

Attitude and Heading Reference System with Fiber Optics Gyroscope in High Dynamic Applications

YANG Yunchun, GUO Pengfei, DING Xinchun

NAV Technology Co., Ltd, Beijing 100029, China

e-mail: navtek@nav.cn

Abstract: Attitude and Heading Reference System (AHRS) of the fighter aircraft needs to keep high attitude and heading accuracy in high dynamic for a long time when the aircraft maneuvers. The AHRS described herein was composed of three-axis close-loop Fiber Optics Gyroscope (FOG), three-axis quartz accelerometer, and three-axis magnetometer with a rug-designed package and the power supply meeting MIL-STD-704A. To compensate magnetic deviation produced by the soft iron and hard iron distortion, a 6-state Kalman filter algorithm was implemented with the information of the FOG continuous reading. Due to the special requirements of the fighter aircraft (long time and high dynamic), an Extended Kalman Filter (EKF) algorithm was developed and implemented for effectively separating the maneuvering acceleration and gravity. The AHRS was successfully tested and verified by 16 flight-tests trials with different dynamics with results show that the performance of the roll and pitch angles is better than 0.8 degrees and that of the heading is better than 1 degree.

Keywords: FOG; AHRS; magnetic deviation; maneuvering acceleration; EKF

光纤陀螺航姿系统在高动态领域的应用

杨云春, 郭鹏飞, 丁新春

北京耐威时代科技有限公司, 北京 100029

e-mail: navtek@nav.cn

摘要: 航姿系统应用于战斗机作战平台时, 需要在长时间、高动态条件下保持较高的姿态测量精度。光纤陀螺航姿系统是采用中等精度的闭环式光纤陀螺、石英加速度计和磁通门传感器而设计成的满足航空标准需求产品。针对实际环境中存在的软硬铁效应, 提出了陀螺连续转动信息辅助的 6 态卡尔曼滤波算法, 进行罗差校正。针对长时间、高动态的应用环境, 采用了机动加速度辅助的扩展卡尔曼算法, 有效分离机动加速度和重力。通过 16 个架次不同动态的试飞和验证, 该航姿系统的横滚和俯仰角精度优于 0.8 度, 航向角精度优于 1 度。

关键词: 光纤陀螺; 航姿系统; 罗差; 机动加速度; 扩展卡尔曼滤波

1 引言

航向与姿态参考系统应用于无人机、直升机和战斗机等作战平台时, 需要在长时间、大机动条件下保持较高的姿态测量精度, 从而满足其战术要求。诺思罗谱&格鲁曼公司研发的LISA-200是军用领域航姿系统的代表, 它选用了由战术级光纤陀螺构成的LN-200惯性测量单元, 并可扩展与GPS、ADS(Air Data System)等信息融合, 广泛应用于军用固定翼和旋翼飞机。

本文采用中等精度的闭环式干涉型光纤陀螺、石英加速度计和磁通门传感器为主要器件, 并辅以载机的高度和速度信息, 搭建了一套较高精度的航姿系统。

基金项目: 国家科技部创新基金项目(09C26211100081), 北京市创新资金项目(Z08010402450887)

针对应用环境中存在的软铁和硬铁效应^[1-3], 提出了陀螺连续转动信息辅助的 6 态扩展卡尔曼滤波算法, 进行罗差校正。针对载体需要长时间、大机动的应用条件, 采用了机动加速度辅助的数据融合算法, 根据重力场和地磁场矢量信息, 以及高度和速度等辅助信息, 通过 9 态扩展卡尔曼滤波算法, 对航姿系统的姿态角误差、陀螺零偏误差和载体机动加速度误差等状态量进行实时估计并补偿^[4-6]。这种方法可以较好地实时将载体的机动加速度从加速度观测测量中分离出来, 从而在长时间、大动态下也可以有效利用重力场和地磁场观测信息对航姿系统进行辅助。将航姿系统应用于某型战斗机作为备份航姿系统, 通过多次不同动态下的长时间飞行试验, 以主惯导信息为基准, 航姿系统的

姿态精度优于 0.8 度，航向精度优于 1 度，整体系统性能接近于国际同类产品 LISA-200。

2 系统构成

2.1 硬件

光纤陀螺航姿系统外形如图 1 所示，其采用 DSP6727 作为主处理器，通过 FPGA 对光纤陀螺脉冲进行计数，同时对加速度计和温度进行采样，电源模块设计遵循美军标 704A 标准，系统通过 RS422 接口同其他机载设备通讯。航姿系统所采用的光纤陀螺性能指标如表 1 所示，加速度计指标如表 2 所示：



Figure 1. Appearance of AHRS with FOG

图 1. 光纤陀螺航姿系统外形图

Table 1. Technical specification of FOG

表 1. 光纤陀螺性能指标

参数	范围	单位
速率范围	300	°/s
常温下零偏	0.5	°/h
全温范围零偏	1.2	°/h
零偏重复性	0.5	°/h
标度因数非线性	200	ppm
标度因数重复性	200	ppm
带宽	>100	hz

Table 2. Technical specification of accelerometer

表 2. 加速度计性能指标

参数	范围	单位
加速度范围	35	g
零偏	0.3	mg
零偏稳定性	0.5	mg
零偏重复性	0.5	mg
标度因数非线性	300	ppm
标度因数重复性	300	ppm
带宽	>100	hz

2.2 软件

航姿系统软件在 CCS3.1 环境下开发，使用 C 语言和汇编语言编写。主要功能模块如下：

- a) 定时器中断
- b) DSP 与 FPGA 数据通讯
- c) 磁通门串口数据解析
- e) 温度补偿
- f) 罗差校正
- g) 捷联解算
- h) 扩展卡尔曼滤波
- i) 串口输出

在定时器中断程序中顺序实现与 FPGA 数据通讯，获得惯性传感器数据，进行温度补偿和捷联解算以及串口输出等功能；对于优先级较低的磁通门串口数据解析、罗差校正和扩展卡尔曼滤波等部分在主程序的 while 循环里实现。

3 罗差校正

磁通门传感器安装在战斗机的垂直尾翼上，但还是会产生硬铁和软铁效应。由于战斗机在地面上无法有效进行三维转动，因此罗差校正过程可只考虑水平面内的影响。

3.1 二维罗差校正原理

Poisson^[1]给出了 12 罗差参数的数学模型，若只考虑水平面内的影响，可简化为一个由 6 参数确定的矩阵方程：

$$\mathbf{m} = \mathbf{km}^b + \mathbf{b} \quad (1)$$

式中：

$$\mathbf{m} = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{m}^b = \begin{bmatrix} m_x^b \\ m_y^b \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{k} = \begin{bmatrix} 1+a & b \\ c & 1+d \end{bmatrix}, \quad \mathbf{b} = \begin{bmatrix} e \\ f \end{bmatrix}$$

\mathbf{m}^b 为地磁场在载体坐标系的向量， \mathbf{m} 为磁传感器在载体系测得的地磁场和软硬铁效应带来的合磁场向量，二者均为在载体系 Oxy 平面内的二维向量。其中 e, f 由硬磁材料决定， a, b, c, d 由软磁材料决定，统称为罗差系数。

改变式(1)形式，得到：

$$\mathbf{m}^b = \mathbf{s} \begin{bmatrix} 1 & m_x & m_y \end{bmatrix}^T \quad (2)$$

则定义 \mathbf{s} 阵的 6 元素为新的方便补偿的 6 罗差系数。

假设当地地磁场的磁北向分量为 m_0 ，则东北天坐标系（磁北）下 Oxy 平面内的磁场向量为 $\mathbf{m}^n = [0 \quad m_0]^T$ 。将航姿系统航向轴对准磁北，进行连

续转动，而转动过程中陀螺短时精度很高，因此根据捷联矩阵可从 \mathbf{m}^n 可计算得到精度很高的 \mathbf{m}^b 。

由于 6 罗差参数为常数，因此状态模型可取为 $\dot{\mathbf{X}}(t) = 0$ ，根据式(2)可得到观测方程。

3.2 校正实验

推动飞机在水平面内匀速转动一周，有效估计出了 6 罗差参数。应用罗差补偿后，重新推动飞机一周，在不同方位比较磁罗盘航向角和航姿系统纯捷联计算得到的航向角如表 3 所示：

Table 3. Heading of compass and AHRS after calibrating

表 3. 罗差校正后的航向角

	磁罗盘航向角(°)	AHRS 航向角(°)
1	-173.35	-173.12
2	-136.91	-136.81
3	-86.94	-86.84
4	-43.07	-42.88
5	29.50	29.66
6	89.83	89.95

由表 3 可见，在不同的 6 个方位，以航姿系统纯捷联计算得到的航向为真值，磁航向存在 0.2 度左右的固定偏差，但不同位置下的相对航向误差小于 0.1 度。

4 机动加速度辅助的 EKF 算法

4.1 机动加速度模型

航姿系统用于无人机、直升机和战斗机等作战平台时，飞机经常进行直线加减速或长时间转弯机动，机动加速度宜采用非零均值时间相关模型。当前统计模型是一种非零均值时间相关模型，当飞机以某一加速度机动时，下一时刻的加速度只能在当前加速度的邻域内，如下式：

$$\dot{a} = \bar{a} + \delta a \tag{3}$$

$$\delta \dot{a} = -\alpha \delta a + w_a \tag{4}$$

其中 a 为机动加速度， \bar{a} 为机动加速度均值，在每一采样周期内为常值， δa 为零均值有色加速度噪声， α 为载体的机动频率， w_a 为白噪声。

4.2 状态方程

选取扩展卡尔曼滤波器的状态量如下：

$$\delta \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{p} \\ \delta \mathbf{b} \\ \delta \mathbf{a} \end{bmatrix} \tag{5}$$

其中 $\delta \mathbf{p} = [\epsilon_N, \epsilon_E, \epsilon_D]^T$ ，是姿态角误差向量； $\delta \mathbf{b} = [b_x, b_y, b_z]^T$ ，是陀螺零偏误差向量，

$\delta \mathbf{a} = [\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z]^T$ ，是载体系中的机动加速度误差向量，其模型如式(4)所示。如果忽略地球表观运动角速度^[5]，则状态方程为：

$$\delta \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t) \delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{w}(t) \tag{6}$$

其中

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{F}_{aa} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_\rho \\ \mathbf{w}_g \\ \mathbf{w}_a \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{F}_{aa} = \begin{bmatrix} -\alpha_x & & \\ & -\alpha_y & \\ & & -\alpha_z \end{bmatrix}$$

$\delta \mathbf{b}$ 建模为随机游走过程。 $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ 分别为载体系内三轴机动加速度的机动频率。

4.3 量测方程

4.3.1 加速度误差量测方程

向量 \mathbf{g}^n 重力向量在东北天导航坐标系的投影，载体系中加速度计测得加速度为 $\tilde{\mathbf{f}}^b$ ，为载体系中重力向量 \mathbf{g}^b 、载体加速度 \mathbf{a} 、量测噪声 \mathbf{v}_f 之和。

取加速度计在载体系测得的加速度 $\tilde{\mathbf{f}}^b$ 与估计加速度 $\hat{\mathbf{f}}^b$ 之差为观测量^[6]：

$$\delta \mathbf{f}^b = \tilde{\mathbf{f}}^b - \hat{\mathbf{f}}^b = \mathbf{C}_n^b [\mathbf{g}^n \times] \delta \mathbf{p} + \delta \mathbf{a} + \mathbf{v}_f \tag{7}$$

4.3.2 地磁场误差量测方程

向量 \mathbf{m}^n 为地磁场向量在导航坐标系的投影。取磁阻传感器在载体系内测得的三轴地磁场 $\tilde{\mathbf{m}}^b$ 与估计地磁场 $\hat{\mathbf{m}}^b$ 之差为观测量^[6]：

$$\delta \mathbf{m}^b = \tilde{\mathbf{m}}^b - \hat{\mathbf{m}}^b = [\mathbf{m}^b \times] \delta \mathbf{p} + \mathbf{v}_m \tag{8}$$

其中 \mathbf{v}_m 为量测噪声。

根据式(7)定义的载体系中加速度误差和式(8)中定义的载体系中地磁场误差，可得到扩展卡尔曼滤波器总的观测方程^[6]。

5 试飞结果

将光纤陀螺航姿系统安装在某型战斗机的机头，作为其备份航姿系统，由机载电源供电，通过 RS422 接口与机载设备通讯。主惯导为某型机抖激光陀螺惯性导航系统。飞行员做了 16 个架次多科目的飞行，其中某些科目机动性极强。根据机载设备实时记录的数

据, 可以对备份航姿系统和主惯导的横滚、俯仰和航向角进行对比。图 2、4、6 分别是其中三个不同架次下航姿系统与主惯导的横滚、俯仰和航向角对比曲线, 图 3、5、7 分别是三个架次下航姿系统相对于主惯导

的横滚、俯仰和航向角误差曲线, 图 8 是图 2 中的一段大机动的局部横滚、俯仰和航向角对比曲线(第 2005 秒到第 2050 秒), 表 4 是三个架次航姿系统相对于主惯导的横滚、俯仰和航向角误差的均方差统计。

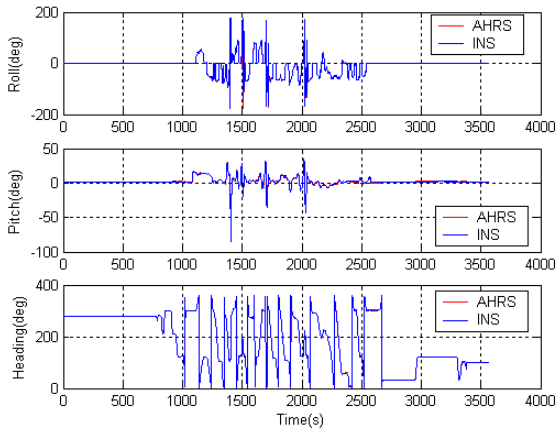


Figure 2. The attitude of AHRIS and INS in the first flight
图 2. 架次 1 横滚、俯仰和航向角对比曲线

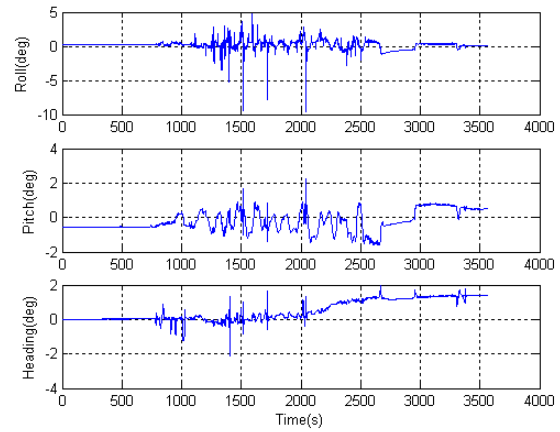


Figure 3. The attitude error of AHRIS in the first flight
图 3. 架次 1 横滚、俯仰和航向角误差曲线

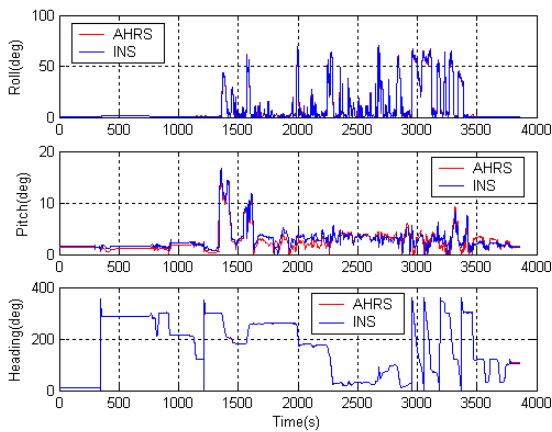


Figure 4. The attitude of AHRIS and INS in the second flight
图 4. 架次 2 横滚、俯仰和航向角对比曲线

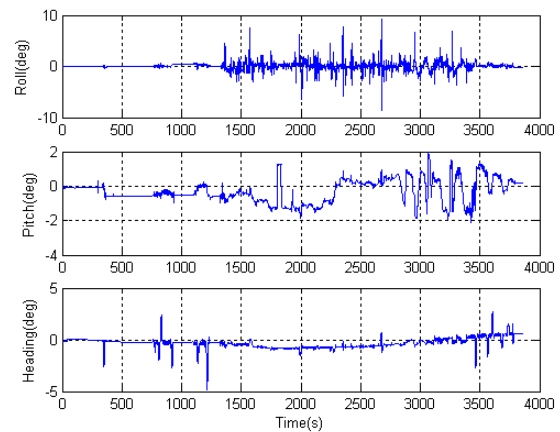


Figure 5. The attitude error of AHRIS in the second flight
图 5. 架次 2 横滚、俯仰和航向角误差曲线

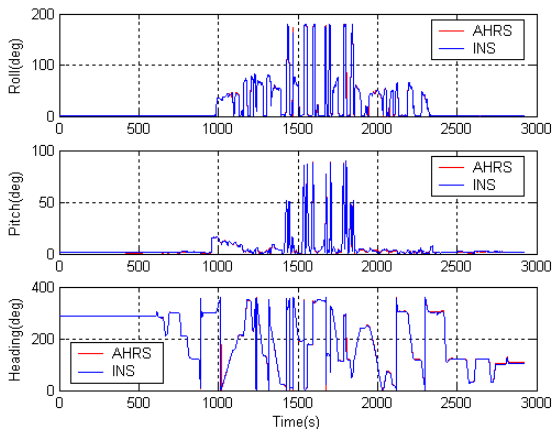


Figure 6. The attitude of AHRIS and INS in the third flight
图 6. 架次 3 横滚、俯仰和航向角对比曲线

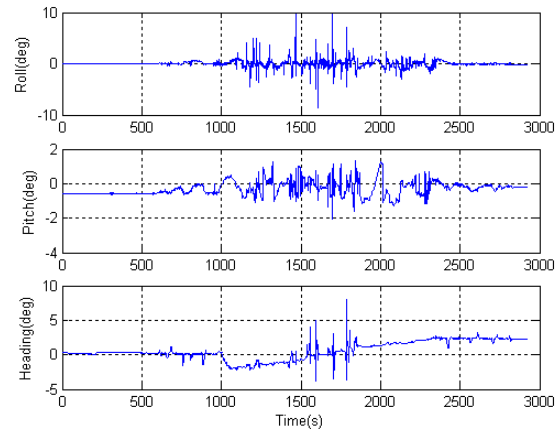


Figure 7. The attitude error of AHRIS in the third flight
图 7. 架次 3 横滚、俯仰和航向角误差曲线

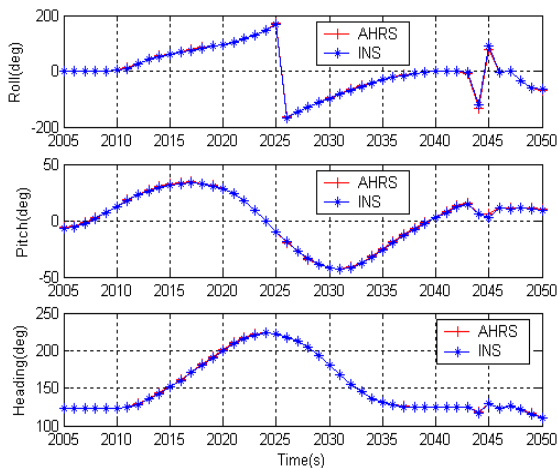


Figure 8. The attitude of AHRS and INS in the first flight from 2005 second to 2050 second

图 8. 架次 1 横滚、俯仰和航向角局部对比曲线(2005 秒到 2050 秒)

Table 4. The stand deviation of attitude error in three flights
表 4. 三架次横滚、俯仰和航向角精度(均方差)

架次	横滚角(°)	俯仰角(°)	航向角(°)
1	0.68	0.58	0.61
2	0.79	0.68	0.52
3	0.72	0.42	1.30

从图 2, 3, 4, 5, 6, 7 中看出, 第一架次中横滚角数次接近 180 度, 俯仰角有一次超过 80 度的变化, 虽然连续机动时间较短, 但在俯仰角正负变化的同时, 飞机完成了连续 360 度旋转, 图 8 中可以清楚看到这样一次完整的大机动, 俯仰角变化的同时, 飞机绕横滚轴 360 度旋转; 第二架次中横滚角变化多次接近 60 度, 俯仰角变化相对较小, 但几乎在整个飞行中都在不停地进行横滚机动; 第三架次中横滚角多次接近 180 度, 俯仰角多次接近 90 度, 且持续时间较长, 机动最为剧烈。从表 4 中可以看出, 在这三种不同科目下的高动态飞行中, 与主惯导相比, 航姿系统横滚角和俯仰角误差的均方差均小于 0.8 度, 航向角误差的均方差前两个架次小于 1 度, 第三个架次因为机动最为剧烈, 航向角误差的均方差下降到 1.3 度, 三次飞行总体进行考虑, 航向角精度优于 1 度。

机载设备对主惯导和航姿系统数据的实时记录仪是一秒一帧, 数据率较低。在高动态情形下, 尤其是横滚角快速剧烈变化时, 主惯导和航姿系统数据存在

着很小的时钟不匹配, 将会放大航姿系统的姿态误差, 如图 3、5、7 中的某些时刻横滚角误差呈尖峰状。因此航姿系统真正的姿态精度应优于表 4 分析得到的结果。

6 结束语

为了适应国防武器装备对航姿系统精度的要求, 采用闭环式光纤陀螺、石英加速度计和磁传感器研制出了光纤陀螺航姿系统, 提出了陀螺连续转动信息辅助的 6 态卡尔曼滤波方法, 在地面进行罗差校正; 采用机动加速度辅助的扩展卡尔曼滤波算法, 使航姿系统在长时间机动情形下能有效分离载体机动加速度和重力, 提高高动态下的姿态和航向测量精度。光纤陀螺航姿系统作为某型战斗机备分航姿系统, 经过 16 个架次不同科目的试飞, 同主惯导数据实时做对比, 横滚角和俯仰角精度优于 0.8 度, 航向角精度优于 1 度, 整体性能与 LISA-200 基本相当, 满足了某型战斗机的战术要求。

致谢

感谢耐威科技宋红军和赵世峰在硬件设计和转台实验方面的工作。

References (参考文献)

- [1] Hine A. Magnetic compasses and magnetometers[M]. London: Adam Hilger LTD, 1968, pp. 270.
- [2] Caruso M J. Applications of magnetoresistive sensors in navigation systems[J]. Sensors and Actuators, 1997, 42(9), pp. 15-21.
- [3] LIU Shibin, YAN Jiaming, SUN Xiren. Magnetic deviation compensation for UAV's heading measurement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1), pp. 78-80(Ch). 刘诗斌, 严家明, 孙希仁. 无人机航向测量的罗差修正研究[J]. 航空学报, 2000, 21(1), pp. 78-80.
- [4] Zhou Hongren, Kumar K S P. A current statistical model and adaptive algorithm for estimating maneuvering targets[J]. AIAA, Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1984, 7(5), pp. 596-602.
- [5] Yang Yunchun. Tightly Integrated Attitude Determination Methods for Low-Cost Inertial Navigation: Two-Antenna GPS and GPS/Magnetometer[D]. Riverside: University of California, Riverside, 2001, pp. 55-59.
- [6] GUO Pengfei, REN Zhang, QIU Haitao, YANG Yunchun. Maneuvering acceleration assisted extended kalman filter for AHRS[J]. System Engineering and Electronics, 2009, 31(3), pp. 625-628(Ch). 郭鹏飞, 任章, 邱海韬, 杨云春. 机动加速度辅助的航姿系统扩展卡尔曼滤波[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(3), pp. 625-628.