

天基光学传感器视线指向确定与校正

陈 军 安 玮 邓新蒲 杨俊刚

国防科学技术大学电子科学与工程学院, 湖南 长沙 410073

摘要 高精度的传感器视线指向确定与校正是天基光学监视系统高精度跟踪和定位目标的重要保障,而高帧频、窄视场的凝视相机的视线指向确定和校正是这一问题的难点所在。在研究凝视相机的成像模型及其观测特点的基础上,提出了基于地标控制点的视线指向实时确定与校正算法。将影响凝视相机视线指向的误差因素(热变形误差、安装误差等)等效为视线指向偏移角,通过建立地标控制点的观测方程和偏移角的状态转移模型,采用扩展卡尔曼滤波器,实现了对偏移角的实时估计和视线指向的高精度确定与校正。仿真结果表明所提算法的精度、时效性均能够满足天基光学红外监视系统目标跟踪与定位处理的需求。

关键词 遥感; 视线指向; 扩展卡尔曼滤波器; 偏移角估计; 凝视相机; 地标控制点

中图分类号 TP732.2 **文献标识码** A

doi: 10.3788/AOS201636.0728001

Determination and Calibration of Space Based Optical Sensor Line of Sight Attitude

Chen Jun An Wei Deng Xinpu Yang Jungang

*College of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology,
Changsha, Hunan 410073, China*

Abstract Determination and calibration of high precision sensor line of sight (LOS) attitude are the key prerequisite of high precision tracking and location of targets in space based optical surveillance systems. LOS determination and calibration of staring sensor with high frame frequency and narrow field of view are difficult points of the problem. Based on the research of the imaging model and observation characteristics of staring sensor, the real time LOS attitude determination and calibration algorithm using landmark control point is proposed. The influential factors (including thermal distortions error, assemble error, and so on) of staring sensor LOS attitude error are equivalent to bias angle of LOS attitude. By establishing the observation equation of landmark control point and the state transition mode of bias angle, and using an extend Kalman filter (EKF), the real time estimation of bias angle and the high precision LOS attitude determination and calibration are achieved. The simulation results show that the precision and timeliness of the proposed algorithm meet the request of target tracking and location process in space based infrared surveillance system.

Key words remote sensing; light of sight attitude; extend Kalman filter; bias angle estimation; staring sensor; landmark control point

OCIS codes 280.4788; 120.0280; 110.3080; 140.1860

1 引 言

天基光学监视系统在空间态势感知方面扮演重要的角色,目前,应用比较成熟的是美国的天基红外系统,为了准确地发现目标并快速、高精度地跟踪和定位,每颗卫星搭载了高帧频、窄视场的凝视相机提供目标

收稿日期: 2015-11-11; **收到修改稿日期:** 2016-03-16

基金项目: 国家自然科学基金(61401474)

作者简介: 陈 军(1988—),男,博士研究生,主要从事空间光学图像获取与处理方面的研究。

E-mail: 304223101@qq.com

导师简介: 安 玮(1969—),女,博士,教授,主要从事空间光学图像获取与处理方面的研究。

E-mail: nudtanwei@tom.com

视线测量信息来估计目标的位置、速度和加速度等状态信息,因此天基光学监视系统的目标跟踪和定位精度主要取决于相机所测量的目标视线(LOS)的指向精度^[1]。视线指向一般包含两类误差^[2-3]:随机误差和系统误差。随机误差主要包括卫星位置、姿态、指向角等的测量误差,这类误差通常具有零均值、确定方差的特性;系统误差主要包括热变形误差和相机安装误差等,这类误差会导致相应的测量值存在固定不变或者在一定范围内缓慢变化的偏移误差。为了提高目标的跟踪和定位精度,必须利用已知控制点(地标特征点)对相机指向进行确定与校正。

在遥感图像处理中比较常用的几何校正方法包括^[4-8]:多项式法、有理函数法和共线方程法等,但这些方法都需要大量控制点且都是离线处理,其运算量和时效性都很难满足天基光学监视系统的要求。国内外学者对实时传感器视线指向确定和校正方法进行了相关的研究。Wu A^[9-10]针对天基光学监视系统的扫描相机,提出了基于恒星特征点的多级扩展卡尔曼滤波器(EKF)对扫描相机视线指向进行确定与校正的方法;Thomas M C等^[11]针对天基光学监视系统的跟踪相机,提出了目标跟踪与定位一体化算法,在进行目标跟踪的同时,利用背景恒星观测来实时进行视线指向的确定与校正,该方法能够实时消除视线指向误差动态变化的影响,有效地提高整个系统的时效性以及目标跟踪与定位精度;但是凝视相机与扫描相机的结构差异较大,且与跟踪相机观测的冷空间背景不同,其观测的主要是地球背景,由于观测视场较小,能够探测到的控制点较少,基于凝视相机的这些特点,上述所提方法都不适用于凝视相机视线指向的确定与校正。

本文在研究天基光学监视系统的凝视相机的成像原理及其观测特点的基础上,分析了影响在轨凝视相机视线指向的误差因素,并将其等效为视线指向偏移角,通过建立地标控制点的观测方程和偏移角的状态转移模型,并采用扩展卡尔曼滤波器,提出了基于地标控制点的视线指向实时确定与校正算法,有效解决了天基光学监视系统的凝视相机视线指向的高精度、实时确定与校正的问题。

2 天基光学传感器成像模型与指向误差校正方法

2.1 凝视相机成像原理与观测特点

2.1.1 凝视相机成像原理

天基光学监视系统的凝视相机采用的是小面阵探测器与二维机械摆扫相结合的方式,既能够满足对大区域的覆盖,又能满足对热点区域的监视^[1]。凝视相机对地探测成像的过程本质上是将地球表面的点投影到相机焦平面的过程,该过程可以描述为一系列坐标转换的集合^[12-13],凝视相机成像示意图如图1所示。

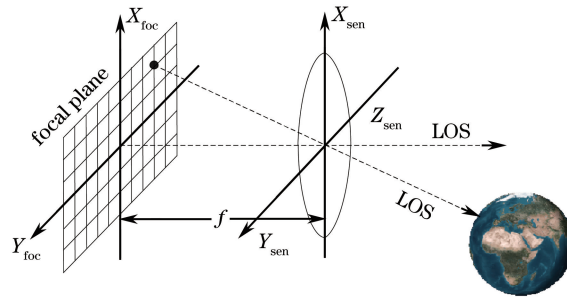


图1 凝视相机成像示意图

Fig. 1 Imaging sketch map of staring sensor

凝视相机成像模型可以表示为

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{\text{sensor}} = \mathbf{R}_{\text{pointing}}^{\text{sensor}}(\alpha, \beta) \mathbf{R}_{\text{body}}^{\text{pointing}}(\chi, \delta, \epsilon) \mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{body}}(\varphi, \varphi, \gamma) \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}}(\mathbf{r}_{\text{sat}}, \mathbf{v}_{\text{sat}}) (\mathbf{R}_{\text{ECF}}^{\text{ECI}} \mathbf{r}_{\text{ECF}} - \mathbf{r}_{\text{sat}}) \\ \mathbf{r}_{\text{foc}} = q(\mathbf{r}_{\text{sensor}}) = \left[\frac{\arctan[\mathbf{r}_{\text{sensor}}(1)/\mathbf{r}_{\text{sensor}}(3)]}{f_{\text{IFOV}}}, \frac{\arctan[\mathbf{r}_{\text{sensor}}(2)/\mathbf{r}_{\text{sensor}}(3)]}{f_{\text{IFOV}}} \right]^T, \end{cases} \quad (1)$$

式中 \mathbf{r}_{ECF} 表示地表投影点在地球固连坐标系中的位置坐标, $\mathbf{r}_{\text{sensor}}$ 表示卫星与投影点连线在相机本体坐标系下的矢量, \mathbf{r}_{foc} 表示投影点在相机焦平面的位置坐标, $\mathbf{r}_{\text{sat}}, \mathbf{v}_{\text{sat}}$ 表示卫星在地球惯性坐标系中的位置和速度, φ, φ, γ 表示卫星的俯仰、滚动和偏航姿态角, χ, δ, ϵ 表示指向机构相对于卫星的安装角, α, β 表示二维指向机

构的旋转角度, f_{IFOV} 表示凝视相机空间角分辨率, $\mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{ECF}}$ 表示地球固连坐标系到地球惯性坐标系的旋转矩阵, $\mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}}$ 表示地球惯性坐标系到卫星轨道坐标系的旋转矩阵, $\mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{body}}$ 表示卫星轨道坐标系到卫星本体坐标系的旋转矩阵, $\mathbf{R}_{\text{body}}^{\text{pointing}}$ 表示卫星本体坐标系到指向机构坐标系的旋转矩阵, $\mathbf{R}_{\text{pointing}}^{\text{sensor}}$ 表示指向机构坐标系到相机本体坐标系的旋转矩阵, $q(\cdot)$ 表示凝视相机的投影成像函数。

2.1.2 实时地标提取与匹配

对于天基光学监视系统的跟踪相机而言, 由于其轨道较低, 在进行目标跟踪时, 观测几何决定了视场内多以冷空间为主, 能探测到大量的恒星控制点, 可用来进行视线指向的确定与校正。但对于天基光学监视系统的凝视相机而言, 由于其处于地球同步轨道, 在进行目标跟踪时, 观测几何决定了视场内多以地球背景为主, 且其对地覆盖区域是相对不变的, 这就为采用地标控制点来进行视线指向确定与校正提供了可能。

遥感图像的地标控制点提取与匹配一般会事先依据成像模型与参数生成待提取与匹配的地标模板图像, 后续的地标控制点提取与匹配的处理中将一直使用或较长时间内使用该地标模板图像^[4-15]。对于凝视相机而言, 其成像系统的特性决定了它可能在不同的二维指向角度的组合下, 均能观测到同 1 个地标控制点, 但其观测视角的不同会导致同 1 个地标控制点在像平面存在一定的几何形变, 若事先生成地标模板图像, 利用固定的模板来对存在几何形变的地标控制点图像进行提取与匹配, 这会对地标控制点的提取与匹配精度产生较大的影响。针对凝视相机成像的这一特点, 在对其地标控制点图像进行提取与匹配时, 利用成像模型与成像参数实时计算地标模板图像的方法, 来消除由观测视角引起地标控制点几何形变的影响, 从而提高地标控制点的提取与匹配的精度。

2.2 确定与校正算法的原理与实现

对于 2 次带小角度误差的相继旋转而言, 存在如下关系

$$\begin{aligned} \mathbf{R}(\eta + \Delta\eta)\mathbf{R}(\lambda + \Delta\lambda) &= \mathbf{R}(\eta)\mathbf{R}(\Delta\eta)\mathbf{R}(\lambda)\mathbf{R}(\Delta\lambda) \approx \\ &\mathbf{R}(\eta)\mathbf{R}(\lambda)\mathbf{R}(\Delta\eta)\mathbf{R}(\Delta\lambda) \approx \mathbf{R}(\eta)\mathbf{R}(\lambda)\mathbf{R}(\Delta\lambda + \Delta\eta) \approx \\ &\mathbf{R}(\Delta\eta)\mathbf{R}(\Delta\lambda)\mathbf{R}(\eta)\mathbf{R}(\lambda) \approx \mathbf{R}(\Delta\lambda + \Delta\eta)\mathbf{R}(\eta)\mathbf{R}(\lambda), \end{aligned} \quad (2)$$

式中, \mathbf{R} 表示旋转矩阵, η 与 λ 分别表示两次旋转角度, $\Delta\eta$ 与 $\Delta\lambda$ 分别表示两次旋转的角度误差。地球同步轨道对地观测卫星的最大误差源为热变形误差, 其最大可达 $1000 \mu\text{rad}$ ^[14], 即使当 $\Delta\lambda$ 和 $\Delta\eta$ 取最大热变形误差 $1000 \mu\text{rad}$ 时, 上式的近似仍然有效。

对于(1)式, 只要 1 个或者多个参数存在误差就会导致视线指向存在偏移。依据(2)式, 可以将凝视相机成像过程中的热变形误差、安装误差、卫星轨道误差、姿态误差等对视线的影晌等效为视线指向偏移角对视线的影响, 即如(3)式所示, 则凝视相机各误差项的求解问题转化为对偏移角的估计问题。

$$\begin{aligned} &\mathbf{R}_{\text{pointing}}^{\text{sensor}}(\alpha + \Delta\alpha, \beta + \Delta\beta) \mathbf{R}_{\text{body}}^{\text{pointing}}(\chi + \Delta\chi, \delta + \Delta\delta, \epsilon + \Delta\epsilon) \\ &\mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{body}}(\varphi + \Delta\varphi, \varphi + \Delta\varphi, \gamma + \Delta\gamma) \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}}(r_{\text{sat}} + \Delta r_{\text{sat}}, v_{\text{sat}} + \Delta v_{\text{sat}}) \approx \\ &\mathbf{R}_{\text{pointing}}^{\text{sensor}}(\alpha + \tilde{\alpha}, \beta + \tilde{\beta}) \mathbf{R}_{\text{body}}^{\text{pointing}}(\chi, \delta, \epsilon) \mathbf{R}_{\text{orbit}}^{\text{body}}(\varphi, \varphi, \gamma) \mathbf{R}_{\text{ECI}}^{\text{orbit}}(r_{\text{sat}}, v_{\text{sat}}), \end{aligned} \quad (3)$$

式中, $\tilde{\alpha}, \tilde{\beta}$ 表示偏移角。视线指向确定与校正算法采用扩展卡尔曼滤波来进行偏移角的估计, 具体步骤如下: 1) 建立偏移角模型和状态方程; 2) 建立基于地标特征点的观测方程; 3) 运用扩展卡尔曼滤波器获得无偏估计。

2.2.1 偏移角模型与状态方程

1) 偏移角模型

视线指向误差主要由卫星周期的进出地球阴影区域产生周期变化的热变形误差所导致, 地球同步轨道卫星的热变形误差的变化周期与其轨道周期一致, 大约为 24 h。卫星在发射和入轨过程中, 会与载荷之间产生一定角度的安装误差, 这也是导致视线指向误差的重要因素。所用的滤波算法能够有效地抑制随机误差的影响, 故在建立等效偏移角模型时, 暂不考虑卫星轨道、姿态、指向角等参数测量误差的影响。基于上述分析, 可以将偏移角描述为常值与余弦变化的形式^[11, 16], 如下所示:

$$\begin{cases} \tilde{\alpha}(t) = \epsilon_{\tilde{\alpha}} + \theta_{\tilde{\alpha}} \cos(\omega_{\tilde{\alpha}} t + \zeta_{\tilde{\alpha}}) \\ \tilde{\beta}(t) = \epsilon_{\tilde{\beta}} + \theta_{\tilde{\beta}} \cos(\omega_{\tilde{\beta}} t + \zeta_{\tilde{\beta}}) \end{cases}, \quad (4)$$

式中, ϵ 表示常值部分, θ 表示余弦部分的幅值, ω 表示余弦的频率, ζ 表示余弦的相位, 在短时间内, 假定 θ

为常值。

2) 状态变量与状态方程

为了精确地估计凝视相机方位轴和俯仰轴的偏移角,选取偏移角的幅值,偏移角的变化率以及偏移角的余弦部分的频率作为状态变量^[11],可得

$$\begin{cases} \tilde{\alpha}(t) = [\tilde{\alpha} & \dot{\tilde{\alpha}} & \omega_{\tilde{\alpha}}] \\ \tilde{\beta}(t) = [\tilde{\beta} & \dot{\tilde{\beta}} & \omega_{\tilde{\beta}}] \end{cases}, \quad (5)$$

将非线性连续系统线性化和离散化,状态方程可描述为^[11]

$$\mathbf{x}_k = \Phi \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{v}_{k-1}, \quad (6)$$

式中, $\mathbf{x}_k = [\mathbf{x}_{\tilde{\alpha}}; \mathbf{x}_{\tilde{\beta}}]$ 表示状态矢量, $\mathbf{x}_{\tilde{\alpha}} = [\tilde{\alpha} \quad \dot{\tilde{\alpha}} \quad \omega_{\tilde{\alpha}}]^T$, $\mathbf{x}_{\tilde{\beta}} = [\tilde{\beta} \quad \dot{\tilde{\beta}} \quad \omega_{\tilde{\beta}}]^T$, $\Phi = \text{diag}[\Phi_{\tilde{\alpha}}, \Phi_{\tilde{\beta}}]$ 表示状态转移矩阵, $\mathbf{v} = [\mathbf{v}_{\tilde{\alpha}}; \mathbf{v}_{\tilde{\beta}}]$ 为零均值过程噪声, $\mathbf{v}_{\tilde{\alpha}} = [0, 0, \mu_{\tilde{\alpha}}]^T$, $\mathbf{v}_{\tilde{\beta}} = [0, 0, \mu_{\tilde{\beta}}]^T$, 其协方差矩阵为 $Q = \text{diag}[Q_{\tilde{\alpha}}, Q_{\tilde{\beta}}]$ 。 $\Phi_{\tilde{\alpha}}$ 、 $\Phi_{\tilde{\beta}}$ 以及 $Q_{\tilde{\alpha}}$ 、 $Q_{\tilde{\beta}}$ 具有相同的结构,故以方位轴的 $\Phi_{\tilde{\alpha}}$ 和 $Q_{\tilde{\alpha}}$ 为例^[11]:

$$\Phi_{\tilde{\alpha}} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & 0 \\ -\hat{\omega}_{\tilde{\alpha}}^2 \Delta T & 1 & -2\hat{\omega}_{\tilde{\alpha}} \hat{\alpha} \Delta T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{k-1}, \quad (7)$$

$$Q_{\tilde{\alpha}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{4}{3}\hat{\omega}_{\tilde{\alpha}}^2 \hat{\alpha}^2 \Delta T^3 \Theta_{\omega_{\tilde{\alpha}}} & -\hat{\omega}_{\tilde{\alpha}} \hat{\alpha} \Delta T^2 \Theta_{\omega_{\tilde{\alpha}}} \\ 0 & -\hat{\omega}_{\tilde{\alpha}} \hat{\alpha} \Delta T^2 \Theta_{\omega_{\tilde{\alpha}}} & \Delta T \Theta_{\omega_{\tilde{\alpha}}} \end{bmatrix}_{k-1}, \quad (8)$$

式中, $\hat{\alpha}$ 和 $\hat{\omega}_{\tilde{\alpha}}$ 是估计的偏移角和偏移角频率, ΔT 是测量的时间间隔, $\Theta_{\omega_{\tilde{\alpha}}}$ 是 $\mu_{\tilde{\alpha}}$ 的功率谱密度。

2.2.2 测量方程

地标控制点计算位置是利用成像参数实时计算得到的地标控制点在像平面的位置。地标控制点实际位置是对图像进行提取得到的地标控制点在图像的位置。一旦完成地标控制点提取与匹配,就能够准确地计算出地标控制点的实际位置 $x_{\text{true}}, y_{\text{true}}$ 与计算位置 $x_{\text{cal}}, y_{\text{cal}}$ 之间在相机本体坐标系下的偏移角度:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{true}} = q^{-1}(x_{\text{true}}, y_{\text{true}}) \\ \alpha_{\text{true}} = \tan^{-1} \left[\frac{\mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{true}}(1)}{\mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{true}}(3)} \right], \\ \beta_{\text{true}} = \tan^{-1} \left[\frac{\mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{true}}(2)}{\mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{true}}(3)} \right] \end{cases}, \quad (9)$$

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{cal}} = q^{-1}(x_{\text{cal}}, y_{\text{cal}}) \\ \alpha_{\text{cal}} = \arctan \left[\frac{\mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{cal}}(1)}{\mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{cal}}(3)} \right], \\ \beta_{\text{cal}} = \arctan \left[\frac{\mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{cal}}(2)}{\mathbf{r}_{\text{sensor}}^{\text{cal}}(3)} \right] \end{cases}, \quad (10)$$

$$\begin{cases} \tilde{\alpha} = \alpha_{\text{true}} - \alpha_{\text{cal}} \\ \tilde{\beta} = \beta_{\text{true}} - \beta_{\text{cal}} \end{cases}, \quad (11)$$

可得观测方程

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{v}_k, \quad (12)$$

式中,观测矩阵 $\mathbf{H}_k = [\mathbf{H}_{\tilde{\alpha}}, \mathbf{H}_{\tilde{\beta}}]$, $\mathbf{H}_{\tilde{\alpha}} = \mathbf{H}_{\tilde{\beta}} = [1, 0, 0]$ 。

2.2.3 滤波估计算法

滤波估计算法的具体流程^[17]:

1) 预测:在地标控制点的观测间隙,滤波器预测协方差矩阵 \mathbf{P} 和估计状态矢量 $\hat{\mathbf{X}}$:

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \Phi_{k-1} \mathbf{P}_{k-1/k-1} \Phi_{k-1}^T + Q_{k-1}, \quad (13)$$

$$\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k-1} \hat{X}_{k-1/k-1}, \quad (14)$$

2) 更新:当观测到地标控制点时,首先,滤波器计算滤波增益矩阵 K_k :

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}, \quad (15)$$

然后,更新协方差矩阵 P 和状态估计矢量 \hat{X} :

$$P_{k/k} = (I - K_k H_k) P_{k/k-1}, \quad (16)$$

$$\hat{X}_{k/k} = \hat{X}_{k-1/k-1} + K_k \cdot (Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}). \quad (17)$$

3 仿真实验与分析

3.1 仿真场景与参数

以运行于地球同步轨道的卫星(GEO)为例,对其凝视相机的视线指向进行确定与校正仿真实验。地球同步轨道的卫星定位在 E120°上空,轨道历元时间为 2015 年 7 月 1 日 12:00:00,仿真开始于 2015 年 7 月 1 日 12:00:00,结束于 2015 年 7 月 2 日 12:00:00。

仿真中假定凝视相机像元空间角分辨为 $30 \mu\text{rad}$,轨道位置误差为 600 m,速度误差为 30 m/s,姿态确定误差为 $30 \mu\text{rad}$,凝视相机的成像周期为 0.2 s,二维指向机构测角误差均为 $30 \mu\text{rad}$,光学畸变校正误差为 $30 \mu\text{rad}$,星地时差为 5 ms。由文献[1]可知,凝视相机有多种工作模式,采用凝视相机的跟踪模式来仿真分析不同误差大小对天基光学传感器视线指向确定与校正精度的影响。

考虑到凝视相机视场小,可观测的地标点较少的情况,在设计仿真场景时,每 5 帧仿真图像添加 1 个地标控制点,利用地标控制点以及最小二乘算法(LS)、所提算法来分别估计偏移角,利用估计偏移角和严格成像模型来对每帧添加的 1 个地标检查点进行视线指向校正,比较 2 种算法的校正性能。

3.2 仿真结果与分析

利用校正后的地标检查点在地心惯性(ECI)坐标系下的 LOS 指向矢量与真实的地标检查点在 ECI 坐标系下的 LOS 指向矢量之间的夹角来评价校正算法的精度^[12]。为了充分验证算法的性能,设置了两组不同仿真场景^[11],场景 1:按(4)式添加偏移角,其中 $\epsilon = 0.4 \text{ mrad}$ 和 $\theta = 0.6 \text{ mrad}$;场景 2:按(4)式添加偏移角,其中 $\epsilon = 0.4 \text{ mrad}$ 和 $\theta = 0.06, 0.6, 6 \text{ mrad}$ 。场景 1 前 100 s 的对地标控制点与地标检查点仿真实验结果如图 2 所示,使用不同算法的仿真实验结果如图 3 所示。

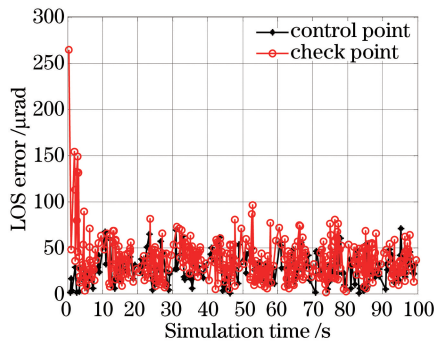


图 2 使用所提算法对地标控制点与地标检查点校正结果

Fig. 2 Calibration results of landmark control points and landmark check points using proposed method

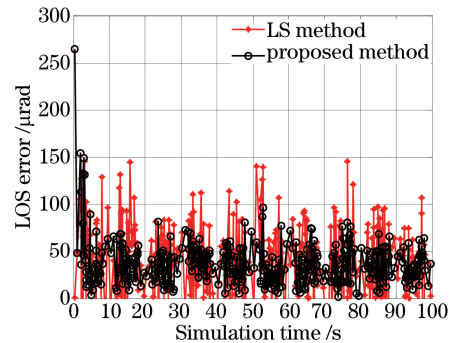


图 3 使用不同算法对地标检查点校正结果

Fig. 3 Calibration results of landmark check points using different methods

场景 2 实验($\epsilon = 0.4 \text{ mrad}$)的多次蒙特卡罗仿真统计结果如表 1 所示。由上述仿真结果可以得出以下结论:1) 在场景 1 中,由图 2 的仿真结果可知,当滤波算法收敛后,检查点校正性能与控制点校正性能基本相当,表明所提算法在凝视相机控制点较少的条件下也能较好地校正性能;2) 在场景 1 中,由图 3 的仿真结果可知,所提滤波算法收敛速度较快,且能够有效地消除凝视相机 LOS 指向的系统误差和随机误差,收敛后的所提算法与 LS 方法的 LOS 指向校正结果均值都约为 $30 \mu\text{rad}$,所提算法校正结果方差为 17.42,LS 方法校正结果方差为 37.37,表明所提算法具有更平稳的性能;3) 在场景 2 中,当偏移角余弦的幅值

$\theta=0.06$ mrad时,2种算法的校正性能与 $\theta=0.6$ mrad时基本相当,但当 $\theta=6$ mrad时,2种算法的校正性能下降,可能由仿真所用的控制点每隔5 frame才有1个所致,由此可知,当偏移角信号变化加剧时,需要增加控制点的数量才能取得较好的校正性能。

表1 不同偏移角2种算法对地标检查点校正结果

Table 1 Calibration results of landmark check points using two different methods with different bias angles

Bias angles θ	Proposed method		LS method	
	Mean value	Variance	Mean value	Variance
0.06 mrad	28.45	16.27	31.08	36.06
0.6 mrad	30.64	17.42	33.18	37.37
6 mrad	61.15	35.55	64.34	48.54

4 结 论

在研究了天基光学监视系统的凝视相机的成像原理及其观测特点的基础上,分析了影响在轨凝视相机视线指向的误差因素(热变形误差、安装误差等),并将其等效为视线指向偏移角,通过建立地标控制点的观测方程和偏移角的状态转移模型,并采用扩展卡尔曼滤波器,提出了基于地标控制点的视线指向实时确定与校正算法,克服了凝视相机视场窄、观测特征点少、不满足使用传统几何校正方法条件的问题,有效解决了凝视相机视线指向的高精度、实时确定与校正的问题,为天基光学监视系统目标高精度跟踪与定位问题的研究奠定了基础。同时,为下一步利用足够的特征点和最优估计的方法对影响凝视相机视线指向的各误差因素(热变形误差、安装误差等)进行准确地估计奠定了基础。

参 考 文 献

- 1 Andreas N S. Space-based infrared system (SBIRS) system of systems[C]. IEEE Aerospace Conference Proceedings, IEEE, 1997, 4: 429-438.
- 2 Thomas M C III, Kuo C C. Effect of sensor bias on space-based bearing-only tracker[C]. SPIE, 2008, 6968: 696809.
- 3 Thomas M C III, Kuo C C. Bias correction using background stars for space-based IR tracking[C]. IEEE, 2009: 2028-2035.
- 4 Wang Pu, An Wei, Deng Xinpu, *et al.*. Geometric correction method for oscillation distortion of remote sensing images using compressive sampling[J]. Acta Optica Sinica, 2015, 35(1): 0110004.
汪 璞, 安 玮, 邓新蒲, 等. 使用压缩感知的遥感图像振荡畸变几何校正方法[J]. 光学学报, 2015, 35(1): 0110004.
- 5 Hu Y, Tao V, Croitoru A. Understanding the rational function model: Methods and applications[C]. International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, 2004: 119-124.
- 6 Sun Jiabing. Principle and applications of remote sensing[M]. Wuhan: Wuhan University Press, 2009: 123-137.
孙家炳. 遥感原理与应用[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2009: 123-137.
- 7 Toutin T. Review article: Geometric processing of remote sensing images: models, algorithms and methods [J]. International Journal of Remote Sensing, 2004, 25(10): 1893-1924.
- 8 Guan Banglei, Sun Xiangyi, Shang Yang, *et al.*. A camera calibration method for large field camera pointing at sky on sway platform[J]. Acta Optica Sinica, 2015, 35(7): 0712003.
关棒磊, 孙祥一, 尚 洋, 等. 晃动平台上对空拍摄大视场摄像机的标定方法[J]. 光学学报, 2015, 35(7): 0712003.
- 9 Wu A. Precision attitude determination for LEO spacecraft[C]. AIAA, Guidance, Navigation and Control Conference, 1996, 94(1): 47-55.
- 10 Wu A. SBIRS high payload LOS attitude determination and calibration[C]. IEEE, 1998, 5: 243-253.
- 11 Thomas M C III, Kuo C C. Sensor calibration using in-situ celestial observations to estimate bias in space-based missile tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(2): 1403-1427.
- 12 Xue Yonghong, An Wei, Zhang Tao, *et al.*. Real-time line of sight calibration algorithm for high earth orbit infrared scanning sensor[J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(6): 0628003.
薛永宏, 安 玮, 张 涛, 等. 高轨红外扫描相机视轴指向实时校正算法[J]. 光学学报, 2013, 33(6): 0628003.
- 13 Wang Xiaokun. Optical design of a high resolution space camera[J]. Acta Optica Sinica, 2015, 35(1): 0122001.

- 王孝坤. 一种高分辨力空间相机的光学设计[J]. 光学学报, 2015, 35(1): 0122001.
- 14 Walter E, David P, Maecus L, *et al.*. GOES landmark positioning system[C]. SPIE, 1996, 2812: 789-804.
- 15 Wang Pu, An Wei, Deng Xingpu. A new method to obtain ground control points based on SRTM data[C]. SPIE, 2013, 8907: 890711.
- 16 Kistosturian H. On-orbit calibration of satellite antenna-pointing errors [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1990, 26(1): 88-112.
- 17 Zarchan P, Musoff H. Fundamentals of Kalman filtering: A practical approach[M]. Reston: AIAA, 2009: 417-420.