

引用格式: JIN He, MAO Xiao-nan, LI Xin-peng, *et al.* Research on Star Tracker On-orbit Low Spatial Frequency Error Compensation[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2020, 49(1): 0112005

金荷,毛晓楠,李新鹏,等.星敏感器低频误差在轨补偿方法[J].光子学报,2020,49(1):0112005

星敏感器低频误差在轨补偿方法

金荷^{1,2},毛晓楠^{1,2},李新鹏^{1,2},余路伟^{1,2},任平川^{1,2}

(1 上海航天控制技术研究所,上海 201109)

(2 上海市空间智能控制重点实验室,上海 201109)

摘 要:为了抑制地面标定与在轨工况差异引入的低频误差,提出了一种低频误差在轨补偿方法,基于地面标定求得主点、焦距初始值与畸变系数,筛选出符合条件的星对,以星对角距误差最小为准则,基于扩展卡尔曼滤波方法,实时更新星敏感器的焦距值.与现有的多参数同时更新方法相比,该方法具有更快的收敛速度与更高的鲁棒性.多次观星试验和在轨飞行验证了本方法的有效性,星对角距误差均值减小 90% 以上,低频误差减小 40% 以上.

关键词:低频误差;在轨;焦距;扩展卡尔曼滤波;星对角距误差

中图分类号:V488.22

文献标识码:A

doi:10.3788/gzxb20204901.0112005

Research on Star Tracker On-orbit Low Spatial Frequency Error Compensation

JIN He^{1,2}, MAO Xiao-nan^{1,2}, LI Xin-peng^{1,2}, YU Lu-wei^{1,2}, REN Ping-chuan^{1,2}

(1 *Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China*)

(2 *Shanghai key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China*)

Abstract: An on-orbit low spatial frequency error compensation method has been proposed to restrain low spatial frequency error brought by the difference between on ground calibration and on-orbit environment. Firstly, principle points, initial value of focal length and distortion coefficients are calculated during on-ground calibration. Then, focal length is updated by extended Kalman filter based on angle distance error minimization criterion using selected star pairs during on-orbit calibration. Faster convergence rate and better robustness has been validated by simulation. Sky tests data and on-board data proved that the mean value of angle distance error can be decreased by more than 90% and the low spatial frequency error decreased by more than 40%.

Key words: Low spatial frequency error; On-orbit; Focal length; Extended Kalman filter; Angle distance error

OCIS Codes: 120.2440; 220.3620; 080.3620

0 引言

星敏感器以遍布于全天球的恒星为测量对象,基于计算机视觉的原理,实现空间飞行器三轴姿态测量,是目前精度最高的姿态敏感器.根据国际上广泛应用的误差分类准则,星敏感器的误差可分为 4 类^[1-2]: 偏置误差(Bias Error, BE)、瞬时误差(Temporal Error, TE)、高空间频率误差(High Spatial Frequency Error, HSFE)和低空间频率误差(Low Spatial Frequency Error, LSFE, 以下简称低频误差).由于低频误差来源多样,频率成分复杂,很难像瞬时误差和高频误差一样通过一般的滤波方法滤除.因此,低频误差抑制技术是星

基金项目:中国航天科技集团钱学森青年创新基金

第一作者:金荷(1992-),女,工程师,硕士,主要研究方向为星敏感器数据处理、误差抑制等.Email:13621946541@163.com

收稿日期:2019-08-01;录用日期:2019-10-09

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

传感器精度提高的难点和关键点,也是当前研究的热点。

法国 Sodern 公司针对星敏感器在轨运行情况,将星敏感器的低频误差分为轨道周期低频误差和视场周期低频误差^[3]。轨道周期低频误差的主要来源有三个方面:1)卫星在轨运行过程中,太阳照射角度呈轨道周期变化,导致外热流及因其引入的星敏感器形变周期性变化;2)星敏感器视场内的恒星分布在一段时间内具有轨道周期回归特性,因此与恒星目标特性相关的误差呈轨道周期变化;3)由航天器相对于太阳质心坐标系的线速度引入的光行差也是轨道周期低频误差的组成部分。视场周期低频误差的成因主要是光学系统的误差及其标定残差,星表误差等。

在引入星敏感器低频误差的各项因素中,星表误差和光行差可以使用天文学公式修正^[4],其残差可以忽略。光学系统误差的修正较为复杂,采用高精度转台和恒星模拟器组成的地面标定系统求解星敏感器内方位元素^[5],包括主点、焦距和畸变修正系数等参数,可以有效补偿光学系统误差,是抑制星敏感器低频误差,提高测量精度最基本、最主要的方法。但是,对于高精度、甚高精度星敏感器,仅使用地面标定的方法抑制低频误差局限性较大,主要体现在:1)由于空间热环境的复杂性,地面难以实现在轨复杂温度场条件下内方位元素的标定;2)对于不同谱段的恒星,其对应的内方位元素是有细微差别的,仅基于有限种类色温的点光源,很难覆盖复杂多样的恒星辐射特性;3)长期的在轨运行,焦平面老化等因素可能导致内方位元素变化。因此,直接使用地面标定的内方位元素,不根据在轨实际的工况和目标特性做自适应的标定,可能会导致低频误差相对地面测试的结果偏大,从而影响星敏感器在轨测量精度。

为克服星敏感器低频误差对航天任务的影响,通常有系统级和产品级两类解决方法。系统级的方法主要借助星上其他载荷或预先设置的地标,采用数据融合的方法实现。约翰霍普金斯大学应用物理实验室^[6],北京控制工程研究所^[7-9]均开展了系统级的在轨标定方法研究。由于此种方法需要结合惯性陀螺仪、高精度载荷等其他敏感器完成标定修正,利用的外部信息较多,对外部条件要求较高,一般用于地面事后处理,因此该方法有较大的局限性。本文主要从星敏感器低频误差的成因出发,讨论产品级的抑制补偿方法,提出一种有效的解决方案。

国内外对星敏感器在轨标定已开展了较多研究。JUNKINS J 在 Texas A&M University-college Station 的团队最先开始这项研究,由于星敏感器通常是航天器上精度最高的姿态测量器件,一般没有更高精度的基准作为参照,所以在轨修正的基准通常是精度达到百分之一角秒级的星表^[6,10]。恒星矢量之间的夹角称为星对角距,根据星表可以计算出天球坐标系下的星对角距,星对角距的值与参考系的选择无关,不受星敏感器姿态的影响,主流的在轨标定算法利用星对角距不变的特性解耦星敏感器的内外方位元素,以星对角距误差最小为准则实时对星敏感器内方位元素进行最优化。为了减小噪声的影响,通常需要多帧星图进行数据融合,经过一系列仿真分析,卡尔曼滤波较之递归最小二乘方法收敛速度更快,精度更高^[11-13]。刘海波等在此基础上提出了星敏感器主点、焦距及畸变系数在轨迭代最优化方法^[14],但是复杂度较高,需要占用大量星上计算资源,同时由于最优化参数较多容易导致计算稳定性不佳。刘源等认为固定的数学模型难以准确描述光学系统误差,提出了一种基于机器学习的星敏感器畸变在轨校正方法^[15],较之常规算法更增加了收敛时间,难以在轨实现。

部分在轨标定并没有利用星对角距不变特性进行内外参数解耦和参数最优化,而是采用与地面标定类似的参数法^[16-23],以星点位置误差最小为准则进行内外方位元素估计。PAL M^[16],耿云海等^[17]采用直接线性变换法(Direct Linear Transformation, DLT)^[24]同时估计出星敏感器内外方位元素。魏新国^[18],申娟^[19]等提出了基于径向排列约束(Radial Alignment Constraint, RAC)^[23]的在轨校正算法,分两步依次计算出内外方位元素。相较于主流在轨标定方法,此类算法并不能无条件实现星敏感器内外方位元素的解耦,对每一帧星图都需要重新计算外方位元素,计算量大,结果受噪声的影响较大。

通过以上分析,利用星对角距不变的特性解耦星敏感器的内外方位元素,以星对角距误差最小为准则实时对星敏感器内方位元素进行最优求解更加适合在轨实时计算。但是面向在轨应用,已有的研究存在几个方面的不足:1)算法效率有待提高,在轨标定显著的增加了软件系统的复杂度,大多数在轨标定理论同时对多个光学系统参数进行更新,没有主次之分,计算效率较低;不同的参数采用相同的基准和方法进行估计,忽略了各参数的特点,导致参数估计误差较大;2)算法稳定性需要改善,计算所用的星对未经过筛选,若星对数过多会显著增加计算量,若星对数量过少或星对角距误差过大则会降低在轨标定精度,甚至计算错误;3)算法

缺乏充分验证,多数文献仅以数学仿真验证有效性,部分包含了观星验证,尚无在轨验证的报道,对在轨标定的验证方法缺乏系统的研究。

本文提出了一种结合地面标定和天文标定的星敏传感器低频误差补偿方法,利用高精度的星对角距,仅对在轨影响低频误差的主要因素——焦距进行最优估计,避免了在轨最优化参数过多,计算效率低,收敛性差的问题,并且对该方法进行观星验证和在轨验证,对比天地一致性,验证了方法的有效性。

1 在轨标定算法及仿真分析

本节利用星对角距基准,进行星敏传感器内方位元素在轨标定,事实上利用单帧星图即可完成星敏传感器内方位元素解算,但可用于标定的星点个数远小于地面标定的采样点数,且不能在同一个位置重复取点,导致星点位置精度不高,解算的内方位元素误差较大,需要对多帧星图进行数据融合才能得到较为可靠的结果。卡尔曼滤波只需要运用当前帧的星点数据更新状态值^[14],对数据存储量的要求较低,是常用的在轨数据融合方法,本文采用该方法降低星点成像噪声对标定的影响。

1.1 在轨变化的主要因素分析

根据星敏传感器力学和热学仿真,上述因素主要引入离焦量的变化,即焦距变化,畸变分布变化相对较小,主点位置比较稳定^[21-22]。引入太多标定参数不仅不能提高标定精度,反而会使标定结果不稳定^[24-25]。如图1,本节以某型号高精度星敏传感器热真空标定试验模拟在轨环境,证明相对于主点和畸变系数,焦距是在轨变化的主要因素,仅对焦距进行更新足以补偿绝大部分星敏传感器光学系统参数的在轨变化引起的低频误差。



图1 热真空试验

Fig.1 Thermal vacuum test

首先取镜头温度为 4.6°C 时的标定数据,进行数据处理^[20],得到焦距、主点及相应的畸变系数 $f = 47.8867 \text{ mm}$, $x_0 = 1056.6 \text{ pix}$, $y_0 = 1018.2 \text{ pix}$, $k_1 = -2.8918 \times 10^{-6}$, $g_1 = 4.0792 \times 10^{-6}$, $g_2 = -1.0178 \times 10^{-5}$, $g_3 = -5.3522 \times 10^{-6}$, $g_4 = 1.2375 \times 10^{-5}$ 。

然后取镜头温度为 22°C 的标定数据,进行数据处理^[20], x 方向的单星标定残差为 $8.1''$, y 方向的单星标定残差为 $7.4''$ 。

将镜头温度为 0°C 时的标定数据计算得到的主点和畸变系数代入镜头温度为 20°C 的标定数据,进行畸变校正,然后重新计算焦距 $f = 47.8907 \text{ mm}$,得到 x 方向的单星标定残差为 $7.7''$, y 方向的单星标定残差为 $8.8''$ 。仅对焦距进行更新得到的标定残差与全部参数更新得到的标定残差相近,说明焦距是热真空环境变化时的主要变化因素。在轨变化时仅更新焦距符合星敏传感器的光学系统特性。

1.2 算法流程

将星敏传感器内方位元素的初始值 m_0 作为卡尔曼滤波的初值,状态方差的初值为 P_0 ,逐帧处理星图,对于第 k 帧星图,做处理

$$\begin{aligned} K_k &= P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R)^{-1} \\ m_k &= m_k^- + K_k \delta \phi_k \\ P_k &= (I - K_k H_k) P_k^- \end{aligned} \quad (1)$$

式中,

$$\delta\boldsymbol{\varphi}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_1^T \mathbf{v}_2 - \mathbf{F}_{12}(\mathbf{m}_k) \\ \mathbf{v}_1^T \mathbf{v}_3 - \mathbf{F}_{13}(\mathbf{m}_k) \\ \vdots \\ \mathbf{v}_1^T \mathbf{v}_N - \mathbf{F}_{1N}(\mathbf{m}_k) \\ \mathbf{v}_2^T \mathbf{v}_3 - \mathbf{F}_{23}(\mathbf{m}_k) \\ \mathbf{v}_2^T \mathbf{v}_4 - \mathbf{F}_{24}(\mathbf{m}_k) \\ \vdots \\ \mathbf{v}_2^T \mathbf{v}_N - \mathbf{F}_{2N}(\mathbf{m}_k) \\ \vdots \\ \vdots \\ \mathbf{v}_{N-1}^T \mathbf{v}_N - \mathbf{F}_{N-1N}(\mathbf{m}_k) \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中, \mathbf{v}_i 为第 i 个星点对应的惯性系下的星矢量(星跟踪过程中进行匹配), $\mathbf{v}_i^T \mathbf{v}_j$ 为根据星表计算的第 i 个惯性系星矢量和第 j 个惯性系星矢量星对夹角的余弦值, $\mathbf{F}_{ij}(\mathbf{m}_k)$ 为由内方位元素 \mathbf{m}_k 和星点坐标计算得到的星敏感器测量系星对夹角余弦值. 由于星对角距不变特性, $\mathbf{v}_i^T \mathbf{v}_j$ 与 $\mathbf{F}_{ij}(\mathbf{m}_k)$ 理论上的相等的. 需要注意的是, 本方法设定了星对角距误差(即测量系下星矢量夹角与对应的惯性系下星矢量夹角的差)的阈值 d , 当星对角距误差小于 d 时, 该星对可以参与焦距更新的计算, 如式(2)所示.

$$\mathbf{H}_k = - \left. \frac{\partial \delta\boldsymbol{\varphi}_k}{\partial \mathbf{m}} \right|_{\mathbf{m}_k} \quad (3)$$

由于星敏感器内方位元素相对于采样频率变化缓慢, 假设内参数不变, 所以状态预测方程为

$$\mathbf{m}_{k+1}^- = \mathbf{m}_k \quad (4)$$

状态方差的预测方程为

$$\mathbf{P}_{k+1}^- = \mathbf{P}_k + \mathbf{Q} \quad (5)$$

式中, \mathbf{Q} 为过程噪声的方差, 虽然我们假设模型参数不变, 但是保证一定的过程噪声是有必要的, 因为过程噪声可以防止 \mathbf{P} 过小, 避免滤波器忽略新的测量信息. \mathbf{R} 为测量噪声的方差, 是一个对角矩阵, \mathbf{R} 的选取与星敏感器的噪声等效角有关.

1.3 仿真分析

1.3.1 焦距 EKF 滤波

本节对卡尔曼滤波的在轨标定算法进行仿真分析, 验证其有效性. 因为焦距是在轨变化的主要因素, 为了保证在轨校正的稳定性, 减小占用的计算资源, 这里仅对焦距进行一维卡尔曼滤波.

建立星敏感器的仿真模型, 不考虑畸变, 星敏感器内方位元素及在轨运行参数见表 1.

表 1 仿真参数
Table 1 Simulation parameter

Simulation parameter	Numerical value
FOV	$17^\circ \times 17^\circ$
Pixel number	$1\,024 \times 1\,024$
Pixel size	$0.013 \text{ mm} \times 0.013 \text{ mm}$
Nominal focal length	47.9 mm
Principle points	(0, 0)
Orbit	SSO
Angle rate	$0.06^\circ/\text{s}$
Frequency	1 Hz
Average number of stars used for attitude determination	20
Star point noise	White Gaussian noise $0.13 \text{ pixel}(3\sigma)$

典型的卫星轨道有太阳同步轨道(Sun-Synchronous Orbit, SSO)、地球同步轨道(Geosynchronous Orbit, GEO)等, SSO 的轨道周期一般为 100 min, 变化周期短, 因此选用 SSO 轨道作为仿真实例, 可以适应

GEO 的情况.假设飞行过程中星传感器的其他内参数不变,仅焦距变化,变化规律以式(6)模拟,即焦距随时间正弦变化,周期为 100 min,星传感器在轨运行过程中温度变化幅值为 10°C ,根据光学系统仿真,相应的焦距变化幅值为 0.005 mm.

$$f(k) = 47.9 + 0.005 \sin\left(\frac{2\pi}{6000}k\right) (\text{mm}) \quad (6)$$

式中, k 为帧号,帧间时间间隔为 1 s.

假设焦距初始值与真实值相差 0.02 mm,焦距估计值将在 200 个帧周期内收敛,见图 2(a),静态误差小于 0.038 个像素,即 0.000 5 mm.若焦距按照式(6)缓慢变化,约 200 个帧周期后收敛且跟随性好,误差小于 0.05 个像素,即 0.000 7 mm,见图 2(b).

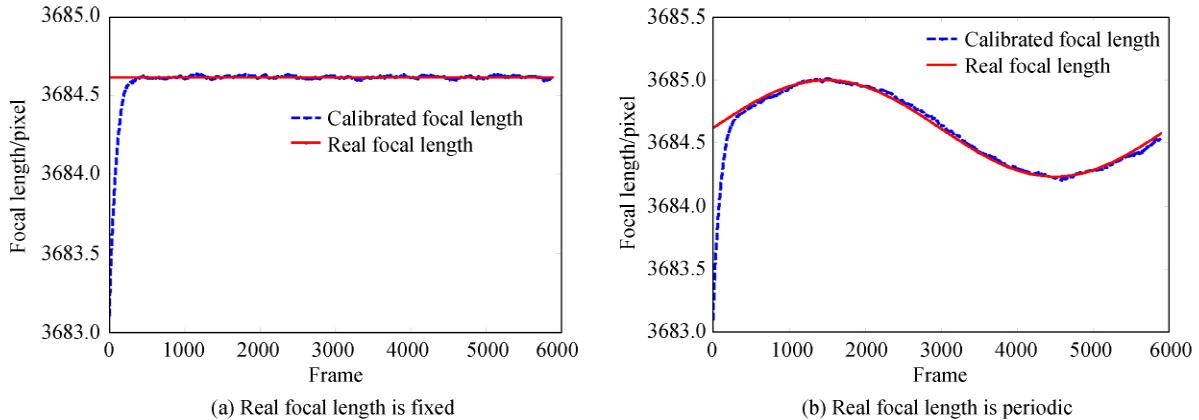


图 2 真实焦距与在轨标定焦距

Fig.2 Real focal length and calibrated focal length

比较在轨校正前后的星对角距误差,见图 3,从校正前的 $30''$,降低到校正后的 $10''$,校正后的星对角距误差是主要成分是噪声引起的瞬时误差,而不是低频误差.所以在轨焦距校正能有效提高星传感器的姿态测量精度.

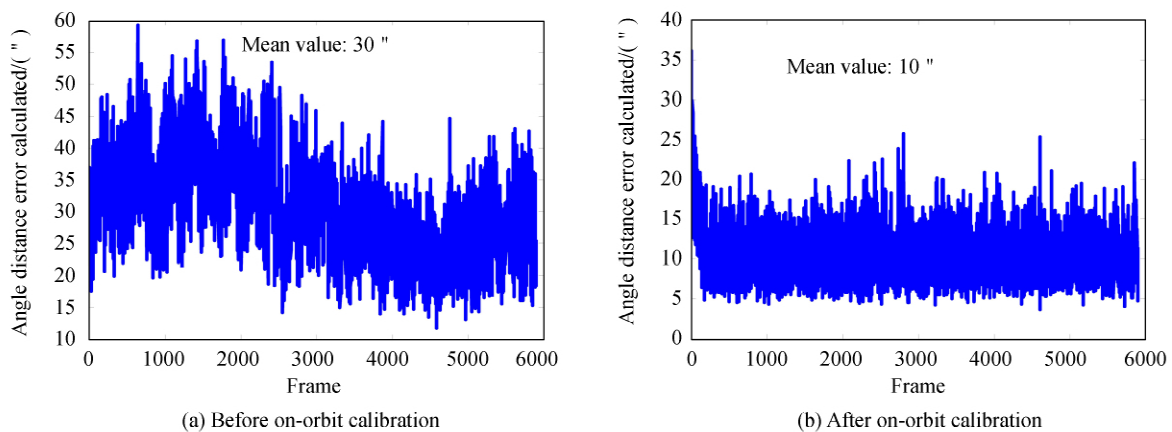


图 3 焦距校正前后误差

Fig.3 Angle distance error before and after on-orbit calibration

1.3.2 焦距及畸变系数 EKF 滤波

若采用同样的 EKF 滤波模型,在同样的噪声水平下,在状态量中加入畸变系数,与焦距同时进行最优优化,如图 4,为了使得焦距静态误差达到要求,增大测量噪声 R ,焦距会在 700 个帧周期左右收敛,收敛时间为仅对焦距滤波的三倍.在对畸变系数的滤波中,除了径向畸变系数 k_1 外,离心畸变系数和薄棱镜畸变系数^[14] g_1, g_2, g_3, g_4 受到噪声的影响在整个过程中始终没有达到平衡;而径向畸变系数的静态误差也较大.从以上分析可以看出在轨标定不适合对包含了畸变系数的高维的状态量进行估计,应抓住影响低频误差的主要矛盾.

在星敏感器光学系统畸变中,一阶径向畸变占了绝大多数^[12],然而径向畸变系数误差造成的星点误差与焦距误差造成的星点误差形态类似,都是以主点为中心呈发散形,所以径向畸变系数误差能够在焦距更新中得到部分补偿,仅对焦距进行更新可以在简化运算量的同时依然保证较高的精度.

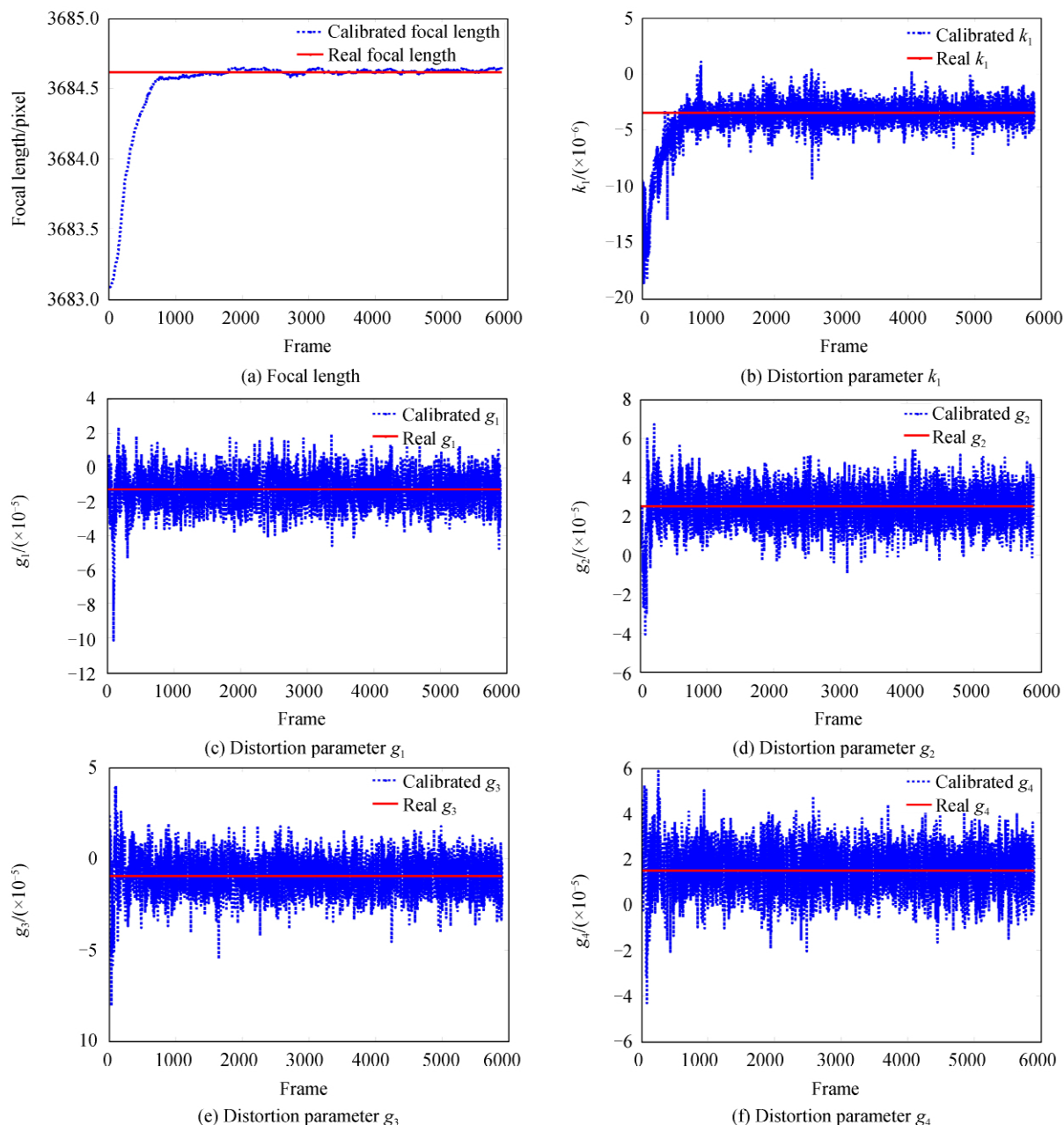


图4 焦距与畸变同时更新

Fig.4 Focal length and distortion parameter calibrated at the same time

由上述分析可知,在轨焦距校正能够有效提升姿态测量精度,仅对焦距进行在轨校正相对于焦距畸变同时修正更有利于滤波器的收敛,滤波器工作更稳定.此外,由于焦距与径向畸变的耦合,能在一定程度上补偿径向畸变带来的偏差,更具有实用性.

2 地面观星及在轨验证

2.1 观星验证

基于某型号高精度星敏感器的多次观星实测的星点数据,每次取连续 20 000 帧(帧周期为 0.1 s)进行误差分析^[20],3 次观星试验在轨标定前后的精度如表 2 所示,星对角距误差和低频误差如图 5~图 7 所示.其

中,星对角距误差统计了均值和 3 倍标准差,经过分析,光学系统参数误差几乎是星对角距误差均值偏离 0 的唯一原因,而星对角距误差标准差则是光学系统参数误差与探测器和电子学部分引入的噪声等效角共同影响的。

表 2 观星试验在轨标定前后精度

Table 2 Accuracy before and after on-orbit calibration during star observation

	Angle distance error		LSFE	
	Before on-orbit calibration (mean value/3sigma, arcsec)	After on-orbit calibration/arcsec	Before on-orbit calibration (x/y, arcsec)	After on-orbit calibration (x/y, arcsec)
Star observation 1	15.6/28.9	0.2/20.2	2.5/2.1	1.4/1.1
Star observation 2	12.6/37	1.1/32.8	2.8/2.4	1.9/0.9
Star observation 3	13.6/33.6	0.9/28	1.4/2.1	1.0/0.9

根据多次观星数据在轨标定前后的分析,星对角距误差均值降低至 1.5"以内,姿态低频误差减小超过 40%。

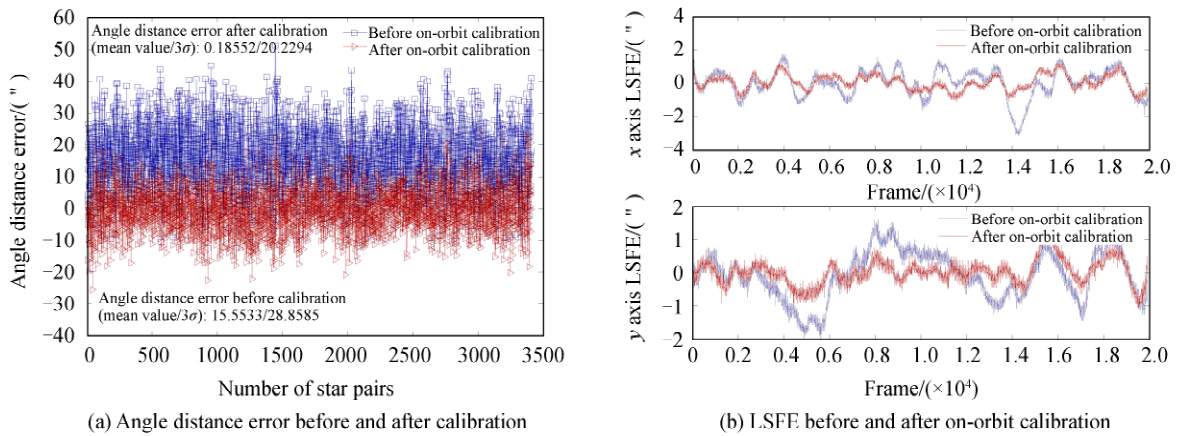


图 5 观星 1 数据在轨校正前后对比

Fig.5 Comparison between data of star observation 1 before and after on-orbit calibration

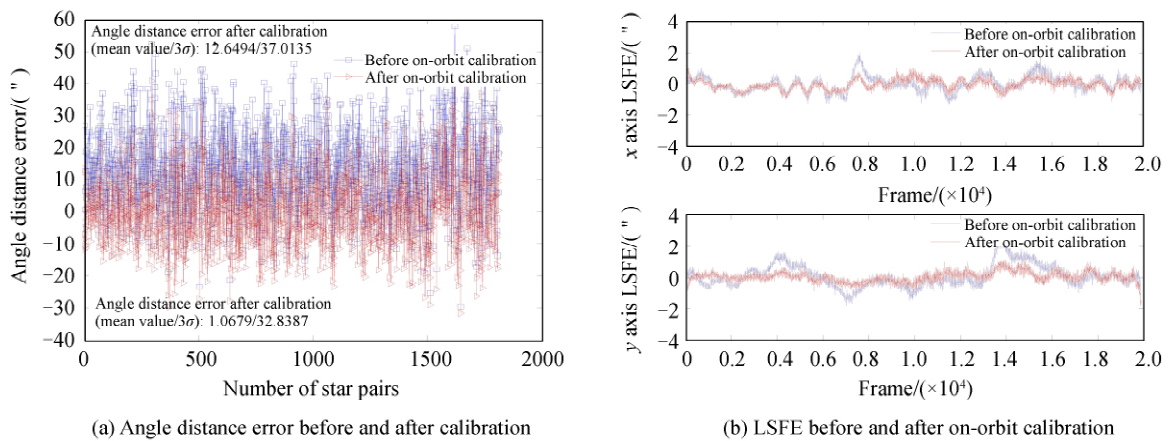


图 6 观星 2 数据在轨校正前后对比

Fig.6 Comparison between data of star observation 2 before and after on-orbit calibration

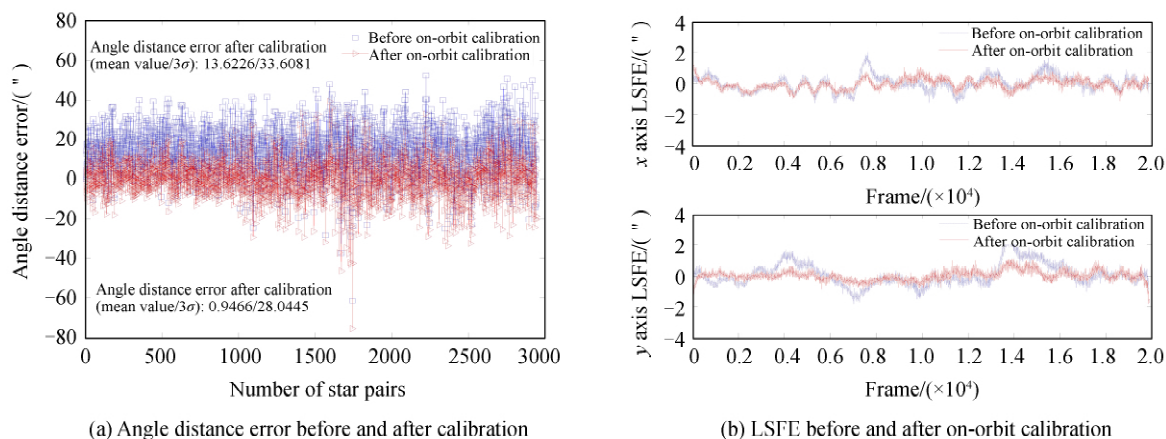


图 7 观星 3 数据在轨校正前后对比

Fig.7 Comparison between data of star observation 3 before and after on-orbit calibration

2.2 在轨验证

获取到相同型号高精度星敏感器 2019 年 3 月 27 日至 3 月 31 日在某 GEO 轨道卫星上实测的星点数据,计算分析在轨标定前后的焦距变化与星对角距误差变化.焦距和角距误差曲线见图 8.从图 8 中可以看出,相对于初始值,在轨实测的焦距值变化了约 $20 \mu\text{m}$,这可能是由于地面标定不能准确模拟在轨工况导致的;同时呈现明显的轨道周期波动,幅度约为 $7 \mu\text{m}$,这是由于卫星围绕一定的轨道周期性的运行,运行过程中太阳照射角度也呈周期性变化,导致星敏感器受热不均匀,其产生的形变也呈周期性变化,星敏感器输出姿态产生轨道周期误差,在轨标定在一定程度上补偿了轨道周期低频误差.标定前后精度变化如表 3 所示,可以看出在轨标定后星对角距误差减小至接近 0,低频误差减小了约 50%,与观星试验的结果一致.

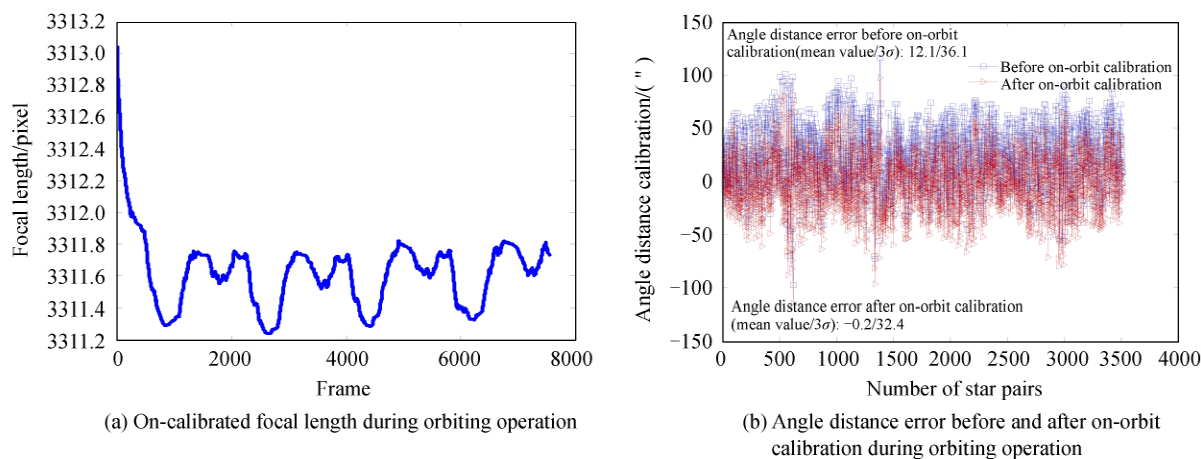


图 8 在轨数据在轨校正前后对比

Fig.8 Comparison between on-board data before and after on-orbit calibration

表 3 在轨标定前后精度

Table 3 Accuracy before and after on-orbit calibration

	Before on-orbit calibration (mean value/ 3σ)	After on-orbit calibration
Angle distance error (mean value/ 3σ , \")	11.2/36.6	-0.2/32.5
LSFE (x/y, \")	3.9/4.7	2.3/2.1

3 结论

本文总结了星敏感器在轨标定方法,认为星表提供的星对角距是在轨标定最理想的基准.不同于以往将

焦距、主点、畸变等参数同时优化的方法,本文认为焦距是在轨变化的主要因素,提出结合地面标定与天文标定的低频误差在轨补偿方法,利用筛选过后的星对角距,仅对焦距进行一维滤波,主点与畸变仍然使用地面标定参数,以增强在轨标定的可靠性,简化了在轨标定问题.仿真分析认为相对于多参数同时优化方法,该方法具有更快的收敛速度,有利于保持滤波器的稳定性.多次地面观星试验体现了该方法能够将星对角距误差均值减小至接近零,显著减小星传感器视场周期低频误差,减小幅度超过40%.对同型号的高精度星传感器地面观星与在轨飞行数据进行分析,在轨标定后焦距不仅与初始值相比有一个偏差,并随轨道环境自适应调整,有效补偿了由于发射振动、空间热环境变化、恒星目标天地差异等因素引入的低频误差,提高了星传感器精度.

参考文献

- [1] IWATA T, HOSHINO H, YOSHIZAWA T, *et al.* Precision attitude determination for the advanced land observing satellite (ALOS): design, verification and on-orbit calibration[R]. AIAA, 2007-6817.
- [2] SCHMIDT U, ELSTNER C H, MICHEL K. ASTRO 15 star tracker flight experience and further improvements towards the ASTRO APS star tracker[R]. AIAA, 2008-6649.
- [3] BLARRE L, OUAKNINE J, ODDOS-MARCEL L. High accuracy modern star trackers: recent improvements proposed on SED36 and HYDRA star trackers[R]. AIAA, 2006-6046.
- [4] TAO Zi-ying. On-orbit calibration technology of attitude measurement instruments[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.
陶子英. 姿态测量仪表在轨标定技术[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
- [5] 张广军,郝雪涛,江洁. 一种星传感器内外方位元素校准方法:中国,200510112553.7[P]. 2007-11.17.
- [6] PITTELKAU M E. Autonomous on-board calibration of attitude sensors and gyros[C]. 20th International Symposium on Space Flight Dynamics, 2007.
- [7] XIONG Kai, ZONG Hong, TANG Liang. On star sensor low frequency error in-orbit calibration method[J]. *Aerospace Control and Application*, 2014, **40**(3): 9-13.
熊凯,宗红,汤亮. 星传感器低频误差在轨校准方法研究[J]. 空间控制技术与应用, 2014, **40**(3):9-13.
- [8] PENG Bo, LI Guo, LI Kang. On-orbit calibration method of star sensor's low frequency error based on landmark[J]. *Spacecraft Engineering*, 2018, **27**(3): 80-85.
庞博,李果,黎康. 一种基于地标的星传感器低频误差在轨校正方法[J]. 航天器工程, 2018, **27**(3):80-85.
- [9] 刘一武,汤亮,陈守磊. 星传感器和有效载荷的姿态基准偏差估计与修正方法:中国,201310208594.0[P].2013-09.25.
- [10] LIU Yu, DAI Dong-kai, MA Li-heng, *et al.* A star sensor calibration method based on attitude correlated frame[J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, **37**(11): 1128003.
刘宇;戴东凯;马丽衡,等.一种基于姿态关联帧的星传感器标定方法[J]. 光学学报.2017,**37**(11): 1128003.
- [11] GRIFFITH D T, SINGLA P, JUNKINS I L. Autonomous on-orbit calibration approaches for star tracker cameras[J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2002(112): 39-57.
- [12] ZHONG Hong-jun, YANG Meng-fei, LU Xin. Calibration method of star sensor[J]. *Acta Optica Sinica*, 2010, **30**(5): 1343-1348.
钟红军,杨孟飞,卢欣. 星传感器标定方法研究[J]. 光学学报,2010, **30**(5): 1343-1348.
- [13] YUAN Yan-hong, GENG Yun-hai, CHENG Xue-qin. Autonomous on-bit calibration of star sensors[J]. *Aerospace Shanghai*. 2008, (3): 6-10.
袁彦红,耿云海,陈雪芹. 星传感器自主在轨标定方法[J]. 上海航天,2008,(3):6-10.
- [14] LIU H B, WANG J Q, TAN J C, *et al.* Autonomous on-orbit calibration of a star tracker camera[J]. *Optical Engineering*, 2011, **50**(2): 023 604.
- [15] LIU Yuan, XIE Rui-da, ZHAO Lin, *et al.* Machine learning based on-orbit distortion calibration technique for large field-of view star tracker[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, **45**(12):1217004.
刘源,谢睿达,赵琳等. 基于机器学习的大视场星传感器畸变的在轨标定技术[J]. 红外与激光工程,2016, **45**(12): 1217004.
- [16] PAL M, BHAT M S. Star camera calibration combined with independent spacecraft attitude determination[C]. American Control Conference, 2009: 4836-4841.
- [17] GENG Yun-hai, WANG Shuang, CHEN Bing-long. Calibration for star tracker with lens distortion[C]. Proceedings of 2012 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2012: 681-686.
- [18] WEI Xin-guo, ZHANG Guang-jun, FAN Qiao-yun. On-orbit calibration of star sensor based on radial alignment constraint[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, **16**(10): 2011-2013.
魏新国,张广军,樊巧云,等. 基于RAC约束的星传感器在轨校准方法[J]. 光学精密工程,2008,**16**(10):2011-2013.
- [19] SHENG Juan, ZHANG Guang-jun, WEI Xin-guo. On-orbit calibration of star sensor based on kalman filter[J]. *Acta Aeronautica Et Astronaut Ica Sinica*, 2010, **31**(6): 1221-1224.

- 申娟,张广军,魏新国. 基于卡尔曼滤波的星敏感器在轨校准方法[J]. 航空学报, 2010, **31**(6):1221-1224.
- [20] JIN He, MAO Xiao-nan, SUN Shao-yong, *et al.* Star tracker calibration method based on the model of net zone-division field of view[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, **46**(10): 1017006.
金荷,毛晓楠,孙少勇,等. 视场网状分区域建模的星敏感器标定方法[J]. 红外与激光工程, 2017, **46**(10):1017006.
- [21] LIU Hai-bo, TAN Ji-chun, HAO Yun-cai, *et al.* Effect of ambient temperature on star sensor measurement accuracy [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2008, **35**(12):41-44.
刘海波,谭吉春,郝云彩,等. 环境温度对星敏感器测量精度的影响[J]. 光电工程, 2008, **35**(12):41-44.
- [22] TAN Wei, LUO Jian-feng, HAO Yun-cai, *et al.* Study of effect of temperature change on the image shifting of the optical system in star sensor[J]. *Optical Technique*, 2009,(3):186-193.
谭威,罗剑锋,郝云彩,等. 温度对星敏感器光学系统像面位移的影响研究[J]. 光学技术. 2009,(3):186-193.
- [23] ABDEL-AZIZ Y I, KARARA H M, Direct linear transformation into object space coordinates in close-range photogrammetry[C]. Proc Symp. Close-Range Photogrammetry (Urbana, IL), 1971:1-18.
- [24] TASI R Y. Aversatile camera calibration technique for high accuracy 3D machine vision metrology using off the shelf TV cameras and lens[C]. *Robotics and Automation*, 1987, **3**(4): 323-344.
- [25] YU Jun, LIN Jia-ming, YANG Jian-yu, *et al.* Distortion measurement and calibration technology for CCD camera system based on new target board [J]. *Acta Optica Sinica*, 2007, **27**(8): 1440-1442.
余俊,林家明,杨建宇,等. 基于新型靶的 CCD 摄像系统畸变测量与校正[J]. 光学学报, 2007, **27**(8): 1440-1442.