

引用格式: WANG Yu, JIANG Wei-jiao. High Precision Attitude Determination Method for Star Camera Based on UKF[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2020, 49(1): 0128001
王昱, 蒋唯娇. 基于 UKF 的恒星相机高精度姿态确定方法[J]. 光子学报, 2020, 49(1): 0128001

基于 UKF 的恒星相机高精度姿态确定方法

王昱^{1,2}, 蒋唯娇³

(1 西安测绘研究所, 西安 710054)

(2 地理信息工程国家重点实验室, 西安 710054)

(3 西安电子科技大学 通信工程学院, 西安 710071)

摘 要: 为进一步提升姿态确定的精度和稳定性, 首先分析了恒星相机和陀螺联合定姿的基本原理, 然后选用误差四元数作为状态变量, 推导了基于无迹卡尔曼滤波的恒星相机和陀螺联合定姿的算法. 针对恒星相机、陀螺敏感器精度要求高的特点, 仿真了多种精度的恒星相机数据和陀螺数据进行无迹卡尔曼滤波定姿试验, 并与扩展卡尔曼滤波定姿试验结果进行了比较. 试验表明无迹卡尔曼滤波定姿方法有效可靠、适用性强, 可以有效提高恒星相机的姿态确定精度, 三轴精度较扩展卡尔曼滤波算法提高约 10% 到 20%.

关键词: 恒星相机; 陀螺; 姿态确定; 无迹卡尔曼滤波; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: P228

文献标识码: A

doi: 10.3788/gzxb20204901.0128001

High Precision Attitude Determination Method for Star Camera Based on UKF

WANG Yu^{1,2}, JIANG Wei-jiao³

(1 *Xi'an Research Institute of Surveying and Mapping, Xi'an 710054, China*)

(2 *State Key Laboratory of Geo-information Engineering, Xi'an 710054, China*)

(3 *School of Communication Engineering, Xidian University, Xi'an 710071, China*)

Abstract: In order to enhance the accuracy and the stability of attitude data, the basic attitude determination principle of star camera and gyroscope sensor was analyzed, and the attitude determination algorithm of star camera and gyroscope based on Unscented Kalman Filter (UKF) was derived with the error quaternion as the state variables. Because of the high-precision characteristics of star camera and gyroscope sensor, the UKF attitude determination experiments were carried out with the simulative star camera and gyroscope data of various precision, and were compared with the Extended Kalman Filter (EKF) attitude determination experiments. The results show that the UKF algorithm is effective and reliable, the attitude determination accuracy of star camera is effectively improved and the tri-axis accuracy is increased by about 10% to 20%.

Key words: Star camera; Gyroscope; Attitude determination; Unscented Kalman filter; Extend kalman filter

OCIS Codes: 280.0280; 120.0120; 120.0280; 120.2440

0 引言

测绘卫星具有获取地理空间信息速度快, 成本相对较低, 且不受区域限制等优势, 因此一直受到各国的

基金项目: 国防科技重点实验室基金(No.6142411184413)

第一作者: 王昱(1972—), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为摄影测量与遥感及卫星姿态确定技术. Email: 2624206727@qq.com

收稿日期: 2019-07-25; 录用日期: 2019-10-24

<http://www.photon.ac.cn>

高度重视.依据国防建设及社会发展对地理空间信息的需求,精确测绘(1…1万以及更大比例尺)是航天测绘的主要任务内容之一.要实现精确测绘的目标,高精度的姿态信息获取至关重要^[1].国外的 GeoEye 卫星、ALOS 卫星姿态处理精度都已经达到 0.4"、0.7"^[2-3].我国与国外同类测绘卫星的姿态确定精度相比仍存在一定差距,主要原因在于硬件设备及姿态确定算法两方面.硬件设备方面,目前美欧等国的商业遥感卫星上配置的姿态敏感器可达到亚角秒级精度,而我国的测绘卫星定姿精度只能达到 3"~5",与国外相比存在一个量级的差距,这是制约卫星姿态确定精度的重要因素^[4-5].姿态确定算法方面,国外技术研究深入,特别是在恒星相机和陀螺联合处理方面,已经达到成熟应用水平,我国目前还处在算法研究阶段,在实际处理过程中应用不多.未来我国发展的测绘卫星有望采用两线阵 CCD 相机方案,配有分别测定三个角元素的恒星相机,恒星相机焦距比通常的星敏约大一倍,测角精度可达 0.5"^[6],同时卫星配备了高精度陀螺,以期获得更好的姿态确定精度.本文关于恒星相机和陀螺联合处理算法的研究将对保证和提高下一代测绘卫星的姿态确定精度发挥支撑作用.

恒星相机和陀螺作为高精度姿态敏感器件,可联合构建为姿态确定系统应用于航天领域.恒星相机可输出高精度姿态四元数信息,精度高,但是频率较低;陀螺可以实时提供角速度信息,频率高、自主性强、不受外界影响,但是存在漂移,角速度误差随着时间不断积累.二者联合处理可以获取高精度高频率的姿态信息,是测绘卫星实现高精度定位的基础.

恒星相机与陀螺联合定姿的主要思想是利用滤波器进行恒星相机与陀螺数据的融合,滤波器的设计对于获取高精度的姿态信息至关重要,其算法属于姿态确定领域中的状态估计算法,主要包括线性卡尔曼滤波算法^[7-9]、扩展卡尔曼滤波算法^[10-11]、无迹卡尔曼滤波算法^[12-13]等.线性卡尔曼滤波器在线性和高斯条件下对于状态的估计是线性无偏且方差最小的;扩展卡尔曼滤波是一种基于卡尔曼滤波理论的非线性滤波算法,其本质是将非线性系统进行线性化处理.扩展卡尔曼滤波算法忽略了泰勒展开的高阶信息,故只适用于弱非线性系统,在处理非线性较强的系统时会导致滤波精度下降甚至发散;无迹卡尔曼滤波方法是利用确定的离散采样点直接逼近状态的后验分布方法对非线性滤波进行估计.国内外研究人员在航天器姿态确定领域开展了大量的研究^[14-16].

本文首先分析了无迹卡尔曼滤波基本原理,然后选用误差四元数作为状态变量,推导了基于 UKF 的恒星相机和陀螺联合定姿的状态方程和量测方程.针对测绘卫星配置恒星相机精度高、陀螺敏感器瞬时精度要求高的特点,仿真了多种精度的恒星相机与陀螺数据,进行了 UKF 定姿试验,并与 EKF 定姿试验结果进行了比较.试验表明 UKF 定姿方法有效可靠、适用性强,三轴精度较 EKF 方法可提高约 10%至 20%,在测绘卫星领域具有较好的应用前景.

1 无迹卡尔曼滤波

1.1 UT 变换

UT 变换^[17](Unscented Transform),又称无迹变换,基本原理是首先在原状态分布中按某一规则选取一些采样点,使这些采样点的均值和协方差等于原状态分布的均值和协方差;然后将采样点代入非线性函数中,得到相应的非线性函数值,求取这些非线性函数值的均值和协方差.考虑非线性离散系统如下

$$\begin{cases} \mathbf{x}_k = f(\mathbf{x}_{k-1}) + \mathbf{w}_{k-1} \\ \mathbf{z}_k = h(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (1)$$

式中, \mathbf{x}_k 为 k 时刻的离散状态变量; \mathbf{z}_k 为 k 时刻的量测值; f 为非线性系统函数; h 为非线性量测函数; \mathbf{w}_k 为离散过程噪声, $\mathbf{w}_k \sim N\{0, \mathbf{Q}_k\}$; \mathbf{v}_k 为离散量测噪声, $\mathbf{v}_k \sim N\{0, \mathbf{R}_k\}$.已知状态估计初值 $\hat{\mathbf{X}}_0$ 及其均方误差矩阵 \mathbf{P}_0 .

UT 变换通过构造一组 $2n+1$ 个西格马(Sigma)点集 χ_{k-1}^i 及其相应权系数 W_i^m, W_i^c , 近似逼近一步预测的均值和方差.采用经典对称采样策略,如式(2)~式(4).

$$\chi_{k-1}^i = \begin{cases} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} & (i=0) \\ \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + (\sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}_{k-1}})_i & (i=1, 2, \dots, n) \\ \hat{\mathbf{x}}_{k-1} - (\sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}_{k-1}})_i & (i=n+1, \dots, 2n) \end{cases} \quad (2)$$

$$W_i^m = \begin{cases} \lambda/(n+\lambda) & (i=0) \\ 1/2(n+\lambda) & (i=1, \dots, 2n) \end{cases} \quad (3)$$

$$W_i^c = \begin{cases} \lambda/(n+\lambda) + 1 + \beta - \alpha^2 & (i=0) \\ 1/2(n+\lambda) & (i=1, \dots, 2n) \end{cases} \quad (4)$$

式中, $\lambda = \alpha^2(n + \kappa) - n$; χ_{k-1}^i 为 $k-1$ 时刻的第 i 个 Sigma 点; \hat{x}_{k-1} 为 $k-1$ 时刻的滤波估计; P_{k-1} 为 $k-1$ 时刻的滤波估计均方误差矩阵; W_i^m 为第 i 个 Sigma 点的一阶权重系数; W_i^c 为第 i 个 Sigma 点的二阶权重系数; n 为状态变量的维数; α 为比例缩放因子, 决定 Sigma 点的分布, $0 \leq \alpha \leq 1$; β 为状态分布参数, 对于单变量, $\beta = 0$, 对于高斯分布, $\beta = 2$; κ 为尺度参数, 对于单变量, $\kappa = 0$, 对于多变量, $\kappa = 3 - n$.

1.2 时间传播

使用 UT 变换得到 Sigma 点, 计算状态变量的一步预测 $\hat{x}_{k|k-1}$ 和 $P_{k|k-1}$, 以及量测值的一步预测 $\hat{z}_{k,k-1}$, 如式(5)和式(6).

$$\begin{cases} \chi_{k|k-1}^i = f(\chi_{k-1}^i) \\ \hat{x}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^m \chi_{k|k-1}^i \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} P_{X,k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^c [\chi_{k|k-1}^i - \hat{x}_{k|k-1}] [\chi_{k|k-1}^i - \hat{x}_{k|k-1}]^T + Q_k \\ \mathbf{g}_{k|k-1}^i = h(\chi_{k|k-1}^i) \\ \hat{z}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^m \mathbf{g}_{k|k-1}^i \\ P_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^c [\chi_{k|k-1}^i - \hat{x}_{k|k-1}] [\gamma_{k|k-1}^i - \hat{z}_{k|k-1}]^T + R_k \\ P_{XZ,k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^c [\chi_{k|k-1}^i - \hat{x}_{k|k-1}] [\gamma_{k|k-1}^i - \hat{z}_{k|k-1}]^T \end{cases} \quad (6)$$

式中, $\chi_{k|k-1}^i$ 为 $k-1$ 时刻, 第 i 个 Sigma 点的一步预测; $\hat{x}_{k|k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的一步预测估计; $P_{k|k-1}$ 为状态变量一步预测估计的均方误差矩阵; $\gamma_{k|k-1}^i$ 为 $k-1$ 时刻的第 i 个 Sigma 点的一步预测量测值; $\hat{z}_{k|k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的一步预测量测值; $P_{Z,k|k-1}$ 为量测值一步预测估计的均方误差矩阵; $P_{XZ,k|k-1}$ 为状态变量和量测值一步预测估计的协方差矩阵.

1.3 量测更新

构造滤波增益 K_k , 完成状态估计. 式(7)中, \hat{x}_k 为 k 时刻的滤波估计; P_k 为 k 时刻的滤波估计均方误差矩阵; z_k 为 k 时刻的量测值.

$$\begin{cases} K_k = P_{XZ,k|k-1} P_{Z,k|k-1}^{-1} \\ \hat{x}_k = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_{k|k-1}) \\ P_k = P_{k|k-1} - K_k P_{Z,k|k-1} K_k^T \end{cases} \quad (7)$$

2 基于 UKF 的恒星相机和陀螺联合定姿

2.1 陀螺量测模型

一般情况下, 陀螺的输出可以分为角速度的真实值 ω 、陀螺漂移(常值漂移 b 和随机漂移 d) 和量测噪声 n_g 等. 假定三个惯性陀螺仪的敏感轴正交安装, 且与卫星本体坐标轴重合, 则陀螺仪量测模型一般可表示为

$$\omega_g = \omega + b + d + n_g \quad (8)$$

式中, ω_g 为陀螺仪输出的角速度值; ω 为陀螺真实姿态角速度; b 为陀螺的常值漂移, 且 $\dot{b} = \eta_b$, η_b 为白噪声; d 为陀螺与时间有关的随机漂移, 且 $\dot{d} = -D_d d + \eta_d$, η_d 为白噪声; n_g 为测量噪声为高斯白噪声.

2.2 状态方程

利用姿态运动学方程建立系统状态方程. 状态变量选用误差四元数, 以避免直接用姿态角所带来的误差协方差阵奇异、正交约束等问题. 误差四元数定义为真实四元数 q 与估计四元数 \hat{q} 之间的差值, 见式(9).

$$\Delta q = \hat{q}^{-1} \otimes q = [\Delta q_0, \Delta q_1, \Delta q_2, \Delta q_3]^T = [\Delta q_0, \Delta \bar{q}^T]^T \quad (9)$$

设置状态变量为恒星相机误差四元数以及陀螺常值漂移误差, 即 $X = [\Delta q_0 \ \Delta q_1 \ \Delta q_2 \ \Delta q_3 \ \Delta b_1 \ \Delta b_2 \ \Delta b_3]^T$. 基于四元数的姿态运动学方程为

$$\dot{q} = \frac{1}{2} q \otimes \omega \quad (10)$$

式中, $q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$, q_0 为标量; \dot{q} 为 q 的导数, ω 为陀螺测量的角速度 $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ 0]^T$, \otimes 表示四元数乘法. 真实四元数 q 、估计四元数 \hat{q} 与误差四元数 Δq 之间满足

$$q = \hat{q} \otimes \Delta q \quad (11)$$

对式(11)左右求导, 并将式(10)带入整理可得

$$\Delta \dot{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -[\hat{\omega} \times] & \hat{\omega} \\ -\hat{\omega}^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \bar{q} \\ \Delta q_0 \end{bmatrix} - \frac{1}{2} \begin{bmatrix} [\hat{\omega} \times] & \hat{\omega} \\ -\hat{\omega}^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \bar{q} \\ \Delta q_0 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} [\Delta \bar{q} \times] & \Delta \bar{q} \\ -\Delta \bar{q}^T & \Delta q_0 \end{bmatrix} \Delta \omega \quad (12)$$

式中, $[\omega \times]$ 为反对称矩阵, $[\omega \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$. 整理可建立系统状态微分方程 $\dot{X}(t) = f[X(t)]$

+ $g[X(t)]W(t)$:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta q} \\ \dot{\Delta q}_0 \\ \dot{\Delta b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -[\hat{\omega} \times] \Delta \bar{q} - \frac{1}{2} [\Delta \bar{q} \times] \Delta b \\ \frac{1}{2} \Delta \bar{q}^T \Delta b \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \Xi(\Delta q) & \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta_g \\ \eta_b \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中, 系统噪声 $W(t) = \begin{bmatrix} \eta_g \\ \eta_b \end{bmatrix}$, $\Xi(\Delta q) = \begin{bmatrix} \Delta q_0 & -\Delta q_3 & \Delta q_2 \\ \Delta q_3 & \Delta q_0 & -\Delta q_1 \\ -\Delta q_2 & \Delta q_1 & \Delta q_0 \\ -\Delta q_1 & -\Delta q_2 & -\Delta q_3 \end{bmatrix}$. 对式(13)进行四阶龙格库塔法积分, 可以

得到系统状态方程 $X(t+1) = F[X(t), W(t)]$.

2.3 量测方程

量测方程建立是以恒星相机的输出为基础. 滤波器的量测量是指由恒星相机获取的姿态四元数和陀螺测量的姿态四元数二者之间的差值, 具体可以表示为式(14), 其中 q_{star} 为恒星相机输出的姿态四元数, q_g 为陀螺计算输出的四元数. 将其离散化处理后可以得到式(15).

$$Z' = q_{star} \otimes q_g^{-1} \quad (14)$$

$$Z_k = H_k \cdot X_k + V_k \quad (15)$$

式中, $X_k = [\Delta q_0 \ \Delta q_1 \ \Delta q_2 \ \Delta q_3 \ 0_{1 \times 3}]^T$, $H_k = [I_{4 \times 4} \ \mathbf{0}_{4 \times 3}]$, V_k 为恒星相机的测量噪声. 基于 UKF 的恒星相机和陀螺联合定姿具体流程如图 1.

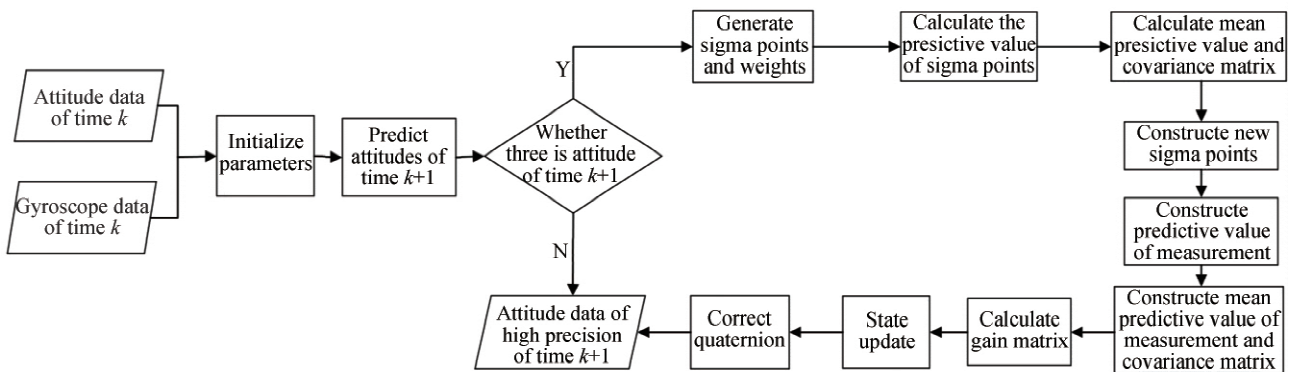


图 1 基于 UKF 的恒星相机和陀螺联合定姿算法流程

Fig.1 The diagram of attitude determination algorithm for star camera and gyroscope based on UKF

3 仿真试验及分析

测绘卫星配置恒星相机、陀螺传感器精度要求高的特点,利用仿真的多组高精度恒星相机数据和陀螺数据分别进行基于 UKF 和基于 EKF 的恒星相机和陀螺的联合定姿试验.恒星相机和陀螺数据仿真参数如表 1,仿真的恒星相机数据包括无误差的恒星相机数据和误差为 $1''$ 、 $2''$ 、 $5''$ 的恒星相机数据;仿真的陀螺数据包括无误差的陀螺数据和误差分别为 $0.2''\sim 2.4''$ 的陀螺数据.利用上述仿真实验数据,分别进行了三组 UKF 和 EKF 定姿试验,试验参数如表 2,试验结果分别如表 3~5 和图 2~7 所示.

表 1 恒星相机和陀螺数据仿真参数

Table 1 Simulative data parameters of star camera and gyroscope

Equatorial radius of the earth/m	Semi-major axis of satellite orbit/m	Inclination angle of satellite orbit/ $^{\circ}$	Right ascension of ascending node	Right ascension rate of ascending node	Optical axis angle of star camera/ $^{\circ}$	Optical axis direction vector of star camera
6 371 000	6 863 963	97.371 6	rad(140 000)	0.000 1	114.9	(0.8,0.5,-0.1) (-0.8,0.5,-0.1)

表 2 仿真试验说明

Table 2 Explanation of simulative experiments

Number	Star camera parameters		Gyroscope parameters	
	Error/ $''$	Frequency/Hz	Error/ $''$	Frequency/Hz
1	5	5	0.2~2.4	10
2	2	5	0.2~2.4	10
3	1	5	0.2~2.4	10

表 3 仿真试验 1 结果

Table 3 Results of simulative experiment 1

Gyroscope error($''/s$)	Attitude precision of EKF($''/3\sigma$)			Attitude precision of UKF($''/3\sigma$)		
	Pitch	Roll	Yaw	Pitch	Roll	Yaw
0.2	0.72	0.43	0.39	0.67	0.42	0.37
0.4	0.75	0.52	0.47	0.73	0.47	0.43
0.6	0.82	0.64	0.60	0.79	0.58	0.56
0.8	0.94	0.77	0.74	0.85	0.66	0.63
1.0	1.03	0.89	0.90	0.94	0.80	0.77
1.2	1.17	1.08	1.03	1.06	0.92	0.88
1.4	1.34	1.18	1.20	1.13	1.02	1.01
1.6	1.48	1.37	1.29	1.28	1.21	1.12
1.8	1.62	1.55	1.48	1.41	1.27	1.31
2.0	1.74	1.64	1.67	1.56	1.370 8	1.36
2.2	1.95	1.77	1.81	1.68	1.570 7	1.58
2.4	1.95	2.01	2.12	1.72	1.699 1	1.67

由表 3~5 和图 2~4 可知,恒星相机精度一定时,随着陀螺误差的增大,UKF 法定姿精度要优于 EKF 法定姿精度.试验一中 UKF 定姿算法比 EKF 算法俯仰角平均提高约 9%,横滚角平均提高约 12%,偏航角平均提高约 13%;试验二中 UKF 定姿算法比 EKF 算法俯仰角精度平均提高约 16%,横滚角精度平均提高约 20%,偏航角精度平均提高值约 21%;试验三中 UKF 定姿算法比 EKF 算法俯仰角精度平均提高约 19%,横滚角精度平均提高约 23%,偏航角精度平均提高约 23%;随着恒星相机精度的不断提高,UKF 定姿精度的优势越明显.精度提高的主要原因是 UKF 直接使用非线性模型进行姿态偏差估计,而 EKF 法定姿主要采用泰勒展开和一阶线性近似对非线性方程进行逼近,所以 UKF 精度要优于 EKF.

表 4 仿真试验 2 结果

Table 4 Results of simulative experiment 2

Gyroscope error("/s)	Attitude precision of EKF("/ 3σ)			Attitude precision of UKF("/ 3σ)		
	Pitch	Roll	Yaw	Pitch	Roll	Yaw
0.2	0.35	0.24	0.21	0.40	0.26	0.22
0.4	0.41	0.30	0.28	0.43	0.30	0.26
0.6	0.45	0.40	0.39	0.45	0.35	0.32
0.8	0.56	0.49	0.47	0.52	0.42	0.40
1.0	0.64	0.61	0.61	0.58	0.50	0.47
1.2	0.76	0.72	0.65	0.63	0.58	0.56
1.4	0.84	0.80	0.79	0.71	0.66	0.63
1.6	0.95	0.92	0.92	0.76	0.73	0.72
1.8	1.05	1.05	1.01	0.85	0.81	0.80
2.0	1.16	1.15	1.10	0.92	0.88	0.88
2.2	1.30	1.26	1.33	1.01	0.95	0.94
2.4	1.34	1.36	1.42	1.12	1.02	1.01

表 5 仿真试验 3 结果

Table 5 Results of simulative experiment 3

Gyroscope error("/s)	Attitude precision of EKF("/ 3σ)			Attitude precision of UKF("/ 3σ)		
	Pitch	Roll	Yaw	Pitch	Roll	Yaw
0.2	0.24	0.16	0.14	0.28	0.19	0.16
0.4	0.27	0.21	0.19	0.30	0.22	0.19
0.6	0.33	0.27	0.27	0.34	0.25	0.24
0.8	0.39	0.36	0.35	0.36	0.30	0.28
1.0	0.48	0.41	0.42	0.41	0.34	0.32
1.2	0.55	0.52	0.50	0.45	0.39	0.38
1.4	0.60	0.60	0.57	0.51	0.45	0.44
1.6	0.70	0.69	0.67	0.54	0.51	0.50
1.8	0.76	0.75	0.75	0.61	0.56	0.55
2.0	0.84	0.82	0.79	0.64	0.61	0.60
2.2	0.97	0.91	0.93	0.70	0.66	0.66
2.4	1.01	1.01	1.01	0.76	0.73	0.73

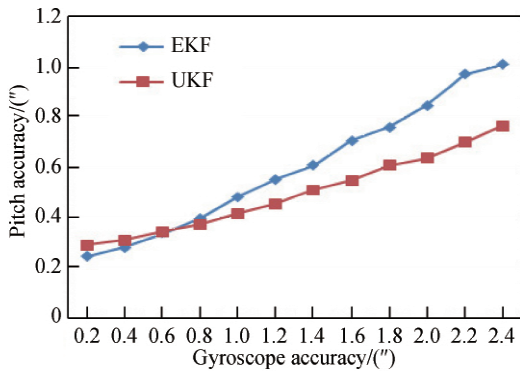


图 2 试验 3 俯仰角定姿结果

Fig.2 Pitch angle results of experiment

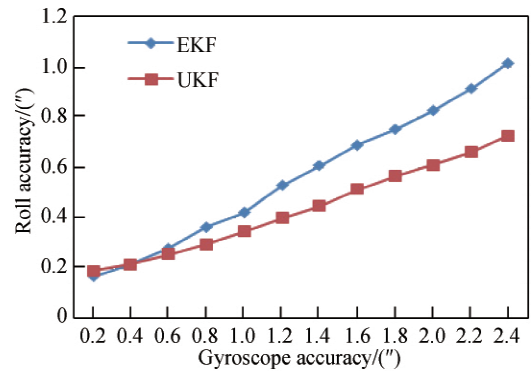


图 3 试验 3 横滚角定姿结果

Fig.3 Roll angle results of experiment 3

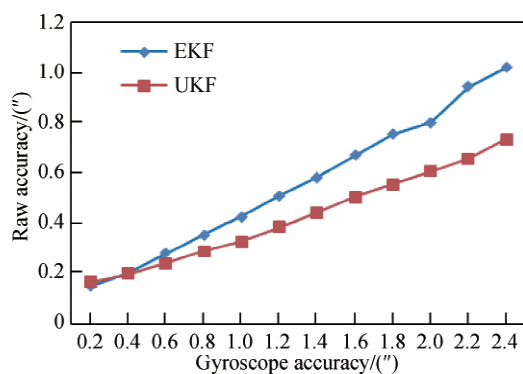


图4 试验3 偏航角定姿结果

Fig.4 Yaw angle results of experiment 3

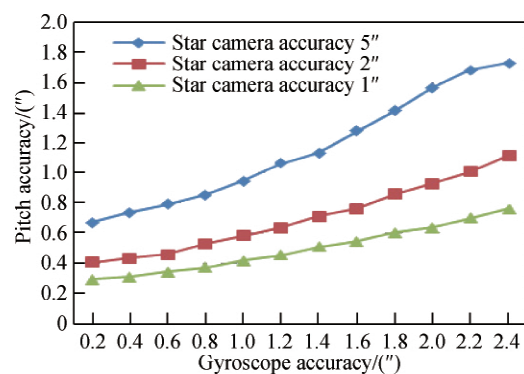


图5 UKF 俯仰角定姿结果对比

Fig.5 Pitch angle comparison of UKF

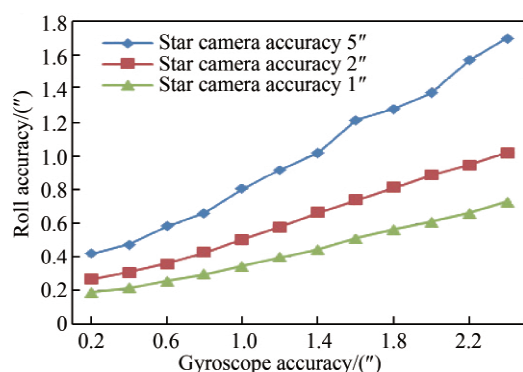


图6 UKF 横滚角定姿结果对比

Fig.6 Roll angle comparison of UKF

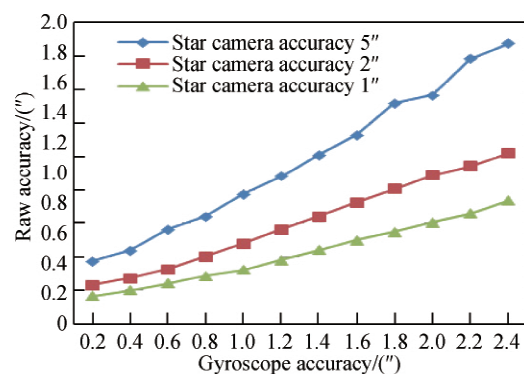


图7 UKF 偏航角定姿结果对比

Fig.7 Yaw angle comparison of UKF

由表3~5可知,对比两种定姿算法,UKF定姿算法对恒星相机和陀螺精度要求适应性更优良.在恒星相机精度为 $2''$ 的条件下,要达到组合定姿精度优于 $1''$,采用EKF算法陀螺精度要优于 $1.6''$,而采用UKF算法陀螺精度条件只需优于 $2.2''$.

由图5~7可知,采用UKF算法,随着恒星相机精度的提高,俯仰角、横滚角和偏航角的定姿精度也不断提高.要达到相同的定姿精度,随着恒星相机精度的提高,陀螺精度的要求会相应降低.如要达到 1 角秒的偏航角精度,在恒星相机 $5''$ 精度下,要求陀螺精度约为 $1.4''$;而在恒星相机 $2''$ 条件下,陀螺精度约为 $2.4''$;当恒星相机精度为 $1''$ 条件下时陀螺精度要求可以更低些.

以上试验计算机采用相同的配置,采用UKF定姿算法比EKF定姿运算速度要慢,耗时要多.主要原因在于:每次递推运算中,EKF只需进行一次状态方程运算,而UKF需要对每个采样点进行状态方程运算,其运算量取决于采样点的个数.仿真试验中采用经典的对称采样策略时,UKF计算预测值所需运算量为EKF的 $(2n+1)$ 倍, n 为状态向量维数.因此要应用于测绘卫星在轨实时姿态处理方面,优化UKF算法处理速度,或者提高测绘卫星在轨处理能力是非常必要的.

4 结论

恒星相机和陀螺组合模式是具有良好发展前景的卫星系统姿态确定模式.本文利用高精度的恒星相机数据和高更新频率的陀螺数据,设计了基于误差四元数的UKF组合定姿算法,并与EKF算法进行了实验比较.实验表明,该方法能够获取高质量的姿态数据、提高姿态确定精度,三轴精度较EKF方法可提高约 10% 至 20% ,对下一代测绘卫星的高精度定位具有重要的支撑作用.

参考文献

- [1] NIU Rui, WANG Yu, WANG Jian-rong. Prediction and simulation of location performance of spaceborne two-line array camera[J]. *Journal of Geomatics Science and Technology*, 2011, **28**(5): 351-355.
牛瑞,王昱,王建荣. 航天双线阵相机无控定位性能预测与仿真[J]. 测绘科学技术学报, 2011, **28**(5): 351-355.
- [2] 王任享. 三线阵 CCD 影像卫星摄影测量原理[M]. 北京:测绘出版社, 2006.
- [3] HAN Chang-yuan. Recent earth imaging commercial satellites with high resolutions[J]. *Chinese Journal of Optics and Applied Optics*, 2010, **3**(3): 201-208.
韩昌元. 近代高分辨率地球成像商业卫星[J]. 中国光学与应用光学, 2010, **3**(3): 201-208.
- [4] LI De-ren. China's first civilian three-line-array stereo mapping satellite: ZY-3[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2012, **41**(3): 317-322.
李德仁. 我国第一颗民用三线阵立体测图卫星—资源三号测绘卫星[J]. 测绘学报, 2012, **41**(3): 317-322.
- [5] FAN Cheng-cheng, WANG Mi, YANG Bo, et al. A method of high-precision ground processing for star sensor and gyro combination and accuracy verification[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, **36**(11): 1128002.
范城城,王密,杨博,等. 一种星敏感器/陀螺地面高精度组合定姿与精度验证方法[J]. 光学学报, 2016, **36**(11): 1128002.
- [6] WANG Ren-xiang. Mapping satellite without control point in china[J]. *Hydrographic Surveying and Charting*, 2008, **28**(5): 1-8.
王任享. 我国无地面控制点卫星摄影测量综述[J]. 海洋测绘, 2008, **28**(5): 1-8.
- [7] 吕振铎,雷拥军. 卫星姿态测量与确定[M]. 北京:国防工业出版社, 2013.
- [8] MOU Zhong-kai, SUI Li-fen, ZHANG Qing-hua, et al. An improved EKF algorithm considering model errors of linearization[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2011, **36**(9): 1073-1076.
牟忠凯,隋立芬,张清华,等. 顾及线性化模型误差补偿的卡尔曼滤波算法[J]. 武汉大学学报信息科学版, 2011, **36**(9): 1073-1076.
- [9] MARSHALL T, SZAFRANIEC B, NEBENDAHL B. Kalman filter carrier and polarization-state tracking[J]. *Optics Letters*, 2010, **35**(13): 2203-2205.
- [10] YU Hang, WANG Jian, WANG Le-yang, et al. Total kalman filter method of dynamic EIV model[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2018, **47**(4): 480-489.
余航,王坚,王乐洋,等. 动态 EIV 模型及其总体卡尔曼滤波方法, 测绘学报[J]. 2018, **47**(4): 480-489.
- [11] HOU Bing-jie, YANG Yan-fu, XIANG Qian, et al. A joint frequency offset and phase estimation scheme based on cascaded EKF and LKF[J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, **38**(1): 0106004.
侯冰洁,杨彦甫,向前,等. 基于 EKF 和 LKF 级联的频偏和相位估计联合方案[J]. 光学学报, 2018, **38**(1): 0106004.
- [12] YANG Bin, XU Guang-han, JIN Jin, et al. Comparison on EKF and UKF for geomagnetic attitude estimation of LEO satellites[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2012, **32**(6): 23-30.
杨斌,徐广涵,靳瑾,等. 磁定姿近地轨道卫星 EKF 与 UKF 算法比较[J]. 中国空间科学技术, 2012, **32**(6): 23-30.
- [13] MOU Zhong-kai, SUI Li-fen, FAN Peng-pai, et al. IUKF and improvement for spacecraft attitude estimation based on MRPs[J]. *Journal of Geomatics Science and Technology*, 2009, **26**(4): 250-253.
牟忠凯,隋立芬,范澎湃,等. 基于 MRPs 估计航天器姿态的 IUKF 算法及改进[J]. 测绘科学技术学报, 2009, **26**(4): 250-253.
- [14] LEI Qi. Research on key technologies of attitude determination for remotesensing satellite[D]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University, 2016.
雷琦. 遥感卫星姿态确定关键技术研究[D]. 郑州:信息工程大学, 2016.
- [15] ZHAO Lin, XIE Rui-da, LIU Yuan, et al. Offline Calibration method of low frequency error of star sensor and gyroscope[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, **38**(5): 320552.
赵琳,谢睿达,刘源,等. 星敏感器低频误差与陀螺漂移离线校正方法[J]. 航空学报, 2017, **38**(5): 320552.
- [16] KANG Guo-hua, FAN Kai, ZHOU Qiong-feng, et al. Attitude determination algorithm for micro-satellite based on Gauss-Newton and UKF[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2018, **38**(2): 16-23.
康国华,范凯,周琼峰,等. 基于 Gauss-Newton 和 UKF 结合的微小卫星姿态确定算法[J]. 中国空间科学技术, 2018, **38**(2): 16-23.
- [17] JULIER S J, UHLMAN J K. Unscented filtering and nonlinear estimation[J]. *Proceeding of the IEEE*, 2004, **92**(3): 401-422.