

DOI:10.7652/xjtxb201408007

移动卫星通信系统组合姿态估计算法

赵建伟¹, 贾维敏¹, 姚敏立², 伍宗伟², 李卓群¹

(1. 第二炮兵工程大学 907 教研室, 710025, 西安; 2. 第二炮兵工程大学 403 教研室, 710025, 西安)

摘要: 针对宽带移动卫星通信系统传感器直接融合姿态估计算法易受外界因素干扰、估算误差难以校正的问题,提出了一种移动卫星通信系统组合姿态估计算法。该算法以移动卫星地球站载体的位置误差、速度误差和姿态误差为系统状态量,建立了 9 状态的组合导航姿态估计模型;通过使用 GPS 航向角辅助观测解决了组合姿态估计算法航向角可观性弱、姿态角估计值易发散的问题;通过将转弯判断规则和 Sage-Husa 自适应控制算法进行融合,降低了 GPS 航向角测量误差对姿态估计的影响,提高了组合姿态估计算法的精度。实验结果表明:移动卫星通信系统组合姿态估计算法计算简单、实时性好,姿态估计精度优于传感器直接融合算法,其姿态估计误差可控制在 $\pm 0.5^\circ$ 以内,最小均方误差值小于 0.4,满足低成本宽带移动卫星通信波束对准要求。

关键词: 卫星通信;组合导航;姿态估计;自适应控制

中图分类号: TN927 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2014)08-0036-06

An Estimation Algorithm with Integrated Attitudes for Mobile Satellite Communication System

ZHAO Jianwei¹, JIA Weimin¹, YAO Minli², WU Zongwei², LI Zhuoqun¹

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

2. Staff Room 403, The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China)

Abstract: A low cost attitude estimation algorithm based on the integrated navigation aided with the GPS track angle is proposed to solve the problem that the direct multisensory fusion algorithm of the broad-band mobile satellite communication system is easily affected by the outside factors and estimation errors are difficult to correct. A navigation estimation model with 9 states is built by using the error margin equation including the location, the velocity and the attitude of the low cost inertial sensors as the system equations. A method to use the GPS track angle auxiliary observation is proposed to solve the problem that the yaw of the integrated navigation algorithm is weak and easily divergence. The turn rules and Sage-Husa adaptive control algorithm are proposed to relieve the effects of GPS measurement errors for Attitude estimation, and to improve the accuracy of real-time attitude estimations. Experimental results show that the estimation errors of the algorithm are within $\pm 0.5^\circ$, and is better than estimation error of the algorithm of direct multisensory fusion. The root-mean-square error of attitude estimation values is less than 0.4. It can be concluded that the proposed algorithm meets the requirement of the beam alignment for Mobile Satellite Communications.

Keywords: satellite communication; integrated navigation; attitude estimation; adaptive control

收稿日期: 2014-01-08。 作者简介: 赵建伟(1989—),男,硕士生;姚敏立(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61179004,61179005)。

网络出版时间: 2014-06-18

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20140618.1138.009.html>

动中通卫星系统(SATCOM on-the-move, SOTM)是近年来迅速发展起来的一种基于固定卫星服务频段的移动卫星通信系统^[1],具有通信能力强、保密性好、信息容量大等特点。动中通凭借出色的超视距传输能力和系统独立性,广泛应用于野外勘探、飞机、远洋运输船只、紧急搜救、突发公共事件处理以及应急指挥等^[2],成为近年来国内外移动卫星通信领域研究的热点。动中通在运动过程中需要依靠测控系统快速隔离载体运动对天线的影响,以保持天线始终指向卫星。国内测控系统常采用高精度惯性器件或姿态航向参考系统,其造价高昂,极大限制了动中通的推广及应用^[3]。目前,为了降低动中通成本,常采用微机械(micro electro mechanical system, MEMS)传感器代替高精度惯性器件。MEMS 传感器成本低、可以大批量生产,但是其输出存在大量的不确定性误差,必须采用有效的姿态估计算法和辅助校正手段,融合多种传感器信息才能确保姿态估计结果的准确性。目前,基于微机械惯性传感器的姿态稳定系统已成为研究的热点^[4]。

文献[4]利用直接传感器融合算法估算姿态,利用扩展卡尔曼滤波算法(extended Kalman filter, EKF)融合加速度计测量的重力信息得到俯仰角和横滚角的估算值,融合单基线 GPS 航向角与陀螺输出信息得到航向角估算值,但此算法易受机动加速度和偏流角等外界因素干扰,在转弯时姿态估计精度较低。组合导航可以提供精确可靠的导航信息,广泛应用于导航、制导与控制系统中^[5]。然而,由于组合导航航向角可观性低,不能获得较好的航向角估计值^[6],目前利用组合导航进行姿态估计还处于探索阶段。文献[7]研究了基于简化组合导航模型的姿态估计算法,利用组合导航解算出水平俯仰角和横滚角,利用级联卡尔曼滤波算法对航向角单独估算。该算法姿态估计精度较高,但是单独的航向角估算增大了系统的计算量,系统的实时性较差。因此,目前迫切需要一种姿态估计算法,在提高估算精度的同时能够降低计算量,提高系统的实时性。

本文采用组合姿态估计算法建立了以位置误差、速度误差和姿态误差为系统状态的组合导航模型,通过 GPS 航向角辅助观测,解决组合姿态估计算法航向角可观性较弱、易发散的问题;使用转弯判断规则和自适应算法降低 GPS 测量误差对姿态估计精度的影响。与传感器直接融合算法相比,组合姿态估计算法无需考虑机动加速度等外界因素干扰,具有良好的适用性,算法的估计精度高、实时性

好,可以满足宽带移动卫星通信波束指向要求。

1 方向余弦矩阵姿态确定原理

为准确描述姿态,首先定义坐标系:地理坐标系选取北东地坐标系;载体坐标系的 x 、 y 、 z 轴分别指向载体的车头方向、右侧方向和正下方。

姿态表示常用方法有四元数法、欧拉角法、方向余弦矩阵法等^[8]。欧拉角法涉及三角函数运算,计算复杂且存在奇异性,不适用于实时的姿态解算;四元数法表示简单,但四元数的各个分量之间必须满足归一化的约束,四元数中 4 个元素之间不独立,计算量存在冗余;方向余弦法无累积误差,可全姿态使用,适用于实时的姿态估计系统。因此,组合姿态估计算法采用方向余弦法进行姿态解算。

方向余弦矩阵用符号 $\mathbf{C}$ 表示,是一个 3×3 阶的矩阵,其具体形式为^[8]

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:第 i 行、第 j 列的元素表示地理坐标系 i 轴和载体坐标系 j 轴间的夹角的余弦值。

方向余弦矩阵随时间的传递为

$$\dot{\mathbf{C}} = \mathbf{C}\mathbf{\Omega} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{\Omega}$ 为姿态角变化率的斜对称阵,其表达式为 $\mathbf{\Omega}$

$$= \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}, \text{ 其中 } \omega_x, \omega_y, \omega_z \text{ 为载体坐}$$

标系的姿态角变化率。

方向余弦矩阵与欧拉角的关系为

$$\begin{aligned} \hat{\psi} &= \arctan\left(\frac{c_{21}}{c_{11}}\right); \quad \hat{\theta} = \arcsin(-c_{31}); \\ \hat{\phi} &= \arctan\left(\frac{c_{32}}{c_{33}}\right) \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $\hat{\psi}$ 、 $\hat{\theta}$ 、 $\hat{\phi}$ 分别为航向角、俯仰角和横滚角的估计值,其中航向角的真实值需要作适当象限转换才能得到^[9]。

2 组合姿态估计算法

2.1 组合姿态估计算法系统模型的建立

组合姿态估计选取导航参数的误差量为系统的状态量,采用扰动分析来推导非线性系统的动力学误差方程^[10]。位置、速度和姿态的误差方程分别表示为^[11]

$$\dot{\Delta \mathbf{r}} = \mathbf{F}_r \Delta \mathbf{r} + \mathbf{F}_v \Delta \mathbf{v};$$

$$\begin{aligned}\dot{\Delta \mathbf{v}} &= \mathbf{F}_v \Delta \mathbf{r} + \mathbf{F}_v \Delta \mathbf{v} + \mathbf{f}_N \boldsymbol{\varepsilon} + \Delta \mathbf{f}_N; \\ \dot{\Delta \boldsymbol{\varepsilon}} &= \mathbf{F}_{\varepsilon} \Delta \mathbf{r} + \mathbf{F}_{\varepsilon} \Delta \mathbf{v} - \boldsymbol{\omega}_{IN} \boldsymbol{\varepsilon}\end{aligned}\quad (4)$$

式中: $\Delta \dot{\mathbf{r}}$ 、 $\Delta \dot{\mathbf{v}}$ 、 $\Delta \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ 分别为系统位置误差、速度误差和姿态误差的微分值; $\Delta \mathbf{r}$ 为载体位置变化量; $\Delta \mathbf{v}$ 为载体速度变化量; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为载体的姿态; $\mathbf{F}_r$ 、 $\mathbf{F}_v$ 、 $\mathbf{F}_v$ 、 $\mathbf{F}_v$ 、 $\mathbf{F}_{\varepsilon}$ 、 $\mathbf{F}_{\varepsilon}$ 分别表示系统状态量 $\mathbf{r}$ 、 $\mathbf{v}$ 、 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 之间的相关系数; $\mathbf{f}_N$ 表示地理坐标系下的比力测量值的斜对称阵; $\Delta \mathbf{f}_N$ 表示地理坐标系下的比力测量误差; $\boldsymbol{\omega}_{IN}$ 为地理坐标系相对于惯性系的旋转角速率的斜对称矩阵形式。

由于陀螺和加速度计误差变化缓慢, 可视为常值。选取位置误差、速度误差、姿态角误差作为系统状态量, 即系统的 9 维状态为 $\mathbf{x} = [\Delta \mathbf{r}, \Delta \mathbf{v}, \Delta \boldsymbol{\varepsilon}]^T$ 。由误差方程可知连续的系统方程为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}\mathbf{x} + \mathbf{G}\mathbf{u} \quad (5)$$

式中: $\mathbf{x}$ 代表系统状态量误差; $\mathbf{F}$ 是系统方程系数矩阵; $\mathbf{G}$ 是噪声系数矩阵; $\mathbf{u}$ 为连续系统的系统噪声。

由于微惯性传感器的输出为高速率的采样数据, 因此需要将系统方程转换为离散的形式, 即

$$\mathbf{x}_{k+1} = \boldsymbol{\varphi}_k \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\omega}_k \quad (6)$$

式中: $\mathbf{x}_k$ 表示 k 时刻的系统状态量; $\boldsymbol{\varphi}_k$ 为 k 时刻的离散方程的系数矩阵; $\boldsymbol{\omega}_k$ 为 k 时刻系统噪声。

量测方程为

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{e}_k \quad (7)$$

式中: $\mathbf{z}_k$ 表示 k 时刻的量测值; $\mathbf{e}_k$ 表示 k 时刻的量测噪声; $\mathbf{H}_k$ 是 k 时刻的量测方程系数矩阵。

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, 建立组合姿态估计算法的状态方程和量测方程, 即可进行姿态估计。系统原理如图 1 所示。

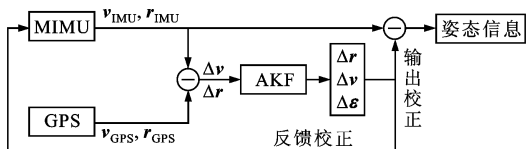


图1 组合姿态估计算法原理

2.2 航向角辅助组合姿态估计方法

组合姿态估计算法能给出精确的俯仰角和横滚角估计值, 但是航向角的估计依赖于移动卫星地球站载体的运动情况, 当载体匀速直线行驶或静止时, 航向角将发散, 即使在机动情况下, 航向角的估计误差也比较大, 这是由航向角可观性较弱引起的。为此, 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。

单天线 GPS 在多数路况下可以给出位置、速度和航向角。单天线 GPS 航向角 ψ 可表示为

$$\psi = \arctan\left(\frac{v_e}{v_n}\right) \quad (8)$$

式中: v_e 、 v_n 分别是地理坐标系下单天线 GPS 测得的东向速度和北向速度。单天线 GPS 航向角可以反映出载体的航向变化, 因此, 可以将其与 MEMS 陀螺积分所得的航向角融合, 在量测方程中加入对航向角的观测, 此时, 观测量转化为

$$\mathbf{Z}_k = \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{r}_k \\ \Delta \mathbf{v}_k \\ \Delta \psi_k \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{Z}_k$ 表示 k 时刻的观测向量; $\Delta \mathbf{r}_k$ 、 $\Delta \mathbf{v}_k$ 表示 k 时刻的 MEMS 传感器积分所得位置、速度信息与 GPS 获得的位置、速度信息的差值; $\Delta \psi_k$ 表示单天线 GPS 航向角与 MEMS 陀螺积分航向角间的差值。

通过单天线 GPS 航向角可辅助解决航向角可观性弱的问题, 提高航向角估算精度。

2.3 转弯判断规则和 Sage-Husa 自适应滤波

虽然单天线 GPS 航向角辅助解决了航向角可观性弱的问题, 但是 GPS 航向角在转弯时会存在偏流角, 使载体的航向角与真实航向角存在偏差, 此外单天线 GPS 还易受到多径、遮挡等外界因素干扰。为解决这些问题, 一方面根据航向角陀螺输出值变化进行转弯判断, 当发现载体转弯时, 关闭航向角观测, 利用陀螺的短时精度, 保证航向角的实时有效输出; 另一方面, 采取 Sage-Husa 自适应卡尔曼滤波算法, 利用观测向量及时修正姿态误差预测值, 对系统模型参数和 MEMS 传感器的噪声统计参数进行修正, 抑制滤波器发散, 在线提高姿态角估算精度。

2.3.1 转弯判断规则 为了解决航向角转弯时测量噪声大的问题加入转弯检测, 转弯检测使用航向角陀螺实现, 当航向角陀螺输出值大于转弯检测阈值时, 关闭航向角观测, 利用陀螺积分值维持航向角输出。转弯检测规则为^[12]

$$\sigma_\psi = \begin{cases} \sigma_\psi, & |\omega_z| \leq \lambda \\ \infty, & |\omega_z| > \lambda \end{cases} \quad (10)$$

式中: σ_ψ 为观测噪声阵中航向角观测噪声方差; ω_z 为航向角陀螺输出值; λ 为转弯判断阈值。

2.3.2 Sage-Husa 自适应卡尔曼滤波 自适应卡尔曼滤波可分为时间更新和量测更新两大步。

(1) 时间更新。一步误差协方差为

$$\mathbf{P}_{m,m-1} = \boldsymbol{\varphi}_m \mathbf{P}_{m-1} \boldsymbol{\varphi}_m^T + \hat{\mathbf{Q}}_{m-1} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{P}_{m-1}$ 为 $m-1$ 时刻的误差协方差矩阵; $\hat{\mathbf{Q}}_{m-1}$ 为

m 时刻的系统噪声矩阵; $\boldsymbol{\varphi}_m$ 为 m 时刻的系统方程系数矩阵。

一步预测的状态为

$$\hat{\mathbf{x}}_{m,m-1} = \mathbf{K}_m \mathbf{Z}_m + \hat{\mathbf{q}}_m \quad (12)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_{m,m-1}$ 为 m 时刻系统状态的一步预测值; $\mathbf{Z}_m$ 为 m 时刻的观测向量; $\mathbf{K}_m$ 为 m 时刻的卡尔曼滤波器增益; $\hat{\mathbf{q}}_m$ 为 m 时刻自适应卡尔曼滤波递推向量。

(2) 测量更新。滤波增益矩阵为

$$\mathbf{K}_m = \mathbf{P}_{m,m-1} \mathbf{H}_m^T (\mathbf{H}_m \mathbf{P}_{m,m-1} \mathbf{H}_m^T + \hat{\mathbf{R}}_m)^{-1} \quad (13)$$

式中: $\mathbf{H}_m$ 为 m 时刻的观测矩阵; $\hat{\mathbf{R}}_m$ 为量测噪声向量。

状态估计为

$$\mathbf{x}_m = \hat{\mathbf{x}}_{m,m-1} + \mathbf{K}_m (\mathbf{Z}_m - \hat{\mathbf{r}}_m) \quad (14)$$

式中: $\mathbf{x}_m$ 为 m 时刻的状态向量; $\hat{\mathbf{r}}_m$ 为 m 时刻的时变噪声估计值。

误差协方差矩阵为

$$\mathbf{P}_m = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_m \mathbf{H}_m) \mathbf{P}_{m,m-1} \quad (15)$$

式中: $\mathbf{I}$ 为单位矩阵。

在上述自适应卡尔曼滤波中, $\hat{\mathbf{q}}_m$ 、 $\hat{\mathbf{R}}_m$ 、 $\hat{\mathbf{Q}}_m$ 、 $\hat{\mathbf{r}}_m$ 由时变噪声估计器递推获得^[13]

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{r}}_{m-1} &= (1 - d_m) \hat{\mathbf{r}}_m + d_m (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}_m \mathbf{x}_{m,m-1}); \\ \hat{\mathbf{R}}_{m+1} &= (1 - d_m) \hat{\mathbf{R}}_m + d_m (\mathbf{Z}_{m+1} \mathbf{Z}_{m+1}^T - \mathbf{H}_m \mathbf{P}_{m,m-1} \mathbf{H}_m^T); \\ \hat{\mathbf{q}}_{m+1} &= (1 - d_m) \hat{\mathbf{q}}_m; \\ \hat{\mathbf{Q}}_{m+1} &= (1 - d_m) \hat{\mathbf{Q}}_m + \\ & d_m (\mathbf{K}_{m+1} \mathbf{Z}_{m+1} \mathbf{Z}_{m+1}^T \mathbf{K}_{m+1}^T + \mathbf{P}_{m+1} - \boldsymbol{\varphi}_m \mathbf{P}_m \boldsymbol{\varphi}_m^T) \end{aligned} \quad (16)$$

式中: $d_m = (1 - b) / (1 - b^{m+1})$, $0 < b < 1$, b 为遗忘因子。遗忘因子的取值对滤波具有重要意义,不恰当取值会影响姿态估计的精度甚至使滤波器发散。对于 Sage-Husa 自适应算法,遗忘因子会随着滤波深度加深而趋于常值,导致自适应算法的适应程度降低。初始遗忘因子的取值为 0.95,当滤波器进入稳态后,遗忘因子不断增大,最终接近 1。通过遗忘因子可减少前一时刻估计值对下一时刻估计值的影响,提高组合姿态估计系统的抗干扰能力。

3 实验分析

本文采用微机械传感器(XW-IMU5220)和单天线 GPS(G503)组合构成实验平台,以高精度航姿参考系统(ADU7612)为参考,验证算法的有效性。其中 XW-IMU5220 陀螺的零偏小于 $0.5^\circ/\text{s}$,加速度零偏小于 $0.005g$,可以输出频率为 100 Hz 的测量值;XW-ADU7612 以 100 Hz 的频率输出载体精确的姿态角;GPS 天线 G503 以 10 Hz 频率输出载

体的位置速度信息,其定位精度优于 10 m。实验设备安装方式和行车路线如图 2 所示,行车环境为学校训练场,存在转弯、遮挡等不同情况,可验证算法的有效性。



(a) 实验设备



(b) 行车路线

图 2 实验设备及行车路线

根据传感器的产品参数和经验值可将系统噪声方差设置为 $\sigma_r^2 = \sigma_v^2 = \sigma_\phi^2 = 10^{-8}$,系统的量测噪声方差设置为 $\bar{\sigma}_r^2 = \bar{\sigma}_v^2 = 10^{-9}$ 。由于单天线 GPS G503 和 XW-IMU5220 输出频率不同,所以在工作过程中信息融合策略为:当观测信息有效时,利用自适应卡尔曼滤波器估计值更新系统姿态、速度和位置;当观测信息无效时,卡尔曼滤波器只进行时间更新,预测并直接输出 XW-IMU5220 的估计结果,即每隔 0.01 s 进行预测,隔 0.1 s 进行更新。

图 3 显示了利用陀螺积分所得的姿态角估算值与理论值的对比,可以看出随时间增长,姿态角误差不断增大最终发散。这是由于陀螺漂移误差随着时间不断积累而引起的,因此仅利用 MEMS 传感器进行姿态解算不能获得精确的姿态角,应该增加外部辅助传感器,同时使用数据融合算法来增强姿态估算的准确性。

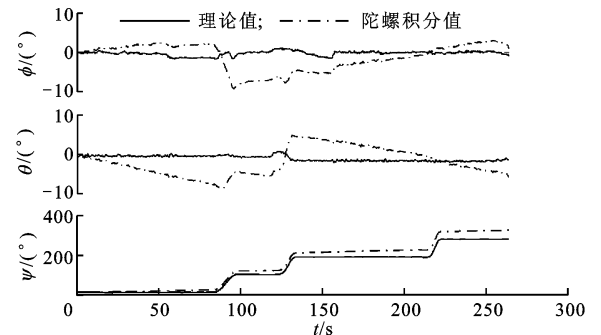


图 3 MEMS 直接积分姿态角估计值

分别利用组合姿态估计算法和传感器直接融合算法进行姿态的估算,结果如图 4、图 5 所示,由速度估计曲线可知,速度误差在 0.3 m/s 以内。因此,未加航向角辅助的组合姿态估计算法很好地满足了传统导航领域对速度等信息的需求。由姿态估算曲线可知:直接传感器融合姿态估计算法在载体直线

行驶时,具有较高的估算精度,但是在载体转弯时,俯仰角和横滚角存在最大达 9° 的误差,这是由于侧滑角等因素造成的。组合姿态估计算法的俯仰角和横滚角在多数情况下可以保持较高的输出精度,但是航向角估算存在问题,在载体匀速直线行驶时,航向角估计误差不断增大;在载体转弯时,航向角估计逐渐收敛,当转弯完毕后,航向角误差继续增大,最大累积误差值达 20° ,这是航向角的可观性依赖于载体的机动加速度而造成的。因此,只依靠组合姿态估计算法而不加外界辅助不能满足宽带移动终端天线波束指向要求。

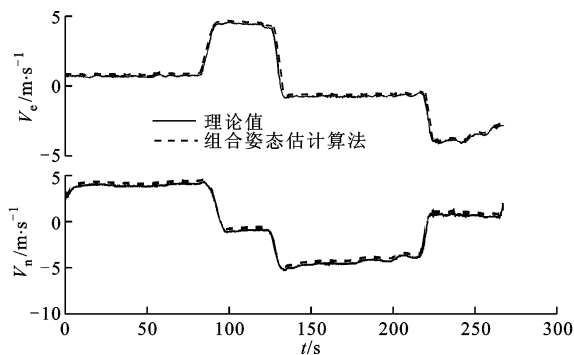


图4 组合姿态估计算法速度估计值

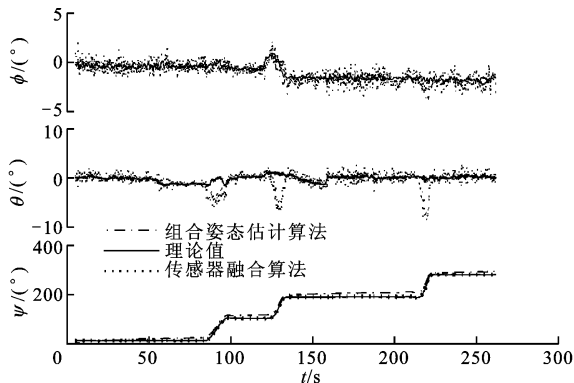


图5 2种算法的姿态角估计值对比

为解决组合姿态估计算法可观性弱的问题,利用GPS航向角辅助进行姿态角估算。航向角测量噪声大,其测量噪声方差设置为 $\sigma_\psi^2 = 10^{-5}$ 。直接使用卡尔曼滤波的估算结果如图6、图7所示,可见三维姿态角的估算精度相对无辅助的组合姿态估计算法有了很大的提高,俯仰角和横滚角估算误差均在 0.5° 以内,但是航向角在转弯时仍然存在高达 8° 的估算误差,这是由GPS航向角在转弯时存在偏流角且受多径等因素影响测量误差大引起的。因此,若要在转弯时继续使用GPS航向角作为观测量,且要达到较好的估算效果,必须加入改进算法,降低转弯时航向角测量误差对姿态角估算造成的影响。

为了解决转弯时GPS航向角测量误差大的问

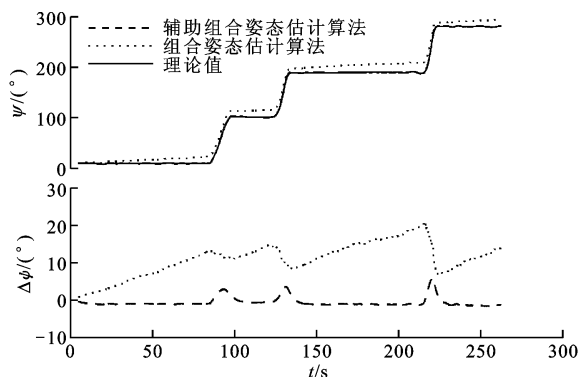


图6 2种算法的航向角及误差估计值对比

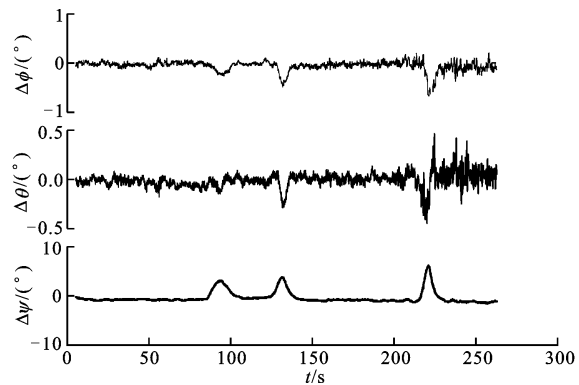


图7 航向角辅助组合姿态估计算法的姿态角误差

题,使用自适应卡尔曼滤波和增加转弯检测来增强算法的适应性,进一步提高估算精度。用于转弯检测的航向角陀螺阈值 λ 设置为 0.01 rad/s ,遗忘因子初始值设置为 0.95 。姿态估计误差如图8所示,与图7对比可得:三维姿态角的估算精度相对于GPS航向角直接辅助算法有了进一步提高,其误差均在 0.5° 以内。航向角的估算精度明显提升,最大估计误差相对于航向角直接辅助算法由最初的 8° 降低为 0.49° 。

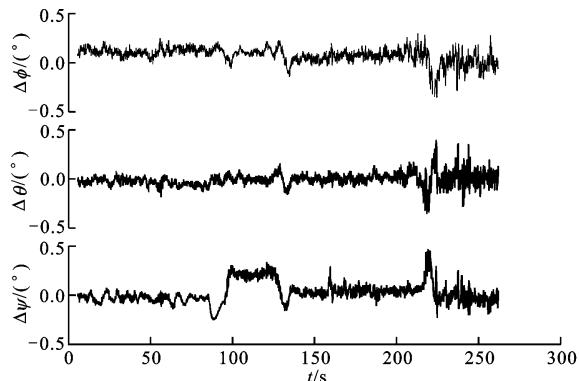


图8 自适应组合姿态估计算法的姿态角误差

为了进一步对比3种算法的估算效果,使用均方误差 E_{RMSE} 作为衡量算法的性能指标,其表达式为

$$E_{\text{RMS}} = \left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \hat{x}_i)^2 \right]^{1/2} \quad (17)$$

3 种算法的最小均方误差值对比见表 1,通过对比可以看出 3 种方案的估算精度逐次提高,最终自适应算法估算的三维姿态角的最小均方误差值均小于 0.4,相对于组合姿态估计算法和航向角直接辅助方法有了明显的提升。因此,通过对传统的组合姿态估计算法加入 GPS 航向角辅助和自适应算法,改善了航向角的可观性,有效提高了姿态角的估算精度。最终证明:组合姿态估计算法可很好地满足宽带移动卫星波束指向要求。

表 1 3 种组合姿态估计算法的最小均方误差对比

算法	$E_{\text{RMSE}}/({}^{\circ})$		
	航向角	俯仰角	横滚角
组合	30.12	3.48	3.10
辅助	8.01	0.60	0.32
自适应	0.39	0.36	0.35

4 总 结

本文提出了一种移动卫星通信系统组合姿态估计方案,解决了多传感器直接融合姿态估计在受机动加速度和侧滑角等外界干扰时估计精度差的问题。采用 GPS 航向角辅助观测的方法解决了组合姿态估计算法中航向角可观性较弱、估计精度低的问题;使用转弯判断和 Sage-Husa 自适应控制算法,降低了 GPS 测量误差对姿态估计精度的影响,增强了姿态估计的适用性,提升了姿态估计精度。实验结果表明:用于卫星动中通的组合姿态估计算法的姿态估计精度优于传感器直接融合算法,在本文仿真条件下,算法姿态估计误差可控制在 $\pm 0.5^{\circ}$ 以内,最小均方误差值小于 0.4,可充分满足低成本宽带移动卫星通信波束对准要求。

参考文献:

[1] 田方浩,姚敏立,周淑华,等. 宽带移动卫星通信系统低成本姿态估计算法 [J]. 西安交通大学学报, 2013, 47(6): 64-68.
TIAN Fanghao, YAO Minli, ZHOU Shuhua, et al. Low cost attitude estimation for broad-band mobile satellite communication System [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2013, 47(6): 64-68.

[2] OZBAY C, TETER W, HE D, et al. Design and implementation challenges in Ka/Ku dual-band SATCOM-on-the-move terminals for military applications [C] // Proceedings of IEEE Military Communications Conference, 2006. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2006: 1-7.

[3] WANG J H, GAO Y. Land vehicle dynamics-aided inertial navigation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2010, 46(4): 1638-1653.

[4] 沈晓卫,姚敏立,李琳琳,等. 宽带移动卫星通信低成本组合姿态确定算法 [J]. 西安交通大学学报, 2011, 45(6): 64-68.
SHEN Xiaowei, YAO Minli, LI Linlin, et al. A hybrid attitude determination method with low cost for broadband mobile satellite communication [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2011, 45(6): 64-68.

[5] 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.

[6] LEE M H, PARK W C, LEE K S, et al. Observability analysis techniques on inertial navigation systems [J]. Journal of System Design and Dynamics, 2012, 6(1): 28-44.

[7] WU Zongwei, YAO Minli, MA Hongguang, et al. Improving accuracy of the vehicle attitude estimation for low-cost INS/GPS integration aided by the GPS-measured course angle [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2013, 14(2): 553-564.

[8] CRASSIDIS J L, MARKLEY F L, CHENG Y. Survey of nonlinear attitude estimation methods [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(1): 12-28.

[9] 张天光,王秀萍,王丽霞,等. 捷联惯性导航技术 [M]. 北京:国防工业出版社,2007:27-31.

[10] GOSHEN-MESKIN D, BAR-ITZHACK I Y. Unified approach to inertial navigation system error modeling [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(3): 648-653.

[11] NOURELDIN A, KARAMAT T B, EBERTS M D, et al. Performance enhancement of MEMS-based INS/GPS integration for low-cost navigation applications [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2009, 58(3): 1077-1096.

[12] DAILY R, BEVLY D M. The use of GPS for vehicle stability control systems [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2004, 51(2): 270-277.

[13] 付梦印,邓志红,闫莉萍,等. Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用 [M]. 北京:科学出版社,2010:111-112.

(编辑 刘杨)