

文章编号: 1001-1595(2010)06-0561-05

基于 Kalman 滤波的星载双天线 InSAR 基线误差估计

王晓光^{1,2}, 王治强¹, 杨 新¹

1. 中国科学院 光电研究院, 北京 100190; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100049

Baseline Error Estimation of Spaceborne Dual Antenna InSAR Based on Kalman Filter

WANG Xiaoguang^{1,2}, WANG Zhiqiang¹, YANG Xin¹

1. Academy of Optic-electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 2. Graduate University, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Abstract: Considering that the determination precision of interferometric baseline of spaceborne dual antenna InSAR would be reduced due to the effect of measurement errors and mast oscillations, an onboard estimator is proposed. Based on the baseline measurement system which comprises the optical camera and laser range finder, a Kalman filter was designed, which got blended with a second order model of the mast flexible dynamics. Simulations conducted show that the filter could precisely estimate the baseline vector error, which satisfies the requirement of high precision baseline determination.

Key words: SAR; interferometric baseline; Kalman filter

摘 要: 针对星载双天线干涉合成孔径雷达(InSAR)系统中测量误差和天线支撑臂抖动等因素影响基线确定精度问题, 设计星上估计器。基于光学相机和激光测距仪等组成的基线测量系统, 考虑基线抖动, 结合天线支撑臂的模式分析, 构建完整的状态方程和测量方程, 给出 Kalman 滤波算法。由模拟结果可知, 其基线矢量误差估计, 可满足基线精度确定要求。

关键词: 合成孔径雷达; 干涉基线; Kalman 滤波

中图分类号: TN958 文献标识码: A

1 引 言

星载干涉合成孔径雷达(InSAR)技术是一种主动微波三维遥感成像技术, 可用于快速获取地面三维信息。从测量模式角度出发, 可分为单次通过 InSAR(single pass InSAR, 又称为双天线 InSAR)与重复通过 InSAR(repeat track InSAR, 简称 RTI)两种类型^[1-2]。与 RTI 模式相比, 双天线 InSAR 可以消除重复轨道模式时间去相干的限制, 具有数据相干性好, 质量高等优点。

星载双天线 InSAR 基线定义为主天线与副天线相位中心之间形成的矢量。两天线通过可伸缩的铰接式支撑臂连接, 可采用单臂或双臂展开。在 InSAR 系统工作过程中, 由于天线支撑臂不可能是理想的刚性连接, 因此总会出现变形和抖动, 进而造成基线侧滚、俯仰、偏航和伸缩等变化, 最终使副天线的相位中心偏离理想运动状态而产生运动误差。这些误差会对单幅图像和干涉复图像对之间的相干性产生影响, 进而降低数字高程模型的质量。因此, 必须在 InSAR 作业过程中对安

装在支撑臂远端的副天线位置和姿态进行精密的动态测量, 精确确定干涉基线的长度和指向, 如 SRTM(shuttle radar topography mission)任务中, 基线长度精度要求达 2 mm, 指向精度达 $9''$ ^[3]。基线测量系统采用位于主天线上的标志点跟踪器(光学相机)和激光测距仪, 以及位于副天线上的角反射器和 LED 标志点等^[3-4](图 1)。其中, 光学相机对 LED 标志点成像, 用于确定基线指向; 激光测距仪利用角反射器精确测量基线长度。

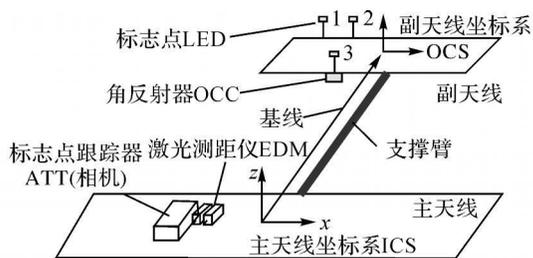


图 1 星载双天线 InSAR 干涉基线示意图(单臂形式)^[5]
Fig. 1 Scheme of spaceborne dual antenna InSAR baseline^[5]

InSAR 干涉测量要求对基线矢量进行精密

的实时动态测量以及保持基线稳定,但由于测量误差、空间热噪声以及天线支撑臂抖动等多种因素,都会对基线的测定和保持产生影响。因此,为了获得高精度的基线估计,需设计星上估计器,对副天线进行对准和伸展验证,确定副天线相对于主天线的位置和姿态。已有的基线估计法多是针对重复轨道 InSAR 系统,属于离线估计,不能满足双天线 InSAR 的实时动态高精度测量要求^[6];而唯一用于星载双天线 InSAR 的基线估计法^[7],虽然采用了 Kalman 滤波,但却没有给出完整的系统方程,而且它针对航天飞机构型(考虑了实际推力器系统的配置),分析不具有普遍性。

本文基于光学相机和激光测距仪组成的基线测量系统,考虑基线抖动,结合支撑臂模态分析,构建了完整的状态方程和测量方程,根据典型的星载双天线 InSAR 系统参数^[3,5],设计了 Kalman 滤波器,用于干涉基线的估计。模拟计算结果表明,该滤波器能够有效地估计基线长度和指向,满足干涉测量应用。

2 坐标系与测量几何

由于基线矢量与测量矢量并不相同,基于天线和基线测量系统的安装位置,建立多个坐标系。

主天线坐标系(ICS),原点位于主天线相位中心, x 与 y 轴位于主天线平面内,分别沿纵向和横向, z 轴指向主天线平面法向;副天线坐标系(OCS),原点位于副天线相位中心,三轴指向类似于 ICS 系;支撑臂端部坐标系(MT),原点位于支撑臂末端端点,三轴指向类似于 OCS;相机坐标系(ATT),原点位于相机透镜中心,其中一轴沿光轴方向,垂直于相机基准面,指向副天线,另两轴位于相机基准面内,构成右旋系;EDM 坐标系,原点位于激光发射器中心,三轴指向类似于 ICS 系;LED 坐标系,原点位于副天线 LED 基准面的几何中心,其中一轴垂直于基准面,背向主天线,另两轴位于基准面内,构成右旋系;角反射器坐标系(OCC),原点位于反射平面中心,其中一轴垂直于反射平面,背向主天线,另两轴位于反射平面内,构成右旋系。坐标系之间的转换与矢量表示如图 2。

图 2 中矢量表示和相关转换关系如下: m 表示在 ICS 系中,坐标原点指向 OCS 系原点的长度矢量; a 表示在 ICS 系中,坐标原点指向 ATT 系原点的长度矢量; d 表示在 OCS 系中,坐标原点指向 LED 系原点的长度矢量; l 表示在 ATT 系

中,坐标原点指向 LED 系原点的长度矢量; q 表示在 ATT 系中,坐标原点指向 EDM 系原点的长度矢量; u 表示在 LED 系中,坐标原点指向 OCC 系原点的长度矢量; v 表示在 EDM 系中,坐标原点指向 OCC 系原点的长度矢量。

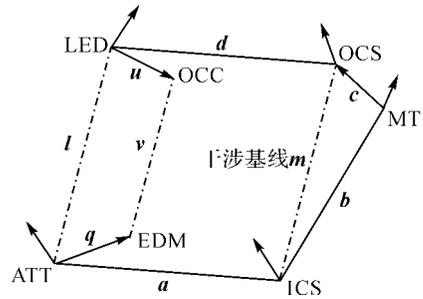


图 2 坐标系^[8]

Fig. 2 Coordinate system^[8]

根据图 2 显示的几何关系有

$$m = a + A^{-1}(l - L^{-1}Dd) \quad (1)$$

$$M = D^{-1}LA \quad (2)$$

其中,干涉基线长度用 m 表示;基线指向用坐标系转换矩阵 M 表示, M 表示 ICS 系转向 OCS 系的旋转矩阵; A 表示 ICS 系转向 ATT 系的旋转矩阵; D 表示 OCS 系转向 LED 系的旋转矩阵; L 表示 ATT 系转向 LED 系的旋转矩阵。考虑到几何矢量与转换矩阵存在误差,略去高阶小量,基线长度误差 Δm 可表示为

$$\Delta m = \Delta a + A^{-1}[\Delta l - L^{-1}D\Delta d + L^{-1}(Dd)^{\times}(\lambda - \delta) - (l - L^{-1}Dd)^{\times}a] \quad (3)$$

其中, α , λ 与 δ 为旋转矩阵 A , L 与 D 的三轴转角误差矢量。对矩阵 A 而言,小角度旋转后变为 $(I - \alpha^{\times})A$ 。因此,对矩阵 A^{-1} 而言,小角度旋转后可表示为 $A^{-1}(I + \alpha^{\times})$ 。其中, I 为单位矩阵, α^{\times} 为斜对称矩阵,有如下性质,对任意三维矢量 a_1 , a_2 , $a_1 \times a_2 = a_1^{\times} a_2 = -a_2^{\times} a_1$ 。

由式(2)可知,基线指向误差 μ 可表示

$$\mu = D^{-1}(La + \lambda - \delta) \quad (4)$$

根据式(3)与式(4),可将基线矢量误差分为结构误差和估计误差两部分,对基线测量系统,结构误差矢量 $[\Delta a \quad \alpha \quad \Delta d \quad \delta]^T$ 不可观测,属于静态误差,无需估计。因此,基线误差可表示为

$$\begin{bmatrix} \Delta m \\ \mu \end{bmatrix} \approx S \begin{bmatrix} \Delta \\ \lambda \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中, S 为估计误差矩阵

$$S = \begin{bmatrix} A^{-1} & A^{-1}L^{-1}(Dd)^{\times} \\ 0 & D^{-1} \end{bmatrix}$$

在 ATT 系中, 激光测距几何关系可表示为

$$v = -q + l + L^{-1}u \tag{6}$$

3 系统状态方程与观测方程

3.1 状态方程

为解决干涉基线长度和指向的估计问题, 采用离散 Kalman 滤波器。受天线支撑臂抖动影响, 基线是柔性的, 因此, 滤波器状态变量选为偏差量和模态量两部分。偏差量为支撑臂不抖动时的基线误差; 模态量选为 n 阶, 包含模态幅值和模态速率两项。通常, 支撑臂抖动受低频模态影响较大, 这里令 $n=5$, 分别对应一阶滚转、一阶偏航、二阶滚转、二阶偏航以及扭转模态。状态量表示为

$$X = [x \ m^1 \ m^{1r} \ \dots \ m^5 \ m^{5r}]^T \tag{7}$$

其中, $x = [x_p \ y_p \ z_p \ x_a \ y_a \ z_a]$, (x_p, y_p, z_p) 为基线长度误差 Δm 的偏差量; (x_a, y_a, z_a) 为基线指向误差 μ 的偏差量; m_i 为第 i 阶模态幅值, m_{ir} 为模态速率, $i = 1, 2, \dots, 5$ 。偏差量 x 的传播矩阵为单位阵, 只受空间热噪声的影响; 模态量的变化需根据支撑臂抖动模型建立。由于支撑臂抖动会造成基线测量误差, 即实际基线误差 ($\Delta m, \mu$) 与偏差量 x 并不相同。因此, 可将状态变量 X 与基线误差之间的关系表示为^[8]

$$\begin{bmatrix} \Delta m \\ \mu \end{bmatrix} = [I_{6 \times 6} \ C E_1 \ 0 \ \dots \ C E_5 \ 0] X \tag{8}$$

其中, C 为模态转移矩阵, $C \in R^{6 \times 5}$; E_i 对应第 i 阶模态向量, $E_i \in R^{5 \times 1}$ 。

系统状态传播方程表示为

$$X_{k+1} = \Phi_{k+1,k} X_k + \phi_{k+1,k} u_k + \Gamma_{k+1,k} w_k \tag{9}$$

其中, $\Phi_{k+1,k}$ 为状态转移矩阵, $\phi_{k+1,k}$ 为输入矩阵, 与平台推力器的安装位置有关; u_k 为姿态控制系统产生的推力, 会引起支撑臂的振动, 可视为冲击响应; 噪声输入矩阵 $\Gamma_{k+1,k} = I$; w_k 视为零均值高斯白噪声, $p(w) = N(0, Q)$ 。 $\Phi_{k+1,k}$ 可表示为

$$\Phi_{k+1,k} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & e^{F(t_{k+1} - t_k)} \end{bmatrix} \tag{10}$$

其中, $F = \text{diag} (F_1 \ \dots \ F_5)$, $F_i = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_i^2 & -2\xi_i \omega_i \end{bmatrix}$ 。 ω_i 与 ξ_i 分别对应第 i 阶模态的固有频率和阻尼系数, 假设每阶模态的振动模型采用二阶线性方程, 即 $s^2 + 2\xi_i \omega_i s + \omega_i^2 = 0$, 这意味着模态频率为常数, 衰减包络线为指数型。根据对应的特征方程, $\det(\lambda^2 + B\lambda + N) = 0$, 式中 B 为阻尼矩阵, N 为刚度矩阵, 可求得每阶模态对

应的特征值与特征向量。在实际情况下, 由于支撑臂本身阻尼较小, 需增加一个粘性阻尼器以减小共振引起的不稳定性, 因此在飞行过程中, 需对支撑臂运动进行系统辨识, 进一步确定模态频率和阻尼系数^[9-10]。因而上述建立的支撑臂二阶线性振动模型也会存在误差, 如在 SRTM 任务中, 经过在轨系统辨识可知一阶滚转模态为非线性运动, 模态频率为变量, 衰减包络为准直线型^[10], 但这里可将模型误差考虑在过程噪声矩阵中以进行补偿。

过程噪声协方差阵 Q 可表为分块对角形式^[8]

$$Q = \text{diag} (Thr \ \rho_1 \ K \ \rho_5) \tag{11}$$

其中, Thr 表示空间环境变化引起的热噪声; ρ 表示模态坐标和模态速率的不确定性。

3.2 观测方程

3.2.1 相机测量

光学相机对三点非共面 T 型 LED 标志点成像, 测量过程独立。根据相机测量坐标系之间的关系, LED 像点坐标 (x, y) 在 ATT 坐标系中可表示为

$$\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -l'_x & -l'_z \\ -l'_y & -l'_z \end{bmatrix}^T f \tag{12}$$

其中, $l' = (l'_x, l'_y, l'_z)$ 为 LED 位置在 ATT 坐标系中的表示; f 为相机焦距。对第 j 个标志点, 相机测量灵敏度方程可表示为^[8]

$$\begin{bmatrix} \Delta x_j \\ \Delta y_j \end{bmatrix} = K_j \cdot \begin{bmatrix} \Delta l \\ \lambda \end{bmatrix} \tag{13}$$

其中, $K_j = - \begin{bmatrix} 1 & x_j & 0 \\ 0 & y_j & 1 \end{bmatrix} [I_{3 \times 3} \ - (l'_j - l)^{\times}] \frac{f}{l'_y}$, $j = 1, 2, 3$ 。因此根据三个标志点位置的误差量, 其与 $(\Delta l, \lambda)$ 之间的关系可表示为

$$[\Delta x_1 \ \Delta y_1 \ \Delta x_2 \ \Delta y_2 \ \Delta x_3 \ \Delta y_3]^T = K \begin{bmatrix} \Delta l \\ \lambda \end{bmatrix} \tag{14}$$

其中, K 为非奇异矩阵, $K = [K_1^T \ K_2^T \ K_3^T]^T$ 。

3.2.2 激光测距

激光测距仪根据从角反射器返回的信号, 通过脉冲式或相位式实现距离测量。根据几何关系式(6), 测量敏感度方程可表示为

$$\Delta v \approx [I \ -L^{-1}u^{\times}] \begin{bmatrix} \Delta l \\ \lambda \end{bmatrix} \tag{15}$$

综合以上两种测量方案, 取观测矢量

$$Z = [\Delta x_1 \ \Delta y_1 \ \Delta x_2 \ \Delta y_2 \ \Delta x_3 \ \Delta y_3 \ \Delta v^T]^T$$

则观测更新方程可表示为

$$Z_{k+1} = H_{k+1} X_{k+1} + v_{k+1} \quad (16)$$

其中, H 为观测矩阵; v 为测量噪声, 视为零均值高斯白噪声, $p(v) = N(0, R)$; R 为测量噪声协方差矩阵。根据观测矢量与状态变量间的关系, H 可表示为

$$H = Z/X = Z \begin{bmatrix} \Delta l \\ \lambda \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta l \\ \lambda \end{bmatrix} / \begin{bmatrix} \Delta m \\ \mu \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta m \\ \mu \end{bmatrix} / X \quad (17)$$

其中, $Z = G \begin{bmatrix} \Delta l \\ \lambda \end{bmatrix}$, $G = \begin{bmatrix} K & \\ [I_{3 \times 3} & -L^{-1}u^x] \end{bmatrix}$ 。由式

(5) 可知, $\begin{bmatrix} \Delta l \\ \lambda \end{bmatrix} = S^{-1} \begin{bmatrix} \Delta m \\ \mu \end{bmatrix}$, $S^{-1} =$

$$\begin{bmatrix} A & -L^{-1}(Dl)^x D \\ 0 & D \end{bmatrix}。$$

(8), 则观测矩阵可表示为

$$H = GS^{-1} [I_{6 \times 6} \quad CE_1 \quad 0 \quad \dots \quad CE_5 \quad 0] \quad (18)$$

4 Kalman 滤波器设置

建立系统状态方程和观测方程后, 设计 Kalman 滤波器, 其基本过程为:

1. KF 预测过程。

$$\bar{X}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} \quad (19)$$

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k,k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k,k-1}^T \quad (20)$$

2. KF 修正过程。

$$K_k = P_{k,k-1} H_k^T [H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k]^{-1} \quad (21)$$

$$X_k = \bar{X}_{k,k-1} + K_k [Z_k - H_k \bar{X}_{k,k-1}] \quad (22)$$

$$P_k = [I - K_k H_k] P_{k,k-1} \quad (23)$$

5 模拟仿真

5.1 仿真初始条件^[11-13]

初始状态 $X_0 = 0_{16 \times 1}$, 初始状态协方差矩阵 $P_0 = \text{diag}(10^{-5} I_{1 \times 3}, 10^{-4} I_{1 \times 3}, 10^{-4} I_{1 \times 10})$, I 为单位阵; 仿真时间 100 s, 采样周期 0.05 s; 支撑臂主模态频率为 0.1 Hz 量级, 由于结构固有阻尼很小, 为尽快抑制抖动引起的振荡, 需加入粘性阻尼器, 增大阻尼系数, 取支撑臂的五阶低频模态, 频率值 $\omega = [0.096 \ 0.127 \ 0.188 \ 0.845 \ 0.85]^T$, 阻尼系数 $\varepsilon = [0.146 \ 0.176 \ 0.105 \ 0.061 \ 0.010]^T$; 过程噪声矩阵的选取: 热噪声误差矩阵为 $Thr = \text{diag}(10^{-6} I_{1 \times 3}, 10^{-4} I_{1 \times 3})$; 模态坐标不确定性误差矩阵 $\rho = \text{diag}(0, 10^{-4}, 0, 10^{-4}, 0, 10^{-4})$; 测量噪声误差矩阵 $R = \text{diag}(10^{-6} I_{1 \times 6}, 10^{-6} I_{1 \times 3})$ 。此外, 由于 InSAR 在作业过程中状态相对稳定, 故

不考虑控制输入部分。

5.2 仿真结果分析

在给定初始条件下, 由式(8)可知基线长度误差 Δm 和基线指向误差 μ , 分别如图 3~ 图 6 所示。以长度误差 x 向分量为例, 图 3 显示估计前误差, 图 4 显示估计后误差, 由图可知未经估计的误差较大, 而估计后的误差呈递减趋势, 并最终达到稳定值(约 0.2 mm), 说明滤波后的精度更高。图 5 和图 6 综合显示估计后三个方向的基线长度和指向误差, 可知最终长度误差可达毫米量级(约 2 mm), 指向误差可达角秒量级(约 3''), 满足基线精度确定要求。

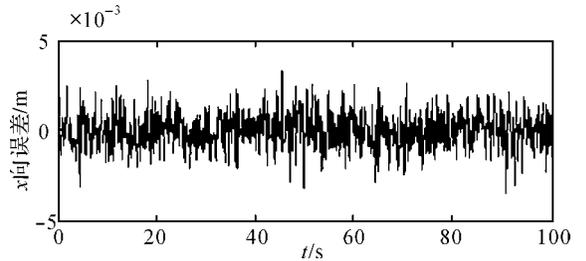


图 3 估计前基线长度误差 x 向分量

Fig. 3 The error of baseline length in x before estimation

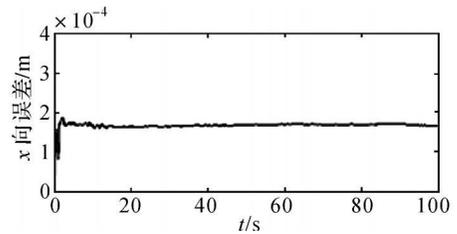


图 4 估计后基线长度误差 x 向分量

Fig. 4 The error of baseline length in x after estimation

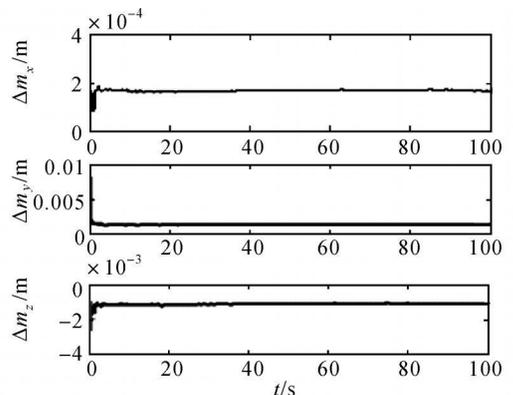


图 5 估计后基线长度误差

Fig. 5 The baseline length error after estimation

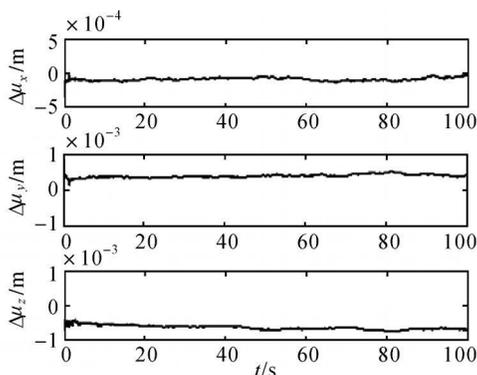


图6 估计后基线指向误差

Fig. 6 The baseline orientation error after estimation

6 结论

基线估计是 InSAR 干涉测量处理过程中的一个重要步骤,对星载双天线 InSAR 系统而言,由于不可避免地存在基线抖动和测量误差等,为满足动态高精度基线确定要求,设计了一种星上估计器。仿真结果表明,该估计器能够有效地提高基线确定精度。由于高程图的获取需要结合卫星平台的状态参数,基线指向的测定更需考虑平台姿态。因此,基于基线测量系统和卫星姿轨测量系统的多传感器数据融合将是下一步的研究工作。

参考文献:

- [1] WANG Chao, ZHANG Hong, LIU Zhi. Spaceborne InSAR Interferometry [M]. Beijing: Science Press, 2002, 57-59. (王超, 张红, 刘智. 星载合成孔径雷达干涉测量[M]. 北京: 科学出版社, 2002, 57-59.)
- [2] ROSEN P A, HENSLEY S, JOUGHIN I R, et al. Synthetic Aperture Radar Interferometry [J]. Proceedings of the IEEE, 2000, 88(3): 333-382.
- [3] FARR T G, PAUL A R, EDWARD C, et al. The Shuttle Radar Topography Mission [J]. Reviews of Geophysics, 2007(45): 33.
- [4] DUREN R, WONG E, BRECKENRIDGE B, et al. Metrology, Attitude, and Orbit Determination for Spaceborne Interferometric Synthetic Aperture Radar [C] // SPIE Aero Sense Conference on Acquisition, Tracking and Pointing: XII. Orlando: [s. n.], 1998: 5F60.
- [5] YU HSYEN Shen, SHAFFER S J, JORDAN R L. Shuttle

Radar Topography Mission (SRTM) Flight System Design and Operations Overview [C] // SPIE Conference on Microwave Remote Sensing of the Atmosphere and Environment. Honolulu: SPIE, 2000: 167-178.

- [6] LIU Ying, LIAO Guisheng, MA Lun. A Baseline Estimation Method for InSAR Based on Subspace Projection [J]. Journal of Xi Dian University, 2006, 33(5): 678-681. (刘颖, 廖桂生, 马仑. 基于子空间投影的干涉合成孔径雷达基线误差估计 [J]. 西安电子科技大学报, 2006, 33(5): 678-681.)
- [7] WONG E, BRECKENRIDGE W, BOUSSALIS D, et al. Attitude Determination for the Shuttle Radar Topography Mission [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Portland: AIAA, 1999(3968).
- [8] BRUGAROLAS P B, BRECKENRIDGE W, WONG E. Relative Motion Estimator for the Shuttle Radar Topography Mission [C] // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Hawaii: AIAA, 2008.
- [9] WONG E, BRECKENRIDGE W, BOUSSALIS D, et al. Post-flight Attitude Reconstruction for the Shuttle Radar Topography Mission [C] // AAS/AIAA Conf. Quebec: AAS, 2001.
- [10] BRUGAROLAS P B, BAYARD D S, SPANOS J T, et al. System Identification of a Nonlinear Mode for the Shuttle Radar Topography Mission [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 42F-426.
- [11] UMLAND J W, EISEN H. SRTM on-orbit Structural Dynamics [C] // 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Seattle: AIAA, 2001.
- [12] GROSS D, MESSNER D. The Able Deployable Articulated Mast Enabling Technology for the Shuttle Radar Topography Mission [R]. Pasadena: NASA, 1999: 15-30.
- [13] UMLAND J. SRTM Mast Damping Subsystem Design and Failure Investigation [R]. California: NASA, 2001.

(责任编辑:宋启凡)

收稿日期: 2009-12-17

修回日期: 2010-04-23

第一作者简介: 王晓光(1984—),男,博士生,研究方向为空间系统仿真与应用。

First author: WANG Xiaoguang (1984—), male, PhD candidate, majors in simulation and application of spacial system

E-mail: sy0515140@163.com