

文章编号 1004-924X(2012)05-0934-08

基于姿态矩阵判据的光学焦距在线快速标定

全伟^{1*}, 刘阳¹, 王广君²

- (1. 北京航空航天大学 仪器光电学院 惯性技术国家级重点实验室
新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室, 北京 100191;
2. 中国地质大学 信息技术实验中心, 湖北 武汉 430074)

摘要: 针对在轨运行的微小航天器发射过程的振动引起的结构变形和在轨太阳光照产生的结构热变形会使发射前对惯性恒星罗盘(Inertial Stellar Compass; ISC)标定的光学系统焦距偏离实际值, 进而影响微小航天器的高精度姿态确定的问题, 提出了一种基于姿态矩阵判据的 ISC 光学系统焦距在线快速标定方法。首先, 分析了光学系统焦距与姿态矩阵的映射关系; 然后, 利用任一时刻由滤波生成的姿态矩阵, 结合姿态矩阵单位正交特性的这一判据, 采用迭代法实现了 ISC 光学系统焦距的在线快速标定。实验结果表明: 该方法对 ISC 光学系统焦距的标定精度同星点质心提取的像素精度相当, 大约为 0.01 个像素。该方法可在轨随时进行光学系统焦距的标定, 标定速度快, 且不需要采集大量姿态测量传感器的数据, 标定效果良好。

关键词: 惯性恒星罗盘; 标定; 光学焦距; 姿态矩阵

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20122005.0934

Online fast calibration of optical focal length based on attitude matrix criterion

QUAN Wei^{1*}, LIU Yang¹, WANG Guang-jun²

- (1. Laboratory of Inertial Technology, National Defense Key Laboratory of Novel Inertial Instrument and Navigation System Technology, School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Laboratory Center of Information Technology, China University of Geosciences(Wuhan), Wuhan 430074, China)

* Corresponding author, E-mail: quanwei@buaa.edu.cn

Abstract: The structure deformation of a micro-spacecraft in orbit caused by launching vibration and its thermal deformation resulted from sunlight will change the optical focal length of an Inertial Stellar Compass (ISC) in the calibration before launching. Furthermore, it will affect on the high-precision attitude determination for the micro-spacecraft. To improve the calibration, an online fast calibration method based on the attitude matrix criterion was presented. Firstly, this method was used to analyze

收稿日期: 2011-11-13; 修订日期: 2012-02-10.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No. 61004140, No. 60825305, No. 61104198)

the mapping relation between the optical focal length and the attitude matrix. Then, combining the attitude matrix generated by the filter in any time with the orthogonal unit features of attitude matrix, the focal length of ISC was calibrated online based on an iterative method. Experimental results indicate that the calibration precision by proposed method for the optical length of the ISC system is equivalent to the extracting precision by the stellar center of mass method, and it is about 0.01 pixel. This method can calibrate the focal length at any time in orbit, and have fast calibration speeds and better calibration results without capturing a large number of other attitude measurement data from sensors.

Key words: Inertial Stellar Compass(ISC); calibration; optical focal length; attitude matrix

1 引言

惯性/星光组合定姿因具有自主性强、可连续输出高精度姿态信息以及快速故障恢复能力等特点,现已成为国内外航天器定姿的一种经典组合方式,并在航天工程领域得到了广泛应用^[1]。美国 Draper 实验室于 2003 年率先研制出一种基于 CMOS APS 恒星敏感器和硅微机电惯性陀螺组件集成的新型多传感器集成定姿系统,即惯性恒星罗盘(Inertial Stellar Compass, ISC)。它因体积小、集成度高、功耗低、可连续输出较高精度姿态和快速故障恢复等特点,已成为敏捷机动小卫星和编队微小卫星高性能自主定姿的有效途径和发展方向^[2]。近年来,在此基础上又涌现出很多新的研究成果,如美国空气推进实验室(JPL)提出的微型化导航器(μ Navigator),荷兰国家应用科学研究院提出的集成光学姿态控制传感器系统(Integrated Optical Attitude Control Sensor, IOPACS)等。一般 ISC 在发射前需要进行地面测试和标定。在 ISC 姿态确定过程中,与姿态确定精度相关的量主要有光学系统焦距误差、光学镜头畸变误差、星体质心提取误差以及惯性陀螺仪的器件误差等,其中光学系统焦距误差决定着恒星在视场中的成像位置,是影响 ISC 高精度定姿的主要因素之一。目前,光学系统的焦距通常很难精确得到。常用的焦距确定方法首先通过高精度的转台、光学准直仪等专用设备获取焦距的原始数据,然后结合数理统计、回归分析以及最小二乘等方法,直接求解光学系统的焦距;但该类方法速度慢、成本高,且由于获得的原始数据不可避免地存在误差会极大地限制焦距的确定精

度,这使光学系统进行焦距再确定时需要重新拆卸和装校。近年来,国内外学者也研究了许多先进、有效及一些智能的新方法^[3-9],在地面对其标定的精度可达到甚至超过工程实际需要。但在在轨运行阶段,航天器因发射过程振动引起的结构变形、在轨太阳光照产生的结构热变形等原因^[10]会使发射前对 ISC 的光学焦距标定值偏离实际值,进而影响了航天器的高精度姿态确定,若光学焦距相差一个像素,则会增大 5"左右的姿态误差。

传统的地面标定方法可实现高精度的光学焦距标定,但航天器在轨运行时由于受到星载计算机计算能力以及计算字长截断误差等因素的影响而难以应用先进的智能型标定方法。目前也有一些在轨实时标定光学焦距的方法,但大都需要在轨采集多种多组传感器的环境参数以及标准图像信息等数据,计算繁琐且不能实时、快速地标定^[11-12]。本文针对此问题提出了一种基于姿态矩阵判据的 ISC 光学焦距在线快速标定方法,根据光学焦距与姿态矩阵的映射关系,利用任一时刻由滤波生成的姿态矩阵,结合姿态矩阵单位正交化的这一判据,采用迭代法实现了在线快速的焦距标定。

2 ISC 姿态确定中姿态矩阵的求解

2.1 ISC 姿态确定原理

在利用 ISC 实现卫星的定姿过程中,惯性陀螺仪可提供卫星相对于惯性空间的三轴角速度信息,并根据初始条件及姿态运动学方程,积分得到卫星的实时姿态信息;但由于陀螺漂移、初始条件不确定性、积分误差等因素的影响,由积分得到的姿态信息中总是含有随时间增长的误差,因而常

被作为卫星的短期姿态参考。而星敏感器由于其测量误差不随时间积累,通常被视为卫星的长期姿态参考。它以一定的采样频率获得包含三轴姿态信息的星光矢量,采用适当的算法来确定卫星本体相对于惯性空间的姿态。

在基于最优估计器的卫星高精度定姿中,这两种姿态参数都输入最优估计器中进行卫星姿态的最优估计;在估计姿态参数的同时还对陀螺漂移进行实时估计和补偿,以提高组合定姿的精度^[13-14]。其定姿原理如图 1 所示。

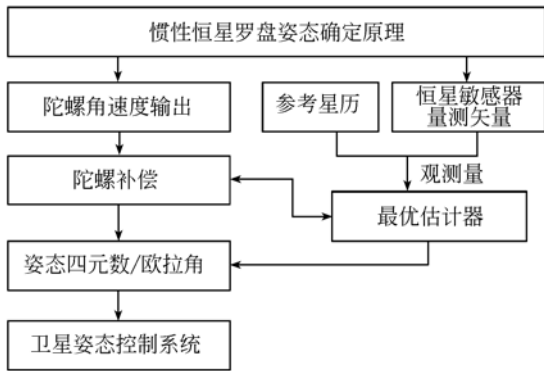


图 1 ISC 姿态确定原理

Fig. 1 Theory of attitude determination of ISC

在轨 ISC 根据以上姿态确定原理,可实时输出卫星的高精度姿态信息(姿态四元数/欧拉角),满足卫星在轨任务对姿态的需求。

2.2 滤波过程中的姿态矩阵解算

根据上一小节介绍的姿态确定原理,可实时获取在轨卫星的姿态信息。利用某时刻的姿态信息,结合卫星姿态的定义,可方便地解算出该时刻姿态所对应的姿态矩阵,一般该姿态矩阵为卫星本体坐标系相对于轨道坐标系的姿态矩阵。

以姿态四元数表示姿态时,设该时刻姿态四元数表示为:

$$\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T, \quad (1)$$

则该时刻的姿态矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{q})$ (卫星本体坐标系相对于轨道坐标系)的求解公式如下:

$$\mathbf{A}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) \\ 2(q_1 q_3 + q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

当然,如用欧拉角表示姿态时,姿态矩阵对应的欧拉角与转动次序相关,可有 3-1-3 或 3-1-2 等多种转动方式,因而利用欧拉角求解姿态矩阵时,首先需要确定好转动次序,然后才可求解与该时刻欧拉角相对应的姿态矩阵,具体可参看参考文献^[10,15-16]。

2.3 光学焦距与姿态矩阵的映射关系

ISC 的光学焦距主要是指恒星敏感器的光学系统焦距,图 2 是恒星敏感器的姿态测量原理^[17-18]。

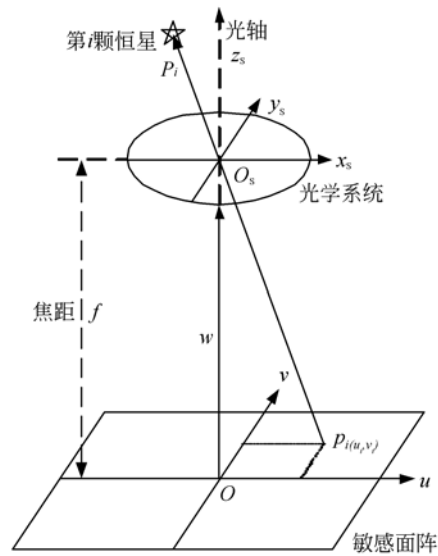


图 2 恒星敏感器的姿态测量原理

Fig. 2 Principle of attitude measurement for star sensor

图 2 中, $o_s x_s y_s z_s$ 表示恒星敏感器坐标系, $ouvw$ 表示敏感面阵成像的平面坐标系, z_s 与 w 重合并与光轴 oo_s 方向一致, oo_s 之间距离为光学透镜的焦距 f ,第 i 颗恒星在敏感面阵上成像的中心位置为 $p_i(u_i, v_i)$,其 $p_i o_s$ 在 $o_s x_s y_s z_s$ 坐标系中的方向矢量 \mathbf{P}_i 为:

$$\mathbf{P}_i = \begin{bmatrix} x_{s_i} \\ y_{s_i} \\ z_{s_i} \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{u_i^2 + v_i^2 + f^2}} \begin{bmatrix} -u_i \\ -v_i \\ f \end{bmatrix}. \quad (3)$$

根据恒星敏感器的星图处理方法,第 i 颗恒星可通过星图匹配识别方法识别,并用其在地心天球坐标系下的单位矢量表示,在此设为 \mathbf{S}_i 。

$$\mathbf{S}_i = [X_{L_i} \quad Y_{L_i} \quad Z_{L_i}]^T. \quad (4)$$

当 ISC 在轨工作时,其星敏感器的光学系统对准某一天区成像,可捕获并识别 n 颗恒星。假

设这些恒星在惯性空间中的坐标分别为 $(X_{L1}, Y_{L1}, Z_{L1}), (X_{L2}, Y_{L2}, Z_{L2}), \dots, (X_{Ln}, Y_{Ln}, Z_{Ln})$;在恒星传感器坐标系 $\alpha_s x_s y_s z_s$ 中的坐标分别为 $(x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}), (x_{s2}, y_{s2}, z_{s2}), \dots, (x_{sn}, y_{sn}, z_{sn})$,恒星传感器坐标系的 x_s, y_s, z_s 三轴在地心惯性空间中的指向分别为 $(X_x, Y_x, Z_x), (X_y, Y_y, Z_y)$ 和 (X_z, Y_z, Z_z) ,则有以下关系:

$$\begin{bmatrix} x_{s1} & y_{s1} & z_{s1} \\ x_{s2} & y_{s2} & z_{s2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{sn} & y_{sn} & z_{sn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{L1} & Y_{L1} & Z_{L1} \\ X_{L2} & Y_{L2} & Z_{L2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ X_{Ln} & Y_{Ln} & Z_{Ln} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_x & X_y & X_z \\ Y_x & Y_y & Y_z \\ Z_x & Z_y & Z_z \end{bmatrix}. \quad (5)$$

令:

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} x_{s1} & y_{s1} & z_{s1} \\ x_{s2} & y_{s2} & z_{s2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{sn} & y_{sn} & z_{sn} \end{bmatrix}, \mathbf{G} = \begin{bmatrix} X_{L1} & Y_{L1} & Z_{L1} \\ X_{L2} & Y_{L2} & Z_{L2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ X_{Ln} & Y_{Ln} & Z_{Ln} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_x & X_y & X_z \\ Y_x & Y_y & Y_z \\ Z_x & Z_y & Z_z \end{bmatrix}. \quad (6)$$

则上式简写为: $\mathbf{S} = \mathbf{G}\mathbf{A}$ 。

当 $n=3$ 时: $\mathbf{A} = \mathbf{G}^{-1}\mathbf{S}$;

当 $n>3$ 时,采用最小二乘法求解:

$$\mathbf{A} = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} (\mathbf{G}^T \mathbf{S}), \quad (7)$$

其中, \mathbf{A} 为该时刻恒星传感器本体坐标系相对于地心天球坐标系(又称地心惯性坐标系)的姿态矩阵。

从上面推导可知,该姿态矩阵是光学焦距 f 的矩阵表达式,记为 $\mathbf{A}(f)$,则光学焦距与卫星姿态矩阵 $\mathbf{A}(q)$ 的映射关系表达式为:

$$\mathbf{A}(q) = \mathbf{C}_i^0 \mathbf{M}_{ss} \mathbf{A}(f), \quad (8)$$

其中, \mathbf{C}_i^0 为地心惯性坐标系到轨道坐标系的转换矩阵; \mathbf{M}_{ss} 为恒星传感器在卫星本体坐标系中的安装矩阵。

3 基于姿态矩阵判据的光学焦距在线快速标定方法

3.1 标定方案

基于 ISC 姿态确定原理,根据光学焦距与卫星姿态矩阵 $\mathbf{A}(q)$ 的映射关系,结合姿态矩阵 $\mathbf{A}(q)$

本身的单位正交化特性,采用迭代法确定光学焦距在线快速标定方案如图 3 所示。

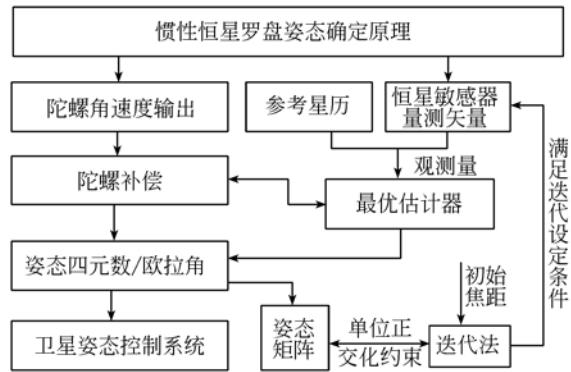


图 3 光学焦距在线快速标定方案

Fig. 3 Online fast calibration scheme of optical focal length

3.2 在线快速标定步骤

根据上面小节确定的标定方案,基于姿态矩阵判据的 ISC 光学焦距在线标定方法的具体实现步骤如下:

(1)根据在地面对 ISC 光学焦距标定的结果或者上一次在线快速标定值,设定初始的光学系统焦距值 f_0 ,并根据姿态矩阵的单位正交化性质,定义光学系统焦距的判别函数为:

$$F = abs(T_1 - 1) + abs(T_2 - 1) + abs(T_3 - 1) + abs(T_4 - 1) + abs(T_5 - 1) + abs(T_6 - 1), \quad (9)$$

式中, $abs(\quad)$ 为求绝对值函数; $T_i (i=1, \dots, 6)$ 为:

$$\begin{cases} T_1 = a_{11}^1 + a_{12}^2 + a_{13}^3 \\ T_2 = a_{21}^2 + a_{22}^2 + a_{23}^3 \\ T_3 = a_{31}^1 + a_{32}^2 + a_{33}^3 \\ T_4 = a_{11}^1 + a_{21}^2 + a_{31}^3 \\ T_5 = a_{12}^1 + a_{22}^2 + a_{32}^3 \\ T_6 = a_{13}^1 + a_{23}^2 + a_{33}^3 \end{cases}$$

其中, $a_{ij} \in \mathbf{A}(q), i, j = 1 \sim 3, \mathbf{A}(q) =$

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix};$$

矩阵 $\mathbf{A}(q)$ 为 ISC 某一时刻的姿态矩阵。

(2)综合考虑 ISC 光学焦距的精度和实时性,根据 f_0 的取值和先验知识判断其接近真值的程度设定迭代步长 S 以及最大迭代次数 M ,则

ISC 光学焦距的迭代计算公式为:

$$f_k = f_0 + S \times \left[k - \frac{M}{2} \right], \quad (10)$$

式中, $k=1, \dots, m$; f_k 为第 k 次迭代的 ISC 光学焦距的计算值。

(3) 根据每一步迭代值 f_k , 代入公式 (8) 求解卫星本体坐标系相对于轨道坐标系的姿态矩阵 $\mathbf{A}_k(q)$ 。

(4) 根据公式 (9) 求解所有姿态矩阵 $\mathbf{A}_k(q)$, ($k=1 \dots M$) 所对应的判别函数 F 的值, 设为 F_k , ($k=1 \dots M$)。

(5) 从所求解的所有判别函数值 F_k 中, 利用快速查找法找出其中的最小值 F_{\min} 。

如此最小值 F_{\min} 所对应的 ISC 光学焦距迭代值 f_{\min} 即为所求得的光学焦距的最优值 f_{opt} 。此时, 也可对其进行进一步优化, 这时只要将 f_{opt} 设为初始的焦距 f_0 , 且适当调整迭代步长 S 和最大迭代次数 M 即可。

采用这种方法可随时在线标定 ISC 光学焦距, 标定速度快, 而且不需要采集大量传感器数据, 标定结果的精度较高, 至少同星点质心提取的像素精度相当。如果选择在滤波器稳定后的姿态矩阵进行在线标定效率则会更高。

4 仿真实验与分析

4.1 仿真条件

仿真实验采用的 ISC 实物样机如图 4 所示。其主要参数为: 视场 $20^\circ \times 20^\circ$, 像素分辨率 1024×1024 , 组合定姿精度优于 $1''(1\sigma)$, 星敏测量精度 $1.068''(1\sigma)$, 陀螺漂移 $23.579 (^\circ)/\text{h}$, 质量 712 g , 功耗 1.26 W 。

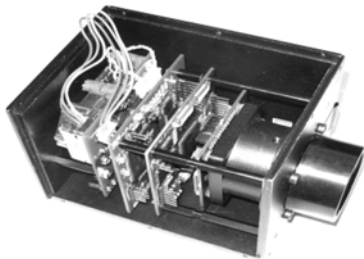


图 4 ISC 样机

Fig. 4 Prototype of ISC

假设某时刻 ISC 组合滤波姿态确定后的姿

态矩阵 $\mathbf{A}(q)$ 为单位正交阵:

$$\mathbf{A}(q) = \begin{bmatrix} -0.9654 & 0.2596 & 0.0254 \\ -0.2608 & -0.9613 & -0.0890 \\ 0.0013 & -0.0926 & 0.9957 \end{bmatrix}.$$

此时 ISC 的光轴指向为 $(90^\circ, 0^\circ)$, 从该视场中任选 3 颗恒星, 这 3 颗星在 ISC 本体坐标系下的测量矢量分别为:

$$\mathbf{P}_1 = [321.9413, -76.5780, \text{fl}];$$

$$\mathbf{P}_2 = [-319.2616, 209.9260, \text{fl}];$$

$$\mathbf{P}_3 = [-453.7549, 123.0280, \text{fl}].$$

其中, fl 为实际的 ISC 光学焦距值, 在此需要对它进行基于姿态矩阵判据的在线快速标定 (通过反推导可得实际值为 2903.6963 pixel)。

这 3 颗恒星在地心天球坐标系下对应的星光矢量为:

$$\mathbf{S}_1 = [-0.11016, 0.10901, 0.15426];$$

$$\mathbf{S}_2 = [0.99357, 0.99145, 0.98715];$$

$$\mathbf{S}_3 = [0.026203, -0.071678, -0.041825].$$

ISC 的星敏传感器在卫星本体坐标系下的安装矩阵设为 \mathbf{M}_{ss} , 即光轴指向卫星本体的负 Z 轴, X 轴和 Y 轴互换。设定此时地心惯性坐标系到轨道坐标系的转换矩阵为单位阵。

根据地面 ISC 光学焦距的标定值 f_0 , 设 $f_0 = 2904 \text{ pixel}$, 设定迭代步长 $S = 0.01 \text{ pixel}$, 即设定本次光学焦距标定的本次迭代精度极限。设定最大迭代次数 $M = 1000$, 即可寻找的焦距为 $2899.01 \sim 2909.00 \text{ pixel}$ 。这样求得的焦距 f_{opt} 的精度为小数点后面的两位有效数字。

4.2 仿真结果与分析

图 5 为根据设定的仿真条件, 利用本文提出的方法对 ISC 光学焦距在线标定的结果。

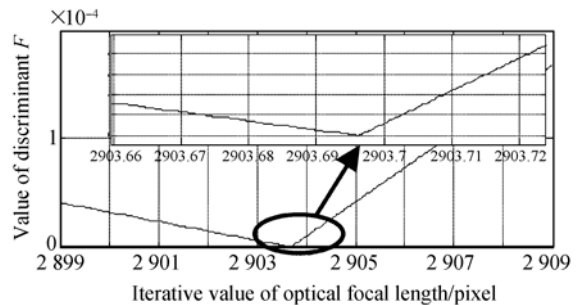


图 5 $S=0.01$ 时迭代法焦距标定的结果曲线

Fig. 5 Simulation curves of iterative calibration for optical focal length under $S=0.01$

从图 5 中的放大图可看出,本次基于姿态矩阵判据的迭代法焦距标定结果近似为:

$$f_{opt} = 2\ 903.70.$$

在此基础上,如果进行更精确的标定,则将 f_{opt} 赋值给 f_0 ,并改变迭代步长 S 即可。图 6 为在其他条件不变,迭代步长 S 设为 0.001 时的仿真结果。

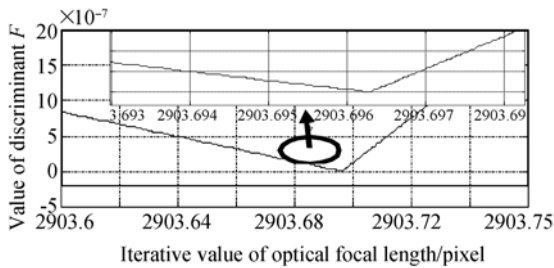


图 6 $S=0.001$ 时迭代法焦距标定的结果曲线

Fig. 6 Simulation curves of iterative calibration for optical focal length under $S = 0.001$

从图 6 中的放大图可看出,本次基于姿态矩阵判据的迭代法焦距标定结果近似为:

$$f_{opt} = 2\ 903.696.$$

在此基础上,还可以进一步的多次标定,但由于受到 ISC 星敏感器星点质心提取精度的限制(它决定了星点测量矢量的 x 和 y 坐标误差,是影响姿态矩阵的重要误差源之一),后面标出的更小量的焦距值部分已经被 x 和 y 坐标误差所淹没,因而可以认为,利用该方法标定的 ISC 光学焦距标定精度至少同 ISC 星敏感器星点质心提取的精度相当,约为 0.01 pixel.

在算法计算量方面,从 3.2 节中所述的标定步骤可知,假设最大迭代次数为 M ,则第二步需要 M 次乘法、 M 次加法和 M 次减法;第三步中每一次迭代都需要计算 $A(q)$,将 $C_i^T M_{ss}$ 看成一个 3×3 的矩阵,则需要 $27M$ 次乘法和 $18M$ 次加法;

第四步求解判别函数 F 的值只涉及加法,共需要 $5M$ 次;第五步就是利用快速查找法查找最小值,其时间复杂度为 $O(M)$ 。

根据上面分析,所提方法的时间复杂度计算如下(在此只考虑乘法次数,设迭代次数为 n):

$$\text{算法时间复杂度} = n + 27n + O(n) \sim O(n).$$

即所提方法的时间复杂度 $O(n)$ 同迭代次数的一次方相关。

5 结 论

本文提出了一种基于姿态矩阵判据的 ISC 光学焦距在线快速标定方法。简要分析了光学焦距与姿态矩阵的映射关系,并且利用任一时刻由滤波生成的姿态矩阵,结合姿态矩阵单位正交特性的这一判据,采用迭代法实现了 ISC 光学焦距的在线快速标定。该方法通过改变焦距初始值、设定迭代步长和迭代次数,能够对 ISC 光学焦距实现进一步的精确标定。利用本文提出的方法标定 ISC 光学焦距,其标定精度至少同星点质心提取的像素精度相当,大约为 0.01 pixel。该方法可实时进行在轨焦距标定,不仅标定速度快,还不需要采集大量传感器数据,如果选择在滤波器稳定后的姿态矩阵进行在线标定则效率会更佳。当然,本文在仿真实验中将姿态矩阵假设为单位正交阵,主要是考虑本文的重点在于介绍 ISC 光学焦距的在线快速标定方法。因 ISC 的定姿主要是依赖基于滤波算法的恒星敏感器和微机电陀螺仪的组合定姿,不管微机电陀螺仪的器件误差如何,理论上滤波出来的姿态精度比单星敏感器的精度要高,至少滤波平滑了星敏输出的随机噪声。至于微机电陀螺仪的器件误差如何影响光学焦距的在线标定精度,将作为后续科研工作的重点。

参考文献:

[1] 王大轶,黄翔宇. 深空探测自主导航与控制技术综述[J]. 空间控制技术与应用,2009,35(3): 6-12.
WANG D Y, HUANG X Y. Survey of autonomous navigation and control for deep space exploration [J]. *Aerospace Control and Application*, 2009, 35

(3):6-12. (in Chinese)
[2] BRADY T, TILLIER C, BROWN R, *et al.*. The inertial stellar compass: a new direction in spacecraft attitude determination [C]. *16th Annual USU Conference on Small Satellites*, Logan UT: AUS-UCSS, 2002:1-8.
[3] JANNE H. Geometric camera calibration using cir-

- cular control points[J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2000, 22(10):1066-1077.
- [4] 胡浩,梁晋,唐正宗,等. 大视场多像机视频测量系统的全局标定[J]. *光学 精密工程*, 2012, 20(2):369-378.
HU H, LIANG J, TANG ZH Z, *et al.*. Global calibration for multi-camera videogrammetric system with large-scale field-of-view[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(2):369-378. (in Chinese)
- [5] WONPIL Y, YUNKOO C. A calibration-free lens distortion correction method for low cost digital imaging[J]. *IEEE 0-7803-7750-8*, 2003, 1:183-186.
- [6] 刘全国. 大视场光电测量系统的精密几何标定和畸变校正的研究[J]. *光学 精密工程*, 1994, 2(4):109-120.
LIU J G. Study on high accurate geometric calibration of precision photoelectronic measuring system with large field of view and distortion correcting[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1994, 2(4):109-120. (in Chinese)
- [7] QING J, ZHANG Y M. Camera calibration with genetic algorithms[J]. *IEEE Transaction on Systems, Man and Cybernetics*, 2001, 31(2):120-130.
- [8] 赵磊,刘书桂. 基于改进遗传算法实现柔性三坐标测量机参数标定[J]. *光学 精密工程*, 2011, 19(11):2753-2758.
ZHAO L, LIU SH G. Implementation of parameter calibration for flexible coordinate measurement machine based on improving genetic algorithm [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(11):2753-2758. (in Chinese)
- [9] HUI N B, PARTIHAR D K. Camera calibration using a genetic algorithm [J]. *Engineering Optimization*, 2008, 40(12):1151-1169.
- [10] 屠善澄,邹广瑞. *卫星姿态动力学与控制(2)*[M]. 北京:中国宇航出版社,1998.
TU SH CH, ZOU G R. *Satellite Attitude Dynamics and Control(2)*[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1998. (in Chinese)
- [11] GAO Y SH, TSE SH F, GAO W. Online calibration for a stereo vision measurement system[J]. *Key Engineering Materials*, 2005, 295:723-728.
- [12] SHU F W, TOMA L, NEDDERMEYER W, *et al.*. Precise online camera calibration in a robot navigating vision system[C]. *IEEE International Conference of Mechatronics and Automation, Niagara Falls, Ont., Canada: ICMA*, 2005, 3:1277-1282.
- [13] QUAN W, FANG J CH, GUO L. An adaptive segmented information fusion method for the attitude determination of nano-spacecrafts[C]. *Proceedings of SPIE-Seventh International Symposium on Instrumentation and Control Technology, Beijing, P. R. China: ISICT*, 2008, 7129:2G.
- [14] CUI P L, ZHANG H J. QMRPF-UKF master-slave filtering for the attitude determination of micro-nano satellites using gyro and magnetometer [J]. *Sensors*. 2010, 10(11):9935-9947.
- [15] 肖业伦. *航空航天器运动的建模-飞行动力学理论基础*[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003.
XIAO Y L. *Modeling of Aerospace Vehicles-Foundation of Flight Dynamics* [M]. Beijing: Beihang University Press, 2003. (in Chinese)
- [16] SHUSTER M D. A survey of attitude representations[J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1993, 41(4):439-517.
- [17] 房建成,宁晓琳,田玉龙. *航天器自主天文导航原理与方法*[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
FANG J CH, NING X L, TIAN Y L. *Principles and Methods of Spacecraft Autonomous Celestial Navigation*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [18] 全伟,刘百奇,宫晓琳,等. *惯性/天文/卫星组合导航技术*[M]. 北京:国防工业出版社,2011.
QUAN W, LIU B Q, GONG X L, *et al.*. *INS/CNS/GNSS Integrated Navigation Technology* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011. (in Chinese)

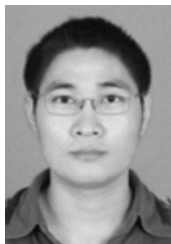
作者简介:



全伟(1977—),男,山东临沂人,讲师,2004年于中国地质大学获得硕士学位,2008年于北京航空航天大学获得博士学位,主要从事天体敏感器技术、飞行器导航技术、空间探测载荷技术方面的研究。E-mail: quanwei@buaa.edu.cn



王广君(1964—),男,河南郑州人,教授,博士生导师,1992年于华中师范大学获得硕士学位,2002年于华中科技大学获得博士学位,主要从事图像处理与模式识别、天文导航技术方面的研究。E-mail: gjwang@cug.edu.cn



刘阳(1989—),男,山东临沂人,硕士研究生,2011年于中国地质大学获得学士学位,主要从事飞行器导航、空间探测载荷技术方面的研究。E-mail: liuyang_1989210@163.com

●下期预告

中国部分典型地区气溶胶光学特性观测

李建玉^{1,2},魏合理^{1*},徐青山¹,詹杰¹

(1. 中国科学院安徽光学精密机械研究所 中国科学院大气成分与光学重点实验室,安徽合肥 230031;
2. 中国科学院研究生院,北京 100039)

利用 DTF 型太阳光度计在我国几个典型城市地区较长期观测的资料,分析了不同地区气溶胶光学厚度日变化和季节变化特征,并给出各地区观测期间日均值、月均值和季节变化。结果显示,观测期间丽江地区气溶胶光学厚度最小,大气较洁净,大气中以细粒子为主,其次是张北,喀什和合肥地区气溶胶光学厚度都较大,但喀什、张北多以粗粒子为主,合肥多以细粒子为主。各地区都在春季气溶胶光学厚度较大,冬季最小。喀什气溶胶光学厚度值多集中在 0.15~0.7,张北多集中在 0.08~0.4,合肥多集中在 0.2~0.75,丽江多集中在 0.01~0.1。各地区气溶胶光学厚度和 Ångström 波长指数频率分布基本呈高斯分布,气溶胶光学厚度峰值分布由高到低依次为合肥、喀什、张北、丽江,Ångström 波长指数由高到低依次为丽江、合肥、张北、喀什。