

文章编号: 2095-4980(2019)03-0394-08

基于星敏感器的跟瞄系统在轨标定方法

高原, 张卫华, 郑循江, 王燕清, 邢健

(上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

摘要: 为分析空间跟瞄机构光轴误差问题, 建立了天上跟瞄系统模型, 介绍了跟瞄系统不同坐标系间的转换形式, 分析了跟瞄机构光轴的误差形式, 提出了多星敏光轴标定算法, 介绍了标定过程中的坐标转换过程和误差计算方法, 通过仿真验证了算法的正确性, 并比较了随机误差对光轴标定的影响, 同时在引入星敏感器全天识别算法的情况下对双星敏标定算法的正确性进行了验证, 对精确度进行了分析。经仿真, 双星敏算法标定精确度可达 $25''$ 以内, 比例系数 K 值小于0.01, 在跟瞄相机与星敏同时工作的情况下解决了跟瞄相机的在轨标定问题。

关键词: 光轴标定; 空间跟瞄; 星敏感器

中图分类号: TN701

文献标志码: A

doi: 10.11805/TKYDA201903.0394

Optical axis on-orbit calibration of the tracking and collimation system based on star trackers

GAO Yuan, ZHANG Weihua, ZHENG Xunjiang, WANG Yanqing, XING Jian

(Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: To analyze the errors in the optical axis of tracking and collimation system, a star tracking and collimation system model is established. Transformations among various coordinates and the error terms in the system are introduced and analyzed. Algorithms regarding the optical axis calibration are proposed and are verified by simulations. The effect of stochastic errors on the optical axis calibration is discussed, and the accuracy and validity of the algorithms with regard to the calibration of double star trackers are verified. The simulation results show that the accuracy of the two-star calibration method can reach 25 arcs, and the K can be controlled below 0.01. In-orbit calibration is achieved with both cameras and star trackers working simultaneously.

Keywords: optical axis calibration; tracking and collimation; star trackers

空间跟瞄是指空间中对空间非合作目标的探测测量、精确测量等的任务。跟瞄相机是指为执行空间非合作目标捕捉、锁定、准确跟踪并瞄准等一系列任务而设计的相机。空间跟瞄机构是指配合空间相机共同完成跟瞄任务的具有动态跟踪、指向功能的机构, 是实现大范围跟踪指向的重要航天机构。跟瞄相机的精确度指标是衡量其性能的关键评价因素^[1]。

星敏感器具有高精确度、响应快、高可靠和长寿命的优点^[2], 已成为卫星定姿的重要部件, 在空间飞行任务中具有重要的作用^[3]。利用星敏感器配合跟瞄相机共同完成跟瞄任务的初始光轴标定和对准工作, 可以达到非常好的效果。

近年来我国高稳定、紧密跟踪、对准的需求日益迫切^[4]。随着对非空间非合作目标由探测测量、精确测量和跟踪到精确测量跟踪并打击等不断提升的任务需求, 对跟瞄相机精确度的要求越来越高^[5]。基于以上任务需求和研制条件, 提出研制“基于共轴的微波雷达+双谱段光电探测模式”的跟瞄系统, 在二维机构的协同工作下, 以快速完成远距离捕获目标、精确测量跟踪目标和辅助打击等任务^[6]。

在理想情况下, 跟瞄机构能比较圆满地完成设定任务, 但因为各种可能的因素, 如: 发射时的冲击, 长时间工作或闲置后等会出现较大初始系统安装误差或意外出现很大系统安装误差, 造成光电探测系统主轴产生较大的绝对型系统误差, 影响跟瞄系统初始指向, 造成在任务初始阶段搜索捕获目标的过程中, 或机构经过大范围转动,

需要重新搜索目标的过程中,由于主光轴的偏差,导致不能迅速精准地捕获目标,进而影响跟瞄机构搜索的快速性甚至造成虚警。因此,迫切需要研究空间在轨机构精确标定的方式方法,用以对跟瞄系统主光轴的指向方向进行标定,提高目前跟瞄机构的可靠性和搜索目标的速度。本课题以标定跟瞄系统主光轴方向为目的,用以保证初始阶段搜索捕获目标的快速性,当捕获目标以后,由跟瞄系统机构和算法对目标进行跟踪,不再需要一直对主光轴进行标定,直到机构有大范围转动并需要重新对目标进行捕获的时候,才需要重新标定^[7]。

由于标准的参考标志不好选定,机构安装的拓扑结构相对复杂,机构动态误差较大等原因,空间机构在轨标定存在较大的难度,因此,不少空间机构只能严控机构加工工艺或材料的选择。这在一定程度上会影响成本和可靠性,同时随着更加精细的精确度需求的不断提出,这些方法也显得越来越力不从心^[2]。

本文正是基于以上的迫切需求,通过详尽分析系统组成、系统可用资源以及各种约束条件,并参考国内外星上精确标定的多个成功案例,提出了2种以天空恒星作为标准参照物,利用星上星敏加光电跟瞄的可见光探测模块加机构协同的标定方案。

1 标定模型

1.1 系统组成和介绍

本实验模型建立在卫星平台之上,在卫星平台的两侧分别放置多头星敏感器和跟瞄相机。星敏感器固连于卫星平台之上,其安装矩阵 C_1 已知。跟瞄相机安装于二维旋转机构上,二维旋转机构可沿偏航、俯仰两方向转动,跟瞄相机同样固连于卫星平台,其安装矩阵 C_2 已知,故在星敏感器姿态到跟瞄相机姿态之间存在安装转换矩阵 $C_2 \times C_1$ 。二维旋转机构分内外框,其内外框分别绕 y, x 方向转动,两者转换方向正交,在二维旋转机构中,设有角度传感器,可以实时测得二维机构内外框的转角 α, β ^[8]。

1.2 坐标系定义

星体坐标系以卫星平台为 $x_c y_c$ 平面, z_c 轴垂直于卫星平面, $x_c y_c$ 平面平行于卫星平台。

星敏坐标系以星敏光轴为 z_b 轴,星敏探测器平面为 x_b, y_b 轴,星敏固连于卫星平台上。

星表坐标系为惯性坐标系 $x_a y_a z_a$,以上星敏坐标系和星体坐标系随卫星转动而发生转动,星表坐标系不随卫星转动而转动。

探测器坐标系是以跟瞄相机坐标系为基准的坐标系,跟瞄相机安装于二维旋转机构上,令 z_d 轴方向为探测器光轴方向,为滚动方向, x_d 轴方向代表偏航方向, y_d 轴代表俯仰方向^[9]。

2 标定原理

2.1 跟瞄系统的坐标转换

本文对跟瞄标定系统中跟瞄相机光轴进行标定,系统输入为星敏感器测得的星敏姿态和跟瞄相机拍得的星图。标定过程中需要由星敏姿态 A_0 (以姿态转换矩阵表示)计算并推导跟瞄相机姿态 A_4 。 A_0 为由星敏系到惯性系的坐标转换矩阵。

由于星敏感器固连于卫星平台,则由星敏感器测得的姿态四元数 A_0 ,可以转换求得星敏感器的姿态转换矩阵 A_0 ,进而可以求得卫星平台的姿态转换矩阵 A_1 ,设星敏感器和卫星平台间的转换矩阵为 C_1 ,则:

$$A_1 = C_1 A_0 \quad (1)$$

由于机构固连安装于星体上,与星体之间具有固定的角度和转换关系矩阵,设卫星平台到二维旋转机构的转换矩阵为 C_2 ,则跟瞄相机所在二维机构坐标系的姿态为:

$$A_2 = C_2 C_1 A_0 \quad (2)$$

当机构内外框发生旋转的情况下,设机构外框沿俯仰方向转动 α_0 角,机构内框沿偏航方向旋转 β_0 角,通过旋转的角度 α_0, β_0 ,可以算出旋转后光轴的转换矩阵 C_3, C_4 ,此时跟瞄相机光轴的指向为 A_3 ,则

$$A_3 = C_4 C_3 C_2 C_1 \quad (3)$$

可以写出 C_3, C_4 的表达式为:

$$C_3 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$C_4 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中： C_3 为二维机构姿态到机构外框姿态的转换矩阵； C_4 为二维机构外框姿态到二维机构内框姿态的转换矩阵。

2.2 跟瞄系统的误差模型

2.1 节介绍了跟瞄系统中由星敏感器姿态到跟瞄相机姿态的转换过程，然而在实际转换过程中，利用式(5)求得的跟瞄相机姿态和光轴指向与实际指向往往有偏差，下面对光轴转换过程中的误差进行分析。

由图 1 可知，在仿真过程中，由系统输入的星敏感器姿态 A_0 ，可以通过系统安装矩阵和机构转动引起的机构转动矩阵，求得跟瞄相机的姿态。在姿态转换的过程中存在 2 个所谓的跟瞄相机姿态，一个是理论跟瞄相机姿态，另一个是实际跟瞄相机姿态。理论跟瞄相机姿态是按照系统组装时所固有的理论安装转换矩阵和利用角度传感器输出的角度计算得到的转动转换矩阵计算得到的。实际跟瞄相机姿态是在角度转换矩阵中加入了系统安装误差和随机噪声的角度转换矩阵，即在二维机构内外框转动的角度 α, β 中分别引入静态误差 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ ，以及高频噪声 $\Delta\alpha_{RMS}, \Delta\beta_{RMS}$ ，因此可以得到：

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha + \Delta\alpha_{RMS} \quad (6)$$

$$\beta = \beta_0 + \Delta\beta + \Delta\beta_{RMS} \quad (7)$$

由星敏姿态和中间转换矩阵，可推导出跟瞄相机姿态 A_3 。但是这个计算出的跟瞄相机姿态与实际跟瞄相机姿态存在误差，这个误差包括跟瞄相机光轴指向误差和光轴自身滚动方向的误差。

光轴误差是由于发射时冲击等因素造成的固有误差，所以对于误差角引入的位置要进行特殊说明。理想光轴 V_1 和实际光轴 V_2 之间存在固定角度误差，这个固定的角度同样包含着固定的方向因素，所以需要对这个含有方向在内的误差角度进行定义。若实际光轴 V_2 与理想光轴 V_1 存在一个固有角度，当理想光轴 V_1 已知时， V_2 可以定义在各个方向，所以需要有一个三维的坐标转换矩阵 T 来确定理想光轴 V_1 与实际光轴 V_2 之间的关系，而这个转换关系 T 是固连于跟瞄相机坐标系的，即在跟瞄相机坐标系中是不变的，所以需要在跟瞄相机坐标系中定义这个误差转换矩阵 T 。

设跟瞄相机实际姿态为 A_4 ，则存在误差转换矩阵 T ，使得

$$A_4 = TA_3 \quad (8)$$

对于误差转换矩阵 T ，可以进行进一步分解，因为误差旋转矩阵 T 包含三轴方向的旋转，即俯仰、偏航、滚转。而误差是由于卫星发射过程中的冲击所造成的二维机构旋转角度的变化，所以误差主要在俯仰(外框转动方向)和偏航(内框转动方向)存在，此处用 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 方向表示。由于之前定义外框绕 x 轴旋转，内框绕 y 轴旋转，则可以写成 T 的形式：

$$T = R_{in} \times R_{out} \quad (9)$$

$$R_{out} = \begin{bmatrix} \cos(\Delta\alpha) & 0 & \sin(\Delta\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\Delta\alpha) & 0 & \cos(\Delta\alpha) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$R_{in} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Delta\beta) & -\sin(\Delta\beta) \\ 0 & \sin(\Delta\beta) & \cos(\Delta\beta) \end{bmatrix} \quad (11)$$

由于受到探测器和视场角的影响，视场内所能探测到的恒星数量有限，在现有探测能力下(现有水平可以达到在 5°视场内探测到 6.5 等星以上的探测水平)，绝大多数视场内可以探测到 3 颗以上的恒星，可以采用双星敏的算法解算误差转换矩阵 T 。

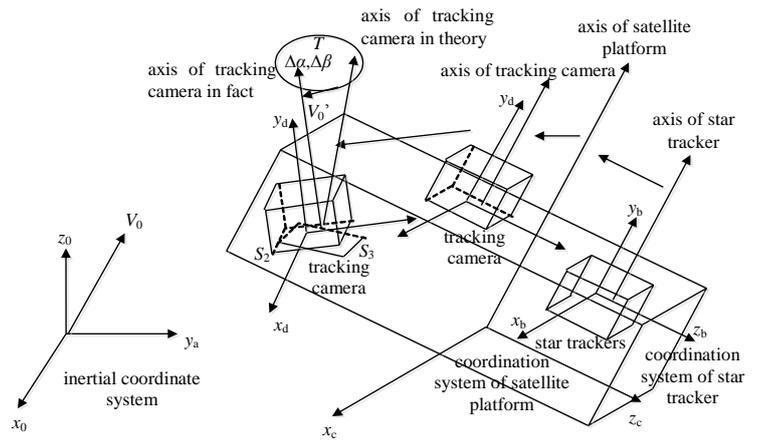


Fig.1 Diagram of error model
图1 误差模型示意图

2.3 双星敏标定算法

已知卫星平台上的星敏传感器可以不间断稳定输出精确姿态 A_0 , 若跟瞄相机探测能力可以在大部分时间探测到 3 颗以上恒星, 就可以同样采取星敏算法, 输出跟瞄相机的姿态 A_4 , 利用 A_0 和 A_4 直接计算误差转换矩阵 T 。

由星敏姿态和安装矩阵 C_1, C_2 , 内外框转角的转换矩阵 C_3, C_4 , 可得:

$$A_3 = C_4 C_3 C_2 C_1 A_0 \quad (12)$$

又因为

$$A_4 = T A_3 \quad (13)$$

由此求出误差转换矩阵 T :

$$T = A_4 (A_3)^{-1} = A_4 \left(C_4 C_3 C_2 C_1 \begin{bmatrix} q_{00} \\ q_{01} \\ q_{02} \\ q_{03} \end{bmatrix} \right)^{-1} \quad (14)$$

又因为

$$T = R_{in} \times R_{out} = \begin{bmatrix} \cos(\Delta\alpha) & 0 & \sin(\Delta\alpha) \\ \sin(\Delta\alpha)\sin(\Delta\beta) & \cos(\Delta\beta) & -\cos(\Delta\alpha)\sin(\Delta\beta) \\ -\sin(\Delta\alpha)\cos(\Delta\beta) & \sin(\Delta\beta) & \cos(\Delta\alpha)\cos(\Delta\beta) \end{bmatrix} \quad (15)$$

由式(15)中所得的元素, 可以反求角度误差 $\Delta\alpha, \Delta\beta$, 利用 $T(1,1)$ 和 $T(3,2)$ 2 个元素, 可得:

$$\Delta\alpha = \arccos(T(1,1)) \quad (16)$$

$$\Delta\beta = \arcsin(T(3,2)) \quad (17)$$

由此而完成标定。

2.4 标定精确度评价指标

在仿真过程中, 根据坐标系的坐标转换模型和光轴转换模型, 可以由星敏传感器姿态推导出跟瞄相机光轴指向 V_1 , 然后根据输入的光轴指向, 推导出跟瞄相机理想指向下的星图 S_1 , 在跟瞄系统误差模型中, 输入不同的 $\Delta\alpha, \Delta\beta$, 得到实际的光轴指向 V_2 , 进而推导出实际指向下的星图 S_2 , 利用星敏算法, 可以由星图 S_1, S_2 算出跟瞄相机姿态 A_3, A_4 , 进而求得光轴误差 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 。需要对求得的 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 的精确度进行分析, 此处引入 2 个精确度评定标准对标定算法精确度进行判定。

因为标定算法是对系统固有误差进行判定, 系统最后输出是一个求得的固有误差均值 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$, 所以对于求得的误差准确性的判定, 可以引入一个标定精确度系数 K , 设 input1 为 $\Delta\alpha$, input2 为 $\Delta\beta$, output1 为 $\Delta\alpha'$, output2 为 $\Delta\beta'$, 则标定精确度系数 K 为:

$$K_1 = \frac{|output1 - input1|}{input1} \quad (18)$$

$$K_2 = \frac{|output2 - input2|}{input2} \quad (19)$$

可以看到, 输出误差与输入误差越接近, K 越小, 标定越准确。

另一方面, 由于每一组数据都会输出一组 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$, 由于 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 固定不变, 所以 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 的波动程度越小, 并且越接近输入的误差数据 $\Delta\alpha, \Delta\beta$, 求得的结果就越准确, 标定精确度系数 K 可以反映 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 距离 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 的远近, 那么可以引入标准差反映 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 的波动情况, 即

$$\sigma_1 = \frac{\sqrt{(\Delta\alpha_1 - \Delta\alpha_1')^2 + (\Delta\alpha_2 - \Delta\alpha_2')^2 + \dots + (\Delta\alpha_n - \Delta\alpha_n')^2}}{n-1} \quad (20)$$

$$\sigma_2 = \frac{\sqrt{(\Delta\beta_1 - \Delta\beta_1')^2 + (\Delta\beta_2 - \Delta\beta_2')^2 + \dots + (\Delta\beta_n - \Delta\beta_n')^2}}{n-1} \quad (21)$$

3 仿真分析

3.1 双星敏标定算法仿真分析

为证明多星标定算法的正确性, 采用 Matlab 对多星标定算法进行仿真。在由星敏传感器到跟瞄相机的姿态转

换过程中,分别设置静态光轴误差 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 与内外框旋转角度,求取理论跟瞄相机光轴方向和实际跟瞄相机光轴方向,在理论跟瞄相机坐标系下求取 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 。在每一组 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 下,进而求取标定精确度系数 K_1, K_2 。

对于跟瞄标定系统的仿真,有输入星传感器姿态的变化,即卫星平台姿态的变化、二维机构转角的变化以及输入的光轴误差的变化,分别对这 3 种变化进行仿真,以验证其原理的准确性。

考虑到星传感器不是在每一拍都能稳定探测到 3 颗以上恒星并完成星敏算法,所以在前面原理性仿真中,并没有引入星敏算法,即假设跟瞄相机可以在每一拍都准确求得相机姿态,在 3.3 节中会针对引入星敏算法的情况进行具体分析。

3.1.1 内外框转动全天扫描的仿真分析

对于双星敏标定算法的仿真,其正常工作状态就是在光轴误差不变,星敏感器的姿态几乎不变化的情况下(变化很慢),靠二维机构旋转来多次取样进行标定。下面对挑取的几组光轴误差进行二维机构的全天扫描,记录其不同转动角度下求得的标定误差。

当 $\Delta\alpha=\pi/240^\circ$ (内框), $\Delta\beta=\pi/180^\circ$ (外框)时,对机构进行全天扫描,可以求得 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 曲线如图 2 所示。标定精确度系数 K_1, K_2 为 0, $\sigma_1=0, \sigma_2=0$ 。

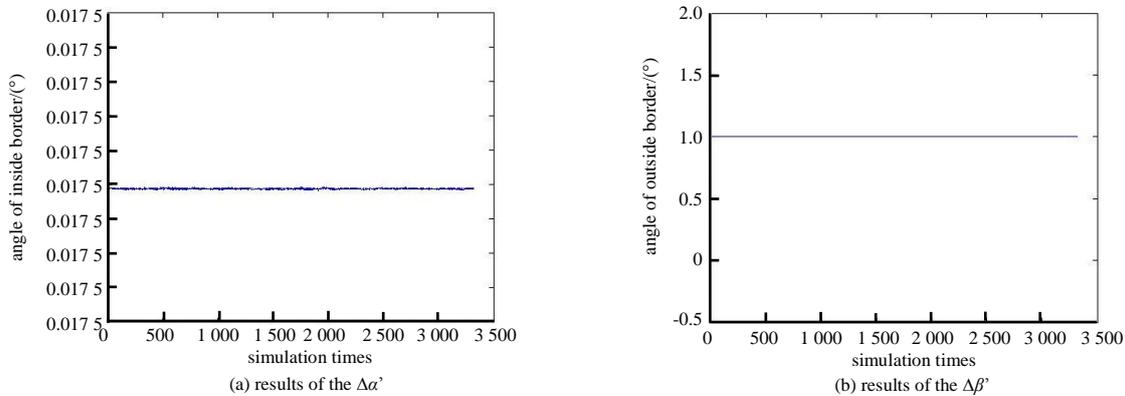


Fig.2 Simulation results

图 2 仿真结果

在仿真过程中,对多组不同角度的内外框转动角度误差 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 进行仿真,在星敏姿态不变,即整个卫星姿态不变,并且误差固定的情况下对机构角度进行全天扫描,可以看到求出的 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 基本不变,标定精确度系数 K_1, K_2 几乎为 0,可以准确地求得误差角度。

3.1.2 星体姿态全天扫描的仿真分析

本节对不同星体姿态下的双星敏情况进行验证。对卫星平台姿态进行全天扫描,由于卫星平台扫描过程已经覆盖了机构扫描,所以令机构保持原始角度,即转换矩阵为单位阵的情况,仿真结果如下:

当 $\Delta\alpha=\pi/270^\circ$ (内框), $\Delta\beta=\pi/540^\circ$ (外框)时,对星传感器姿态进行全天扫描,可以求得 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 曲线如图 3 所示。

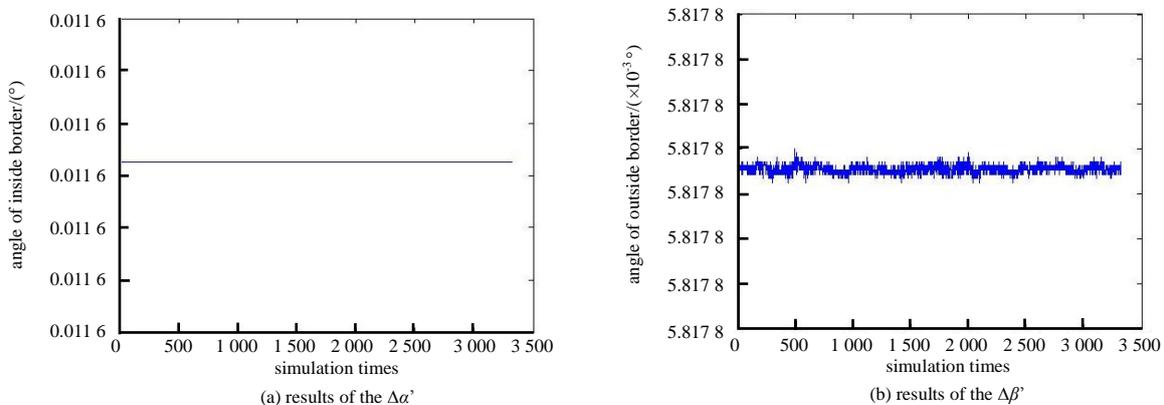


Fig.3 Simulation results

图 3 仿真结果

根据选取的几组具有代表性的误差角度进行了星体姿态的全天扫描,同样准确地算出了光轴误差角度,标定精确度系数 K_1, K_2 几乎为 0,双星敏标定算法成立。

3.1.3 不同光轴误差角度的仿真分析

以上已经在光轴标定误差固定的情况下,分别对二维旋转机构和卫星姿态进行全天扫描,分别证明了其原理的正确性,下面对不同角度误差的仿真情况进行分析。此处由于误差角度在变化,所以误差角度 $\Delta\alpha',\Delta\beta'$ 的曲线已不具有意义,所以此处采用 K_1,K_2 曲线进行说明。此处仍然令内外框旋转矩阵为单位阵。

选取卫星姿态俯仰角为 $\pi/6^\circ$,偏航角为 $\pi/6^\circ$,滚动角为 $\pi/3^\circ$,求得 K_1,K_2 结果如图4所示(K 是比例系数,无单位)。

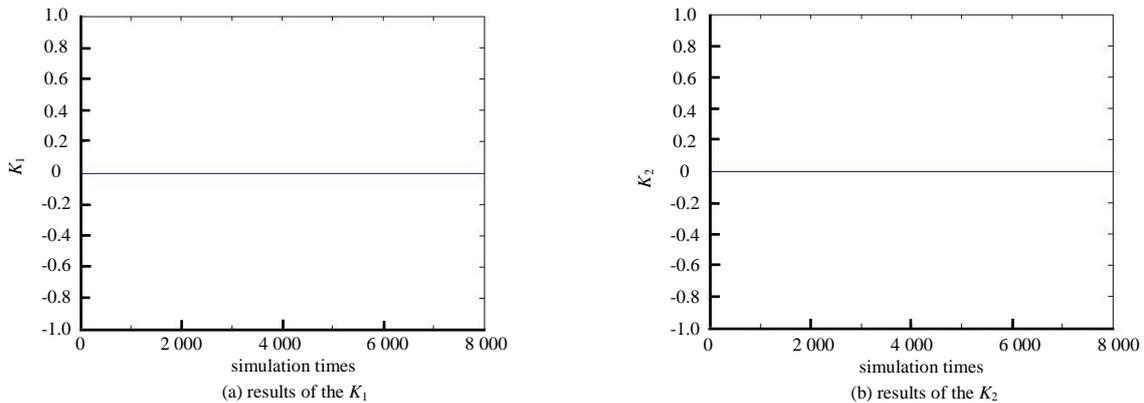


Fig.4 Simulation results
图4 仿真结果

3.2 加入高频噪声的标定结果

在跟瞄系统实际工作过程中,由于卫星平台的抖动以及电机转动引起的抖动都会给跟瞄相机的光轴方向引入随机噪声,但是这个随机噪声并不能在角度传感器中体现出来,这里用 $\Delta\alpha_{RMS},\Delta\beta_{RMS}$ 表示。所以在标定过程中, $\Delta\alpha_{RMS},\Delta\beta_{RMS}$ 会和 $\Delta\alpha,\Delta\beta$ 一起被标定出来。

上文讲到,跟瞄相机的光轴指向误差包括两轴的旋转角度误差,可以等效看成内外框旋转角度的误差,而这个误差可以进行进一步的分解。一方面,跟瞄相机光轴误差包括静态误差部分 $\Delta\alpha,\Delta\beta$,已在3.1节中进行仿真;另一方面,跟瞄相机光轴误差还包括动态误差部分 $\Delta\alpha_{RMS},\Delta\beta_{RMS}$,即机构转动过程中不可避免地由于电机工作所带来的随机噪声等误差。所以,本节在光轴误差中加入随机噪声,并进行仿真。

引入高频噪声之后,对图像质量造成了一些影响,在图像星点提取中造成了一些误差,但是通过一定手段可以弥补这种误差。另一方面,噪声对光轴的方向也造成了影响,在忽略因高频噪声引入而造成的图像影响后,对高频噪声对跟瞄相机光轴指向造成的影响进行分析,结果如下:

当输入 $\Delta\alpha=0.80^\circ$ (均值), $\Delta\beta=1.05^\circ,\Delta\alpha_{RMS}=0.1^\circ \times \text{rand},\Delta\beta_{RMS}=0.1^\circ \times \text{rand}$ 时,可以求得 $\Delta\alpha',\Delta\beta'$ 曲线,如图5所示。求得 $\Delta\alpha'$ 平均值为0.80, $\Delta\beta'$ 平均值为1.05。其中,rand为0~1的随机误差, $\Delta\alpha_{RMS}=0.1^\circ \times \text{rand}$ 意为向内框角度中加入0~0.1°的随机误差。

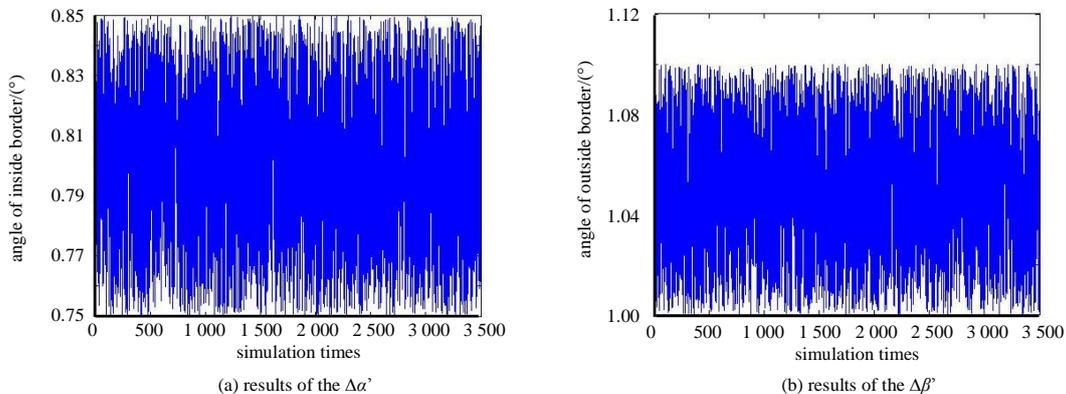


Fig.5 Simulation results
图5 仿真结果

由上述仿真结果可知,双星敏算法可以准确地求出跟瞄系统中的光轴误差,并在引入高频噪声的情况下,通过拟合求取平均值的方法求得光轴误差角度 $\Delta\alpha,\Delta\beta$,并分离出高频噪声。该算法取得了良好的结果。

3.3 引入星敏算法的仿真分析

3.3.1 静态误差下的双星敏标定算法仿真

以上对双星敏算法的原理性进行了验证,然而在实际工作中,由于星敏精确度的影响,标定算法的精确度极大取决于星敏算法的精确度,星敏精确度越高,双星敏标定算法的精确度就越高;另一方面,由于受到探测能力的影响和实际星表中恒星位置的关系,在一部分天区可以探测到 3 颗以上恒星,一部分天区探测不到恒星,那么跟瞄系统实际工作时,就会存在有的时间不能输出姿态,从而不能进行标定,所以接下来利用仿真手段,模拟跟瞄系统在全天扫描过程中,在引入星敏算法的情况下,对每一拍拍得的星图进行全天识别得到的结果进行分析。

当输入 $\Delta\alpha=1.5^\circ, \Delta\beta=1.0^\circ$ 时,可以求得 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 曲线如图 6 所示。可以看到,在以 5° 视场角进行全天扫描的时候,一共对 2 000 多个指向进行了跟瞄标定算法的仿真,但是由于视场内出现 3 颗以上恒星的概率比较小,所以一共在 144 个指向内搜索到了 3 颗以上恒星并成功定姿,完成标定算法。当视场内只存在 3 颗星的情况下,不可能像常规星敏算法一样,在星图匹配并解算误差之后,利用视场内其他恒星进行验证,所以常常出现定姿失败的情况,这种情况下,得到的跟瞄相机姿态往往相差甚远,导致标定的误差大小也相差甚远。针对这种情况,设置了阈值筛选算法。

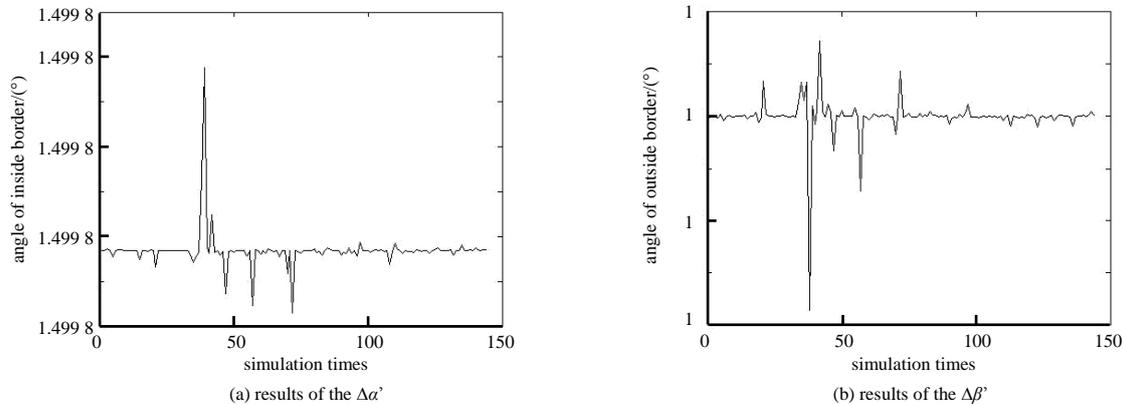


Fig.6 Simulation results

图 6 仿真结果

由于跟瞄相机光轴误差往往在 $1\sim 2^\circ$ 之内,所以可以设置不大于 3° 的阈值,对超过 3° 的标定误差进行剔除,从而完成第一层筛选。在剔除较大误差之后,仍然存在个别坏点,由于与跟瞄相机实际姿态很接近而没被剔除掉,但是远远大于随机误差和算法精确度误差所导致的误差,对此,可以进行第二层筛选,即对远远超过系统平均误差的点进行筛选,这样可以得到图 6 所示曲线,即经过筛选后的标定误差曲线。对如上数据进行精确度分析可得, $K_1=0.002, K_2=0; \sigma_1=0, \sigma_2=0$ 。

可以看出,计算结果较为稳定的波动在输入误差附近, K_1, K_2 几乎为 0 证明计算结果非常准确, σ_1, σ_2 为 0 说明计算结果几乎没有波动,证明了在引入星敏传感器全天识别算法的时候,仍可以很准确地标定出跟瞄系统的静态误差。

3.3.2 动态误差下的双星敏标定算法仿真

在引入星敏全天识别算法的仿真中,如果存在引入机构的随机噪声,那么随机噪声会和静态误差一起被标定出来。当输入 $\Delta\alpha=1.750^\circ, \Delta\beta=1.125^\circ$ (均值), $\Delta\alpha_{RMS}=0.5^\circ \times \text{rand}$ (正负误差), $\Delta\beta_{RMS}=0.25^\circ \times \text{rand}$ 时,通过仿真可以得到 $\Delta\alpha', \Delta\beta'$ 曲线如图 7 所示 ($K_1=-0.0089, K_2=0.0068, \sigma_1=0.1475, \sigma_2=0.0962$)。

可以看到,在引入 RMS 随机噪声的双星敏标定算法中,得到的标定误差曲线是具有一定随机噪声并且均值稳定在一定范围内的数组,标定精确度系数 K_1, K_2 在 0.001 以下证明了标定结果的正确性,但与之前未引入星敏算法和 RMS 没有误差时比较,此处存在较小的偏差,是因为星敏算法本身的误差和随机噪声引入的误差。标准差 σ_1, σ_2 也维持在较小的范围内,但是比之前大是因为引入了随机噪声,加大了结果的波动。总体来说,双星敏算法具有准确性,而且在存在抖动和各种噪声影响的情况下,仍可以维持较高的精确度,较为准确地标定出光轴的误差。

4 结论

本文针对空间跟瞄机构光轴存在安装和冲击误差的问题,建立星上在轨跟瞄机构标定模型,介绍了跟瞄机构内部姿态转换方式,分析了光轴指向误差的来源和形式,并提出了多星敏在轨标定算法,利用双星敏的数据,精

确地算出跟瞄机构光轴的指向误差。通过仿真验证了多星敏标定算法在静态误差和引入高频噪声误差时的正确性,同时在引入星敏传感器全天识别算法的情况下,验证了算法的正确性、准确性和稳定性,解决了星上跟瞄机构光轴误差的标定问题。

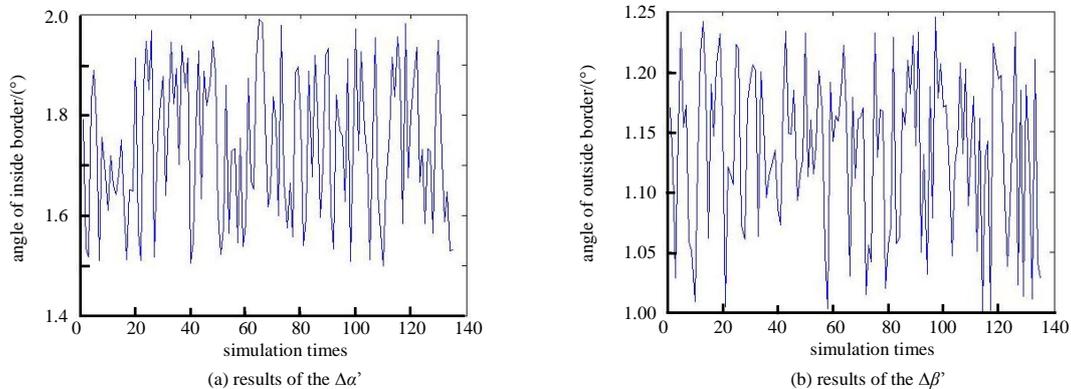


Fig.7 Simulation results
图7 仿真结果

参考文献:

- [1] 伍雁熊. 高精度星敏传感器若干关键技术研究[D]. 长春:中国科学院长春精密机械与物理研究所, 2015. (WU Yanxiang. Study on several key technologies for high-accuracy star sensor[D]. Changchun,China:Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,Chinese Academy of Sciences. 2015.)
- [2] 杨明冬. 空间非合作面目标跟踪技术研究[D]. 上海:中国科学院上海技术物理研究所, 2015. (YANG Mingdong. Research on technology of space non-cooperative area targets tracking[D]. Shanghai,China:Shanghai Institute of Technical Physics of Chinese Academy of Sciences, 2015.)
- [3] SCHUTZ B E,BAE S,SMITH N,et al. Precision orbit and attitude determination for ICESat[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2008(132):1-9.
- [4] SUNGKOO Bae,CHARLES Webb,BOB Schutz. GLASPAD calibration using laser reference sensor data[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2004(4857):1-8.
- [5] SMITH N H,BAE Sungkoo,SCHUTZ B E. Laser reference sensor alignment tracking and star observations[J]. Science of Spacecraft and Rockets, 2014,5(6):1836-1848.
- [6] 王素娟. 基于恒星敏感器的风云四号气象卫星姿态确定方法研究及实现[D]. 北京:中国气象科学研究院, 2009. (WANG Sujuan. Research and implementation of attitude determination for FY-4 meteorological satellite based on star tracker[D]. Beijing,China:Chinese Academy of Meteorological Sciences & Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2009.)
- [7] 朱长征. 基于星敏感器的星模式识别算法及空间飞行器姿态确定技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2004. (ZHU Changzheng. Star pattern recognition algorithm based on star sensor and spacecraft attitude determination technology[D]. Changsha,China:National University of Defense Technology, 2004.)
- [8] SMITH N H,BAE S,WEBB C E,et al. Laser reference sensor alignment estimation using reference signal observations[J]. Science of Spacecraft and Rockets, 2014,6(3):1260-1282.
- [9] 袁彦红. 星敏传感器在轨标定算法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2007. (YUAN Yanhong. The research of on-orbit calibration algorithm of star sensor[D]. Harbin,China:Harbin Institute of Technology, 2007.)

作者简介:



王燕清(1993-),男,浙江省余姚市人,硕士,工程师,主要研究方向为星敏传感器电路设计。

高原(1993-),男,黑龙江省嫩江县人,硕士,助理工程师,主要研究方向为空间光电与导航.email:gaoyuanhtby@163.com.

张卫华(1966-),男,江苏省如东县人,硕士,研究员,主要研究方向为光电探测及导航。

郑循江(1976-),男,四川省邛崃市人,硕士,研究员,主要研究方向为光电探测及导航。

邢健(1985-),女,辽宁省营口市人,硕士,工程师,主要研究方向为可展结构系统设计。