

IMU 辅助 X 射线脉冲星的深空探测器 精确定姿方法及仿真

罗楠¹ 许录平¹ 张华¹ 谢强¹

(1 西安电子科技大学电子工程学院, 西安市太白南路 2 号, 710071)

摘要:为满足深空探测器的精确定姿需求,提出了一种惯性测量单元(IMU)辅助的 X 射线脉冲星定姿方法。该方法用 IMU 的速率陀螺来估计航天器短时姿态,观测两颗或多颗脉冲星的 X 射线辐射信号,将拟合得到的观测矢量作为滤波器信息输入,利用这两种测姿手段在时间和空间上的互补特性,提供一种全天候、抗干扰性强的定姿方法。仿真结果表明,相比于 EKF,基于 UKF 的俯仰、横滚和偏航三姿态角的测量精度可提高 21.9%、21.1%和 31.7%;与仅使用脉冲星或 IMU 的定姿方法相比,组合定姿方法的俯仰角估计精度分别提高了 32.5%和 77.6%。

关键词:脉冲星;惯性测量单元;无迹卡尔曼滤波;组合定姿;航天器

中图法分类号:P228.41; P227.2

近年来,X 射线脉冲星自主导航技术受到广泛关注^[1-4],其优良特性可为深空探测器定姿提供所需的天然导航信标。但由于脉冲星辐射信号微弱,需长时间观测累积,导致其短时测量的姿态估计精度不高,状态更新偏慢,因此,引入 IMU 作为辅助设备便于实现全程的高精度定姿服务。本文采用姿态的修正罗德里格参数(MRPs)表示法,利用 X 射线脉冲星和 IMU 两种测姿手段的优势互补特性,提出了基于无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman filter,UKF)的组合定姿方法,并设计了利用激光光量子模拟 X 射线脉冲星辐射信号的半物理仿真系统,对提出的定姿方法进行仿真验证。

1 航天器姿态 MPRs 描述

描述航天器姿态的 MPRs 定义为:

$$\mathbf{g} = [g_1 \quad g_2 \quad g_3]^T = \mathbf{n} \cdot \tan \frac{\theta}{4} \quad (1)$$

式中, \mathbf{n} 和 θ 分别为旋转轴(单位矢量)和旋转角度。

由 MPRs 描述的姿态运动学方程为^[5]:

$$\dot{\mathbf{g}} = M(\mathbf{g}) \cdot \boldsymbol{\omega} \quad (2)$$

$$M(\mathbf{g}) = \frac{1}{4}[(1 - \mathbf{g}^T \mathbf{g})\mathbf{I}_3 + 2[\mathbf{g} \times] + 2\mathbf{g}\mathbf{g}^T] \quad (3)$$

式中, \mathbf{I}_3 为 3 阶单位矩阵; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^T$ 为航天器在本地坐标系中的三轴角速度; $[\mathbf{g} \times]$ 为 \mathbf{g} 的斜对称矩阵。

从以上定义可以看出,当 $\theta = \pm 2\pi$ 时, \mathbf{g} 的模 $\|\mathbf{g}\|$ 趋于无穷大,式(1)无法进行数值积分求解姿态值。为避免 MPRs 表示的姿态运动学方程的奇异性,通过定义映射集 $\mathbf{g}_s = -\mathbf{g}/(\mathbf{g}^T \mathbf{g})$,且当 $\|\mathbf{g}\| > 1$ 时将 \mathbf{g} 映射到 \mathbf{g}_s 上,便可实现全局的非奇异姿态描述^[6,7]。由式(2)、(3)可知,在采样间隔内 \mathbf{n} 方向固定不变时,姿态的 MPRs 一步预测方程可表示为:

$$\hat{\mathbf{g}}_{k+1} = M(\mathbf{g}_k)\boldsymbol{\omega}_k = \frac{1}{4}[(1 - \mathbf{g}_k^T \mathbf{g}_k)\mathbf{I}_3 + 2[\mathbf{g}_k \times] + 2\mathbf{g}_k \mathbf{g}_k^T]\boldsymbol{\omega}_k \quad (4)$$

2 陀螺测量模型

假设航天器上惯性测量单元的 3 只速率陀螺敏感轴分别与航天器本体坐标轴固连,将陀螺偏差简化为随机游走过程,则陀螺角速率测量模型

为:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}^r + \mathbf{b} + \boldsymbol{\varepsilon} \\ \dot{\mathbf{b}} = \boldsymbol{\eta} \end{cases} \quad (5)$$

式中, $\boldsymbol{\omega}$ 为本地坐标系下陀螺测量输出的相对于惯性坐标系的旋转角速度矢量; $\boldsymbol{\omega}^r$ 为本地坐标系相对于惯性坐标系的姿态速率在本地坐标系中的真值; \mathbf{b} 为陀螺偏差, 是由零均值高斯白噪声 $\boldsymbol{\eta}$ 驱动的陀螺常值漂移, 且 $E[\boldsymbol{\eta}(t)\boldsymbol{\eta}(t)] = \sigma_{\boldsymbol{\eta}}^2(t)\delta(t - \tau)\mathbf{I}_{3 \times 3}$; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为陀螺测量噪声, 是与 $\boldsymbol{\eta}$ 不相关的零均值高斯白噪声, 且 $E[\boldsymbol{\varepsilon}(t)\boldsymbol{\varepsilon}(t)] = \sigma_{\boldsymbol{\varepsilon}}^2(t)\delta(t - \tau)\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 。

离散形式的陀螺测量方程为^[8]:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega}_k^r = \boldsymbol{\omega}_k - \mathbf{b}_k - \left(\frac{\sigma_{\boldsymbol{\varepsilon}}^2}{\Delta t} + \frac{1}{12}\sigma_{\boldsymbol{\eta}}^2\Delta t \right)^{\frac{1}{2}} \mathbf{N}_{\boldsymbol{\varepsilon}} \\ \mathbf{b}_k = \mathbf{b}_{k-1} + \sigma_{\boldsymbol{\eta}}\Delta t^{1/2}\mathbf{N}_{\boldsymbol{\eta}} \end{cases} \quad (6)$$

式中, Δt 为陀螺采样周期; $\mathbf{N}_{\boldsymbol{\varepsilon}}$ 和 $\mathbf{N}_{\boldsymbol{\eta}}$ 为零均值、单位方差阵的高斯白噪声。

3 X 射线脉冲星姿态测量建模

单颗脉冲星只能解出俯仰和滚动两个方向的姿态角, 要得到航天器的三轴姿态至少需要顺序扫描两颗脉冲星^[9]。本文采用视场角为 $2^\circ \times 2^\circ$ 的圆形准直器, 双准直器组成的差分 X 射线扫描仪是进行 X 射线脉冲星观测的便捷方式, 两个准直器固定在探测器上面, 在俯仰和偏航两个方位设置 0.1° 的差值。扫描仪置于万向节上, 可自行转动来扫描导航星源。X 射线扫描仪与航天器本体坐标系的转换关系可通过万向节度数来获得。假设 ρ 和 α 是 X 射线源光线到达扫描仪时在两正交方向上的入射角, 准直器采用圆筒形结构, 可建立准直器传递函数模型为:

$$T = \frac{S_c \cdot \cos\alpha \cdot \cos\rho}{\pi r^2} = \frac{2\arccos\left(\frac{H \tan|\alpha|}{2r}\right) r^2 \cos\alpha \cos\rho}{\pi r^2} = \frac{H^2 \tan|\alpha| \tan|\rho|}{2\pi r^2} \quad (7)$$

式中, S_c 为准直器底部探测器敏感入射光线的有效面积; H 为准直器的高; r 为准直器横截面圆的半径。令准直器有效视场为 $\rho_0 \times \alpha_0$, T 的取值范围为 $[0, 1]$, 其中 $0 \leq \alpha \leq \alpha_0$, $0 \leq \rho \leq \rho_0$ 。准直器参数 ρ 和 α 可以根据航天器的姿态运动表示出来, 被观测脉冲星在仪器坐标架下的位置经坐标转换可表示为:

$$\begin{cases} \rho = -(\omega t + \delta_z + (\theta(0) + \delta_x)(\delta_y + \varepsilon_y) - \vartheta) \\ \alpha = -(\theta(0) + \delta_x) - \dot{\theta}(0) + (\varepsilon_y + \delta_y)(\omega t + \delta_z + \varepsilon_z) \end{cases} \quad (8)$$

式中, ω 为扫描仪转动角速度; $\varphi = \varphi(0) + \omega t$; $t - t_0 = (i - i_p)t_{\text{block}}$, 其中, t_0 为历元时刻, i 为当前的计数时间片序号, i_p 为接收信号光变曲线峰值所对应的时间片序号, t_{block} 为一个时间片的长度; ϑ 为扰动项; δ_x 、 δ_y 、 δ_z 为扫描仪在航天器坐标架下的方位角。 t_0 时刻, $\varphi(0) = 0$, $\theta = \theta(0)$ 。

设 X 射线脉冲星扫描仪探测器的有效探测面积为 S , 被观测 X 射线脉冲星源的辐射强度为 R , 第 j 个时间片观测得到的信号为 $C_{1,j}$ 和 $C_{2,j}$, 则 $C_{1,j}$ 和 $C_{2,j}$ 的数学模型为:

$$\begin{cases} C_{1,j} = (R_{bg} + RT_1)S\Delta t \\ C_{2,j} = (R_{bg} + RT_2)S\Delta t \end{cases} \quad (9)$$

式中, S 和 R 为已知量; R_{bg} 是宇宙背景 X 射线辐射强度; T_i ($i=1, 2$) 是第 i 个准直器的传递函数。根据上述模型在最小二乘准则下拟合出 ρ 、 α 、 i_p 、 R 等参数, 通过坐标转换便可解得航天器在本地坐标系下相对于脉冲星的两个方向矢量。如果能同时观测到更多的脉冲星信号, 可以更快地确定航天器姿态, 观测获得的多方位信息可提高姿态估计的精度。但由于同时观测多颗脉冲星的难度大, 测量仪器的复杂度高, 也加重了航天器的荷载负担, 利用两颗脉冲星完成定姿更快捷。

4 IMU 辅助 X 射线脉冲星的 UKF 组合定姿方法

设 UKF 算法的离散状态方程和测量方程为:

$$\mathbf{x}_k = f(\mathbf{x}_{k-1}) + \mathbf{w}_k \quad (10)$$

$$\mathbf{y}_k = h(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k \quad (11)$$

式中, $f(\mathbf{x}_{k-1})$ 为状态传播函数; $h(\mathbf{x}_k)$ 为测量函数; 状态变量 \mathbf{x}_k 为 n 维向量; \mathbf{w}_k 和 \mathbf{v}_k 分别为系统噪声和测量噪声, 两者为非相干高斯白噪声, 且分布满足 $\mathbf{w}_k \sim N(0, \mathbf{Q}_k)$ 及 $\mathbf{v}_k \sim N(0, \mathbf{R}_k)$ 。

航天器在运动过程中, 先用陀螺积分的短期测量信息预报姿态和姿态角速度, 再将基于 X 射线脉冲星的测量信息获得的姿态参数作为长期参考补偿陀螺漂移, 最后组合两者测量数据通过卡尔曼滤波来提供高精度姿态信息。陀螺输出的角速度信息不视为状态估计模式的观测值, 而是作为状态方程所含的参数, 并将陀螺漂移列为待估计的状态量。因此, 系统的状态变量为 $\mathbf{x} = [\mathbf{g}^T$

$\mathbf{b}^T]^T$, 由式(2)、(5)可得状态方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{g}} \\ \dot{\mathbf{b}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M(\mathbf{g})(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{b}) \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -M(\mathbf{g}) & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon} \\ \boldsymbol{\eta} \end{bmatrix} \quad (12)$$

当采样间隔 Δt 足够小时, 由式(6)、(12)可得离散状态方程为:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{g}_k \\ \mathbf{b}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M(\mathbf{g}_{k-1})(\boldsymbol{\omega}_{k-1} - \mathbf{b}_{k-1}) \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \Delta t + \begin{bmatrix} \mathbf{g}_{k-1} \\ \mathbf{b}_{k-1} \end{bmatrix} + \mathbf{w}_k \quad (13)$$

式中, \mathbf{w}_k 为该采样周期内的等效过程噪声, 即 UKF 的状态传播函数为:

$$f(\mathbf{x}_{k-1}) = \begin{bmatrix} M(\mathbf{g}_{k-1})(\boldsymbol{\omega}_{k-1} - \mathbf{b}_{k-1}) \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \Delta t + \begin{bmatrix} \mathbf{g}_{k-1} \\ \mathbf{b}_{k-1} \end{bmatrix} \quad (14)$$

基于 X 射线脉冲星的航天器姿态测量可获得本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态矢量, 其离散测量方程为:

$$\mathbf{Y}_k = \begin{bmatrix} T(\mathbf{g}_k) \mathbf{r}_1 \\ T(\mathbf{g}_k) \mathbf{r}_2 \end{bmatrix} + \mathbf{v}_k \quad (15)$$

式中, \mathbf{r}_1 和 \mathbf{r}_2 表示航天器在惯性坐标系中的观测矢量; \mathbf{v}_k 为该采样周期内的等效测量噪声。 $T(\mathbf{g}_k)$ 表示航天器本体坐标系相对惯性坐标系的姿态转移矩阵:

$$T(\mathbf{g}_k) = \mathbf{I}_3 - \frac{4(1 - \mathbf{g}_k^T \mathbf{g}_k)}{(1 + \mathbf{g}_k^T \mathbf{g}_k)^2} [\mathbf{g}_k \times] + \frac{8[\mathbf{g}_k \times]^2}{(1 + \mathbf{g}_k^T \mathbf{g}_k)^2} \quad (16)$$

即 UKF 的测量方程为:

$$h(\mathbf{x}_k) = \begin{bmatrix} T(\mathbf{g}_k) \mathbf{r}_1 \\ T(\mathbf{g}_k) \mathbf{r}_2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

由于姿态更新过程的量测方程和状态方程均是非线性的, 通常使用扩展卡尔曼滤波(EKF), 它使用泰勒级数的一阶项对观测方程和状态方程线性化, 这使得 EKF 有两个明显的缺陷: 对强非线性方程线性化会引入较大的误差, 导致估计误差增大; 线性化过程会导致假设为高斯分布的先验和后验概率的均值和方差估计错误。UKF 的递推思想与 EKF 是一样的, 不同的是 UKF 使用一组确定的离散 sigma 采样点来近似高斯随机状态变量的均值和方差, 直接使用非线性状态方程来传播后验概率均值和方差。它不需要计算状态方程和量测方程的 Jacobian 矩阵, 能够精确到二阶甚至更高阶, 避免了 EKF 简单线性化带来的高阶截断误差问题, 估计精度要优于 EKF, 但 UKF 方法的稳定性较 EKF 差。

在提高系统滤波精度的同时, 为保证系统的稳定性, 设计了“UKF+冗余 EKF”的组合定姿滤

波系统。由式(6)可知, 陀螺误差 $\Delta \boldsymbol{\omega}$ 的表达式可写成:

$$\Delta \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_k - \boldsymbol{\omega}_k^r = \mathbf{b}_k + \left(\frac{\sigma_\varepsilon^2}{\Delta t} + \frac{1}{12} \sigma_\eta^2 \Delta t \right)^{\frac{1}{2}} \mathbf{N}_\varepsilon \quad (18)$$

根据陀螺误差的变化, 实时进行漂移估值。该滤波系统无反馈结构, 提高了计算速度; 在输出端利用 3σ 准则来检验 UKF 滤波结果是否坏值, 出现异常时启用备份 EKF 滤波器以保证系统正常工作。

5 仿真分析

5.1 半物理仿真系统

为了验证 IMU/脉冲星组合定姿的可行性和有效性, 利用激光光子辐射模拟 X 射线脉冲星光子辐射, 设计了一种基于激光光子探测的 X 射线脉冲星定姿仿真系统。信号模拟单元通过计算机提供仿真系统的模拟信号输出, 先从参数库中提取所需的参数和信号模型, 生成脉冲星模拟信号和速率陀螺观测数据, 加入背景噪声和量测噪声后发送到下一个处理单元。时间保持单元通过 FPGA 综合 GPS 定时接收机提供的秒脉冲信号和温补晶振的时钟信号, 将信号模拟单元发送来的模拟信号数据以高精度的时间刻度标记, 标定光子发射时间, 完成光子计数与发射的时间同步。姿态解算单元模拟星载计算机, 将接收到的 X 射线脉冲星模拟信号用式(9)所建立的数学模型进行参数拟合, 以解得所需的姿态信息。光子发射单元是由激光调制与驱动器、635 nm 半导体激光器和光学发射天线构成, 用于将模拟数据转换为激光光子; 光子探测单元利用光学接收天线模拟 X 射线准直器, 用于定向和噪声初步抑制; 天线接收的光子经由衰减器衰减, 以此模拟脉冲星辐射信号的微弱特性, 然后由 635 nm 带通滤波器滤除日光中其他光谱成分, 再通过时间保持单元进行时间标定后计数, 转换送至定姿算法单元。该仿真系统激光发射功率与探测到的光子数之间的关系如式(19)所示:

$$H_{\text{sim}} = \frac{L^2 \rho \omega \lambda \exp(-\alpha(\lambda)d) S_I}{8d^2 hc (1 - \cos \frac{\theta}{2}) \sin \frac{\theta}{2}} \quad (19)$$

式中, d 为激光器和探测器间距离; θ 为激光光束发散角; ρ 为可控衰减系数, 用可调衰减器实现; ω 为其他衰减; η 为探测器效率; T 为脉冲持续时间; h 为普朗克常量; c 为光速; λ 为光波长; S_I 为闪烁因子, 典型值为 0.4~1.0。

5.2 仿真条件

仿真系统中半导体激光器功率 5 mW,中心波长 635 nm;光学发射天线透光率约 80%,发射角($\pi/6$) rad;光学接收天线接收面直径 6 cm,透光率约 70%;衰减器由两片衰减深度为 10^{-3} 的可调衰减器构成,带通滤光片中心频率 635 ± 10 nm,峰值透过率 55%;光子探测与计数器有效光敏面直径 $20 \mu\text{m}$,暗计数 50 counts/s,635 nm 波长光子探测效率为 10%,光学发射天线与光学接收天线相距 2.5 m,采样间隔 1/1 024 s。以脉冲星 PSR1929+10 为例进行信号累积实验,累积 500 s 得到累积脉冲轮廓与标准轮廓(轮廓数据来自于 NASA HEASARC 数据库)的比较如图 1 所示,二者相关系数为 0.985,可较好地模拟出脉冲星辐射信号。实验所选用的脉冲星与其相关参数以及仿真参数设置分别在表 1、2 中给出。

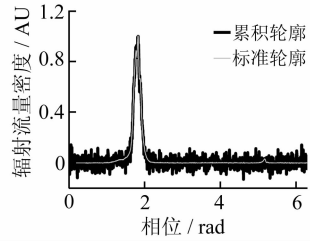


图 1 模拟信号累积轮廓与标准轮廓

Fig. 1 Cumulative Profile and Standard Profile of Simulation Signal

表 1 用于定姿的 X 射线脉冲星参数

Tab. 1 Parameters of Pulsars Applied for Attitude Determination

脉冲星	$\alpha(\text{J2000})$	$\delta(\text{J2000})$	T	W	$F_x/(\text{ph} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1})$	$p_f/\%$
B1821-24	276.13	-24.87	0.003 05	5.5×10^{-5}	1.93×10^{-4}	98
B1937+21	294.92	21.58	0.001 56	2.15×10^{-5}	4.99×10^{-5}	86
B1509-58	359.18	-1.91	0.002 30	5.75×10^{-4}	1.17×10^{-9}	5.5

表 2 仿真参数设置表

Tab. 2 Parameters for Simulation

航天器	陀螺	脉冲星探测器
初始姿态: $[5^\circ \ -3^\circ \ -15^\circ]^T$	陀螺漂移估计误差: $[0.5 \ 0.5 \ 0.5]^T(^\circ/\text{h})$	测量噪声方差: $0.01(^\circ/\text{h})$
初始姿态角速率: $[0 \ 0 \ 0]^T(^\circ/\text{s})$	驱动白噪声均方差: $1.5 \times 10^{-3}(^\circ/\text{h})$	输出数据更新周期:30 s
UKF 参数: $\alpha=0.003, \beta=2$	测量噪声均方差: $0.001(^\circ/\text{h})$	视场角: $2^\circ \times 2^\circ$
UKF 参数: $\kappa=3-n, n=21$	陀螺初始偏差: $[0 \ 0 \ 0]^T(^\circ)$	

5.3 仿真结果

图 2 给出了整个仿真过程中航天器三轴姿态的变化情况。

实验一 分别使用惯性测量系统、脉冲星以及两者组合方法对同一目标进行姿态估计。图 3 给出了俯仰方向上的仿真实验结果,仿真时长为 2 000 s。实验分为 A、B 两部分:① 前 1 000 s 是 A 阶段,此过程陀螺通过积分运算为滤波器提供必要的状态量和参数,没有外界信息来补偿漂移;② 后 1 000 s 是 B 阶段,在此阶段利用脉冲星的姿态测量信息对陀螺进行漂移补偿,修正误差。需要说明的是,对于 UKF 组合定姿方法,在 A、B 阶段陀螺的测量输入始终有脉冲星的测量信息来补偿其漂移误差。

从图 3 的仿真结果可以看出:① 陀螺在实验的前半部分由于积分误差的累积,俯仰角的姿态误差越来越大,而经过校正后误差值显著下降,能保持较好的精度水平。② 脉冲星需要长时间的数据累积来提高测姿精度,这是其自身的辐射特性决定的。短时间内脉冲星的姿态精度不是必然优于陀螺,但随着时间的不断增加,其定姿精度越

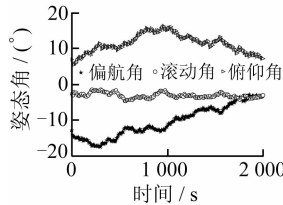


图 2 三轴姿态角变化曲线
Fig. 2 Variation of Attitudes

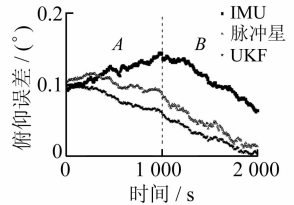


图 3 三种定姿方法的俯仰角估计结果的俯仰角估计结果
Fig. 3 Pitch Estimation Differences of Three Methods

来越高,估计结果优于陀螺。③ 不管是单独使用 IMU 还是脉冲星,定姿精度都低于组合定姿方法(UKF)。A 部分通过惯性测量系统来辅助脉冲星进行初始姿态捕获,进而完成辐射信号的观测和数据累积。B 部分滤波收敛后,脉冲星和 IMU 方法姿态估计均方误差分别为 $0.0314^\circ/\text{s}$ 和 $0.0945^\circ/\text{s}$ 。基于 UKF 的组合定姿方法姿态估计均方误差为 $0.0212^\circ/\text{s}$,估计精度比仅使用脉冲星或 IMU 的定姿方法分别提高了 32.5% 和 77.6%。从上面的比较结果可知,脉冲星的长期稳定度特别高,姿态估计精度也随着观测数据的

累积越来越高;而 IMU 的动态精度相比于静态精度要低,加上漂移误差累积,提供长期高精度姿态的能力明显较弱。在航天器运行过程中,组合定姿方法可提高定姿精度,且较 IMU 来说,效果更加显著。

实验二 对于小角度误差的情况,图 5 展示了分别使用 EKF 和 UKF 两种不同滤波方法进行组合定姿的仿真实验结果,采样率为 0.5 s。在

滤波稳定后,航天器三轴姿态估计的误差均值和方差如表 3 所示,比较可知 UKF 的滤波性能整体优于 EKF。实验结果也表明了 UKF 在处理非线性问题上相对于 EKF 的优越性,UKF 能把误差降到更为理想的状态,而 EKF 由于线性化截断误差的问题,滤波精度稍差。从 3 个姿态角的滤波结果来看,偏航角的偏差相比于其他两个稍大,这是由于利用脉冲星定姿的方法中主要的观测是

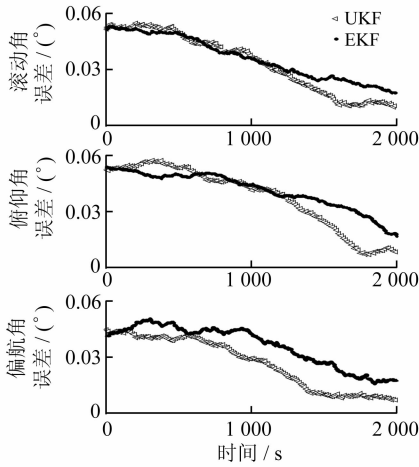
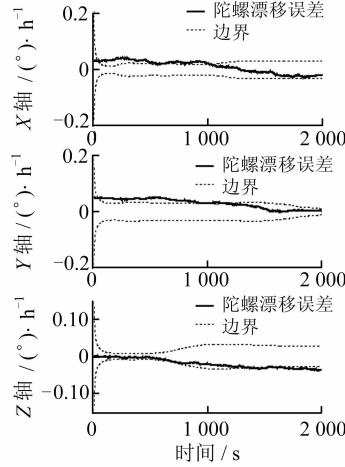
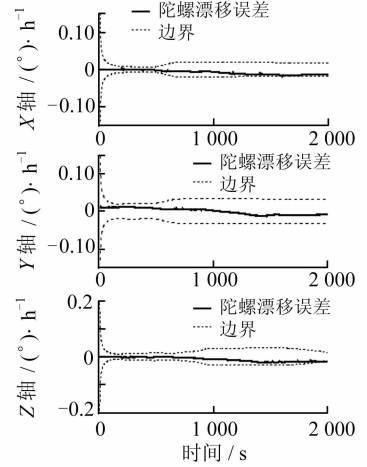


图 4 航天器三轴姿态估计结果

Fig. 4 Results of Attitudes Estimation



(a) EKF 陀螺漂移误差和 3σ 边界



(b) UKF 陀螺漂移误差和 3σ 边界

图 5 两种组合定姿方法的陀螺漂移误差

Fig. 5 Gyro-bias Errors fro EKF and UKF

表 3 两种滤波方法仿真结果

Tab. 3 Simulation Results of EKF and UKF

算法	俯仰误差		偏航误差		滚动误差	
	均值	方差	均值	方差	均值	方差
EKF	0.025 1	4.032×10^{-4}	0.033 7	4.325×10^{-4}	0.030 9	4.135×10^{-4}
UKF	0.019 6	3.512×10^{-4}	0.024 9	4.022×10^{-4}	0.021 1	3.835×10^{-4}

在俯仰和滚动两个方向,对偏航状态的观测最少。

从图 5(a)中的仿真结果可见,EKF 方法部分时间的陀螺漂移误差超出了 3σ 边界,这样会造成滤波精度的降低,影响到系统的定姿性能;图 5(b)中 UKF 方法更好地抑制了陀螺漂移误差,有利于发挥 IMU 和脉冲星两种定姿手段的优势互补特性。跟踪陀螺漂移误差的分布有助于剔除观测坏值,保持滤波器稳定工作。

执行深空探测任务时,星体遮挡、探测器故障等原因会造成某段时间内姿态更新的中断,这时航天器需在正常工作后重新搜索可用脉冲星进行姿态估计。图 6 给出了重新搜索脉冲星进行航天器姿态估计的仿真结果。在仿真时长 2 000 s 之后,滤波稳定,除偏航角的估计精度稍差外,可以满足航天器定姿需求。

仿真实验结果表明,相比于单一测姿系统,组合方法的定姿精度显然更高,而 UKF 融合方法

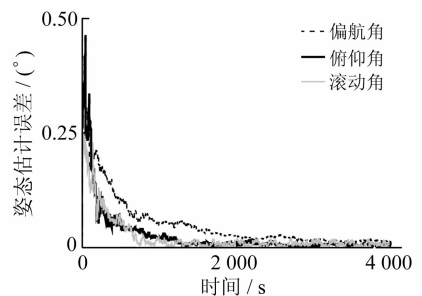


图 6 重新捕获姿态的估计结果

Fig. 6 Results of Attitude Estimation After Interruption

能得到比 EKF 融合方法更好的滤波性能。尽管 UKF 的稳定性不如 EKF,但 UKF 的收敛速度要快于 EKF,并且滤波精度更高。导航系统可使用 UKF 作为主滤波器,EKF 作为副滤波器,在保证精度的同时提高系统可靠性。由于脉冲星的周期各不相同,到达航天器的 X 射线辐射信号强度也

有较大差异,所以要获得较稳定的姿态输出所需的滤波时长不同。

6 结 语

本文将 UKF 应用于脉冲星/IMU 组合定姿,使用基于姿态表示的 MRPs 进行滤波,通过设置参数的映射集避免了姿态表示的奇异性。仿真实验结果表明,脉冲星/IMU 组合定姿方法能为航天器提供高精度的姿态信息,姿态估计性能优于单个定姿系统,长期稳定性好,抗干扰性强。在状态方程或量测方程非线性情况下,UKF 姿态融合的性能要好于标准 EKF。

参 考 文 献

- [1] 李建勋,柯熙政. 基于脉冲星定时模型的自主导航定位方法[J]. 中国科学(G 辑),2009,39(2): 311-317
- [2] 毛悦,宋小勇,贾小林,等. 基于 X 射线脉冲星的动力学定轨[J]. 武汉大学学报·信息科学版,2010,35(4):500-503

- [3] Ashby N, Howe D A. Relativity and Timing in X-ray Pulsar Navigation[C]. International Frequency Control Symposium and Exposition, Miami, 2006
- [4] 毛悦,宋小勇. X 射线脉冲星导航几何法确定航天器位置[J]. 武汉大学学报·信息科学版,2009,34(6): 790-793
- [5] Shuster M D. A Survey of Attitude Representations [J]. Journal of the Astronautical Science,1993,41(4): 439- 517
- [6] 程杨,杨涤,崔祐涛. 利用修正罗德里格参数进行飞行器姿态估计[J]. 飞行力学,2002,20(4):18-21
- [7] 杨小会,秦永元. 无陀螺下基于修正罗德里格参数的星体姿态确定[J]. 中国空间科学技术,2006,10(6):56-61
- [8] 姜雪原. 卫星姿态确定及敏感器误差修正的滤波算法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2006
- [9] 杨廷高,陈鼎. 应用 X 射线源的航天器姿态测量 [J]. 时间频率学报,2009,32(1):70-80

第一作者简介: 罗楠,博士生,主要从事 X 射线脉冲星定姿及导航方法研究。

E-mail:nluo@mail.xidian.edu.cn

Precision Attitude Determination for Deep-Space Mission

LUO Nan¹ XU Luping¹ ZHANG Hua¹ XIE Qiang¹

(1 School of Electronic Engineering, Xidian University, 2 South Taibai Road, Xi'an 710071, China)

Abstract: An attitude determination method for a deep-space mission spacecraft is derived and its performance is analyzed. The attitude determination system is composed of inertial measurement units (IMU), an X-ray Pulsar scanner, onboard computers and electronic devices. IMU data is processed to maintain real-time knowledge of spacecraft attitude relative to an inertial reference frame. X-ray pulsar scanner data is processed using unscented Kalman filter (UKF) to estimate and correct the attitude determination errors and the gyro drift compensation errors. The results of two X-ray pulsars availability analysis for deep-space attitude determination mission are presented. Linear covariance analysis techniques are used to evaluate nominal attitude determination performance, the effects of sensor measurement accuracy variations, and the effects of gyros misalignment errors. A semi-physical simulation scheme is devised to verify the integrated attitude determination algorithm based on the data from NASA HEASARC. Results of a nonlinear simulation analysis of attitude determination performance are also shown. Compared to only using pulsars or IMU, the attitude determination accuracy of integrated algorithm is higher, and the performance of processing nonlinear state functions for UKF is superior to EKF. It can satisfy the system requirements of high precision and stabilization.

Key words: pulsars; inertial measurement unit; unscented Kalman filter; integrated attitude determination; spacecraft