

信息融合在捷联航姿系统中的应用*

王玲玲¹, 富立¹, 陶韬², 胡永胜²

(1 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191;

2 北京青云航空仪表有限公司, 北京 100086)

摘要:在捷联式航姿系统的软件算法设计过程中,为了减小航姿解算过程中因陀螺漂移等因素造成的随时间推移而积累的姿态误差,采用了基于磁罗盘、加速度计和速率陀螺三种传感器的信息融合技术,从而实现了姿态积累误差的不定时修正。对基于该融合算法的捷联航姿系统进行了多次静态试验和跑车试验,并以国外某型高精度光纤/GPS组合系统为基准进行了精度考核,试验结果表明设计的航姿系统动态姿态精度为 $\pm 1.0^\circ$,从而验证了融合算法的有效性。

关键词:捷联航姿系统;信息融合;IMU;磁罗盘

中图分类号:V249.322 **文献标志码:**A

Application of Information Fusion Technique on Strap-down AHRS

WANG Lingling¹, FU Li¹, TAO Tao², HU Yongsheng²

(1 School of Automation Science and Electrical Engineering, BUAA, Beijing 100191, China;

2 Beijing Keeven Aviation Instrument Co. Ltd, Beijing 100086, China)

Abstract: In order to minimum the attitude error caused by gyroscope drift during heading attitude calculating process, the information fusion technique based on compass, accelerators and rate gyroscopes was adopted during strapdown AHRS design to correct attitude error. Many driving and static tests, during which the foreign FOG /GPS integrated system is used as a reference, indicate the validity of the fusion algorithm, and the attitude dynamic accuracy of AHRS achieves ± 1.0 degree with the data fusion technique.

Keywords: attitude heading reference system; information fusion; IMU; compass

0 引言

飞行器所需要的导航参数中最基本的是载体的航姿信息。航姿系统就是把各种导航仪表所测得的信息处理成各种航姿参数的系统。捷联航姿系统中传统确定姿态的方法是利用陀螺信息的积分过程进行航姿解算,利用卡尔曼滤波技术对陀螺零偏等进行补偿^[1-3]。但是利用陀螺(特别是低成本低精度的陀螺)进行姿态估计时,因陀螺零偏及漂移等因素的影响,航姿误差会随时间的推移而不断增大,从而容易导致滤波器的发散,降低了系统航姿估计的精度。为了对陀螺解算得到的航姿误差进行补偿,文中采用了航姿解算过程中对速率陀螺、加速度计和磁传感

器的信息进行自适应信息融合,从而实现对陀螺的解算结果进行不定时的修正。所设计的捷联航姿系统的多次跑车试验表明,相对由纯陀螺解算求得的载体航姿信息,该方法能够较好的减小积累误差,大大提高捷联航姿系统的航姿精度,使得系统的动态姿态精度为 $\pm 1.0^\circ$,能够较好地满足车载导航、小型机等精度需求。

1 加速度计求解姿态角方法

捷联航姿系统是指将惯性测量组件的三轴正交传感器(加速度计和陀螺)沿载体的前轴、横轴和纵轴直接安装在载体上的航姿系统。其中,加速度计测得的是载体所受的比力 f 。设惯性测量组件中消噪后的加表测量值为 f_x, f_y, f_z ,当

* 收稿日期:2008-12-22

基金项目:北京航空航天大学教改立项课题(400375)资助

作者简介:王玲玲(1981-),女,山东潍坊人,助理实验师,硕士,研究方向:惯性导航、组合导航及实验技术与建模。

载体处于静止和准静态时,由于载体速度较低,可以忽略哥氏加速度及其他干扰加速度的影响,在导航坐标系为北西天,载体坐标系为前左上情况下,可由加表的测量值按照式(1)得到载体的姿态角 $\theta_{acc}、\gamma_{acc}$ 为:

$$\theta_{acc} = \arcsin(f_x), \gamma_{acc} = -\arctan(f_y/f_z) \quad (1)$$

2 陀螺求解姿态角方法

捷联航姿系统中陀螺测得的是载体坐标系相对惯性坐标系的角速度 ω_{ib}^b 。设惯性测量组件中消噪后沿载体三轴的陀螺测量值为 $\omega_x、\omega_y、\omega_z$, 由于采用的陀螺精度较低(零偏为 $0.1 \sim 1.0^\circ/s$),无法感受地球自转角速度,因此可以将陀螺的实际测量值作为更新欧拉方程的角速度信息。设 $\psi、\theta、\gamma$ 分别是载体的航向角、俯仰角和横滚角。由欧拉角方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \varphi} \begin{bmatrix} -\sin \theta & 0 & \cos \theta \\ \cos \varphi \cos \theta & 0 & \cos \varphi \sin \theta \\ \sin \varphi \sin \theta & \cos \varphi & -\cos \theta \sin \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

可得:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi}_{gyro} \\ \dot{\theta}_{gyro} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{gyro} & 0 & \sin \theta_{gyro} \\ \tan \varphi_{gyro} \sin \theta_{gyro} & 1 - \tan \varphi_{gyro} \cos \theta_{gyro} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

微分方程(2)的初始姿态信息由静止状态下(或准静态条件下)的加速度计测量值按照式(1)解算得到,初始磁航向信息由磁罗盘提供。初始航姿值确定后利用实时采集的三轴陀螺信息通过四阶龙格库塔法^[6]求解式(2)的微分方程,可得由陀螺解算的载体航姿信息 $\psi_{gyro}、\theta_{gyro}、\gamma_{gyro}$, 或通过四阶龙格库塔法求解式(3)的微分方程,可得由陀螺解算的载体姿态信息 $\varphi_{gyro}、\theta_{gyro}$ 。

3 多传感器信息融合

由陀螺解算的航姿信息短时间范围内精度较高,但随时间推移航姿精度会因陀螺偏差、漂

移等影响而降低^[7]。对于同一目标的测量,多传感器测量值可信性远远高于单传感器对目标的测量。因此利用其他传感器的输出对陀螺解算结果进行修正则能较好地抑制姿态误差的传播。由于磁罗盘能够提供相对磁北稳定的航向信息。加速度计在静止和匀速运动时根据牛顿力学定律可以精确解算出载体的姿态信息,并且求解姿态信息的过程中无积分环节,不会产生积累误差,精度较高。基于多传感器融合思想并结合不同传感器的输出特性,捷联航姿系统中采用了磁传感器的航向信息、加速度计的姿态解算结果与陀螺所求航姿结果进行融合。利用磁罗盘和加速度计的测量值对补偿姿态误差的滤波器进行测量更新,抑制了姿态误差随时间的传播,进一步提高了航姿精度。

上述三种传感器测量信息融合方法如图 1 所示,并以求解载体的姿态信息为例详细说明融合过程。

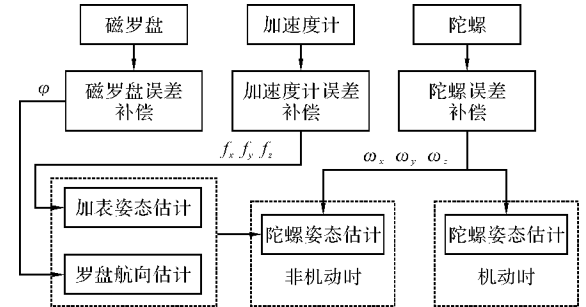


图 1 捷联航姿系统中多传感器信息融合框图

捷联航姿系统中多传感器信息融合过程是和传感器的输出特性和载体的运动情况紧密联系在一起。在非机动(静止或线性匀速运动)情况下,依据式(4)利用补偿后的磁罗盘航向角 $\psi_{compass}$ 和陀螺解算得到的航向角 ψ_{gyro} 进行数据融合,利用补偿后的加速度计测量值得到的姿态角 $\theta_{acc}、\gamma_{acc}$ 和陀螺解算得到姿态信息 $\varphi_{gyro}、\theta_{gyro}$ 进行数据融合,通过融合技术可以抑制陀螺中的高频噪声,从而对姿态的累积误差进行了有效的补偿。在载体做机动运动时,主要依靠补偿后的陀螺信息求解航姿信息。通过滤波技术对 3 种传感器测量值进行融合后,可克服由加表高频部分及陀螺低频部分所引起的航姿误差,大大提高了航姿系统的航姿精度。其中的权重参数 K 依据载体的运动状态进行自适应调整。

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = K \begin{bmatrix} \varphi_{\text{gyro}} \\ \theta_{\text{gyro}} \\ \psi_{\text{gyro}} \end{bmatrix} + (1-K) \begin{bmatrix} \varphi_{\text{acc}} \\ \theta_{\text{acc}} \\ \psi_{\text{compass}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

4 跑车实验

为了验证融合算法的有效性,对自行设计的捷联航姿系统在北京昌平某车场进行了多次跑车试验,实验过程中以国外某型高精度光纤/GPS 组合航姿系统(陀螺漂移 $0.1^\circ/\text{h}$,姿态精度小于 $\pm 1.0^\circ$,航向精度小于 $\pm 1.0^\circ$)作为参考系统。由于跑车过程中磁干扰因素较多导致磁罗盘输出信息误码率较高,因此所有实验结果主要对姿态信息进行评价。由图 2 的姿态测试结果表明,该融合算法求得的航姿精度较高,与参考系统相比较自行设计的捷联航姿系统动态俯仰精度为 $\pm 1.0^\circ$,动态横滚精度为 $\pm 1.0^\circ$ 。

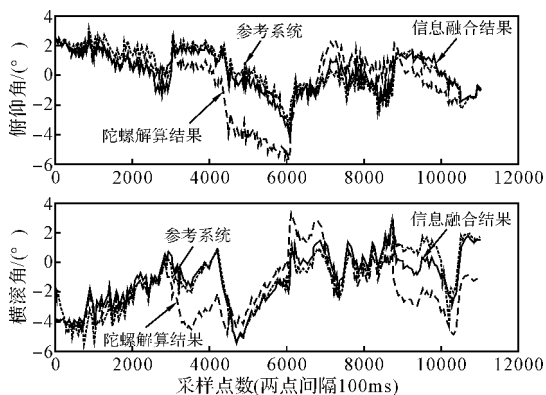


图 2 跑车实验结果分析

可以看出,与作为基准的国外某型光纤/GPS 组合航姿系统(陀螺零偏 $0.1^\circ/\text{h}$,姿态精度 $\pm 1.0^\circ$,航向精度 $\pm 1.0^\circ$)相比较,自行设计的航姿系统能够较好的测量载体的姿态信息且精度较高;完全利用陀螺信息进行求解精度较低,有时还会出现发散现象,由图 2 可见俯仰角在 4000~6000 路段发散后产生近 4° 误差,横滚角在 3000~7000 路段明显发散后产生近 3° 误差,但是基于信息融合技术的航姿算法却能够较好地跟踪载体真实运动情况,能够将姿态误差控制在

1° 范围内,从而验证了捷联航姿算法中融合算法的有效性。

5 结论

基于低成本低精度惯性元件的捷联航姿系统采用传统的航姿求解算法不能保证系统精度需求,而采用多传感器测量值(加表/陀螺/磁罗盘)的信息融合方法使得系统输出的航姿信息可信性增强且较好地补偿了陀螺漂移造成的姿态误差,提高航姿系统的精度。基于该算法的航姿精度能够满足短程导弹、车载导航、民用飞机和机动性较小的军用机需求。

参考文献:

- [1] Jau-Hsiung Wang and Yang Gao. Multi-sensor data fusion for land vehicle attitude estimation using a fuzzy expert system [J]. Data Science Journal, 2005, 4: 127-139.
- [2] Young Soo Suh. Attitude estimation using low cost accelerometer and gyroscope [C]// Proceedings of the 7th Korea-Russia International Symposium, KORUS 2003.
- [3] George Michalareas. Spacecraft attitude estimation based on magnetometer measurements and the covariance intersection algorithm [C]// IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2002; 2205-2219.
- [4] Miller R B. A new strap-down attitude algorithm [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1983, 6(4): 287-291.
- [5] Demoz Gebre-Egziabher, Roger C Hayward, J David Powell. Design of multi-sensor attitude determination system [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2004, 40(2): 627-649.
- [6] 陈哲. 捷联导航系统原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1986.
- [7] 张谦, 裴海龙, 罗沛, 等. 一种捷联姿态航向参考系统信息融合算法应用 [J]. 计算机工程与应用, 2007, 43(15): 230-233.
- [8] 以光衢. 惯性导航原理 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1987.