

移动卫星通信低成本姿态估计算法

赵建伟¹, 贾维敏¹, 丁 铭¹, 周淑华², 金 伟¹

(1. 第二炮兵工程大学 907 教研室, 陕西 西安 710025; 2. 第二炮兵工程大学 青州士官学院, 山东 青州 262500)

摘 要: 移动卫星通信(动中通)是卫星通信的重要分支, 低成本化是动中通的的发展趋势。为有效加速动中通的推广和应用, 该文提出了基于微机械惯性传感器的低成本动中通工作模式, 并将传统姿态估计领域的传感器融合姿态估计算法、互补滤波姿态估计算法与新兴的组合导航姿态估计算法进行了对比, 结果表明, 侧滑角和机动加速度是限制传感器融合姿态估计算法估计精度的主要因素, 航向角可观性低是限制组合导航算法的主要因素。3种算法经过改进后, 姿态估计误差均在 0.5° 内, 3种算法均满足移动卫星通信的需求。组合导航算法无需考虑外界干扰对姿态估计的影响, 具有更好的应用前景。

关键词: 动中通; 低成本; 传感器融合; 互补滤波; 组合导航

中图分类号: TN929.5

文献标识码: A

Low Cost Attitude Estimation Algorithm for Mobile Satellite Communication

ZHAO Jianwei¹, JIA Weimin¹, DING Ming¹, ZHOU Shuhua², JIN Wei¹

(1. Staff Room 907, The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China;

2. Qingzhou Sergeant Officer School, The Second Artillery Engineering University, Qingzhou 262500, China)

Abstract: The mobile communication is an important branch of satellite communication and low cost is the development trend. To promote the popularization and application of the SOTM, this paper proposes the work mode of low cost micro inertial sensors. The fusion algorithm and the complementary filter are compared with the new integrated navigation attitude estimation algorithm. The sideslip angle and acceleration are the main factors affecting the accuracy of the estimation. The low observability of the yaw is the main factor to limit the accuracy of the integrated navigation algorithm. After three kinds of algorithm is improved, the attitude estimation errors are all less than 0.5° , which can satisfy the demand of mobile satellite communication, but the navigation algorithm has a good application prospect without considering the influence of interference on pose estimation.

Key words: mobile communication; low cost; sensor fusion; complementary filtering; integrated navigation

0 引言

移动卫星通信(简称“动中通”)是卫星通信的重要发展方向, 有着广阔的应用前景。动中通高昂的成本是限制其推广和应用的重大障碍, 降低动中通成本是动中通当前研究的重点和难点^[1]。卫星通信系统必须在天线指向精度和 EIRP 等方面满足军用和商用要求才能投入使用, 精确的指向是动中通实现通信的基本要求。因此, 动中通在载体行进的过程中必须有效隔离车体的运动, 稳定天线波束指向。受 EIRP 限制, 许多军用和商用动中通均需通过降低发射功率或增加带宽来满足需求^[2], 但这两种方

法会导致性能较低的链路特性或较高的卫星使用率, 均不是理想的选择。良好的跟踪性能会使系统的性能更高效, 加入测控体制可有效克服外界干扰对动中通天线指向的影响。传统测控系统多采用高精度的惯性导航系统或姿态航向参考系统, 但其造价高, 严重限制了动中通的推广和应用, 低成本化成为了动中通发展的重要方向。与此同时, 出现了许多低成本传感器的组合姿态测量方案, 传感器精度的降低对姿态估计精度提出了更高的要求, 姿态估计算法的选择成为了低成本动中通有效通信的关键^[3-4]。为此, 本文阐述了动中通的低成本发展模

收稿日期: 2015-04-06

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61179004, 61179005)

作者简介: 赵建伟(1989-), 男, 山东济南人, 博士生, 主要从信息与信号处理的研究。贾维敏(1971-), 女, 陕西西安人, 博士生导师, 主要从信息与信号处理、宽带移动卫星通信系统的研究。

式,论述了传统姿态估计算法,研究了一种新兴的姿态估计算法——组合导航算法,并对 3 种算法进行了对比,有效推动了动中通通的进一步发展和研究。

1 低成本动中通工作模式设计

动中通基于固定卫星通信频段实现移动中卫星通信,载体的运动会使天线的指向造成干扰,合理的测控方案是确保动中通及时、高效通信的基石。动中通在各类环境下的适应能力是考察其工作性能的重要指标,测控方案的选择决定了动中通工作的整体性能。目前,国内常用方案有以下两类:

1) 基于高精度惯导的“大开环+小闭环”控制方案。此方案陀螺捷联安装于动中通载体上,开环控制天线指向,系统独立工作且不受外界环境影响,波束指向的控制精度高,具有很强的抗干扰能力,但系统采用高精度惯导,系统成本较高,方案应用范围受限。

2) “大闭环+小开环”测控方案。“小开环”是指将陀螺安装在动中通天线上,陀螺敏感天线姿态的扰动,闭环校正天线的指向。“大闭环”是指使用卫星信号扫描和跟踪的方法实时调整天线的指向,提升天线指向的精度。然而一般的惯性测量器件存在累积误差,且卫星信号在遮挡的情况下,难以闭环校正天线的指向。

由上述分析可知,两种方案都无法在基于微机械传感器的低成本动中通中应用。为确保 SOTM 在移动中可靠通信,经过长期探索,本文提出了“低成本姿态估计算法+天线波束开环控制+卫星信号闭环跟踪”的测控方案,测控方案原理如图 1 所示。

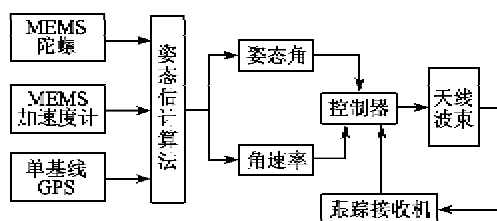


图 1 低成本测控方案

通过姿态估计算法,实时感知载体姿态的变化,克服外界因素对天线控制的干扰;通过天线波束开环控制,有效去除载体运动对动中通天线指向的干扰;通过卫星信号闭环跟踪系统,反馈校正姿态角误差,进一步提升动中通天线波束指向的准确度。

2 低成本姿态估计算法

2.1 传感器直接融合姿态估计算法

目前,常用的姿态估计算法有传感器直接融合姿态估计算法和互补滤波姿态估计算法,组合导航是姿态估计领域新兴的一种算法^[5]。传感器直接融合算法的原理如图 2 所示。

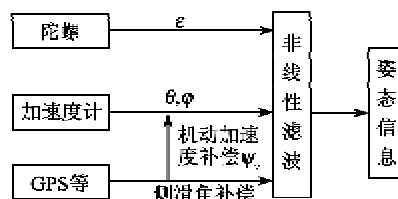


图 2 传感器直接融合算法

微机械陀螺通过积分得到姿态信息的一步递推值,欧拉角变化率与陀螺测量值间的关系为

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

加速度计通过测量载体的重力信息得到横滚角和俯仰角的量测值,假设在方位转盘不受重力以外的加速度,则 3 轴加速度计的输即重力矢量 $\mathbf{g}$ 在方位转盘坐标系的分量, $\mathbf{g}$ 在北东地坐标系的坐标为 $(0, 0, g)$, 则可得 3 轴加速度计的 outputs 为

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_E^B \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \sin \varphi \cos \theta \\ g \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

可得

$$\begin{cases} \theta = -\arctan(a_x / \sqrt{a_y^2 + a_z^2}) \\ \varphi = \arctan(a_y / a_z) \end{cases} \quad (3)$$

此即为利用加速度计估计姿态角的等式。

GPS 可直接输出载体的航向信息,由此可获得三维姿态角的观测量,即可进行姿态的实时解算。

2.2 互补滤波姿态估计算法

互补滤波器是从频域进行信号处理的方法,其从同一信号的不同传感器测量的具有性能相反噪声特性的信号中获取姿态值,通过相加重建完整、精确的信号^[6]。在动中通姿态估计领域中,微机械陀螺的误差主要是陀螺漂移值累积误差,高频测量误差可忽略;加速度计误差主要是高频测量误差,其低频量测精度高。因此,互补滤波可有效利用低成本微机械陀螺和加速度计的频域互补性能得到全频段的载体姿态信息,其模型如图 3 所示。

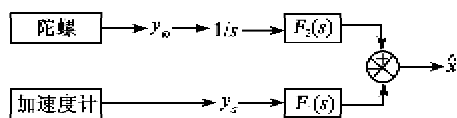


图3 互补滤波器模型

图3中, y_ω 为陀螺测量角速率, y_a 为加速度计测量角度, $\hat{x}$ 为姿态估计值, 有

$$\hat{x} = \frac{C(s)}{s+C(s)} y_\omega(s) + \frac{s}{s+C(s)} \frac{y_a(s)}{s} \quad (4)$$

如果选择基本的比例控制环节, 即 $C(s) = k_p$, k_p 称为比例反馈系数。

若记 $F_1(s) = k_p/(s+k_p)$, $F_2(s) = s/(s+k_p)$, 易得 $F_1(s) + F_2(s) = 1$, 因此采用比例环节 k_p 即构成了典型的一阶互补滤波器, 定义 $f = k_p$ 为互补滤波器的交接频率。由3轴陀螺和加速度计的输出值即可获得姿态角的估计值。

2.3 组合导航姿态估计算法

组合导航是指基于两种或两种以上的导航系统对同一目标进行测量, 有效提取单个导航子系统的误差, 通过误差校正间接获取导航信息的方法^[7]。组合导航的原理如图4所示。

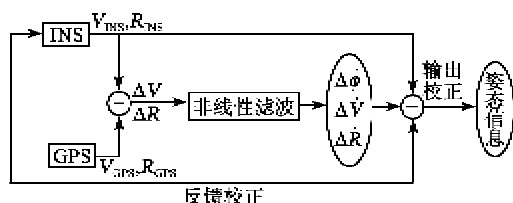


图4 组合导航算法

选取位置误差、速度误差、姿态角误差作为系统的状态量, 即系统的九维状态为 $x = [\delta r, \delta v, \epsilon]^T$ 。

组合导航连续的系统方程为

$$\dot{x} = Fx + Gu \quad (5)$$

$$\text{式中: } F = \begin{bmatrix} F_r & F_v & 0 \\ F_v & F_v & f^h \times \\ F_v & F_v & -\omega_{in}^N \times \end{bmatrix}, F_r, F_v, F_v, F_v, F_v, F_v, F_v, F_v, F_v$$

F_r, F_v 为系统方程系数, 表征了系统状态量的关联性; $f^h \times$ 为地理坐标系中比力测量值的斜对称阵; $\omega_{in}^N \times$ 为地理坐标系相对于惯性系的旋转角速率的斜对称阵。

离散的系统方程为

$$x_{k+1} = \phi_k x_k + \omega_k \quad (6)$$

式中: x_k 表示 k 时刻的系统状态量; ϕ_k 为系数矩阵; ω_k 为系统噪声。 $Q_k = E(\omega_k \omega_k^T) = G Q G^T \Delta t$, $Q = \text{diag}(\sigma_a \quad \sigma_\omega)$ 为谱密度矩阵, σ_a, σ_ω 分别为陀螺和加

速度的漂移。

观测量为 MEMS 传感器积分所得的位置、速度信息与 GPS 获得的位置、速度信息的差值, 即

$$z_k = \begin{bmatrix} r_{INS} - r_{GPS} \\ v_{INS} - v_{GPS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_{INS} - \phi_{GPS} \\ \lambda_{INS} - \lambda_{GPS} \\ h_{INS} - h_{GPS} \\ v_{INS} - v_{GPS} \end{bmatrix} \quad (7)$$

组合导航姿态估计算法能给出良好的俯仰角和横滚角估计值, 但是航向角受可观性低影响, 估计精度依赖于载体的运动情况。为此, 可通过增加航向角辅助观测, 提高航向角的可观性和姿态角的输出精度^[8-10]。

3 实验测试与分析

为有效对比3种姿态估计算法的性能和低成本测控系统的有效性在学校操场进行实验, 实验主要传感器如表1所示。利用数字信号处理器进行数据的存储与记录, 将采集到的信息分别利用3种姿态估计算法进行姿态的解算, 利用姿态航向参考系统 XW-ADU7612 的输出值作为算法的对比。

表1 实验验证平台主要传感器

姿态参考	XW-ADU7612
测量传感器	XW-IMU5220
	单天线 GPS G503
	单基线 GPS XW-ADU3501

基于微机械传感器的姿态测量系统受传感器的误差特性影响, 传感器误差呈现模型不确定性, 且传感器的动态误差和静态误差区别很大。因此, 研究传感器的误差特性具有重要意义。为此在实验车静止的条件下, 采集微机械传感器的输出数据, 3轴陀螺的输出如图5所示。由图可看出, 微机械传感

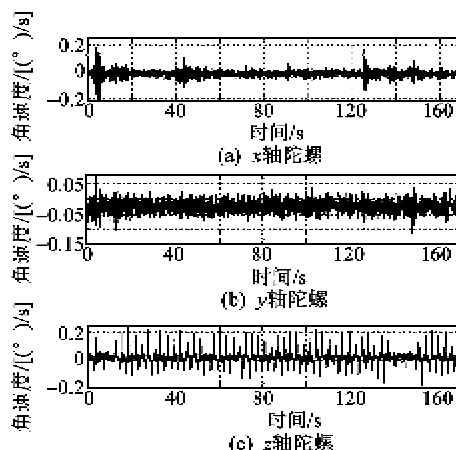


图5 3轴输出值

器含有大量的不确定性误差,要想获得精确的姿态角信息必须进行误差的校正。

传感器融合姿态估计和组合导航姿态估计的姿态角估计对比如图 6 所示,图中, Fusion 为直接融合姿态估计算法。由图可知,在载体转弯时三维姿态角估计误差明显增大,机动加速度与侧滑角是影响姿态估计精度的主要因素,因此在姿态估计值前要进行机动加速度补偿和侧滑角补偿。图中 GPS/MIMU 代表组合导航算法所得的姿态角估计值,组合导航姿态估计的俯仰角和横滚角输出值多数情况下精度在 0.5° 以内,但当载体行驶状态为匀速直线时,航向角的估计误差随时间的增长而不断增大,应该采取措施提高航向角的可观性,进而提高姿态估计的精度。

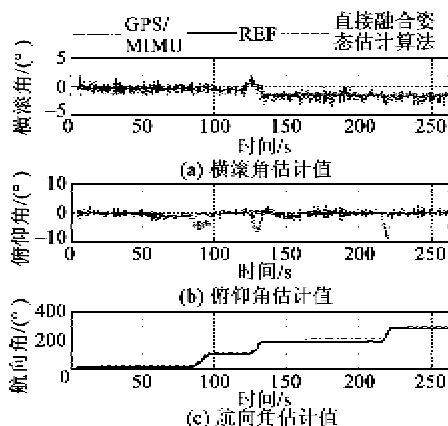


图 6 组合导航和传感器融合姿态估计对比

图 7 为互补滤波算法姿态角估计误差图。由图可见,互补滤波算法的姿态估计精度与传感器融合姿态估计算法近似。要想获得精确的姿态角估计值,传感器融合姿态估计算法和互补滤波算法都必须去除外界干扰因素对姿态角估计精度的影响。组

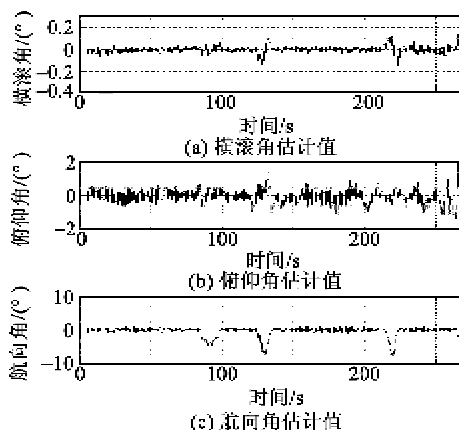


图 7 互补滤波算法姿态角估计误差

合导航算法需加入对航向角的观测才能进一步提高算法的精度。对 3 种算法改进后的姿态角估计精度如表 2 所示。由表可知,3 种算法改进后传感器融合和互补滤波的姿态角估计精度依旧近似相当,3 种算法的精度均满足卫星通信的需求,但组合导航算法无需考虑机动加速度和侧滑角等外界因素干扰,具有更好的适用性,因此,航向角辅助组合导航算法具有更好的应用前景。

表 2 3 种算法姿态角估计误差对比

误差/(°)	传感器融合	互补滤波	组合导航
航向角	0.486	0.487	0.351
俯仰角	0.471	0.470	0.429
横滚角	0.468	0.458	0.414

4 结束语

为有效推动动中通推广和应用,本文阐述了动中通的低成本发展趋势,提出了低成本动中通工作模式,并将姿态估计领域盛行的 3 种姿态估计算法进行了对比,得出侧滑角和机动加速度是限制传感器融合姿态估计算法估计精度的主要因素,航向角可观性低是限制组合导航算法的主要因素。3 种算法经改进后,组合导航姿态估计算法具有更高的姿态估计精度,且无需考虑机动加速度等外界因素干扰,具有更广阔的应用范围。

参考文献:

- [1] CHAO H Y, CAO Y C, CHEN Y Q. Autopilots for small unmanned aerial vehicles: a survey[J]. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2010, 8(1): 36-44.
- [2] 沈强,刘洁瑜,王杰飞,等. MEMS 陀螺仪随机误差的动态辨识[J]. 压电与声光, 2014, 36(6): 945-948.
SHEN Qiang, LIU Jieyu, WANG Jiefei, et al. Dynamic identification of MEMS gyros random error terms[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2014, 36(6): 945-948.
- [3] 刘宇,贺涛,段耀宇,等. 基于提升小波的 MEMS 陀螺去噪方法研究[J]. 压电与声光, 2012, 34(5): 359-361.
LIU Yu, HE Tao, DUAN Yaoyu, et al. Study on denoising method in MEMS gyroscope based lifting wavelet[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2012, 34(5): 359-361.
- [4] LAI Y C, JAN S S. Attitude estimation based on fusion of gyroscopes and single antenna GPS for small UAVs under the influence of vibration[J]. GPS Solutions, 2011, 15(1): 67-77.

(下转第 165 页)