

基于卡尔曼滤波器的数字式捷联航姿系统算法设计

汪 芳, 朱少华, 雷宏杰

(飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 提出了一种基于卡尔曼滤波器的捷联航姿算法, 利用加速度及磁航向作为观测量, 结合四元数微分方程, 采用信息融合手段对姿态信息及陀螺漂移进行修正。半实物仿真结果证明, 该算法合理可行, 达到了预期效果, 为新型数字捷联式航姿系统研发奠定了基础。

关键词: 捷联; 航姿系统; 四元数; 卡尔曼滤波器

中图分类号: U666.1

文献标志码: A

Algorithm design of digital strapdown attitude and head reference system based on Kalman filter

WANG Fang, ZHU Shao-hua, LEI Hong-jie

(Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: A new algorithm of strapdown AHRS(attitude and head reference system) was presented based on Kalman filter. Accelerations and magnetic heading were used as observations, combined with quaternion differential equation, to modify the attitude and gyros bias by information fusion. The result of half practicality simulation proves that the algorithm is reasonable and feasible. The algorithm reaches the expected effect, and it can be a foundation to the research and develop of new digital strapdown AHRS.

Key words: strapdown; attitude and heading reference system; quaternions; Kalman filter

国内民机的研发及各类无人飞行器的快速发展, 使得小型化、低成本的航姿系统应用前景非常广阔。使用模拟调平技术的传统框架式航姿系统重量重, 体积大, 可靠性低, 维修成本高, 已经不能满足新的应用需求。随着技术进步, 采用小型化惯性传感器加数字算法的新型航姿系统将取代老式航姿系统。目前国内低成本光纤陀螺技术逐渐成熟, 并以其全固态结构、高可靠性、重量轻和低成本的特性获得广泛应用。采用低成本光纤陀螺和中等精度加速度计, 以数字式捷联航姿系统算法为核心, 可构成低成本、高可靠的航向姿态参考系统, 从而替代传统航姿系统。

由于民用飞机上的航姿系统通常没有当地经纬度等初始位置信息的输入, 通常采用导航算法解算法已不再适用。本文设计了一种基于卡尔曼滤波技术的民用飞机捷联航姿系统数字算法, 利用加速度计及磁传感器输出作为观测量, 校准低精度的陀螺, 可长时间输出较高精度的航向姿态参考信息, 满足民用飞机对航向姿态信息的使用要求。

1 数字式捷联航姿系统工作原理

数字式捷联航姿系统由低精度光纤陀螺、加速度计、磁传感器和信息处理电路组成, 如图 1 所示。

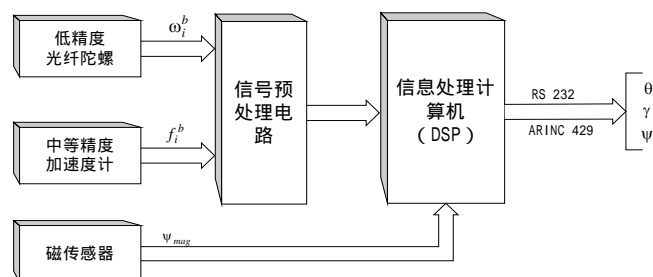


图 1 AHRS 系统硬件结构

Fig.1 Hardware configuration of AHRS

收稿日期: 2007-12-09; **修回日期:** 2008-01-24

基金项目: 国防科技重点预研项目 (51309060403)

作者简介: 汪芳 (1973—), 女, 高级工程师, 从事惯性导航系统技术研究。 E-mail: shzhu_2002@sina.com

光纤陀螺敏感载体运动角速度,经信号预处理后,提供载体姿态计算原始信息,但由于陀螺精度较低(相对于导航级惯性器件而言),漂移较大,长时间工作不能保证要求的姿态精度。利用加速度计测量重力在载体三轴上的分量,可以计算出载体相对于当地地理水平面的倾角,并且由于加速度计测量精度较高,其测角精度也很高。因此可以在某些条件下,利用加速度计输出作为

观测量,采用卡尔曼滤波器构造一个可变增益的闭环反馈系统,来修正因陀螺漂移造成的姿态误差。同时,由于陀螺精度低,不具备自寻北能力,因此在系统设计时引入磁传感器,以解决系统计算时方位未知的问题。数字式航姿系统的工作原理如图2所示。

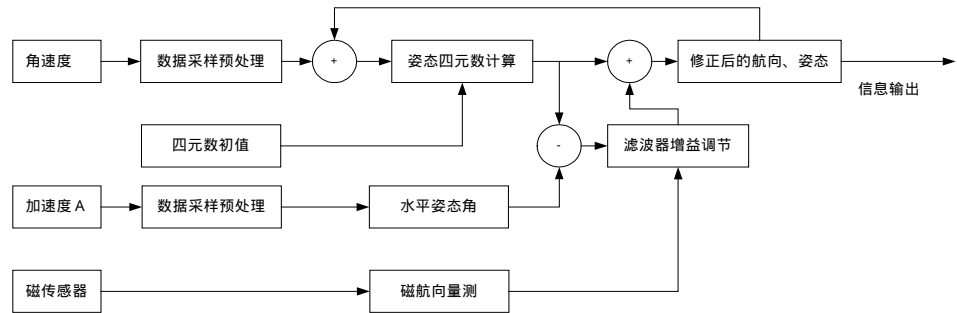


图2 AHRs 工作原理图

Fig.2 The work principle of AHRs

2 基于卡尔曼滤波器的航姿算法设计

民用飞机上使用的航姿系统无论在对准还是在载机飞行的过程中,都没有位置参考信息的输入,因此惯导系统中使用的导航算法已不能适用。也就是说,对于航姿系统中陀螺的输出,无法区分载机的角运动、陀螺的常值漂移和地球的自转运动。因此,在航姿系统算法设计时,从捷联算法中的四元数微分方程(如式(1)所示)出发,设计卡尔曼滤波器,以加速度计输出和磁航向为观测量,实时估计出准确的四元数,由四元数计算出真实的载机航向和姿态。

四元数微分方程如(1):

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & -\omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

建立捷联航姿系统的连续型非线性方程如式(2):

$$\dot{X} = F(X, \omega) + W_1, \quad Z = H(X) + V_1 \quad (2)$$

其中,状态变量 $X = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3 \ \varepsilon_{x0} \ \varepsilon_{y0} \ \varepsilon_{z0}]$,表示四元数向量和陀螺漂移;输出变量 $Z = [f_{xb} \ f_{yb} \ f_{zb} \ \psi_{mag}]$,表示机体的加速度和磁航向; W_1 表示状态噪声; V_1 表示量测噪声。

由式(1)可以得到式(2)中的离散型状态方程如(3)所示:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & X_{K-1}(2) & X_{K-1}(3) & X_{K-1}(4) \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y & -X_{K-1}(1) & X_{K-1}(4) & -X_{K-1}(3) \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x & -X_{K-1}(4) & -X_{K-1}(1) & X_{K-1}(2) \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 & X_{K-1}(3) & -X_{K-1}(2) & -X_{K-1}(1) \\ \hline 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中, $X_{K-1}(i) = q_i, i=1,2,3,4$ 。

考虑到系统在民机上的实际使用过程中,飞行过程非常平稳,航向的变化缓慢,因而在算法的设计上可以将式(2)中的观测量相应的分为两部分:四元数和航向。由此可以设计两个量测方程 H_1 和 H_2 ,以不同的计算周期分别进行卡尔曼滤波器计算;同时也可以降低信息处理计算机的运算量。按以下方程进行离散型卡尔曼滤波方程迭代计算。

一步预测计算如式(4)所示:

$$X_{K,K-1} = \Phi_K \cdot X_{K-1}, \quad P_{K,K-1} = \Phi_K \cdot P_{K-1} \cdot \Phi_K^T + Q_0 \quad (4)$$

其中, Φ_K 为 F 阵的离散化展开式。

滤波增益计算如式(5)所示:

$$K_K = [P_{K-1} \cdot H^T \cdot (H \cdot P_{K-1} \cdot H^T + R)^{-1}] \quad (5)$$

其中,当磁航向无效时,量测矩阵为 H_1 ;当磁航向有效时,量测矩阵为 H_2 。

相应地,当磁航向无效时,状态估计方程为(6)所示:

$$X_K = X_{K-1} + K_{1K} \cdot (F_b - h_1) \quad (6)$$

当磁航向有效时,状态估计方程为(7)所示:

$$X_K = X_{K-1} + K_{2K} \cdot [\psi_M - h_2] \quad (7)$$

式(6)和(7)中, h_1 为磁航向无效时的比力观测量, h_2 为磁航向有效时的航向观测量。系统噪声方差估计如式(8)所示:

$$P_K = (I - K_K H_i) \cdot P_{K-1} \quad (8)$$

根据滤波器估算的四元数,通过四元数与航向/姿态的关系,就可以计算出所需的航向及姿态。

2 仿真结果及分析

对于上节提出的数字捷联航姿算法,利用车载试验实时采样的惯性传感器输出进行了半物理仿真。

半实物仿真中使用的AHRS已经过标定和误差补偿,光纤陀螺零偏稳定性约为 $1^\circ/\text{h}$,加速度计偏值稳定约为 $1 \times 10^{-4}g$,磁航向传感器精度约为 $1^\circ/\text{h}$ 。

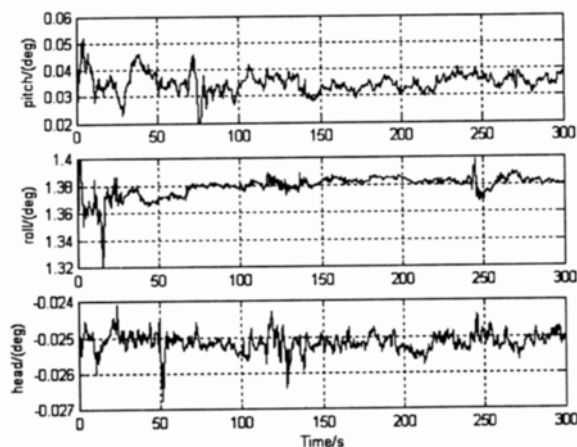


图3 (a) 停车时的仿真计算姿态

Fig.3 (a) Simulation attitude/head in live parking

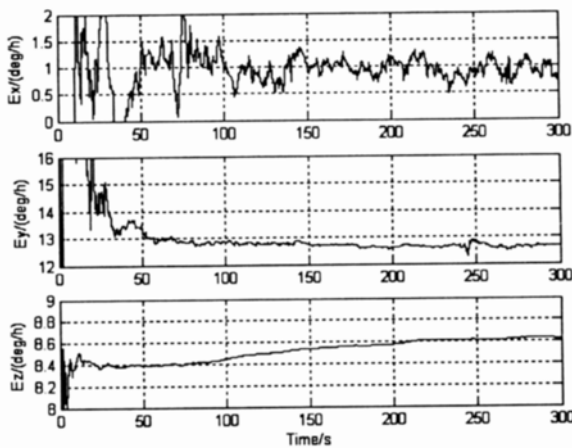


图3 (b) 在停车条件下估计的陀螺漂移

Fig.3 (b) Estimate of gyros drift in live parking

根据跑车试验中系统实时输出的补偿过的角速度和加速度进行了仿真计算。由图3可以看出,根据前面提出的算法,在停车状态下(汽车发动机不熄火),在30s时估计的陀螺漂移精度可以达到 $1^\circ/\text{h}$;100s时估计的陀螺漂移精度优于 $0.5^\circ/\text{h}$ 。在随后进行的约30min中的车载试验中,仿真计算的姿态误差结果见表1和图4,跑车路线如图5所示。

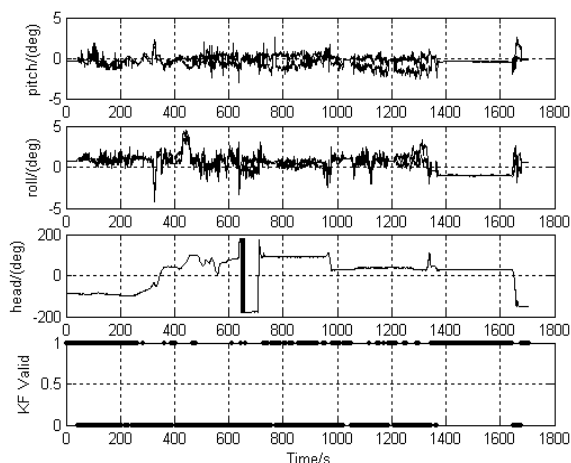


图4(a) 仿真数据与跑车数据对比

Fig.4(a) Simulation data and vehicle-borne data

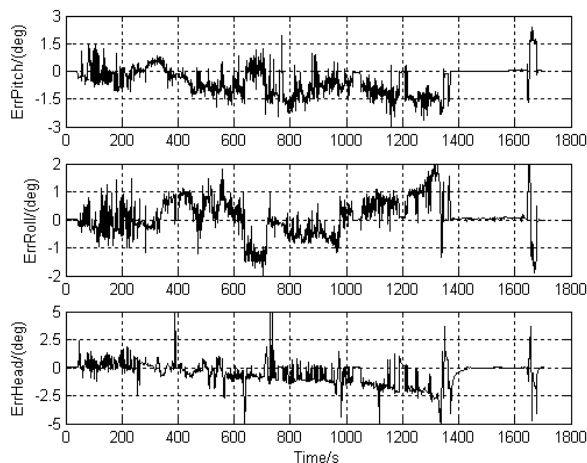


图4(b) 仿真数据误差

Fig.4(b) Errors of simulation data respect to vehicle-bore data

表1 仿真计算的姿态误差(1°)
Tab.1 Errors of emulational attitude/head(1°)

误差	俯仰角 误差(°)	横滚角 误差(°)	航向角 误差(°)
跑车全过程中	0.76	0.64	1.09
组合滤波过程中	0.34	0.18	0.57

可以看到,组合滤波使得 AHRS 系统的姿态精度提高至 0.6°以内。

4 结论

本文提出基于卡尔曼滤波器的捷联航姿算法是实现数字式捷联航姿系统的关键,经半实物仿真证明,该算法合理、有效,为研发新型航姿系统替代老式模拟航姿器奠定了基础。由于民用飞机的飞行非常平稳,几乎没有大的机动,载机进行加速或者大角速度转弯的时间很短,因此以上的航姿算法应用在民用飞机等低动态载体上非常适合;同时,民用飞机上还有诸如大气数据等分系统,未来研究中将会进一步将大气数据纳入航姿滤波器中进行综合,进一步提高航姿系统的动态适应性和测量精度。

参考文献(References):

- [1] 曾庆化,刘建业,赖际舟,杜亚玲. DSP硬件算法在捷联惯性AHRS系统中的实现[J]. 中国惯性技术学报, 2006, 14(6): 1-4.
ZENG Qing-hua, LIU Jian-ye, LAI Ji-zhou, DU Ya-ling. Realization of DSP hardware algorithms for strapdown inertial AHRS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2006, 14(6): 1-4.
- [2] Gebre-Egziabher D, Hayward R C, Powell J D. A low-cost GPS/inertial attitude heading reference system (AHRS) for general aviation applications[C]//IEEE1998 Position, Location and Navigation Symposium, April 1998: 518-525.
- [3] 王宇,王庆,吴峻,万德钧. 光纤捷联航姿基准系统的设计与实现[J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(2): 128-131.
WANG Yu, WANG Qing, WU Jun, WAN De-jun. Design and realization on strapdown attitude and heading reference system based on FOG[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2007, 15(2): 128-131.
- [4] 陈小凤,关政军. 船用光纤陀螺捷联航姿基准系统[J]. 大连海事大学学报, 2005, 31(1): 26-28.
CHEN Xiao-feng, GUAN Zheng-jun. Fiber optic gyro strapdown attitude and heading reference system for ship[J]. Journal of Dalian Maritime University, 2005, 31(1): 26-28.
- [5] Rios J A, white E. Low cost solid state GPS/INS package[EB/OL]. [2006-11-08]. <http://www.xbow.com>.

(上接第 207 页)

- [3] 黄谟涛,翟国君,管铮,等. 海洋重力场测定及其应用[M]. 北京:测绘出版社, 2004: 69-70.
HUANG Mo-tao, ZHAI Guo-jun, GUAN Zheng, et al. The measurement and application for sea gravity measurements[M]. Beijing: Publishing Company of Mapping, 2004: 69-70.
- [4] 吴太棋,黄谟涛,陆秀平,金迹航. 重力场匹配导航的重力图生成技术[J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(4): 438-441.
WU Tai-qi, HUANG Mo-Tao, LU Xiu-ping, JIN Hang-ji. Gravity map creating technology in gravity matching navigation[J]. Journal of Chinese inertial technology, 2007, 15(4): 438-441.
- [5] Jacques Hinderer, David Crossley, Olivia Jensen. A search for the slichter triplet in superconducting gravimeter data[J]. Physics of The Earth and Planetary Interiors, 1995, 90(3-4): 183-195.
- [6] Cheinway Hwang, Yu-Shen Hsiao, Hsuan-Chang Shih. Data reduction in scalar airborne gravimetry: Theory, software and case study in Taiwan[J]. Computers & Geosciences, 2006, 32(10): 1573-1584.
- [7] Pálinkás V. Precise tidal measurements by spring gravimeters at the station Pecny[J]. Journal of Geodynamics, 2006, 41(1-3): 14-22.
- [8] Guo J Y, Dierks O, Neumeyer J, Shum C K. Weighting algorithms to stack superconducting gravimeter data for the potential detection of the slichter modes[J]. Journal of Geodynamics, 2006, 41(1-3): 326-333.
- [9] Merriam J B. The response method applied to the analysis of superconducting gravimeter data[J]. Physics of The Earth and Planetary Interiors, 2000, 121(3-4): 289-299.

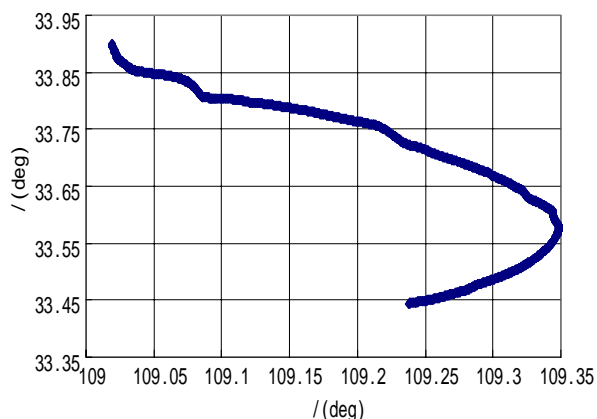


图5 跑车路线

Fig.5 Map of vehicle-bore data