

Kalman 滤波算法在高精度星点定位中的应用

刘南南^{1,2} 徐抒岩¹ 曹小涛¹ 王 栋¹

(¹ 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)
² 中国科学院大学, 北京 100049

摘要 空间巡天相机稳像系统的控制精度要求高,对导航星传感器提出了更高的要求。为提高导航星传感器的精度和带宽,提出了一种采用预测开窗和 Kalman 滤波相结合的星点定位方法。利用陀螺测量的三轴角速度信息,推导建立星点粗位置预测方程,得到星点的粗位置,在 CMOS 探测器上以预测点为中心的较小邻域范围内开窗,可提高运算速度。利用 Kalman 滤波算法对星点位置进行校正,最终得到高精度的星点位置。仿真实验结果表明,相比于传统的质心法,平均每帧图像处理时间从 59 ms 减少到 27 ms,定位结果的标准差从 0.1 pixel 减小到 0.04 pixel。提出的方法是一条提高星点定位运算速度和精度的有效途径,可为我国巡天相机导航星系统的研制提供一定参考。

关键词 测量;空间巡天相机;导航星传感器;Kalman 滤波;粗位置预测;星点定位

中图分类号 TP319 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/AOS201333.1115001

Application of Adaptive Kalman Filter Algorithm in High Accuracy Star Spot Location

Liu Nannan^{1,2} Xu Shuyan¹ Cao Xiaotao¹ Wang Dong¹

(¹ Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China
² University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract Space survey camera image stabilization system demands high control accuracy and puts forward higher requirements on the guide star sensor. In order to improve the accuracy and bandwidth of guide star sensor, star spot location method combining prediction windowing and Kalman filter is presented. Using gyros to measure three-axis angular rate information, and establishing a prediction equation for the rough position of the star spot, the rough position of star spot is obtained. Windowing in a small neighborhood of the predicted spot on the CMOS detector can improve the operation speed. Using Kalman filter algorithm to correct the position of the star spot, the accurate position of star spot is finally obtained. Simulation results show that compared with traditional centroid method, image processing time per frame is reduced from 59 ms to 27 ms, and the standard deviation of star location result is reduced from 0.1 pixel to 0.04 pixel. The proposed method is an effective way to improve the speed and accuracy of the star spot location, providing certain value for the development of China's space survey camera.

Key words measurement; space survey camera; guide star sensor; Kalman filter; rough position prediction; star spot location

OCIS codes 100.2000; 120.4820; 150.1135; 150.0155

1 引 言

空间天文望远镜由于摆脱了大气扰动的影响,可进行高分辨率的天文观测。巡天相机在对天文目

标进行凝视观测的过程中,由于受到卫星平台的姿态变化、卫星的轨道运动、太阳帆板展开、姿控发动机、控制力矩陀螺和后端制冷机产生的振动,以及光

收稿日期: 2013-03-25; 收到修改稿日期: 2013-05-20

基金项目: 吉林省科技发展计划项目基金(20090311)、中国科学院领域前沿创新项目基金(201204)

作者简介: 刘南南(1983—),男,博士研究生,主要从事高精度导航星技术方面的研究。E-mail: lnn226@163.com

导师简介: 徐抒岩(1963—),男,研究员,博士生导师,主要从事空间光学成像电子技术方面的研究。

E-mail: xusy@ciomp.ac.cn

机结构的热变形等因素影响,导致光学系统的视轴与目标偏离,从而导致成像质量的下降。因此,需要高精度的稳像系统,以实现天文目标的精密观测。但巡天相机是一个大口径、长焦距、大惯量的系统,决定了其工作方向上的机械谐振频率难以做得很高,从而限制了稳像控制系统带宽的提高,因此,采用单级控制方案难以达到高精度的控制要求,高精度的稳像控制系统采用两级的双检测型复合轴控制方案。粗跟踪级控制精度在角秒级可采用星敏感器、光纤陀螺和编码器等进行闭环。而精跟踪级要求的控制精度(0.05")和控制带宽(16 Hz)都较高,国外的大口径的天文望远镜如哈勃和詹姆斯韦伯等^[1-2],都是利用主光学系统的边缘视场对恒星进行成像,相应的仪器叫导航星传感器,以图像的方式为精级控制系统闭环。导航星传感器中的核心技术是需要一种快速高精度的星点定位算法,快速提供高精度的导航星偏移信息。

传统上,质心法由于其算法的简便性和稳健性,被广泛应用于星点定位当中^[3-4]。为进一步提高星点定位精度,学者们提出了许多新的星点定位方法。Lee^[5]提出了用于星点定位的点模型,在这个模型中采样点的数据库被建立和保存。Rufino 等^[6]提出了采用反向传播(BP)神经网络对星点位置进行校正的方法。Quine 等^[7]提出了一种误差函数拟合来确定星点位置的方法,这种方法尤其适合探测器填充因子非 100%的情况。杨君等^[8]采用最小二乘拟合方法来估计质心位置。为有效地提高星点定位算法的速度,也出现了一些新方法。Mortari 等^[9]引入了两个索引向量,在扫描探测器像素时,记录相对最大灰度值像素的行号和列号。Kim 等^[10-11]利用估计的姿态角速度预测下一帧导航星的位置,只在较小的窗口范围内搜索导航星。

由于稳像控制系统精跟踪级导航星传感器极限探测星等很高(12 等星),相对于星点目标,传感器噪声和背景噪声较大,使得用现有的方法计算星点质心,精度不会很高,而且稳像控制系统精跟踪级的带宽高,这也意味着导航星传感器要有高的数据输出率。因此,本文从减少星点定位的随机噪声影响和减少运算时间的角度出发,提出采用预测开窗和 Kalman 滤波相结合的星点定位方法。预测开窗方法利用陀螺输出的惯导信息得到星点的粗位置,星点的量测位置在星点预测位置较小的窗口范围内,然后,用 Kalman 滤波器对粗位置滤波,输出高精度的星点位置。由于星点量测位置在小窗口内计算,

而 Kalman 滤波器能有效地抑制随机噪声,因此,本文提出的算法计算速度快,而且能提供高精度的星点位置信息。

2 高精度星点定位算法

2.1 星点粗位置预测

导航星传感器的测量模型可以认为是小孔成像模型^[4],如图 1 所示。天球惯性坐标系(CRF)的定义如下:坐标原点在地心,Y 轴指向北天极方向,Z 轴指向春分点方向,X 轴在赤道面内,与 Y 轴、Z 轴组成右手坐标系。轨道惯性坐标系(OCF)的定义如下:坐标原点在空间天文望远镜的质心,Z 轴指向天顶方向,X 轴为 300 s 凝视开始时刻卫星平台的轨道运动方向(凝视时间内 X 轴方向不变),Y 轴与轨道面垂直,与 X 轴、Z 轴组成右手坐标系。天文望远镜坐标系(SCF)的定义如下:天文望远镜坐标系的原点在主光学系统的主点,Z 轴为视轴方向,X 轴为探测器的行扫描方向,Y 轴为探测器列方向,与 X 轴、Z 轴组成右手坐标系。

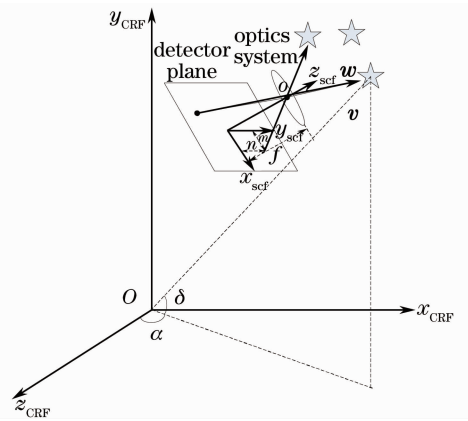


图 1 导航星传感器的测量模型

Fig. 1 Measurement model of guidance sensor

SCF 坐标系下的单位星矢量 w 和 CRF 坐标系下的单位星矢量 v 分别可表示为

$$w = \begin{bmatrix} x_{scf} \\ y_{scf} \\ z_{scf} \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{m^2 + n^2 + f^2}} \begin{bmatrix} m \\ n \\ -f \end{bmatrix}, \quad (1)$$

$$v = \begin{bmatrix} x_{crf} \\ y_{crf} \\ z_{crf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \delta \sin \alpha \\ \sin \delta \\ \cos \delta \cos \alpha \end{bmatrix}, \quad (2)$$

式中, m 和 n 分别为探测器上横坐标和纵坐标位置, f 为主光学系统的焦距, α 为赤经, δ 为赤纬。天球惯性坐标系与轨道惯性坐标系的转换关系如图 2 所示,表达式为

$$\begin{bmatrix} x_{OCF} \\ y_{OCF} \\ z_{OCF} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos u & 0 & -\sin u \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin u & 0 & \cos u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos i & \sin i & 0 \\ -\sin i & \cos i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Omega & 0 & -\sin \Omega \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Omega & 0 & \cos \Omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{CRF} \\ y_{CRF} \\ z_{CRF} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_1 \begin{bmatrix} x_{CRF} \\ y_{CRF} \\ z_{CRF} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

式中, Ω 为升交点赤经, i 为轨道倾角, u 为升交角距。轨道惯性坐标系与天文望远镜坐标系的转换关系如下:

$$\begin{bmatrix} x_{SCF} \\ y_{SCF} \\ z_{SCF} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi & \sin \psi \\ 0 & -\sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{OCF} \\ y_{OCF} \\ z_{OCF} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \theta + \sin \varphi \sin \psi \sin \theta & \sin \varphi \cos \psi & -\cos \varphi \sin \theta + \sin \varphi \sin \psi \cos \theta \\ -\sin \varphi \cos \theta + \cos \varphi \sin \psi \sin \theta & \cos \varphi \cos \psi & \sin \varphi \sin \theta + \cos \varphi \sin \psi \cos \theta \\ \cos \psi \sin \theta & -\sin \psi & \cos \psi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{OCF} \\ y_{OCF} \\ z_{OCF} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_2 \begin{bmatrix} x_{OCF} \\ y_{OCF} \\ z_{OCF} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

式中, φ 、 θ 、 ψ 分别为天文望远镜坐标系相对于轨道惯性坐标系偏航、俯仰和横滚姿态角。由于在 300 s 凝视时间内, 外框架绕俯仰轴反向运动, 用于补偿轨道速度, 这 3 个姿态角都是小量, 可采用如下近似, $\sin \varphi \approx \varphi$, $\cos \varphi \approx 1$, $\varphi\theta \approx 0$, 因此, \mathbf{M}_2 阵可近似写为

$$\mathbf{M}_2 \approx \begin{bmatrix} 1 + \varphi\psi\theta & \varphi & -\theta + \varphi\psi \\ -\varphi + \psi\theta & 1 & \varphi\theta + \psi \\ \theta & -\psi & 1 \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 1 & \varphi & -\theta \\ -\varphi & 1 & \psi \\ \theta & -\psi & 1 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

由(1)式, 探测器上的星像点坐标可写成:

$$m = -\frac{x_{SCF}}{z_{SCF}} f = -\frac{x_{OCF} + \varphi y_{OCF} - \theta z_{OCF}}{\theta x_{OCF} - \psi y_{OCF} + z_{OCF}} f, \quad (6)$$

$$n = -\frac{y_{SCF}}{z_{SCF}} f = -\frac{-\varphi x_{OCF} + y_{OCF} + \psi z_{OCF}}{\theta x_{OCF} - \psi y_{OCF} + z_{OCF}} f. \quad (7)$$

由于三轴的姿态角速度相对不高而且导航星传感器的数据更新率较高(100 Hz), 采用如下的近似: $x_{OCF} \approx x_{SCF}$, $y_{OCF} \approx y_{SCF}$, $z_{OCF} \approx z_{SCF}$ 。因此, 矢量 $[m \ n]^T$ 的雅克比矩阵为

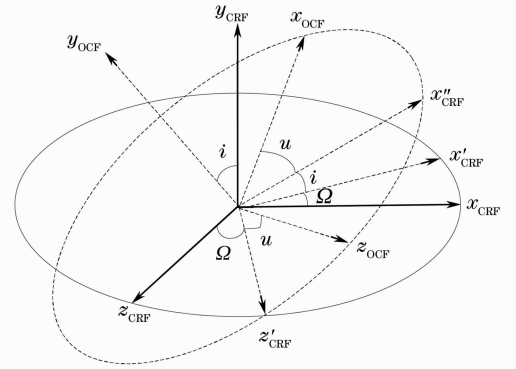


图 2 天球惯性坐标系与轨道惯性坐标系转换

Fig. 2 Transformation between celestial inertial coordinate system and orbit inertial coordinate system

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \frac{\partial m}{\partial \theta} & \frac{\partial m}{\partial \psi} & \frac{\partial m}{\partial \varphi} \\ \frac{\partial n}{\partial \theta} & \frac{\partial n}{\partial \psi} & \frac{\partial n}{\partial \varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f + \frac{m^2}{f} & \frac{-nm}{f} & n \\ \frac{nm}{f} & -f - \frac{n^2}{f} & -m \end{bmatrix}. \quad (8)$$

利用雅克比矩阵, 可得到 k 时刻与前一时刻的探测器星像点坐标误差:

$$\begin{bmatrix} \Delta m(k) \\ \Delta n(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f + \frac{m(k-1)^2}{f} & \frac{-m(k-1)n(k-1)}{f} & n(k-1) \\ \frac{m(k-1)n(k-1)}{f} & -f - \frac{n(k-1)^2}{f} & -m(k-1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta(k-1) \\ \psi(k-1) \\ \varphi(k-1) \end{bmatrix}, \quad (9)$$

式中, $\Delta m(k)$ 和 $\Delta n(k)$ 分别为 k 时刻与前一时刻的星像点横纵坐标误差, $m(k-1)$ 和 $n(k-1)$ 分别为前一采样时刻的星像点横纵坐标值, $\theta(k-1)$ 、 $\psi(k-1)$ 和 $\varphi(k-1)$ 分别是 $k-1$ 时刻的俯仰、横滚和偏航姿态角, 可由三轴陀螺测得。因此, 可得星点粗位置预测方程为

$$\begin{bmatrix} m(k) \\ n(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m(k-1) \\ n(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta m(k) \\ \Delta n(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m(k-1) \\ n(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f + \frac{m(k-1)^2}{f} & \frac{-m(k-1)n(k-1)}{f} & n(k-1) \\ \frac{m(k-1)n(k-1)}{f} & -f - \frac{n(k-1)^2}{f} & -m(k-1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta(k-1) \\ \psi(k-1) \\ \varphi(k-1) \end{bmatrix}, \quad (10)$$

式中 $m(k)$ 和 $n(k)$ 分别为 k 时刻的星像点横纵坐标值,而 $m(k-1)$ 和 $n(k-1)$ 分别为 $k-1$ 时刻的星像点横纵坐标值。

2.2 基于 Kalman 滤波的位置校正

星点定位的系统误差如安装误差、算法误差等可采取校正的方法进行消除,而随机噪声成为影响星点定位精度的主要因素。为了减小随机误差的影

响,星点的精位置由星点预测粗位置经过 Kalman 滤波器得到。由于 Kalman 滤波器实质上得到的是最小二乘意义下的系统响应与实际星点位置的误差最小值的解,所以利用它可极大地减少随机误差对星点定位精度的影响。Kalman 滤波分为两类方程,分别为状态方程和量测方程。状态方程为

$$\begin{bmatrix} m(k) \\ n(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m(k-1) \\ n(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f + \frac{m(k-1)^2}{f} & -\frac{m(k-1)n(k-1)}{f} & n(k-1) \\ \frac{m(k-1)n(k-1)}{f} & -f - \frac{n(k-1)^2}{f} & -m(k-1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta(k-1) \\ \phi(k-1) \\ \varphi(k-1) \end{bmatrix} + \omega_k, \quad (11)$$

而量测方程为

$$\begin{bmatrix} m_z(k) \\ n_z(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m(k) \\ n(k) \end{bmatrix} + v_k, \quad (12)$$

其中,状态方程由星点粗位置预测方程加入预测过程噪声 ω_k 得到, $m_z(k)$ 和 $n_z(k)$ 分别在预测得到的小窗口内用质心法测量星点的横纵坐标, $m(k)$ 和 $n(k)$ 分别为实际的星像点横纵坐标, v_k 为测量噪声。最终得到的星点精位置为 Kalman 滤波得到的最优星像点位置。Kalman 滤波方程为

$$\begin{bmatrix} \hat{m}_{k-1,k}(k) \\ \hat{n}_{k-1,k}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{m}(k-1) \\ \hat{n}(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f + \frac{\hat{m}(k-1)^2}{f} & -\frac{\hat{m}(k-1)\hat{n}(k-1)}{f} & \hat{n}(k-1) \\ \frac{\hat{m}(k-1)\hat{n}(k-1)}{f} & -f - \frac{\hat{n}(k-1)^2}{f} & -\hat{m}(k-1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta(k-1) \\ \phi(k-1) \\ \varphi(k-1) \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$\mathbf{P}_{k-1,k} = \mathbf{P}_{k-1} + \mathbf{Q}_k, \quad (14)$$

$$\mathbf{K}_k = \frac{\mathbf{P}_{k-1,k}}{\mathbf{P}_{k-1,k} + \mathbf{R}_k}, \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{m}(k) \\ \hat{n}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{m}_{k-1,k}(k) \\ \hat{n}_{k-1,k}(k) \end{bmatrix} + \mathbf{K}_k \left(\begin{bmatrix} m_z(k) \\ n_z(k) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{m}_{k-1,k}(k) \\ \hat{n}_{k-1,k}(k) \end{bmatrix} \right), \quad (16)$$

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k)\mathbf{P}_{k-1,k}(\mathbf{I} - \mathbf{K}_k)^T + \mathbf{K}_k\mathbf{R}_k\mathbf{K}_k^T, \quad (17)$$

式中 $\hat{m}_{k-1,k}(k)$ 和 $\hat{n}_{k-1,k}(k)$ 分别为 k 时刻的星像点横纵坐标预测值, $\hat{m}(k-1)$ 和 $\hat{n}(k-1)$ 分别为 $k-1$ 时刻 Kalman 滤波器输出的星像点横纵坐标最优估计值, $\mathbf{P}_{k-1,k}$ 为预测过程先验估计误差协方差阵, \mathbf{P}_{k-1} 为前一时刻最优估计误差的协方差阵, \mathbf{Q}_k 为预测过程噪声方差, \mathbf{K}_k 为 Kalman 增益, \mathbf{R}_k 为测量过程噪声方差, $m_z(k)$ 和 $n_z(k)$ 分别为 k 时刻在小窗口范围内用质心法得到的星像点横纵坐标, \mathbf{I} 为单位矩阵,上标 T 表示矩阵转置。

3 仿真实验

3.1 仿真实验方法

为验证本文提出算法的有效性,拟采用以下的仿真实验方法。由于真实的星图有各种各样的干扰和噪声源,存在一定的信噪比,为尽可能地模拟真实

的情况,考虑将各种误差源加入进去。影响星点定位精度的误差主要分为两类,即位置误差和亮度误差。位置误差包括主光学系统的安装误差、焦距的偏差以及非对称像差,如彗差、像散和径向畸变等,其中安装误差和焦距的偏差属于系统误差,而星点在像面的位置是不确定的,非对称像差当作随机误差进行处理。亮度误差是由于探测器的各种噪声产生的,如光子散粒噪声、暗电流噪声、固定模式噪声、非均匀性噪声、电荷转移噪声和读出噪声等,它们都可当作随机噪声处理。另外,在星点图像采样和量化的过程中,也会加入填充因子误差和量化误差。实际情况的误差源非常复杂,要按照实际情况完全模拟星图是不可能的,因此,在仿真环境中,将系统误差采取校正处理,认为校正后无系统误差,将各种原因引起的位置和亮度随机误差用高斯噪声分布代

替,得到近似的星图。设实验中光轴的指向为赤经 260° ,赤纬 -34° ,在视场为 $0.1^\circ \times 0.1^\circ$ 范围内从 HST 导航星表中选择可视星等 12 等以上的最亮的两颗导航星,它们的亮度分布用高斯点扩展函数近似,设探测器离焦放置,使 80% 的星点能量集中在 $5 \text{ pixel} \times 5 \text{ pixel}$ 范围内,非对称像差所产生的位置误差标准差为 0.03 pixel ,由探测器噪声引起的亮度误差为 10%,模拟的含噪声星图如图 3 所示,计算得到其信噪比为 21.72 dB。

3.2 实验结果

经粗级稳像控制之后,俯仰轴、横滚轴和偏航轴的精度分别为 $5''$ 、 $5''$ 和 $3''$,相应的导航星系统的最大俯仰角速度 $\omega_\theta = 500''/\text{s}$,最大横滚角速度 $\omega_\psi = 500''/\text{s}$,最大偏航角速度 $\omega_\varphi = 300''/\text{s}$ 。设积分时间为 10 ms ,陀螺的零偏稳定性为 $0.003^\circ/\text{h}$,随机游走系数为 $0.0005^\circ/\sqrt{\text{h}}$,常值漂移为 $0.1^\circ/\text{h}$,每次 300 s 凝视时间完成后,用高精度的星敏感器 ($1''$, 3σ) 对陀螺常值漂移进行校正, 300 s 时间内陀螺的随机游走仅为 $0.009''$,对结果的影响可忽略。利用(10)式对星点粗位置进行预测,结果如图 4 所示。以星点粗位置为中心,在 CMOS 探测器上开 $64 \text{ pixel} \times 64 \text{ pixel}$ 大小的子窗口,确定星点的粗位置为 $(760, 260)$ 和 $(156, 552)$,精度为 1 pixel 。

实验中,仿真时间为巡天相机凝视时间 300 s ,跟踪视场内最亮的一颗导航星,采用传统的质心法计算的星像点坐标误差如图 5 所示, x 轴和 y 轴方向的星点定位结果标准差分别为 0.102 pixel 和 0.098 pixel 。而采用(13)~(17)式的 Kalman 滤波方程对星点粗位置进行滤波,滤波周期为帧周期,状态量是经 Kalman 滤波后的高精度的星像点坐标,

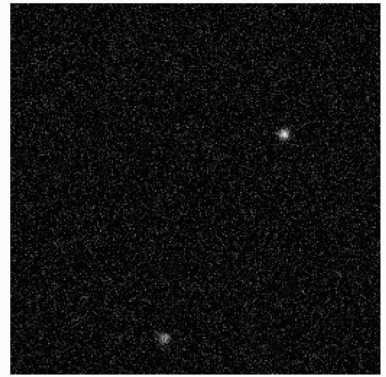


图 3 模拟的含有噪声的星图

Fig. 3 Simulated star image with noise

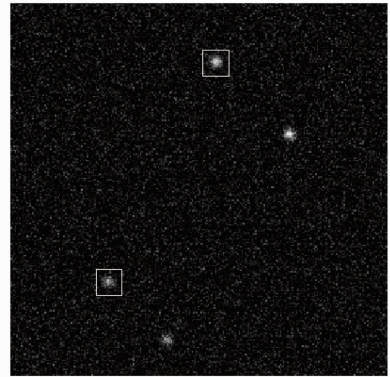


图 4 星点粗位置预测

Fig. 4 Star coarse location prediction

而观测量是在小窗口范围内用质心法得到的星像点坐标。经 Kalman 滤波后的星像点坐标误差如图 6 所示, x 轴和 y 轴方向的星点定位结果标准差分别为 0.041 pixel 和 0.037 pixel 。定位精度提高了 1 倍以上。在算法的速度方面,在 CPU 为 Pentium 双核 2.6 GHz ,内存为 2 GB ,显卡为 Geforce GT240 的微机上使用仿真软件 Matlab7. 0,对每帧图像含有 2 颗导航星的连续 100 帧星点图像确定质心,采

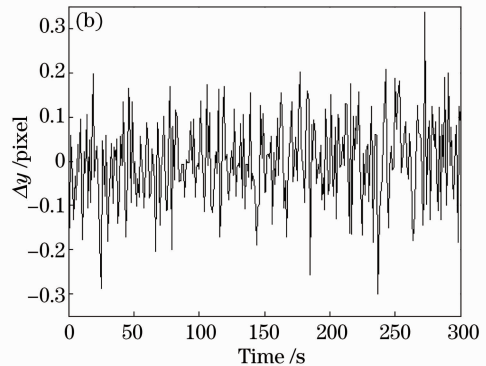
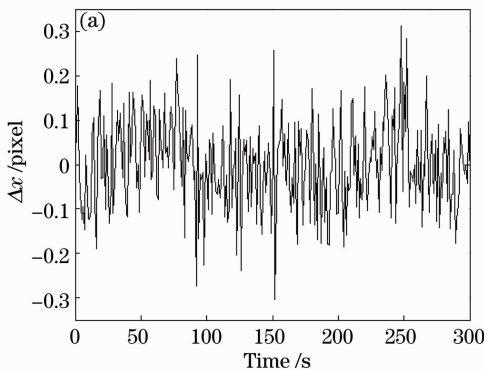
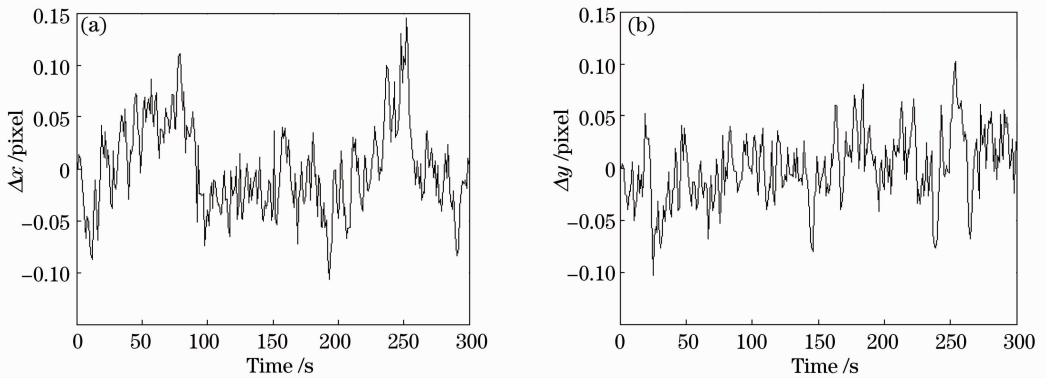


图 5 传统质心法误差曲线。(a) x 轴; (b) y 轴

Fig. 5 Error curve by conventional centroid method. (a) x -axis; (b) y -axis

图 6 Kalman 滤波算法误差曲线。(a) x 轴；(b) y 轴Fig. 6 Error curve by Kalman filter method. (a) x -axis; (b) y -axis

用传统的质心算法,计算时间为 5.9 s,而采用本文提出的算法,计算时间减小到 2.7 s,平均每帧图像的处理时间从 59 ms 减小到 27 ms。这是由于经过星点粗位置预测后,只在小的窗口范围内确定质心,处理像素个数从 1000×1000 ,减小到 64×64 ,减少了 99.61%。但本文提出的算法相对复杂,时间主要花费在 Kalman 滤波上,总的计算时间只减少了 1/2。

4 结 论

巡天相机稳像系统的控制精度主要取决于导航星传感器的精度和带宽。为提高其精度和带宽,提出了预测开窗与 Kalman 滤波相结合的星点定位新方法,对高星等星点图像序列进行大量仿真实验。实验结果表明,采用预测开窗技术,减少了星点定位计算时间,平均每帧图像的处理时间从 59 ms 减少到 27 ms,而 Kalman 滤波又有效地减少了随机噪声的影响、提高了定位精度,相比于传统的质心法,定位精度从 0.1 pixel 提高到 0.04 pixel。本文提出的方法是一条提高星点定位运算速度和精度的有效途径,可为我国巡天相机导航星系统的研制提供一定参考。

参 考 文 献

1 L G Taff. Scientific results from the Hubble Space Telescope

- fine-guidance sensors [C]. SPIE, 1991, 1494: 66–77.
- 2 N Rowlands, D Aldridge, R Allen, *et al.*. The JWST fine guidance sensor [C]. SPIE, 2004, 5487: 664–675.
- 3 Wei Xinguo, Zhang Guangjun, Jiang Jie. Subdivided locating method of star image for star sensor [J]. J Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(9): 812–815.
- 魏新国, 张广军, 江 洁. 星敏传感器中星图图像的星体细分定位方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(9): 812–815.
- 4 C C Liebe. Accuracy performance of star trackers: a tutorial [J]. IEEE Trans Aero Electron Syst, 2002, 38(2): 587–599.
- 5 S Lee. Pointing accuracy improvement using model-based noise reduction method [C]. SPIE, 2002, 4635: 65–71.
- 6 Giancarlo Rufino, Domenico Accardo. Enhancement of the centroiding algorithm for star tracker measure refinement [J]. Acta Astronautica, 2003, 53(2): 135–147.
- 7 B M Quine, V Tarasyuk, H Mebrahtu, *et al.*. Determining star-image location: a new sub-pixel interpolation technique to process image centroids [J]. Computer Physics Communications, 2007, 177(9): 700–706.
- 8 Yang Jun, Zhang Tao, Song Jingyan, *et al.*. High accuracy error compensation algorithm for star image sub-pixel subdivision location [J]. Optics and Precision Engineering, 2010, 18(4): 1002–1010.
- 杨 君, 张 涛, 宋靖雁, 等. 星点质心亚像元定位的高精度误差补偿法[J]. 光学精密工程, 2010, 18(4): 1002–1010.
- 9 D Mortari, A Romoli. StarNav III: a three fields of view star tracker [C]. IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2002, 47–57.
- 10 H Y Kim. Novel Methods for Spacecraft Attitude Estimation [M]. College Station: Texas A & M University, 2002.
- 11 M A Samaan, T C Pollock, J L Junkins. Predictive centroiding for star trackers with the effect of image smear [J]. J Astronautical Sciences, 2002, 50(1): 113–123.

栏目编辑: 何卓铭