

移动卫星通信自适应 UKF 组合导航姿态估计算法

赵建伟^a, 贾维敏^a, 金伟^a, 田方浩^b, 熊雄^b
(第二炮兵工程大学, a. 907 教研室; b. 403 教研室, 西安 710025)

摘要: 为解决组合导航姿态估计航向角可观性弱, 姿态估计精度低、易发散的问题, 提出了一种单基线 GPS 辅助观测的组合导航姿态估计算法, 通过四元数与修正的 Rodrigues 参数相互切换避免了四元数加权均值计算和协方差奇异问题, 确保了四元数的规范化; 通过有效利用单基线 GPS 航向角辅助观测, 改善航向角的可观性, 提高了三维姿态角的估计性能; 通过使用开关自适应 UKF 算法, 提高了算法的适用性和姿态估计的精度。实验结果证明, UKF 姿态估计的精度优于 EKF, 最终三维姿态角的最小均方误差均在 0.36° 以内, 估计误差均在 0.5° 以内, 满足了宽带移动卫星通信的波束指向要求。

关键词: 卫星通信; 组合导航; 姿态估计; 开关自适应; UKF

中图分类号: TN927 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2015)03-0020-06

A Low-Cost Attitude Estimation Algorithm Based on Integrated Navigation by UKF for Satcom-on-the-Move

ZHAO Jian-wei^a, JIA Wei-min^a, JIN Wei^a, TIAN Fang-hao^b, XIONG Xiong^b
(The Second Artillery Engineering University, a. Staff Room 907; b. Staff Room 403, Xi'an 710025, China)

Abstract: To solve the problems of low yaw observability, low attitude estimation precision, and easily diverged estimated angles in the integrated navigation, a low-cost attitude estimation algorithm based on the integrated navigation aided by the yaw of the single baseline GPS is proposed. The model adopts integrated navigation estimation model with 9 states as the system states. A method of conversion between the quaternion and the Rodrigues parameters is adopted to avoid the weighted average calculation of the quaternion and the single covariance. A method of assisted GPS track angle is proposed to improve the observability of yaw angle and the performance of the algorithm. An adaptive UKF is proposed to improve the applicability of the algorithm and overcome the low precision and easily diverging problems of the EKF. As a result, accurate and real-time attitude estimation is eventually realized. The precision of the algorithm is higher than that of the EKF. The maximum estimation error is within 0.5° , and the RMS of attitude estimation values are less than 0.36° , which meets the requirement of the beam alignment for Mobile Satellite Communications.

Key words: satellite communication; integrated navigation; attitude estimation; switch adaptive; UKF

0 引言

卫星动中通 (Satcom-on-the-Move, SOTM) 系统是一种基于固定卫星服务频段的移动卫星通信系统, 能够真正实现超视距、宽带、移动通信, 具有覆盖区域广、不受地形地域限制、传输线路稳定可靠等优点, 在应急通

信和突发现场的指挥通信中得到了广泛的应用^[1]。低成本是动中通发展的重要趋势, 目前国内外大都采用微机械 (Micro Electro Mechanical System, MEMS) 传感器代替高精度惯性器件来降低动中通系统成本^[2]。虽然 MEMS 传感器成本低, 但是其输出存在不确定性误差, 需要采用外界辅助校正手段并和有效的姿态估计算法相结合, 提高姿态估计的准确性, 基于微机械惯性传感器的姿态稳定系统已经成为当前研究的热点和难点^[3]。

GPS 可以为用户提供全天候、全时间、连续的位

收稿日期: 2014-04-18 修回日期: 2014-05-19

基金项目: 国家自然科学基金 (61179005)

作者简介: 赵建伟 (1989—), 男, 山东济南人, 硕士生, 研究方向为宽带移动卫星通信与智能天线技术。

置、速度和时间信息,使用 GPS 作为辅助传感器可以充分发挥 MEMS 传感器短期精度高、不受外界干扰和 GPS 长期精度高的优点,克服了 MEMS 传感器长期精度低和 GPS 动态性能较差、易受干扰的缺点^[4-5];文献[6]研究了基于传感器融合的姿态估计算法,通过自适应算法融合单基线 GPS 和微机械陀螺、加速度计输出信息,减小机动加速度和侧滑角等外界因素对姿态估计的影响,在载体高动态情况下,姿态估计的精度较低,无法满足需求;文献[7]提出了一种航迹角辅助组合姿态估计算法,通过外界航向角辅助观测,提高了姿态估计精度,但是在转弯和 GPS 信号受遮挡情况下,姿态估计误差较高。

本文提出一种自适应无迹卡尔曼滤波(Unsensed Kalman Filter, UKF)组合导航姿态估计算法,建立了以位置、速度和姿态误差角为状态量的组合导航模型,使用四元数与修正的 Rodrigues 参数相互切换的表示方法进行姿态估计,通过 GPS 航向角辅助观测改善航向角的可观性,提高航向角的估计性能;通过使用自适应 UKF 克服扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)姿态估算误差大、易发散的缺点,提高了系统的适用性和姿态角的估计精度。

1 坐标系及姿态表示方法

选取北东地坐标系 $o_e x_e y_e z_e$ 作为地理坐标系,载体坐标系 $o_g x_g y_g z_g$ 的 x, y, z 轴分别指向载体的前方、右方和正下方, λ, φ 分别为载体的经度和纬度,见图 1。

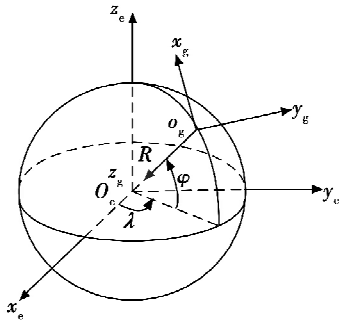


图1 坐标系示意图

Fig.1 The reference frame

姿态的表示有多种方法,如欧拉角法、方向余弦法、四元数法和罗德里格斯参数法等。四元数法只需要解4个微分方程,不涉及三角函数运算,计算量小,是姿态控制领域广泛应用的姿态描述参数。

四元数定义为

$$q = [\rho^T \quad q_4]^T \quad (1)$$

式中, $\rho = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]$ 。

由于四元数用四维向量来表示三维姿态角,因此,

四元数4个元素间不是相互独立的。此外,四元数必须满足单位化限制 $qq^T = 1$,存在加权均值计算和协方差奇异问题,会给姿态估计造成影响^[8],此问题可以通过四元数与修正的 Rodrigues 参数相互切换来解决。

由四元数表示的姿态矩阵为

$$A(q) = \Xi^T(q)\psi(q) \quad (2)$$

$$\text{式中: } \Xi^T(q) = \begin{bmatrix} q_4 I_{3 \times 3} + [\rho \times] \\ -\rho^T \end{bmatrix};$$

$$\psi(q) = \begin{bmatrix} q_4 I_{3 \times 3} - [\rho \times] \\ -\rho^T \end{bmatrix}。$$

四元数的运动学方程为

$$\dot{q}(t) = \frac{1}{2} \Xi^T[q(t)] \omega(t) \quad (3)$$

式中, $\omega(t)$ 为欧拉角速率。

误差四元数定义为 $\delta q = [\delta \rho^T \quad \delta q_4]^T$,可用修正的罗德里格斯参数(Modified Rodrigues Parameters, MRPs)代替为^[9]

$$\delta p = f \frac{\delta \rho^T}{a + \delta q_4} \quad (4)$$

式中: a 为取值为(0 1)的参数; f 为比例因子,当 $a = 0, f = 1$ 时,式(4)表示吉布斯向量,当 $a = 1, f = 1$ 时,式(4)为标准 MRPs 向量。对于小的旋转误差,方差的姿态角向量部分与姿态角的误差有关系。当 $f = 2(a + 1)$ 时,对于小角度 $\|\delta p\| = \theta$ 。

综上所述,通过四元数与 MRPs 相互切换解决了四元数加权均值计算和协方差奇异问题,提高了姿态估计的稳定性。

2 组合导航姿态估计模型的建立

为降低系统实现的复杂程度,采用位置和速度的松组合模式,这种模式有两个优点:1) 动中通姿态估计系统工程实现容易,组合导航算法的计算量小、实时性好;2) GPS 和 INS 两个系统保持独立工作,当其中某个系统出现故障时,系统可继续保持工作,有效地保证了算法的连续性。

选取惯性导航系统的基本方程和四元数随时间的更新方程作为系统方程,即

$$\dot{q}(t) = \frac{1}{2} \Xi^T[q(t)] \omega(t) \quad (5)$$

$$\begin{cases} \dot{\lambda} = \frac{v_N}{R_\lambda + h} \\ \dot{\phi} = \frac{v_E}{(R_\varphi + h) \cos \lambda} \\ \dot{h} = -v_D \end{cases} \quad (6)$$

$$\dot{v}_N = - \left[\frac{v_E}{(R_\varphi + h) \cos \lambda} + 2\omega_e \right] v_E \sin \lambda + \frac{v_D v_N}{R_\lambda + h} + a_N \quad (7)$$

$$\dot{v}_E = - \left[\frac{v_E}{(R_\varphi + h)\cos \lambda} + 2\omega_e \right] v_N \sin \lambda + \frac{v_D v_N}{R_\varphi + h} + 2\omega_e v_E v_D \cos \lambda + a_E \quad (8)$$

$$\dot{v}_D = - \frac{v_E^2}{R_\varphi + h} - \frac{v_N^2}{R_\lambda + h} - 2\omega_e v_E \cos \lambda + g + a_D \quad (9)$$

组合导航的量测量为 GPS 位置和速度信息,因此,观测量为

$$Z = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{GPS} \\ \mathbf{V}_{GPS} \end{bmatrix} \quad (10)$$

量测方程为

$$z_k = \mathbf{H}_k x_k + e_k \quad (11)$$

式中: \mathbf{H}_k 为量测矩阵; e_k 为量测噪声。

系统的可观性是考察卡尔曼滤波器性能的重要方法,对于一个完全可观测的系统,状态估计的效果取决于系统噪声和测量噪声;然而对于状态不可观测的系统,即使噪声的影响很小甚至可以忽略时,仍然得不到状态的精确估计。由组合导航姿态估计的速度误差方程可知,横滚角和俯仰角可以通过位置和速度信息间接可观,而航向角的可观性取决于载体的机动特性。因此,组合导航姿态估计航向角可观性弱,姿态角估计精度低、易发散,仅使用组合导航算法无法获得精确的姿态角估计值。

单基线 GPS 在路况较好的情况下可以提供精确的航向信息^[10],因此,当单基线 GPS 有效时,可以利用单基线 GPS 航向角作为外部观测量,改善航向角的可观性,提高航向角的估计精度。此时观测量变为

$$Z' = [\mathbf{R}_{GPS} \quad \mathbf{V}_{GPS} \quad \psi]^T \quad (12)$$

3 算法实现

3.1 开关自适应 UKF 组合姿态估计算法

单基线 GPS 对空视环境提出了严格要求,当移动卫星地球站在行驶过程中 GPS 信号受到遮挡时,单基线无法输出精确的航向角。若单基线 GPS 中的一个 GPS 天线可以输出速率信息,此时,可以利用单天线 GPS 的航迹角进行辅助,航迹角 ψ_v 为^[10]

$$\psi_v = \arctan\left(\frac{v_E}{v_N}\right) \quad (13)$$

式中, v_E, v_N 是测得的东向速度和北向速度。

在载体直线行驶时,单天线 GPS 测量得到的航迹角与载体的航向角一致,但是当载体转弯时,侧滑角会对航向角估计值产生干扰,使得航迹角与真实航向角之间产生偏差,此时,不可以使用单基线 GPS 的航迹角作为辅助手段,当检测到载体转弯时,可以通过陀螺积分短时间维持姿态角的有效输出。综上所述,根据

GPS 的使用特点和移动卫星地球站载体的行驶路况,设计自适应组合导航算法,判断规则为:

- 1) $n_{GPS} \begin{cases} \geq \lambda & \psi_{GPS} \text{ 辅助} \\ < \lambda & \psi_v \text{ 辅助} \\ \text{信号无效} & \text{陀螺积分} \end{cases};$
- 2) $\sigma_\psi^2 = \lambda \cdot \sigma_{\psi_v}^2, \lambda = \begin{cases} 1 & |\omega_z| \leq a \\ \infty & |\omega_z| > a \end{cases}$ 。

当单基线 GPS 收星数目大于等于 6,即能够提供航向信息时,算法通过单基线 GPS 航向角辅助进行姿态估计;当单基线 GPS 收星数目大于等于 4 小于 6 时,即单基线 GPS 不能提供航向信息时,利用 GPS 航迹角辅助观测;当单基线输出信息全部无效时,利用陀螺的短时精度保持系统的有效输出,系统的原理如图 2 所示。

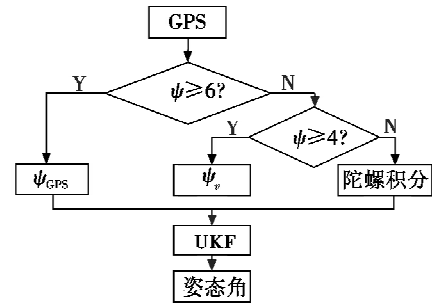


图2 单基线 GPS 辅助组合导航原理图

Fig. 2 Flow chart of the integrated navigation aided by single baseline GPS

3.2 参数切换 UKF 组合姿态估计算法

EKF 是姿态估计领域应用最为广泛、最为成熟的非线性滤波方法,但是其存在线性化误差,且当线性化假设不成立或初始误差较大时,滤波器性能会下降甚至发散。此外,EKF 需要计算状态方程的雅可比矩阵,计算复杂、不易实现。UKF 是一个以最优高斯近似的卡尔曼滤波器架构为基础所发展的递归式最小均方根误差估计器,估计精度高,无需计算雅可比矩阵,计算量适中,满足动中通天线波束指向要求,因此选取 UKF 作为姿态估计算法。

UKF 滤波算法是基于 UT 变换的卡尔曼滤波算法,其基本思想是用一定数量的样本通过 UT 去近似系统的真实分布,由被估计量的先验均值和方差产生一批离散的、与被估计量具有相同的概率统计的采样点,经过非线性变换后,生成后验的均值和方差,基于参数切换的组合导航采用 UKF 算法,步骤如下。

- 1) 初始化。

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_0 = E[\hat{\mathbf{X}}_0] \\ \mathbf{P}_0 = E[(\mathbf{X}_0 - \hat{\mathbf{X}}_0)(\mathbf{X}_0 - \hat{\mathbf{X}}_0)^T] \end{cases} \quad (14)$$

- 2) 时间更新。

$$\text{定义 } \chi_k(0) = \hat{x}_k^+ = \begin{bmatrix} \delta \hat{s}_k^+ \\ \hat{p}_k^+ \\ \hat{v}_k^+ \end{bmatrix}, \chi_k(i) = \begin{bmatrix} \chi_k^{bs}(i) \\ \chi_k^p(i) \\ \chi_k^v(i) \end{bmatrix}。 \text{ 其}$$

中: $i=0, \dots, 2n$; $\delta \hat{s}_k^+$ 是罗德里格斯误差向量, 用以传播和更新四元数。

$$\begin{cases} \sigma_k \rightarrow 2n \pm \sqrt{(n+\lambda)[P_k^+ + \bar{Q}_k]} \\ \chi_k(0) = \hat{x}_0^+ \\ \chi_k(i) = \sigma_k(i) + \hat{x}_k^+ \end{cases}。 \quad (15)$$

状态变量进行时间更新时, 包含了四元数的更新, 因此首先将 Sigma 点分为 MRPs 和位置、速度两部分, 利用 MRPs 得到相关的误差四元数为

$$\delta q_k^+(i) = [\delta \rho_k^{+T}(i) \quad \delta q_{4k}^{+T}(i)]^T \quad (16)$$

式中:

$$\delta q_{4k}^{+T}(i) = \frac{-a \|\chi_k^{sp}(i)\|^2 + f \sqrt{f^2 + (1-a^2) \|\chi_k^{sp}(i)\|^2}}{f^2 + \|\chi_k^{sp}(i)\|^2};$$

$\delta \rho_k^+(i) = f^{-1} [a + \delta q_{4k}^{+T}(i)] \chi_k^{sp}(i), i=1, 2, \dots, 2n$ 。从误差四元数得到 Sigma 点四元数, 即为系统的状态量

$$\begin{cases} \hat{q}_k^+(0) = \hat{q}_k^+ \\ \hat{q}_k^+(i) = \delta q_k^{+T}(i) \otimes \hat{q}_k^+ \quad i=1, 2, \dots, 2n \end{cases} \quad (17)$$

四元数实时更新, 一步递推

$$\hat{q}_{k+1}^-(i) = \Omega[\omega_k^+(i)] \hat{q}_k^+(i) \quad (18)$$

得到更新的误差四元数为

$$\begin{cases} \delta q_{k+1}^-(i) = \hat{q}_{k+1}^-(i) \otimes [\hat{q}_{k+1}^-(0)]^{-1} \\ \delta q_{k+1}^-(i) = [\delta \rho_{k+1}^-(i) \quad \delta q_{4k+1}^-(i)]^T \end{cases} \quad (19)$$

将四元数转换为 MRPs

$$\begin{cases} \chi_{k+1}^{sp}(0) = 0 \\ \chi_{k+1}^{sp}(i) = f \frac{\delta \rho_{k+1}^-(i)}{a + \delta q_{4k+1}^-(i)} \\ \chi_{k+1}^\beta(i) = \chi_k^\beta(i) \end{cases} \quad (20)$$

状态一步预测

$$\begin{cases} \hat{x}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i^m \xi_{k|k-1}^i \\ \hat{x}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i^m \xi_{k|k-1}^i \end{cases} \quad (21)$$

一步预测方差为

$$P_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i^c (\xi_{k|k-1}^i - \hat{x}_{k|k-1}) (\omega_i^c \xi_{k|k-1}^i - \hat{x}_{k|k-1})^T + Q_{k-1}。 \quad (22)$$

3) 量测更新。

$$\begin{cases} S_k^{(i)} = h_k(\eta_k^{(i)}) \quad i=1, 2, \dots, 2n \\ \hat{z}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(m)} S_k^{(i)} \\ P_{zk} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(c)} (S_k^{(i)} - \hat{z}_{k|k-1}) (S_k^{(i)} - \hat{z}_{k|k-1})^T \\ P_{\tilde{z}_k \tilde{z}_k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(c)} (\eta_k^{(i)} - \hat{x}_{k|k-1}) (S_k^{(i)} - \hat{z}_{k|k-1})^T \end{cases} \quad (23)$$

滤波增益

$$K_k = P_{\tilde{z}_k \tilde{z}_k} P_{\tilde{z}_k}^{-1} \quad (24)$$

状态更新

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_{k|k-1}) \quad (25)$$

状态误差方差

$$P_{k|k} = P_{k|k-1} - P_{\tilde{z}_k \tilde{z}_k} P_{\tilde{z}_k}^{-1} (P_{\tilde{z}_k \tilde{z}_k})^T。 \quad (26)$$

4 实验分析

为验证算法的有效性, 选取北京星网宇达科技开发公司的惯性测量单元 XW-IMU5220 和 GPS 定位定向模块 XW-ADU3601 作为实验平台, 同时将高精度姿态方位组合导航系统 XW-ADU7612 作为验证算法的基准。XW-ADU3601 由两个 GPS 接收机和以嵌入式处理器为核心的计算机组成, 既可以独立使用也可以与其他的系统联合使用, 其给出的速度精度小于 0.02 m/s。惯性测量单元 XW-IMU5220 产品选用低成本高可靠性的微机械惯性器件, 由 3 个微机械陀螺和 3 个微机械加速度计组成, 可实现对载体角运动、线运动的实时测量, 以 100 Hz 的数据更新速率稳定地输出加速度值和角速率值。

选择乡村土石路进行实验, 移动卫星通信载体的姿态的动态变化范围大, 车辆行驶机动状况复杂, 存在载体的强机动加减速、转弯等各种突发干扰因素, 可以验证算法的有效性。实验载体及设备安装如图 3 所示。



图3 实验设备及行驶路线卫星图像

Fig. 3 Laboratory equipment and its routine

GPS 收星数目见图 4。GPS 定位定向模块 XW-ADU3601 收星数目均在 5 颗以上。由实际跑车经验得知: XW-ADU3601 收星数目大于等于 6 时, 可以输出航向角; 当收星数目大于等于 4 时, 可以输出 GPS 航迹角; 当收星数目小于 4 时, 无法利用 GPS 的测量信息。因此, 可以充分利用单基线 GPS 定位定向模块的输出数据, 通过组合导航算法得到姿态角的估计值。直接使用基于 EKF 的组合导航算法的实验结果见图 5 ~ 图 7。

由图 5 可知, 组合导航算法可以得到准确的速度估计值。但是由姿态估计曲线图 6 和图 7 可知: 受组合导航航向角可观性低的影响, 在载体直线行驶时, 航向角的估计误差不断增大, 当载体转弯时航向角估计

值趋于收敛,估计误差降低,但是转弯结束后,估计误差继续增长,航向角的最大估算误差达 12° ,无法满足宽带移动卫星通信波束指向的要求。在多数情况下,组合导航算法俯仰角和横滚角输出精度在 0.5° 以内,然而受三维姿态角的耦合作用影响,在转弯时水平姿态角估计误差增大,俯仰角最大误差达 1.5° ,横滚角最大误差达 0.9° 。因此,仅使用组合导航算法无法得到精确的航向角估计值。

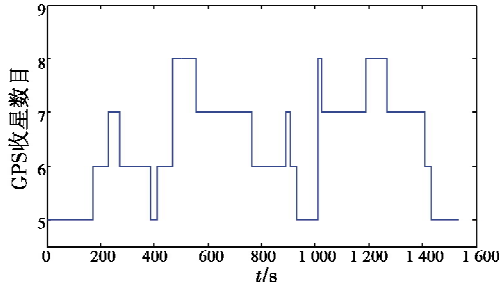


图4 GPS收星数目

Fig. 4 The number of receive satellites GPS

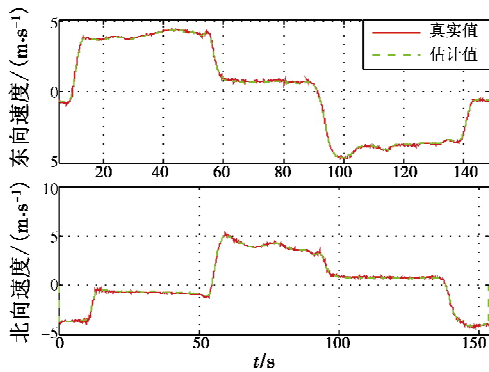


图5 速度估计曲线

Fig. 5 The value of velocity estimation

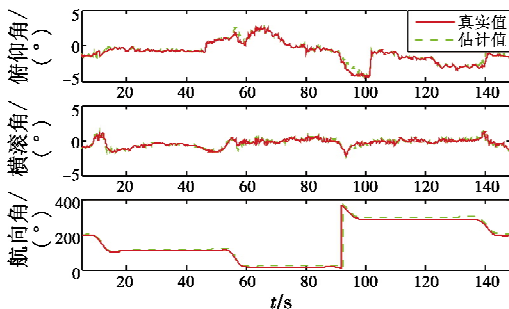


图6 组合导航姿态估计曲线

Fig. 6 The estimated attitude of integrated navigation

在原组合导航算法的基础上增加对单基线GPS输出信息的观测,根据GPS的输出信息和载体的行驶状况,通过参数切换的自适应EKF辅助组合导航算法进行姿态估计,姿态估计的输出结果如图8和图9所示,可以看出通过增加航向角辅助,三维姿态角的估计精度都有了很大的提高,其中,俯仰角和横滚角的估计

误差均在 0.5° 以内,但是航向角的估计误差仍然不理想,最大估计误差为 3.9° ,为了进一步提高姿态的估计精度,使用UKF算法进行姿态估计,实验结果如图8、图10和图11所示。

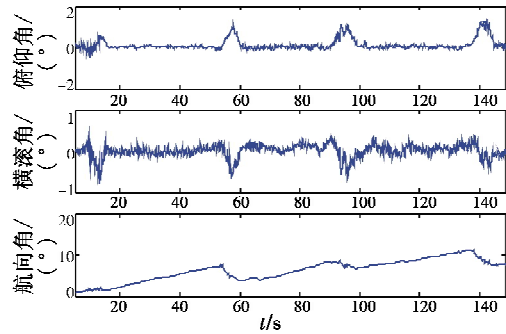


图7 组合导航姿态估计误差曲线

Fig. 7 The error of the estimated attitude

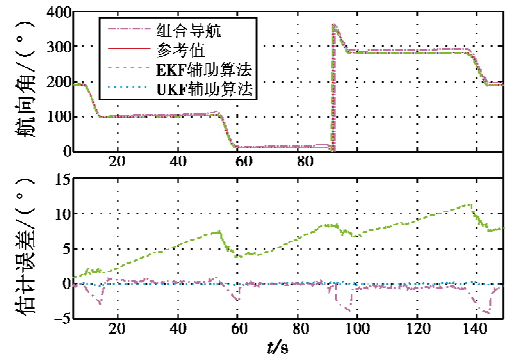


图8 航向角及其误差估计曲线

Fig. 8 Yaw and its estimation error

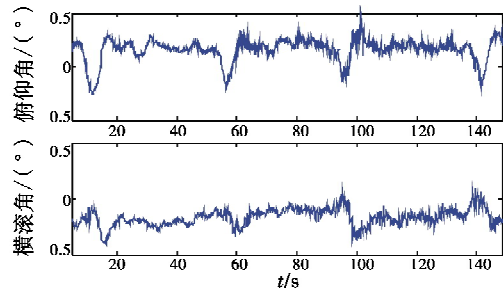


图9 估计误差曲线

Fig. 9 The error of the estimated attitude

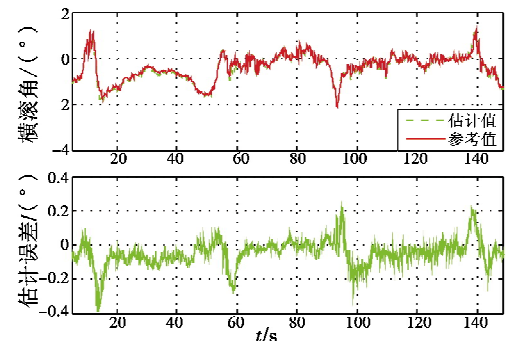


图10 横滚角及其误差估计曲线

Fig. 10 Roll angle and its estimation error

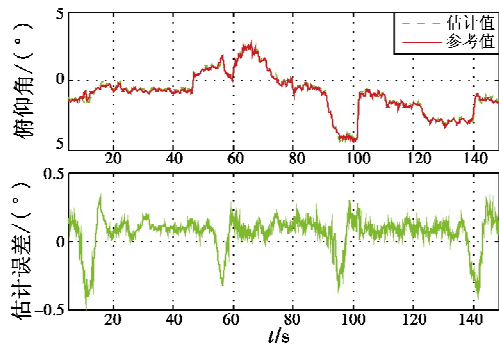


图11 俯仰角及其误差估计曲线

Fig. 11 Pitch angle and its estimation error

由姿态估计的结果可以看出,UKF对于非线性系统具有更高的姿态估计精度,三维姿态角的估计误差均在 0.5° 以内,在本实验条件下,完全满足移动卫星通信的波束对准需求。为了进一步对比3种算法的性能,它们的最小均方误差(RMSE)结果对比如表1所示。由RMSE对比可知,通过单基线GPS的辅助和自适应UKF姿态估计算法,姿态估计结果的精度有了很大提升,UKF算法的三维姿态角的最大RMSE为 0.357° ,最大的姿态角估计误差为 0.4° ,算法很好地满足了宽带移动卫星通信波束对准的需求。

表1 RMSE对比

Table 1 The RMSE of attitude angles ($^\circ$)

	组合导航	EKF	UKF
航向角	169.7	5.7	0.357
俯仰角	11.7	0.64	0.249
横滚角	9.3	0.52	0.24

5 结束语

本文提出了一种自适应UKF组合导航姿态估计算法,建立了以位置、速度和姿态误差角为状态量的9状态组合导航姿态估计模型,通过四元数与修正的Rodrigues参数相互切换的方法进行姿态估计,解决了四元数加权均值计算和协方差奇异问题,确保了四元数的规范化;航向角辅助观测改善了航向角的可观性,提高了三维姿态角的估计性能;自适应UKF算法进一步提高了姿态角的估算精度,行车实验证明,算法的姿态角估计精度高、适用性强,满足宽带移动卫星通信波束指向要求。

参考文献

- [1] 闫林波,贾维敏,姚敏立,等.基于扩展卡尔曼滤波的动中通低成本姿态估计[J].电光与控制,2013,20(7):53-57. (YAN L B, JIA W M, YAO M L, et al. Low-cost attitude estimation based on extended Kalman filter for satcom-on-the-move [J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(7):53-57.)
- [2] JUNG Y B, EOM S Y, JEON S I. Novel antenna system design for satellite mobile multimedia service[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2010, 59(9):4237-4247.
- [3] NOURELDIN A, EL-SHAFIE A, BAYOUMI M. GPS/INS integration utilizing dynamic neural networks for vehicular navigation[J]. Information Fusion, 2011, 12(1):48-57.
- [4] WU Z W, YAO M L, MA H G, et al. Low-cost antenna attitude estimation by fusing inertial sensing and two-antenna GPS for vehicle-mounted satcom-on-the-move [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2013, 62(3):1084-1096.
- [5] GEBRE-EGZIABHER D, HAYWARD R C, POWELL J D. Design of multi-sensor attitude determination systems[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2004, 40(2):627-649.
- [6] HONG S, LEE M H, CHUN H H, et al. Observability of error states in GPS/INS integration [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2005, 54(2):731-743.
- [7] WU Z W, YAO M L, MA H G, et al. Low-cost attitude estimation with MIMU and two-antenna GPS for satcom-on-the-move [J]. GPS Solutions, 2013, 17(1):75-87.
- [8] 伍宗伟,姚敏立,马红光,等.移动卫星通信低成本多传感器融合姿态估计方法[J].西安交通大学学报,2012,46(12):55-61. (WU Z W, YAO M L, MA H G, et al. An attitude estimation method using multi-sensor fusion for low-cost mobile satellite communication [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2012, 46(12):55-61.)
- [9] 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]//Military Communications Conference, MILCOM:IEEE, 2006:1-7.
- [10] 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 X W, YAO M L, LI L L, 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.)

欢迎订阅 欢迎刊登广告