

文章编号:1007-2780(2017)08-0656-06

基于北斗/惯导与多传感融合的无人机参数 矫正方法研究

姜 华¹, 杜博军², 董兴法¹, 王 军^{12*}, 何 昕²

(1. 苏州科技大学 电子与信息工程学院, 江苏 苏州 215000;

2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130000)

摘要:针对无人机飞行过程中姿态、定位以及高度参数不精确的问题,提出基于北斗/惯导与多传感器融合的无人机参数矫正方法,介绍了在北斗/惯导组合系统中融合气压传感器与速度传感器的采集参数,结合卡尔曼滤波器算法推算最优定位值。由速度传感器提供具体参数给惯导系统,并利用加速度与航偏角之间的关系预测无人机轨迹,结合北斗系统当前定位参数推算出最优值,将运算得到的无人机参数通过无线通讯的方式发送到终端进行存储显示。结果表明:采用多传感融合方式矫正的方法有效提高飞行轨迹与姿态的监测精度,定位精度达到 3 m,为操控无人机提供了有力的理论依据。

关键词:北斗/惯导组合;多传感器;参数融合;卡尔曼滤波;

中图分类号:V249.32 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/YJYXS20173208.0656

Parameter correction of unmanned aerial vehicle based on beidou/inertial navigation and multi-sensor fusion

JIANG Hua¹, DU Bo-jun², DONG Xing-fa¹, WANG Jun^{12*}, He Xin²

(1. School of Electronic and Information Engineering,
Suzhou University of Science and Technology, Suzhou 215000, China;

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130000, China)

Abstract: Aiming at the problem of attitude, orientation and inaccuracy of UAV in the process of UAV flight, a method of parameter correction for UAV based on Beidou/Inertial navigation and multi-sensor is proposed. The parameters of pressure sensor and speed sensor are introduced in the Beidou/inertial navigation system, and combined with Kalman filter algorithm to calculate the optimal

收稿日期:2017-02-17; **修订日期:**2017-06-01.

基金项目:江苏省建设系统科技项目(No.2016ZD87);苏州市科技发展计划(重点实验室)项目(No.SZS201609);苏州科技大学研究生创新项目(SK CX16_044);江苏省研究生工作站项目

Supported by Jiangsu Province Construction System Science and Technology Project(No.2016ZD87); Suzhou Science and Technology Development Plan (Key Laboratory) Project(No.SZS201609); Suzhou University of Science and Technology graduate student innovation project(No.SK CX16_044); Jiangsu Postgraduate Workstation Project

* 通信联系人, E-mail: wjyhl@126.com

positioning value. The specific parameters are given to the inertial navigation system by the speed sensor, and the UAV trajectory is predicted by the relationship between the acceleration and declination. The optimal value is calculated by combining the current positioning parameters of the Beidou system, and the calculated UAV parameters are transmitted through wireless communication to the terminal for storage and display. The results show that the method of multi-sensor fusion is effective to improve the accuracy of flight trajectory and attitude, and the positioning accuracy is 3 m, which provides a powerful theoretical basis for handling UAV.

Key words: Beidou/Inertial navigation; multi-sensor; parameter fusion; Kalman filter

1 引言

随着操控技术日益成熟,无人机成为各行业进行空中作业的首选,这就要求无人机具有在各种恶劣环境下稳定工作的性能,大多数情况下无人机采集影像都会脱离操控视线,这样会造成无人机在某些复杂区域工作时,出现避障困难和特定区域监测不到的现象,所以需要获取高精度的定位与姿态信息。针对上述难题,解决办法几乎都是利用北斗与惯性导航的组合来提高定位精度^[1-2],但由于北斗提供的定位与速度参数 1 Hz 慢速矫正,给惯性导航系统预测无人机位置带来误差,本文提出将气压传感器与速度传感器采集的参数融合到北斗/惯导装置中,速度传感器替代北斗为惯导装置提供速度参数,气压传感器所采集的参数通过计算得到海拔高度^[3-4]。另外,系统在四旋翼飞行器的 4 个飞行翼上配置北斗/惯导组合作为定位信息的采集装置,这样既提高飞行过程中的定位精度,又给出无人机当前的飞行姿态^[5]。微处理器将运算结果和采集参数按照规定的编码格式发送至终端显示,为操控无人机避障飞行提供了可靠、实时的理论依据。

2 无人机参数监测系统方案

本系统主要包括 5 个模块:北斗与惯导参数融合模块、气压传感器参数采集处理模块、速度参数采集模块、无线传输模块、终端接收以及上位机处理模块^[6]。北斗为惯导提供初始位置,速度传感器为惯导提供速度参数,采用惯导上加速度传感器测量无人机飞行过程中的加速度,陀螺仪得到无人机在加速度采样时间内所行走的航偏角,通过计算可以得出经纬度的变化量,加上初始值

可以得到最新位置 1,但北斗同时也有个最新的经纬度值,在这两个值之间利用卡尔曼滤波的方法得到一个精度较高的值,无人机的 4 个旋翼上都有一套上述的装置,这样通过位置和气压传感器监测的数据可以确定无人机飞行状态下的姿态信息,另外,本装置还集成了气压传感器,监测无人机飞行环境的海拔高度,如图 1 所示。

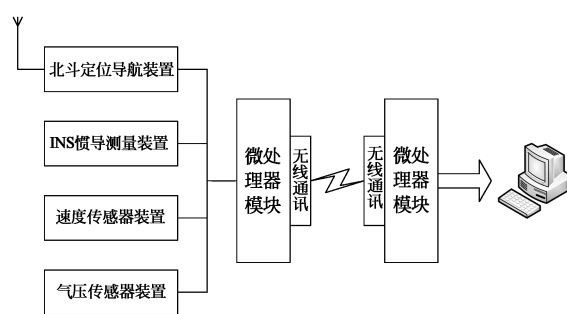


图 1 系统设计框图

Fig.1 System design diagram

3 系统采集与处理架构

本系统选定惯导装置是由挪威 SENSOR 公司集成生产的 STIM300 惯性测量单元(IMU),由三轴高精度 MEMS 陀螺仪,三轴高稳定性加速度计和三轴倾角计组成,它不仅尺寸小,重量轻,成本低,而且对磁场并不敏感由于惯导装置采用的是 RS-422 差分传输接口,需要将其转换成 TTL 电平标准来满足单片机的处理要求^[7]。四旋翼飞行器所采集到的参数信息需要发送到终端进行处理和显示,本系统选取的无线传输模块为 XT09,在无故障遮挡的空地上,传输距离可以达到 64 km,无线传输速率为 125 kbps,所有的数据通过串口的方式被送到单片机中,经过提取整理后按事先定好的帧格式再由串口传输到

XT09 无线模块中以 900 MHz 的频段发送出

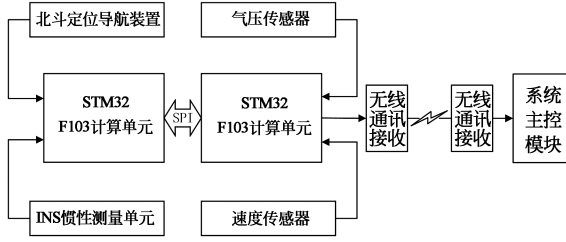


图 2 四旋翼飞行器机载硬件设计

Fig.2 Airborne hardware design of four rotor aircraft

去^[8-9],四旋翼飞行器数据采集与处理架构如图 2 所示。

4 多传感参数信息融合

计算单元通过提取北斗模块所接收到帧头为 \$GNRMC\$ 的定位信息,数据之间以逗号相隔,本系统仅需提取第 3 段和第 5 段的经纬度信息作为惯导的起始参数,速度传感器直接为惯导提供速度参数,在采集时间内获得加速度和航偏角参数,由陀螺仪测量无人机飞行的飞行偏角,但偏角和速度参数都是在以无人机为原点建立的坐标系中计算^[10-11],存在坐标转换,转换公式如式(1):

$$\begin{bmatrix} n_0(t) \\ e_0(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & -\sin(\theta) \\ \sin(\theta) & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(t) \\ y_1(t) \end{bmatrix}, \quad (1)$$

式中: \$\theta\$ 是无人机飞行状态下与正北方向夹角,测得的坐标需要经过坐标变换。计算过程中,由北斗提供 \$k\$ 时刻初始位置,飞行速度 \$\mathbf{V}_k\$ 以及航向 \$\beta_k\$ 等参数,而 INS 惯导系统中的加速度可以测得当前时刻加速度 \$\mathbf{a}_k\$,加速度在坐标系中可以分为水平加速度 \$\mathbf{a}_x\$ 和切向加速度 \$\mathbf{a}_y\$,且存在以下关系式(2)。

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_k^2 &= \mathbf{a}_x^2 + \mathbf{a}_y^2, \\ \varphi_k &\approx \arctan \frac{|\mathbf{a}_x|}{|\mathbf{a}_y|}. \end{aligned} \quad (2)$$

飞行过程中时刻存在速度矢量和航线偏角之间的关系,系统在无人机飞行过程中对速度参数进行采集,根据图 3 可以列出速度矢量与各方向夹角之间的关系如式(3)。

$$\frac{|\mathbf{V}_k|}{\sin \chi_k} = \frac{|\mathbf{V}_{k-1}|}{\sin \eta_k} = \frac{|\nabla \mathbf{V}_k|}{\sin \gamma_k}$$

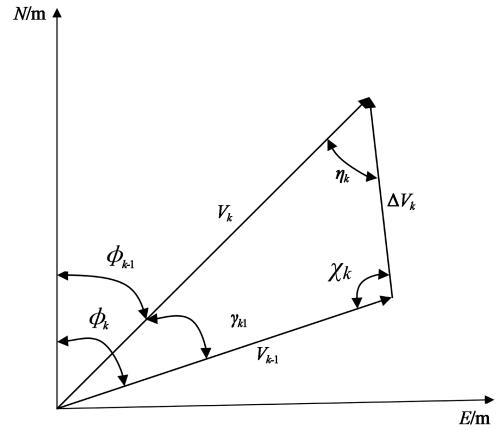


图 3 速度向量坐标系

Fig.3 Coordinate system of velocity vector

$$\begin{aligned} \sin \gamma_k &= \sin(\eta_k + \chi_k), \\ \eta_k &= \arctan \left(\frac{\sin \chi_k}{\frac{|\nabla \mathbf{V}_k|}{|\mathbf{V}_k|} - \cos \chi_k} \right). \end{aligned} \quad (3)$$

此外,利用 \$k\$ 时刻的速度夹角 \$\gamma_k = |\varphi_{k-1} - \varphi_k|\$ 和加速度 \$\mathbf{a}_k\$ 的方向可以得到无人机飞行过程中下一秒航偏角 \$\varphi_k\$。而飞行状态下的北向位移和东向位移分别是 \$\nabla X_n\$ 和 \$\nabla X_e\$,则:

$$\begin{aligned} N_k &= N_{k-1} + \frac{\nabla X_n}{R_e}, \\ E_k &= E_{k-1} + \frac{\nabla X_e}{R_e}, \end{aligned} \quad (4)$$

其中: \$R_e\$ 为地球半径,通过以上公式可以预测无人机下一时刻的位置,而由 INS 惯导装置计算得到的无人机经纬度 \$(N_k, E_k)\$,仍需要利用卡尔曼滤波的方法与当前北斗所提供的定位做最优值计算。通过 \$k-1\$ 时刻的 INS 对定位位置的最优估算误差位 \$\delta_1\$ 和系统中估算的不确定度为 \$\delta_2\$,则认定 \$k-1\$ 时刻该值引进的高斯白噪声为 \$\mu_k'' = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2}\$, \$k\$ 时刻从北斗中获得的定位参数误差为 \$\mu_k\$,所以 \$k\$ 时刻卡尔曼增益为 \$K_g = \frac{\mu_k''^2}{\mu_k''^2 + \mu_k^2}\$,再通过式(5)可以得到此时更为精确的经纬度参数。

$$\begin{aligned} N^* &= N_k'' + K_g(N_k - N_k''), \\ E^* &= E_k'' + K_g(E_k - E_k''). \end{aligned} \quad (5)$$

以上通过卡尔曼滤波的方法,对 \$k\$ 时刻的参数进行算法处理后得到最优定位值 \$(N^*, E^*)\$,而 \$k\$ 时刻的最优定位误差可以通过公式(6)来计算。

$$\mu_{k+1}'' = \sqrt{(1 - Kg) * \mu_k''^2}. \quad (6)$$

上述 μ_{k+1}'' 为 k 时刻得到的最优估算值的误差,则可以进行下一时刻的最优估算值运算。为了更直观地对无人机进行跟踪,本系统利用气压传感器采集当前的大气压,由大气压与海拔的对应关系可以得到相对应的海拔高度,即每上升 9 m 的海拔,大气压会降低 100 Pa,根据计算可以得出无人机的当前位置(E^* , N^* , H^*)。

5 处理流程与算法

系统需要采集各类传感器在无人机飞行过程中的参数状态,采集的数据通过无线通讯的方式发送到终端进行数据处理^[12],机载硬件上的参数采集模块都以各自的方式进行数据采集和传输,主要流程如图 4 所示。

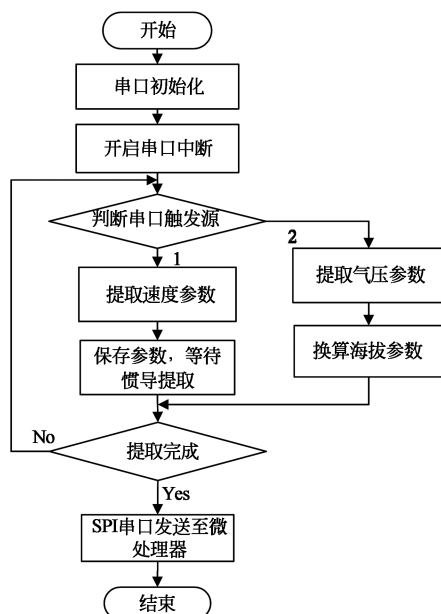


图4 参数采集端软件流程

Fig.4 Software flow of parameter acquisition

各类传感参数经过单片机提取后,通过无线通讯的方式发送到接收端,终端通过接收各路发送的数据进行数据帧整理并发送至上位机进行显示,系统中上位机分为3个模块,分别为无人机定位模块、飞行状态参数模块、控制模块,如图5所示控制模块主要针对无人机定位过程中个传感器的采样速率设定,这样才能使回传数据有更好的相关性和实时性。

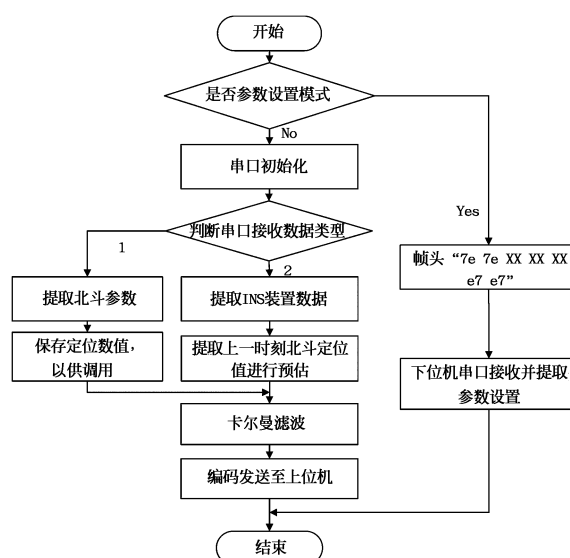


图5 系统数据融合软件设计

Fig.5 Software design of data fusion system

6 精度对比分析

本文利用 MATLAB 仿真软件对无人机飞行过程中传回的数据进行整理并拟合^[13],如图6与图8所示北斗/惯导系统中融合多传感参数的方式相比原始数据精度得到明显提高,并且在图7与图9中通过与差分GPS技术的误差对比可以看出定位精度浮动不明显,并且相对于差分GPS的方法省掉搭建基站的繁琐^[14-15]。另外,如图10所示,系统外接的气压传感器测量的海拔精确度有明显提高。通过对系统的测试,表明融合多传

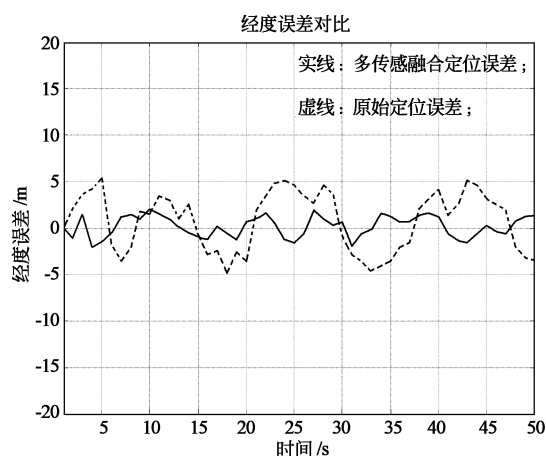


图6 原始经度定位误差对比

Fig.6 Original longitude location error contrast

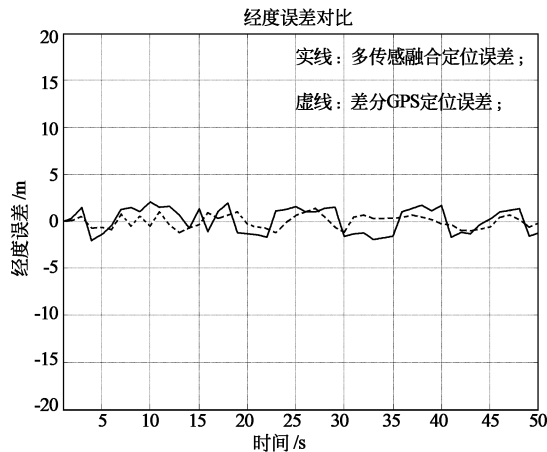


图 7 与差分 GPS 经度定位误差对比

Fig.7 Differential GPS longitude location error contrast

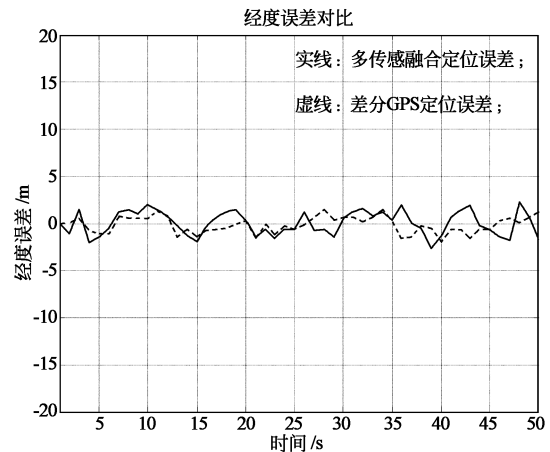


图 9 与差分 GPS 纬度定位误差对比

Fig.9 Differential GPS latitude location error contrast

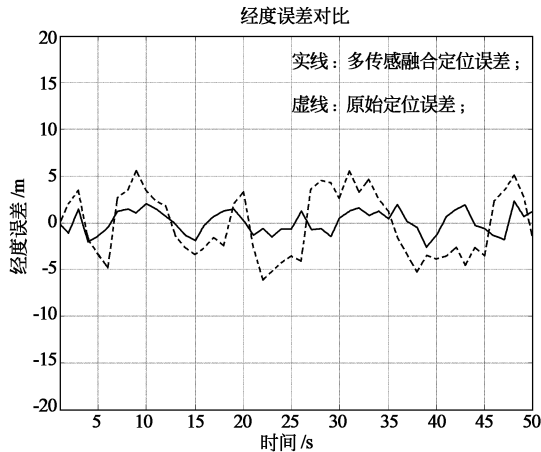


图 8 原始纬度定位误差对比

Fig.8 Original latitude location error contrast

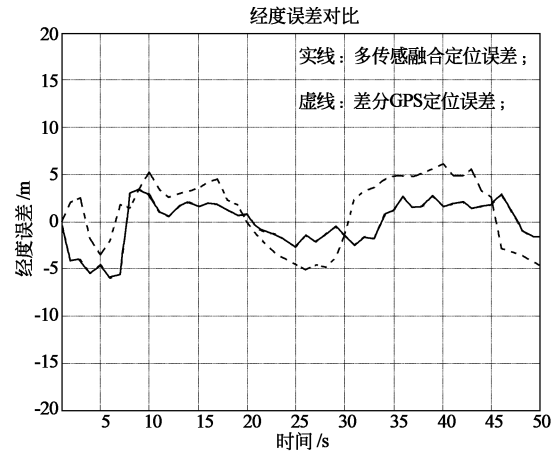


图 10 海拔误差对比

Fig.10 Altitude error contrast

传感器的方式可以更好地发挥卡尔曼滤波算法特点,运行过程中可以根据无人机返回的一系列参数判断无人机当前状态,为无人机的精确操控提供了理论数据,实时监测无人机当前姿态与位置。

7 结 论

本文提出基于北斗/惯导系统的多传感融合

矫正参数方法充分发挥了卡尔曼滤波器在定位导航技术中的优势,在无人机飞行状态下给终端提供精确的定位参数返回,为实际遥控无人机飞行提供了更有力的理论依据。实验结果表明,多传感融合方法矫正后的结果不仅在精度上比单独使用北斗/惯导系统有明显提高,同时本文中提到的无人机机载硬件和终端数据收集硬件运行稳定,定位精度达到 3 m,且数据返回正常无丢失。

参 考 文 献:

- [1] 宋悦铭,孙敬辉,王帅.基于 GPS 基准点的航空吊舱垂直下视目标定位方法研究[J].液晶与显示,2012,27(5): 713-717.
SONG Y M, SUN J H, WANG S. Air pod target location method research using GPS datum mark in vertical down of view [J]. *Chinese Journal of Liquid Crystals and Displays*, 2012, 27(5): 713-717. (in Chinese)

- [2] 张百强,储海荣,孙婷婷,等.应用RB无迹卡尔曼滤波组合导航提高GPS重获信号后的导航精度[J].光学精密工程,2016,24(4):835-843.
ZHANG B Q, CHU H R, SUN T T, *et al.* Precision improvement methodology for INS/GPS after GPS outage using RB-UKF [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(4): 835-843. (in Chinese)
- [3] OMIDALIZARANDI M, CAO Z. Positioning based on integration of multi-sensor systems using Kalman filter and least square adjustment [C]//*International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*. Tehran, Iran: SMPR, 2013: 309-314.
- [4] 位恒政,王为农,裴丽梅,等.用于多传感器坐标测量机探测误差评价的薄环规标准器[J].光学精密工程,2016,24(3):521-525.
WEI H Z, WANG W N, PEI L M, *et al.* Thin ring gauge artifact for probing error evaluation of multi-sensor coordinate measuring machine [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(3): 521-525. (in Chinese)
- [5] 赵常均,白越,宫勋,等.气动干扰下的Hex-Rotor无人飞行器控制器及其飞行实验[J].光学精密工程,2015,23(4):1088-1095.
ZHAO C J, BAI Y, GONG X, *et al.* Hex-rotor unmanned aerial vehicle controller and its flight experiment under aerodynamic disturbance [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(4): 1088-1095. (in Chinese)
- [6] 孔天恒,方舟,李平.基于雷达-扫描器/惯性导航系统的微小型无人机室内组合导航[J].控制理论与应用,2014,31(5):607-613.
KONG T H, FANG Z, LI P. Indoor integrated navigation of micro aerial vehicle based on radar-scanner and inertial navigation system [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(5): 607-613. (in Chinese)
- [7] 毛俐丽.GPSINS组合导航系统研究及实现[J].电子技术与软件工程,2016(18):42.
MAO L L. Research and implementation of GPS/INS integrated navigation system [J]. *Electronic Technology & Software Engineering*, 2016(18): 42. (in Chinese)
- [8] 雷金奎,原丹丹,李海生.基于ARM的双冗余微小型无人机飞行控制系统的设计[J].电子设计工程,2016,24(1):162-164,168.
LEI J K, YUAN D D, LI H S. Dual redundant flight control system design for small UAV based on ARM [J]. *Electronic Design Engineering*, 2016, 24(1): 162-164, 168. (in Chinese)
- [9] 陈东旭,裴海龙.基于ARM7的无人机监控系统的设计[J].计算机工程与设计,2011,32(5):1613-1616,1621.
CHEN D X, PEI H L. Design of UAV equipment monitoring system based on ARM7 [J]. *Computer Engineering and Design*, 2011, 32(5): 1613-1616, 1621. (in Chinese)
- [10] KOWNACKI C. Design of an adaptive Kalman filter to eliminate measurement faults of a laser rangefinder used in the UAV system [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 41: 81-89.
- [11] 张宝成,袁运斌,蒋振伟.一种无须变换参考星的GNSS单基线卡尔曼滤波算法[J].测绘学报,2015,44(9):958-964,979.
ZHANG B C, YUAN Y B, JIANG Z W. Kalman filter-based single-baseline GNSS data processing without pivot satellite changing [J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2015, 44(9): 958-964, 979. (in Chinese)
- [12] CHOWDHURY A, GHOSE A, CHAKRAVARTY T, *et al.* An improved fusion algorithm for estimating speed from smartphone's Ins/Gps sensors [M]//MUKHOPADHYAY S C. *Next Generation Sensors and Systems*. Switzerland: Springer, 2016: 235-256.
- [13] 闫昊昱,刘佳琳,辛亮亮.基于计算机图像识别与GPS的无人机导航系统设计[J].电子制作,2015(13):74-75.
YAN H Y, LIU J L, XIN L L. UAV navigation system design of electronic computer image recognition and GPS [J]. *Practical Electronics*, 2015(13): 74-75. (in Chinese)
- [14] 花江.基于差分GPS的战术数据链高精度时间同步[J].电讯技术,2016,56(4):389-393.
HUA J. High-precision time synchronization for collaborative tactical data link via differential GPS [J]. *Telecommunication Engineering*, 2016, 56(4): 389-393. (in Chinese)
- [15] SHAO M Q, SUI X P. Study on differential GPS positioning methods [C]//*Proceedings of 2015 International Conference on Computer Science and Mechanical Automation*. Hangzhou, China: IEEE, 2015: 223-225.

作者简介:姜华(1993—),男,江苏泰州人,硕士研究生,主要从事智能信息处理方面的研究。E-mail:jianghua8119@163.com

通讯作者:王军(1979—),男,江苏苏州人,副教授,主要从事测控技术与仪器方面研究。E-mail:wjyhl@126.com