算法的太阳能无人机低成本飞控状态估计

郭安, 周洲, 祝小平, 白帆

引用本文:

郭安, 周洲, 祝小平, 等. 基于EKF算法的太阳能无人机低成本飞控状态估计[J]. *控制与决策*, 2020, 35(10): 2415–2423.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0091>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于定向A*算法的多无人机同时集结分步策略

Serial strategy for rendezvous of multiple UAVS based on directional A*algorithm
控制与决策. 2019, 34(6): 1169–1177 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2017.1636>

多无人机完全分布式有限时间编队控制

Fully distributed finite-time formation control for multiple UAVs
控制与决策. 2019, 34(12): 2656–2660 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.0314>

气动模型及导航信息辅助的大气参数估计方法

Air data estimation method aided by aerodynamic model and navigation information
控制与决策. 2018, 33(3): 491–496 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2017.0050>

基于通信与观测联合优化的多无人机协同目标跟踪控制

Co-optimization of communication and observation for multiple UAVs in cooperative target tracking
控制与决策. 2018, 33(10): 1747–1756 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2017.0727>

融合惯导与飞控系统信息的飞行大气全参数估计算法

Calculation method for air data based on information from inertial navigation system and flight control system
控制与决策. 2017, 32(2): 363–367 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2015.1418>

基于EKF算法的太阳能无人机低成本飞控状态估计

郭安¹, 周洲^{1†}, 祝小平², 白帆¹

(1. 西北工业大学航空学院, 西安 710072; 2. 西北工业大学无人机特种技术重点实验室, 西安 710065)

摘要: 当大展弦比太阳能无人机(UAV)采用由低成本传感器组成的飞控平台时, 受限于传感器误差精度、无人机长航时、广域度的任务要求, 传统数据融合算法无法实现其姿态、空速和风场长时间的准确和可靠估计. 从飞控搭载的传感器测量原理出发, 对测量过程的误差特性和温度影响进行建模, 基于扩展卡尔曼滤波算法实现状态的可靠估计. 首先, 将压力传感器与惯导的数据进行融合以实现姿态估计; 其次, 结合无人机的布局特征将磁力计独立安装以实现航向估计; 最后, 融合GPS的数据进行导航估计. 仿真结果表明, 较传统的变增益估计算法(VGO), 所提出算法的层次更分明, 结果更可靠, 而且可以与太阳能无人机的特征较好地结合.

关键词: 太阳能无人机; 低成本飞控; 多传感器融合; 三级串联; 状态估计; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: V249 文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2019.0091

引用格式: 郭安, 周洲, 祝小平, 等. 基于EKF算法的太阳能无人机低成本飞控状态估计[J]. 控制与决策, 2020, 35(10): 2415-2423.

State estimation of low-cost flight controller of solar-powered UAV based on EKF algorithms

GUO An¹, ZHOU Zhou^{1†}, ZHU Xiao-ping², BAI Fan¹

(1. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Science and Technology of Unmanned Aerial Vehicle Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: When the flight controller composed of low-cost sensors is applied to a large aspect ratio solar-powered unmanned aerial vehicle (UAV), it is limited by the accuracy of the sensors, the long-endurance, and wide-range task requirements. The traditional data fusion algorithm cannot realize its accurate and reliable estimation of attitude, airspeed and wind field for a long time. Starting from the sensor measurement principle of the flight controller, the error characteristics and temperature effects of the measurement process are modelled, and a reliable state estimation is realized based on the extended Kalman filter algorithm. Firstly, the pressure sensor and inertial measurement unit (IMU) data are combined to achieve attitude estimation. Then, combined with the layout characteristics of the UAV, the magnetometer is independently installed and the heading is estimated. Finally, GPS data is merged for navigation estimation. The simulation results show that compared with the variable gain observe algorithm, the proposed algorithm is more hierarchical and the estimation results are more reliable, and it can be combined with the characteristics of the solar-powered UAV.

Keywords: solar-powered UAV; low-cost flight controller; multi-sensor fusion; three-stage series; state estimation; EKF

0 引言

随着航空科学技术、储能电池和太阳能电池的发展, 以太阳光为动力来源的无人机迎来了空前的发展机遇, 国内外各种型号太阳能无人机层出不穷^[1]. 太阳能无人机技术正在从研究阶段向工程产业化阶段转变^[2]. 大型太阳能无人机多采用高精度传感器组成的工业级飞控, 其高昂的价格在全系统成本中占据较大的比重. 因此, 在产业化过程中, 如何在降低

飞控平台研发成本的同时还能兼顾其控制精度, 成为该领域内的一大难点.

太阳能无人机具有大翼展、超轻结构面密度和较低飞行速度, 具备超长续航和广域度飞行的能力. 在执行任务过程中姿态变化小, 一般在指定高度作业^[3]. 由低成本微机电系统MEMS惯导、磁力计、GPS及气压传感器组成的低成本飞控已广泛地应用于微小型无人机^[4]. 与工业级飞控相比, 二者的价格

收稿日期: 2019-01-19; 修回日期: 2019-05-29.

基金项目: 民机专项项目(MJ-2015-F-009); 陕西省重点研发项目(2018ZDCXL-GY-03-04).

责任编辑: 柴利.

[†]通讯作者. E-mail: zhouzhou@nwpu.edu.cn.

相差悬殊,但低成本传感器在测量过程中会产生持续的噪声和漂移^[5].可以利用不同传感器在高低频率测量准确性上的不同对测量结果进行互补^[6],能够有效提高测量结果的可靠性.因此,若采用低成本飞控进行太阳能无人机自主控制,则可以明显降低其研发成本.但其超长续航的任务要求,使得传感器的测量误差会随着时间累积和温度变化进一步放大,严重影响无人机的控制精度.如何兼顾传感器长时间工作的误差特性,确保其任务过程中状态数据的稳定测量与估计已成为研究的难点.

状态估计作为传感器测量与控制器解算的中间层^[7],以测量数据作为输入,经过一系列滤波和数据融合算法解算出无人机当前状态,反馈至控制器形成闭环,其准确性会直接影响无人机的定位精度与控制效果.通常,基于线性或非线性动态观测理论对不同传感器的量测信息和系统状态进行融合,能够得到可靠的状态信息^[8].

低成本飞控的传感器非线性误差和正交误差远大于工业级产品.若采用有效的状态估计算法,充分挖掘各种传感器组合的测量潜力,则能提高飞控的控制精度.互补滤波算法已广泛地应用于各类开源飞控平台,其核心在于短时间内采用陀螺仪数据,定时对加速度计数据采样修正陀螺仪,再对数据进行滤波处理^[9-10],算法多用于旋翼类无人机.四元数卡尔曼滤波组合导航也是一种较为成熟的算法^[11],在姿态估计过程中用四元数表征姿态角,将四元数乘积表示成 Clifford 代数中 Hamilton 算子的形式,并对四元数矢量观测方程进行线性化处理.受限于算法的复杂性和较大计算量,该方法不适合在低成本飞控平台上应用.非线性滤波方法包括无迹卡尔曼滤波(UKF)、粒子滤波(PF)等,方法的本质是对非线性过程的近似^[12].UKF保留了泰勒展开式中的三阶项,相较于保留了一阶项的EKF算法,其对于非线性强的问题处理效果更好,但计算量偏大^[13].

Heikki等^[14]基于方向余弦矩阵,采用EKF方法,在加速度测量过程中引入了误差可变协方差矩阵,提高了测量结果的鲁棒性.Da等^[15]基于模糊理论对输入和输出噪声建模,通过EKF算法实现了四旋翼的状态估计.Nak等^[16]在传统EKF算法基础上提出了IEKF方法,对各类传感器进行单独估计后综合数据实现无人机的组合导航.Lian等^[17]为降低惯导在测量过程中受到的持续外部过载对滚转角估计的影响,提出了基于外部过载的EKF算法,实现了滚转角的可靠估计.

本文围绕低成本传感器在全翼式太阳能无人机平台上的应用展开研究,对传感器的测量误差及影响因素进行动态建模.结合低成本传感器的误差精度和无人机平台的基本特征,基于EKF算法提出一种三级串联结构的状态估计方法.考虑到大展弦比太阳能无人机的布局特征和任务要求,在航向估计过程中,将磁力计与飞控剥离后独立安装,最后获得较为可靠的状态参数.算法还可根据无人机搭载传感器种类的不同进行对应的结构拓展,以便与无人机的设计和应用背景相适应.

1 低成本传感器建模方法

由MEMS惯性测量元件、磁场测量元件和小型全球定位系统(GPS)组成的低成本测量系统广泛应用于各类小型无人机的飞控平台,如图1所示.

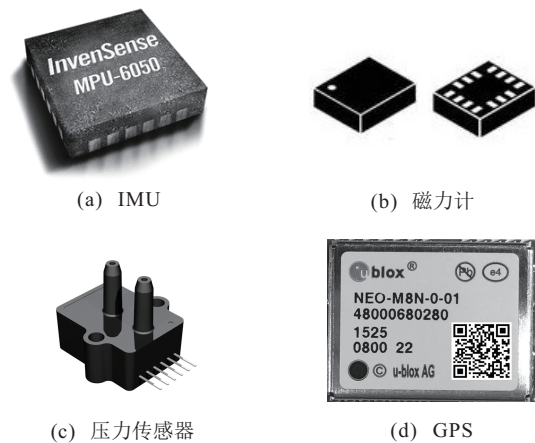


图1 低成本传感器组合

受限于低成本传感器自身的精度等级,通常需要多传感器数据融合以提升整体测量精度.影响因素主要有:1)各传感器的测量精度;2)传感器数据的预处理,即误差的去除与补偿;3)数据融合算法的设计,确保飞控接收到可靠的状态数据进行解算.传感器输出的原始数据将直接影响数据融合的结果,需要对传感器的误差特性进行研究,并对结果进行误差分析与补偿,以确保状态估计精度和输出参数的稳定性.

1.1 传感器特性分析

低成本飞控采用的多传感器组合为:MEMS惯性测量单元、磁力计、气压计、全球定位系统、空速计^[18],采用SBG-Ellipse惯导套件(见图2)的测量精度进行对比.



图2 SBG-Ellipse惯导套件

惯性测量单元 (IMU) 选取 MPU6050, 包括三轴加速度计和三轴陀螺仪。加速度计具有电容式转换器, 通过测量电压输出得到中心质量块的位移, 根据位移与加速度的映射关系得到加速度测量值。陀螺仪测量原理与加速度计类似, 通过测量中心质量块的科氏加速度, 结合质量块震动速率实现角速度的测量。磁力计选取 LSM303D, 通过测量 3 个正交轴的磁场, 输出地球磁场在机体坐标系下的投影, 实现无人机航向信息的测量。气压计主要对动静压进行测量, 输出的气压经过温度补偿后, 根据静压与高度、动压与空速的关系得到海拔高度和空速, 静压传感器型号为 MS5611, 动压传感器型号为 MPXV7002。GPS 位置测量精度通常由卫星伪距测量的精度和获取这些伪距的卫星几何学决定, GPS 接收器芯片还能提供地速和航迹角的信息, 型号为 NEO-M8N。传感器误差特性如表 1 所示。

表 1 各类传感器型号及性能参数

传感器	动态范围 (水平精度)	非线性度 (准确度)	正交误差 (误差范围)	偏置误差 (响应时间)
MPU-acc	±16	0.5	±2	±50/±50/±80
Ellipse	±8	0.2	0.05	—
MPU-gyro	±2 000	0.2	±2	0.05/0.05/0.05
Ellipse	±450	0.01	0.05	0.135
LSM303D	±12	0.5	1	±0.05
MS5611	10 ~ 1 200	±1.5	±2.5	0.5
MPXV7002	±2	±2.5	±1	1
NEO-M8N	±2.5	10	26	-148

1.2 传感器的误差建模

飞控通常固定于质心处, 加速度计的灵敏轴与体轴系对齐, 测量信号为除重力加速度外的加速度值, 即

$$[a_x \ a_y \ a_z]^T = \dot{v}_b + \omega_b \times v - R_v^b [0 \ 0 \ g]^T. \quad (1)$$

根据其工作特性, 建模过程中主要考虑测量偏差和噪声影响。偏差 β_{accel} 主要与温度相关, 测量噪声 η_{accel} 可视为均值为零的高斯过程。陀螺仪的建模过程与之类似, 除测量偏差和噪声外还需引入角速度增益。磁力计、压力传感器建模中也需重点考虑测量偏差和噪声, 各传感器模型如下所示:

加速度计

$$[y_{\text{accel},x} \ y_{\text{accel},y} \ y_{\text{accel},z}]^T = \dot{v}_b + \omega_b \times v_b - R_v^b [0 \ 0 \ g]^T + \beta_{\text{accel}} + \eta_{\text{accel}}; \quad (2)$$

陀螺仪

$$\gamma_{\text{gyro}} = k_{\text{gyro}} \Omega + \beta_{\text{gyro}} + \eta_{\text{gyro}}; \quad (3)$$

磁力计

$$y_{\text{mag}} = \psi + \beta_{\text{mag}} + \eta_{\text{mag}},$$

$$B_0 = R^{-1}(\phi, \theta, \psi) [0 \ 0 \ y_{\text{mag}}]^T; \quad (4)$$

气压计

$$y_{\text{abspres}} = \rho g h_{\text{AGL}} + \beta_{\text{abspres}} + \eta_{\text{abspres}}; \quad (5)$$

空速计

$$y_{\text{diffpres}} = \rho V_a^2 / 2 + \beta_{\text{diffpres}} + \eta_{\text{diffpres}}. \quad (6)$$

GPS 建模时不仅需要知道定位误差的均方差大小, 还需要确定误差的动态特性。参考相关建模方法^[19], 建立高斯马尔可夫误差模型为

$$v[n+1] = e^{-k_{\text{GPS}} T_s} v[n] + \eta_{\text{GPS}}[n]. \quad (7)$$

GPS 位置、地速及航向测量模型为

$$y_{\text{GPS},n/e/h}[n] = p_{n/e/h}[n] + v_{n/e/h}[n], \quad (8)$$

$$V_{g\text{GPS}} =$$

$$\sqrt{(V_a \cos \psi + \omega_n)^2 + (V_a \sin \psi + \omega_e)^2} + \eta_V,$$

$$\chi_{\text{GPS}} = \tan^{-1}(V_a \sin \psi + \omega_e, V_a \cos \psi + \omega_n) + \eta_\chi. \quad (9)$$

根据不确定性分析原理, 无人机地速和轨迹角测量噪声中的方差可通过下式计算:

$$\sigma_{V_g} = \sqrt{\frac{V_n^2 \sigma_{V_n}^2 + V_e^2 \sigma_{V_e}^2}{V_n^2 + V_e^2}}, \quad \sigma_\chi = \sqrt{\frac{V_n^2 \sigma_{V_e}^2 + V_e^2 \sigma_{V_n}^2}{V_n^2 + V_e^2}}. \quad (10)$$

取太阳能无人机盘旋过程作为典型状态进行各传感器的仿真, 传感器的测量值与实际值的曲线如图 3 所示。可以看出, 加速度计的仿真结果呈高频特征, 陀螺仪与磁力计信号呈中低频特征, GPS 呈低频信号特征。输入动态信号时, 测量结果的趋势与信号一致。进入稳态后, 测量噪声较大, 稳态值与真实值之间存在一定的偏差。需要结合动态观测理论对测量数据进行融合修正。

2 分级扩展卡尔曼滤波方法

扩展卡尔曼滤波 (EKF) 理论已广泛地应用于小型无人机平台, 根据无人机类型和搭载传感器的不同, 衍生出多种结构。本文根据低成本飞控平台的运算能力和算法的可实现性, 结合全翼式太阳能无人机的大展弦比布局特征与任务要求, 提出一种三级串联结构的滤波方法实现无人机的状态估计。

EKF 是将非线性系统的模型线性化, 对所构建的非线性状态进行估计, 方程在工作点附近进行一阶线性化后忽略高阶项以满足近似线性, 是高斯白噪声情况下的最小方差次优滤波器, 其算法性能优劣取决于

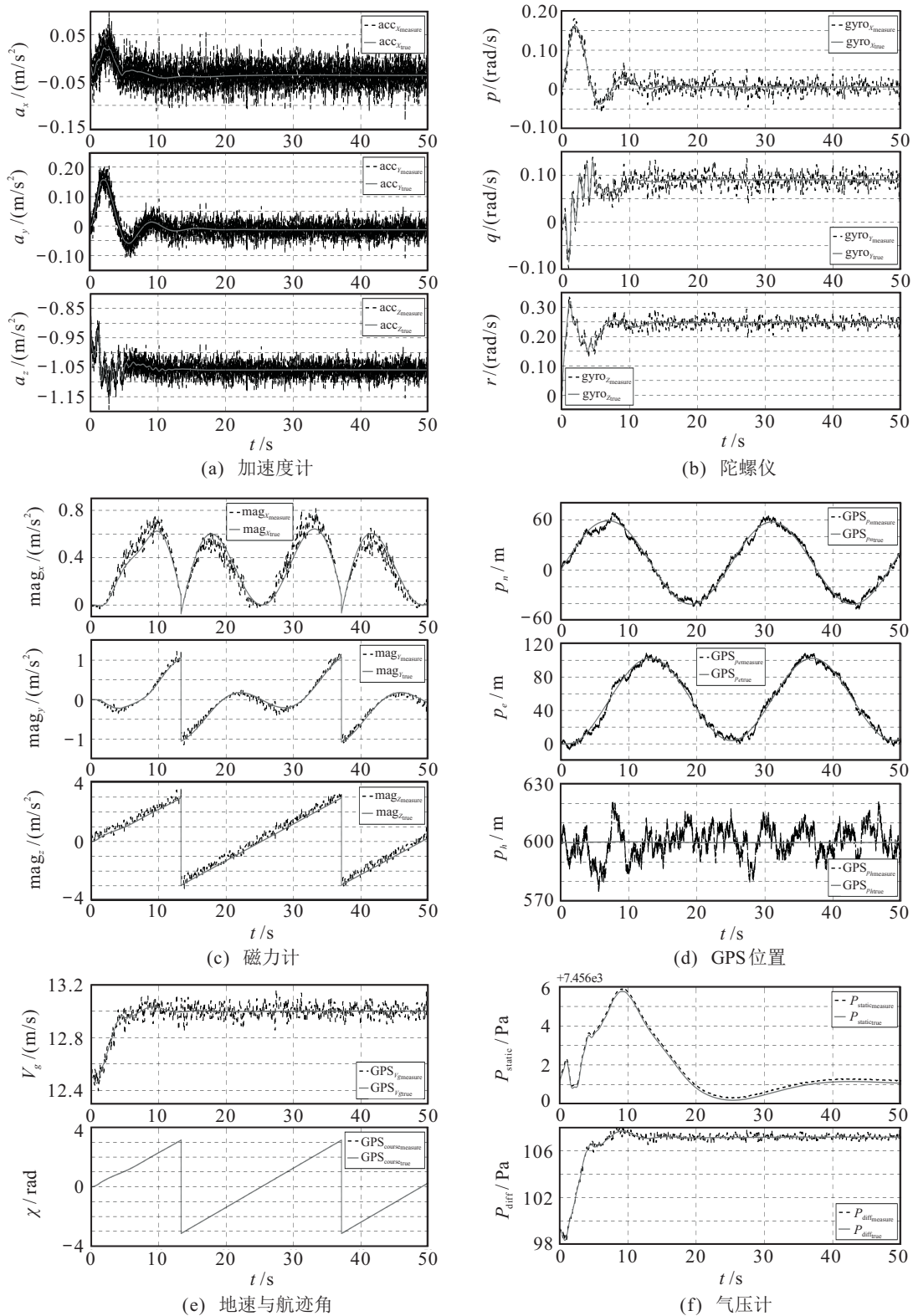


图3 传感器动态模型仿真曲线

局部非线性程度. 系统状态与测量方程如下:

$$\dot{x} = f(x, u) + w(t), \tag{11}$$

$$z_k = h(x(t_k), u) + v_k. \tag{12}$$

其中: $w(t)$ 为系统的噪声和未建模部分, 均值为零, 协方差为 Q , 通过系统模型确定; v_k 为系统的测量噪声, 均值为零, 协方差为 R , 通过传感器进行标定.

系统预测方程为

$$\hat{\dot{x}} = f(\hat{x}, u), \tag{13}$$

$$A(x, u) = \frac{\partial f(x, u)}{\partial x} \Big|_{x=\hat{x}}, \tag{14}$$

$$\dot{P} = A(\hat{x}, u)P + PA(\hat{x}, u)^T + Q. \tag{15}$$

系统校对方程为

$$C(x, u) = \frac{\partial h(x^-, u)}{\partial x}, \quad (16)$$

$$L = P^{-1}C^T(R + C(\hat{x}, u)PC(\hat{x}, u)^T)^{-1}, \quad (17)$$

$$P = (I - LC(\hat{x}, u))P^-, \quad (18)$$

$$\hat{x} = \hat{x}^- + L(z - h(\hat{x}^-, u)). \quad (19)$$

$f(\hat{x}, u)$ 为观测状态与测量信号之间的非线性表达式,通过无人机的运动学方程获取. 根据式(17),计算增益矩阵 L 需要进行矩阵取逆. 随着状态参数的增加,每一帧的数值求解运算量明显增加. 因此,为降低飞控的计算要求,进行以下简化:每个传感器的测量过程相互独立,传感器的3个测量方向的耦合较小,且传感器经过统一出厂标定和校准方式,采取测量轴互相独立的简化.得到相应的增益矩阵 L 为

$$[l_x \ l_y \ l_z]^T = \left[\frac{Pc_x^T}{R_x + c_x Pc_x^T} \quad \frac{Pc_y^T}{R_y + c_y Pc_y^T} \quad \frac{Pc_z^T}{R_z + c_z Pc_z^T} \right]^T. \quad (20)$$

上述各式中变量定义见表2.

表2 EKF所需变量定义

名称	定义
\hat{x}	状态估计向量
$f(\hat{x}, u)$	非线性状态更新模型
$h(x, u)$	非线性测量更新模型
z	传感器测量值
A	线性状态更新矩阵
C	线性模型测量矩阵
P	估计误差协方差矩阵
L	卡尔曼增益矩阵
Q	过程噪声协方差矩阵
R	传感器噪声协方差矩阵

上述简化方法可以将矩阵取逆运算转化为矩阵的一般运算,降低高频多参数估计过程的运算量. 当飞控的计算能力能够负担高频多参数的求解时,可不采取该种简化方式.

三级串联状态估计结构如下:1)姿态估计,通过对传感器数据的低通滤波,采用EKF方法实现姿态的估计;2)航向估计,输入姿态的估计值,结合陀螺仪和磁力计的数据实现偏航角的估计;3)导航估计,输

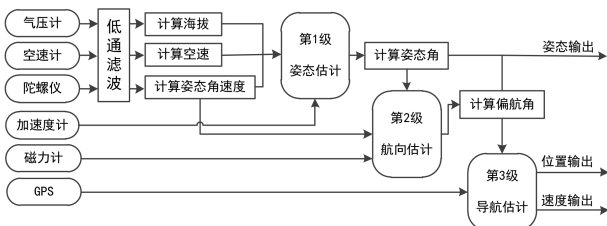


图4 分级串联滤波结构

入已估计的数据,结合GPS数据实现状态参数的估计与平滑处理. 与不分级一次将全部传感器数据进行状态估计的算法相比,该方法可以减小计算量,更加适用于低成本飞控平台,具体方案见图4.

2.1 姿态估计

首先对陀螺仪、气压计和空速计的数据进行低通滤波,再对姿态角进行预测和校正. 采用变增益观测理论(VGO)进行算法对比,该算法将加速度计视为倾角传感器,校正过程的增益系数与三轴角速度相关. 这一级的状态向量、输入向量和测量向量为

$$x = [\phi \ \theta]^T, \quad u = [p \ q \ r \ V_a \ H]^T, \quad z = [a_x \ a_y \ a_z]^T.$$

结合无人机的姿态运动学方程可得姿态预测方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = f(\hat{x}, u) = \begin{bmatrix} p + q \sin \hat{\phi} \tan \hat{\theta} + r \cos \hat{\phi} \tan \hat{\theta} \\ q \cos \hat{\phi} - r \sin \hat{\phi} \end{bmatrix}. \quad (21)$$

将状态转移矩阵线性化,求解雅克比矩阵,可得状态转移矩阵为

$$A(x, u) = \left. \frac{\partial f(x, u)}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}} = \begin{bmatrix} q \cos \hat{\phi} \tan \hat{\theta} - r \sin \hat{\phi} \tan \hat{\theta} & q \sin \hat{\phi} - r \cos \hat{\phi} \\ -q \sin \hat{\phi} - r \cos \hat{\phi} & \cos^2 \hat{\theta} \\ & 0 \end{bmatrix}. \quad (22)$$

校正模型中采用加速度计作为输出方程,式(2)中 $\dot{V}_b = [\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}]$, $v_b = [u, v, w]$ 无法直接测量. 假设 $\dot{u} = \dot{v} = \dot{w} \approx 0$,根据定常平飞假设,有

$$[u \ v \ w]^T \approx V_a [\cos \theta \ 0 \ \sin \theta]^T. \quad (23)$$

校正方程和对应的雅克比矩阵为

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_x & \hat{a}_y & \hat{a}_z \end{bmatrix}^T = h(\hat{x}, u) = \begin{bmatrix} qV_a \sin \hat{\theta} + g \sin \hat{\theta} \\ rV_a \cos \hat{\theta} - pV_a \sin \hat{\theta} - g \cos \hat{\theta} \sin \hat{\phi} \\ -qV_a \cos \hat{\theta} - g \cos \hat{\theta} \sin \hat{\phi} \end{bmatrix}, \quad (24)$$

$$C(x, u) = \left. \frac{\partial h(x, u)}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}} = \begin{bmatrix} 0 & qV_a c\hat{\theta} + gc\hat{\theta} \\ -gc\hat{\phi}c\hat{\theta} & -rV_a s\hat{\theta} - pV_a c\hat{\theta} + gs\hat{\phi}s\hat{\theta} \\ gs\hat{\phi}c\hat{\theta} & (qV_a + gc\hat{\phi})s\hat{\theta} \end{bmatrix}. \quad (25)$$

本文中的部分公式采用s和c对sin和cos进行简写. 在定常平飞过程中,由式(23)可知, u 远大于 w , v 通常可以忽略,因此,陀螺仪在 x 方向上的噪声明显大于其他两个方向,若三轴相同处理则会对结果产生影响. 从平飞到爬升/下滑之间转换时,运动过程中的

角速度时间较短,姿态迅速发生变化,导致测量偏差较大.算法在构造测量噪声协方差矩阵的 x 方向上引入罚因子 τ ,并且与俯仰角速度 q 相乘,即

$$[R_x \ R_y \ R_z]^T = [R_{x_0} - \tau q \ R_{y_0} \ R_{z_0}]^T, \quad (26)$$

对测量噪声在不同方向表现不同以及发生较大姿态变化无法准确测量的情况进行修正.

姿态估计算法的伪代码如下.

算法1 第1级:滚转、俯仰姿态估计.

- 1) 对气压计、空速计、陀螺仪数据采用低通滤波,初始 $\hat{x} = 0$
- 2) 根据式(21)对姿态值进行预测
- 3) 根据式(22)计算状态转移矩阵
- 4) 根据式(15)计算误差协方差矩阵,更新状态值和协方差矩阵
- 5) for 传感器的测量轴 do
- 6) 更新测量值(式(24))
- 7) 更新测量状态转移矩阵(式(25))
- 8) 更新测量噪声矩阵(式(26))
- 9) 更新卡尔曼增益矩阵(式(20))
- 10) 更新校准状态(式(19))
- 11) 更新协方差矩阵(式(18))
- 12) end for

取飞机盘旋飞行的任务航线进行姿态估计算法验证,得到滚转角与俯仰角变化曲线,见图5.

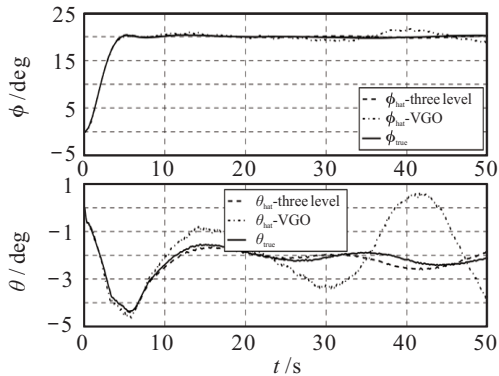


图5 姿态角真实值与估计值对比

2.2 航向估计

航向估计作为状态估计的第2级,通过融合上一级姿态估计值和磁力计测量值对偏航角进行估计.无人机在风场中会产生一个“诱导偏航角”,当搭载相机等拍摄设备时,为了保证拍摄的准确性,需要准确获取该角度.磁力计在风场中不受干扰,当地速较小时GPS无法得到准确的航迹角数据,因此,融合磁力计的数据对航向进行准确估计,对于无人机在风场中的稳定控制和任务执行是非常重要的^[9].

全翼式太阳能无人机(见图6)的机身和机翼上

铺满了太阳能电池,磁力计测量的数据会受到金属器件的干扰而导致测量角度偏差.对此,可以采用磁力计与飞控分离的方案,将其安装于翼尖处以保证航向测量的精度.

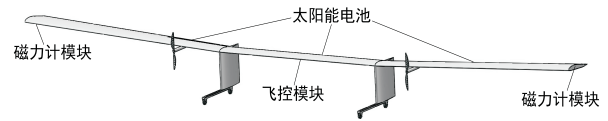


图6 全翼式太阳能无人机

航向估计采用单状态EKF结构,状态量、输入向量和测量向量分别为

$$\mathbf{x} = \psi, \mathbf{u} = [\phi \ \theta \ q \ r]^T, \mathbf{z} = [B_x \ B_y \ B_z]^T.$$

结合无人机的姿态运动学方程可得航向预测方程为

$$\dot{\psi} = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) = q \frac{\sin \phi}{\cos \theta} + r \frac{\cos \phi}{\sin \theta}. \quad (27)$$

由于线性状态更新矩阵为零矩阵,偏航角的预测偏差只与模型噪声相关.根据磁力计测量模型可得校正方程和对应的雅克比矩阵为

$$[\hat{B}_x \ \hat{B}_y \ \hat{B}_z]^T = \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} c\theta s\hat{\psi} & c\theta s\hat{\psi} & -s\theta \\ s\phi s\theta c\hat{\psi} - c\phi s\hat{\psi} & s\phi s\theta s\hat{\psi} + c\phi c\hat{\psi} & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\hat{\psi} + s\phi s\hat{\psi} & c\phi s\theta s\hat{\psi} - s\phi c\hat{\psi} & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{0_x} \\ B_{0_y} \\ B_{0_z} \end{bmatrix}, \quad (28)$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \left. \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}} = \begin{bmatrix} -c\theta s\hat{\psi} B_{0_x} + c\theta c\hat{\psi} B_{0_y} \\ (-s\phi s\theta s\hat{\psi} - c\phi c\hat{\psi}) B_{0_x} + (d\phi s\theta s\hat{\psi} + c\phi s\hat{\psi}) B_{0_y} \\ (-s\phi s\theta s\hat{\psi} - c\phi c\hat{\psi}) B_{0_x} + (s\phi s\theta s\hat{\psi} - c\phi s\hat{\psi}) B_{0_y} \end{bmatrix}. \quad (29)$$

航向估计算法的伪代码如下.

算法2 第2级:航向估计.

- 1) 通过陀螺仪数据更新 q 、 r ,结合上一级的 ϕ 、 θ 赋初值
- 2) 根据式(27)对偏航角进行预测,更新偏航角
- 3) 构造零线性状态矩阵
- 4) 更新误差协方差矩阵(式(15))
- 5) if 磁力计的数据已经更新 then
- 6) for 每个磁力计的测量轴 do
- 7) 更新传感器输出(式(28))
- 8) 更新传感器输出状态转移矩阵(式(29))
- 9) 更新卡尔曼增益矩阵(式(20))
- 10) 更新校准状态(式(19))
- 11) 更新协方差矩阵(式(18))

12) end for
13) end if

取飞机盘旋飞行状态进行航向估计算法验证, 由于VGO算法没有单独进行航向估计, 仿真结果只取偏航角真实值与估计值进行对比, 见图7.

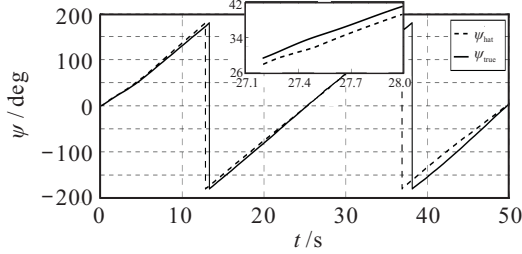


图7 偏航角真实值与估计值对比

2.3 导航估计

导航估计主要采用GPS测量值估计无人机的位置、地速、航线、风场情况. 无人机的位置变化为

$$\begin{aligned} \dot{P}_N &= V_a \cos \psi \cos \theta - W_N, \\ \dot{P}_E &= V_a \sin \psi \cos \theta - W_E. \end{aligned} \quad (30)$$

其中: P 代表位置, W 代表风速.

对式(4)取微分, 得到地速变化率为

$$\begin{aligned} \dot{V}_g &= \frac{(V_a c \psi + W_N)(-V_a \dot{\psi} s \psi) + (V_a s \psi + W_E)(V_a \dot{\psi} c \psi)}{V_g}. \end{aligned} \quad (31)$$

根据协调转弯过程飞机的运动学方程

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V_g} \tan \phi \cos(\chi - \psi), \quad (32)$$

导航估计的状态向量、输入向量和测量向量分别为

$$\mathbf{x} = [P_N \ P_E \ V_g \ \chi \ W_N \ W_E]^T,$$

$$\mathbf{u} = [V_a \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T,$$

$$\mathbf{z} =$$

$$[y_{GPS,N} \ y_{GPS,E} \ y_{GPS,V_g} \ y_{GPS,\chi} \ y_{W_N} \ y_{W_E}]^T.$$

非线性预测方程和线性化后的雅克比矩阵为

$$\begin{aligned} [\dot{P}_N \ \dot{P}_E \ \dot{V}_g \ \dot{\chi} \ \dot{W}_N \ \dot{W}_E]^T &= \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) = \\ & \begin{bmatrix} V_a c \psi c \theta - \hat{W}_N \\ V_a s \psi c \theta - \hat{W}_E \\ \frac{(V_a c \psi + \hat{W}_N)(-V_a \dot{\psi} s \psi) + (V_a s \psi + \hat{W}_E)(V_a \dot{\psi} c \psi)}{\hat{V}_g} \\ \frac{g}{V_g} \tan \phi c(\hat{\chi} - \psi) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (33)$$

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & \cos \hat{\chi} & -V_g \sin \hat{\chi} & -1 & 0 \\ 0 & 0 & \sin \hat{\chi} & V_g \cos \hat{\chi} & 0 & -1 \\ 0 & 0 & -\dot{\hat{V}}_g / \hat{V}_g & 0 & -V_a \dot{\psi} \sin \psi & V_a \dot{\psi} \cos \psi \\ 0 & 0 & c_1 & c_2 & 0 & V_a \dot{\psi} \cos \psi \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (34)$$

其中

$$\begin{aligned} c_1 &= -\frac{g}{\hat{V}_g^2} \tan \phi \cos(\hat{\chi} - \psi), \\ c_2 &= -\frac{g}{\hat{V}_g} \tan \phi \sin(\hat{\chi} - \psi). \end{aligned} \quad (35)$$

GPS测量信息包括位置、地速和航向角, 通过无人机速度之间的转化关系构造风速伪测量值为

$$\begin{aligned} y_{W_N} &= V_a \cos \psi + W_N - V_g \cos \chi, \\ y_{W_E} &= V_a \sin \psi + W_E - V_g \sin \chi. \end{aligned} \quad (36)$$

因此, 校正方程和对应的雅克比矩阵为

$$\begin{aligned} [\hat{P}_N \ \hat{P}_E \ \hat{V}_g \ \hat{\chi} \ \hat{W}_N \ \hat{W}_E]^T &= \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) = \\ [\hat{P}_N \ \hat{P}_E \ \hat{V}_g \ \hat{\chi} \ \hat{y}_{W_N} \ \hat{y}_{W_E}]^T, \end{aligned} \quad (37)$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \left. \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}} =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\cos \chi & \dot{V}_g \sin \chi & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -\sin \chi & -\dot{V}_g \cos \chi & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (38)$$

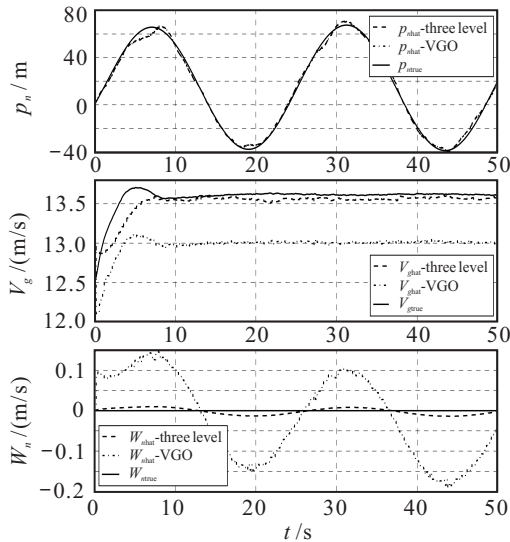
导航估计算法的伪代码如下.

算法3 第3级: 导航估计.

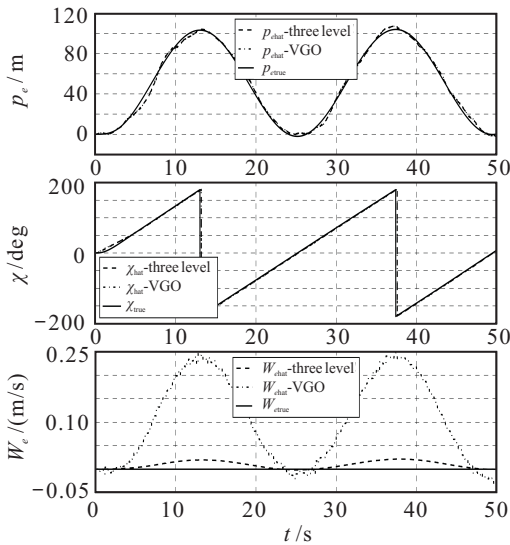
- 1) 通过空速计更新空速 V_a , 结合上两级的 ϕ 、 θ 和 ψ 赋初值
- 2) 根据式(33)对预测状态更新
- 3) 计算预测状态的线性化矩阵(式(34))
- 4) 更新误差协方差矩阵(式(15))
- 5) if GPS测量数据已经更新 then
- 6) for 北向和东向测量方向 do
- 7) 计算卡尔曼增益(式(20))
- 8) 更新位置、地速、航迹和风速(式(19))
- 9) 更新协方差矩阵(式(18))
- 10) end for
- 11) end if

取飞机盘旋飞行状态进行导航估计算法验证, 采

用VGO算法进行对比. 结合图5及图8, 本文采用三级串联状态估计方法可以基于低成本传感器的数据实现对无人机相关状态的可靠估计. 相较于VGO算法, 俯仰角进入稳态后出现轻微波动, 但没有产生偏离, 地速和风场的估计无稳态误差且偏差较小.



(a) 北向位移、地速、北向风速



(b) 东向位移、航向角、东向风速

图8 GPS测量真实值与估计值对比

该方法还可根据无人机所搭载传感器的不同设计对应的估计结构. 当无人机的磁航向数据不可信时, 可以采用取消航向估计的二级滤波方法进行估计; 当无人机装有气流角传感器时, 可以在姿态估计后采用类似方法增加一层气流角估计, 从而将气流角反馈至控制系统中.

3 仿真验证与分析

为了验证本文算法的有效性, 取全翼式太阳能无人机作为研究对象, 以15 kg飞机重量、500 m起飞高度初始化, 采用“爬升-巡航-盘旋-下滑”的任务航线进行全状态飞行过程的仿真验证, 并采用VGO算法

进行飞行轨迹的对比. 飞行轨迹如图9所示, 采用三级串联的状态估计算法得到的飞行轨迹与真实状态基本一致, 在高度方向上会出现静差, 盘旋过程中可以保持高度的稳定. 当采用VGO算法进行状态估计时, 由于姿态估计和航向估计精度不高, 使得盘旋过程中高度方向不稳定, 导致航线出现了一定的偏离, 影响无人机的任务完成质量.

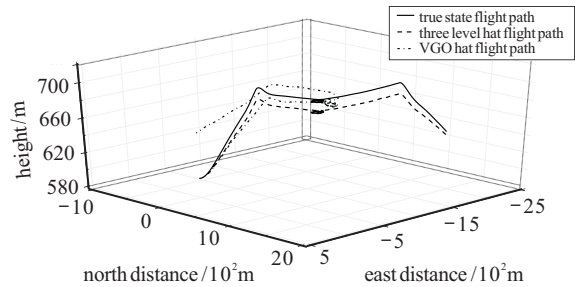


图9 两种状态估计算法的飞行轨迹对比

由于空速计和气压计在任务过程中会产生固定偏差, 在600 m高度保持中有20 m静差. 对于无需严格控制高度精度的太阳能无人机(海拔6000 m高度内, 空速12 ~ 20 m/s, 广域范围作业, 即半径10 km内), 该控制精度可以满足实际的任务要求, 且控制效果明显优于目前常用的VGO算法. 对飞行过程中的参数进行误差分析, 取巡航和盘旋状态进行量化分析, 参数见表3.

表3 状态参数误差

状态量	巡航		盘旋	
	偏差/(°/m)	方差	偏差/(°/m)	方差
滚转角	0.38	1.19	0.45	5.31
俯仰角	1.02	4.18	0.53	4.16
偏航角	1.41	0.29	3.10	—
水平位置	23.5	39.6	35.6	112.9
海拔高度	12.2	1.25	12.0	0.4

在巡航和盘旋飞行阶段, 飞机的姿态角均能实现稳定控制且偏差较小. 高度保持和轨迹跟踪误差较大. 巡航段高度波动范围在1 m以内, 盘旋段高度波动范围在2 m以内, 满足实际使用要求.

4 结论

1) 本文从低成本传感器的测量原理出发, 通过对误差特性的研究建立了一套完整的低成本传感器模型, 以无人机的典型工作状态对模型进行了验证.

2) 根据低成本飞控的运算能力和状态估计算法的复杂性与可实现性, 结合全翼式太阳能无人机的布局特征和任务要求, 提出了三级串联状态估计算法, 仿真结果表明了该方法的可行性. 下一步将结合硬件对算法进行工程化验证.

3) 将太阳能无人机、低成本传感器和飞控进行了闭环仿真,结果表明该算法能够实现无人机的任务要求,估计参数的准确性较传统方法有明显提升,算法能够与太阳能无人机的特征较好地结合。

参考文献(References)

- [1] Oettershagen P, Melzer A, Mantel T, et al. Design of small hand-launched solar-powered UAVs: From concept study to a multi-Day world endurance flight[J]. *Journal of Field Robotics*, 2017, 34: 1352-1354.
- [2] 段卓毅, 王伟, 耿建中, 等. 高空长航时太阳能无人机高效气动力设计新挑战[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(2): 156-158.
(Duan Z Y, Wang W, Geng J Z, et al. Challenges of high efficiency aerodynamics design for HALE solar powered UAV[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(2): 156-158.)
- [3] 马振宇, 祝小平, 周洲. 一种方向舵-螺旋桨联用的全翼式太阳能无人机横航向控制方法[J]. *航空学报*, 2018, 39(3): 321633.
(Ma Z Y, Zhu X P, Zhou Z. A lateral-direction controlling method combining rudder and propeller for full-wing solar-powered UAV[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(3): 321633.)
- [4] Ebeid E, Skriver M, Terkildsen K H, et al. A survey of open-source UAV flight controllers and flight simulators[J]. *Microprocessors and Microsystems*, 2018, 61: 11-20.
- [5] Paulsen T H. Low cost/high precision flight dynamics using the square-root unscented kalman filter[D]. Provo: Department of Electrical and Computer Engineering, Brigham Young University, 2009: 12-19.
- [6] 曹娟娟, 房建成, 盛蔚, 等. 低成本多传感器组合导航系统在小型无人机自主飞行中的研究与应用[J]. *航空学报*, 2009, 30(10): 1923-1929.
(Cao J J, Fang J C, Sheng W, et al. Study and application of low-cost multi-sensor integrated navigation for small UAV autonomous flight[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(10): 1923-1929.)
- [7] Beard R W, McLain T W. *Small unmanned aircraft: theory and practice*[M]. NJ: Princeton University Press, 2012: 143-145.
- [8] Eldredge M. Improved state estimation for miniature air vehicles[D]. Provo: Department of Mechanical Engineering, Brigham Young University, 2006: 7-35.
- [9] 张勇刚, 张云浩, 李宁. 基于互补滤波器的MEMS/GPS/地磁组合导航系统[J]. *系统工程与电子技术*, 2014, 36(11): 2272-2279.
(Zhang Y G, Zhang Y H, Li N. MEMS/GPS/geomagnetic integrated navigation system based on complementary filter[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2014, 36(11): 2272-2279.)
- [10] Premerlani W, Bizard P. Direction cosine matrix IMU: Theory[EB/OL]. DIY DRONE: USA. <https://www.researchgate.net/publication/265755808>.
- [11] 高显忠, 侯中喜, 王波, 等. 四元数卡尔曼滤波组合导航算法性能分析[J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(2): 171-177.
(Gao X Z, Hou Z X, Wang B, et al. Quaternion-based Kalman filter and its performance analysis in integrated navigation[J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(2): 171-177.)
- [12] Goh S T, Abdelkhalik O, Zekavat S A. A weighted measurement fusion kalman filter implementation for UAV navigation[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28(1): 315-323.
- [13] Han S, Wang J. A novel method to integrate IMU and magnetometers in attitude and heading reference systems[J]. *Journal of Navigation*, 2011, 64(4): 727-738.
- [14] Heikki H, Arto V. A DCM based attitude estimation algorithm for low-cost MEMS IMUs[J]. *International Journal of Navigation and Observation*, 2015, 503814: 2-16.
- [15] Da S, André L, Da C, et al. Fuzzy adaptive extended Kalman filter for UAV INS/GPS data fusion[J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2016, 38(6): 1671-1688.
- [16] Nak Y K, Wonkeun Y, In H C, et al. Features of invariant extended kalman filter applied to unmanned aerial vehicle navigation[J]. *Sensors*, 2018, 18: 1-20.
- [17] Lian H, Wei W Y, Jing H, et al. Roll angle estimation using low cost MEMS sensors for paddy field machine[J]. *Computers and Electronics in Agriculture*, 2019, 158: 183-188.
- [18] 裴信彪. 新型多旋翼无人机的低成本组合导航与稳定控制[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2018: 25-40.
(Pei X B. Low cost integrated navigation and stability control of new multi rotor UAV[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, 2018: 25-40.)
- [19] Rankin J. An error model for sensor simulation GPS and differential GPS[C]. *Position Location & Navigation Symposium*. Las Vegas: IEEE, 1994: 260-266.
- [20] Rhudy M B, Gu Y, Chao H. Wind field velocity and acceleration estimation using a small UAV[C]. *Aiaa Modeling & Simulation Technologies Conference*. Atlanta: AIAA, 2013: 1-9.

作者简介

郭安(1992—), 男, 博士生, 从事太阳能无人机控制的研究, E-mail: guoancom@163.com;

周洲(1966—), 女, 教授, 博士生导师, 从事无人机特种技术等研究, E-mail: zhouzhou@nwpu.edu.cn;

祝小平(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 从事导航、制导与控制等研究, E-mail: zhuxp@nwpu.edu.cn;

白帆(1997—), 男, 硕士生, 从事无人机控制的研究, E-mail: 1257291642@qq.com.

(责任编辑: 李君玲)