

doi:10.3788/gzxb20184710.1012001

# 航天光学相机几何参数星上监测技术

王慧<sup>1</sup>, 刘薇<sup>2</sup>, 于建冬<sup>3</sup>, 王柯俨<sup>1</sup>, 李云松<sup>1</sup>, 刘丹<sup>1</sup>

(1 西安电子科技大学 综合业务网国家重点实验室, 西安 710071)

(2 西安测绘研究所 地理信息工程国家重点实验室, 西安 710054)

(3 中科院西安光学精密机械研究所, 西安 710119)

**摘 要:**针对目前航天光学相机在轨定标方法存在更新周期长、时效性不强的问题,提出一种将光学自准直原理应用到星上监测的实时在轨定标方法.在卫星载荷系统内部加装准直光源、呈影面阵 CCD 和棱镜等器件,将相机焦距、光轴夹角等参数的变化转化为光斑影像的变化,提取并处理光斑影像位置的变化量,求解出线阵相机参数的变化量,实现快速、高效的在轨监测.通过搭建实验平台验证了本文方法的可行性,俯仰和横滚方向参数的监测精度小于 1",测量误差优于 0.1".

**关键词:**几何定标;定标;光学自准直;星上监测;航天光学相机

中图分类号:V19; V11

文献标识码:A

文章编号:1004-4213(2018)10-1012001-10

## Geometric Parameters Monitoring Technology for Space Optical Camera

WANG Hui<sup>1</sup>, LIU Wei<sup>2</sup>, YU Jian-dong<sup>3</sup>, WANG Ke-yan<sup>1</sup>, LI Yun-song<sup>1</sup>, LIU Dan<sup>1</sup>

(1 State Key Laboratory of Integrated Service Network, Xidian University, Xi'an 710071, China)

(2 State Key Laboratory of Geo-Information Engineering, Xi'an Research Institute of Surveying and Mapping, Xi'an 710054, China)

(3 Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics of CAS, Xi'an 710119, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that the state-of-the-art geometric calibration methods have a long update period and low efficiency, a real-time calibration method that applies the optical auto-collimation principle to on-orbit monitoring is proposed. By installing collimated light sources, area-array CCDs, prisms, and other devices inside the satellite load system, changes in the camera parameters are converted into changes in the spot images. By extracting and processing the spot images, the variation of the camera parameters can be solved to achieve a fast and efficient on-orbit monitoring. The feasibility of the proposed method is verified by building an experimental platform, and the monitoring accuracy of parameters in the pitch and roll directions is less than 1", and the measurement error is better than 0.1".

**Key words:** Geometric parameters; Calibration; Optical auto-collimation; Onboard monitoring; Space optical camera

**OCIS Codes:** 120.1680; 150.1488; 280.0280

## 0 引言

对于航天遥感传感器来说,几何定标技术通常分为实验室定标和在轨定标.实验室定标<sup>[1-4]</sup>是发射前对由相机设备加工误差和安装误差等原因引起几何参数偏离额定值的标定,但在卫星发射升空及其在空间运行中,由于受到压力、震动、温度等各方面变化的影响,几何参数还会产生难以预测的变化,使得实验室定标值不再适用,需要进行在轨定标<sup>[5-9]</sup>.在轨定标通常采用基于几何定标场的方法<sup>[10-13]</sup>,即通过地面布设大量的

基金项目:国家自然科学基金(Nos.61501346, 91538101)和高等学校学科创新引智基地(No.B08038)资助

第一作者:王慧(1992-),女,硕士研究生,主要研究方向为摄影测量及图像处理. Email: huiwang\_ji@yeah.net

导师(通讯作者):刘薇(1981-),女,副研究员,博士,主要研究方向为航天摄影测量与遥感. Email: 1271772072@qq.com

收稿日期:2018-04-02;录用日期:2018-07-23

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

控制点构成检校场,卫星过顶时,利用卫星影像与检校场控制数据匹配,利用摄影测量原理解算相机几何参数变化量,从而提高卫星的几何精度.但随着对卫星分辨率和定位精度要求的提高,目前的定标周期已远远不能满足需求<sup>[14-15]</sup>.特别是在现有的卫星和载荷技术下,相机系统的姿态稳定度难以满足高精度测绘的需求,因此,需要对相机光轴变化(反映出姿态变化)进行实时监测.

本文提出一种将光学自准直原理应用到星上监测的实时在轨定标方法,通过对相机的星上实时监测实现关键几何参数的解算.其基本思路是:在卫星载荷系统内部加装准直光源、呈影面阵 CCD 和棱镜等器件,将相机焦距、光轴夹角等参数的变化转化为光斑影像的变化,提取并处理光斑影像位置的变化量,便可求解出相机关键参数的变化量,实现快速、高效的在轨监测.

## 1 星上在轨监测原理

### 1.1 光学自准直原理

光学自准直原理<sup>[15]</sup>是一种使物和像位于同一或者共轭平面上的光学现象.当用光源照射位于物镜焦面上的分划板时,光线沿光轴上的  $O$  点射入物镜,经过平面镜反射按原路返回,最终成像于发射点  $O$  的位置.此时,若保持入射光线不变,而平面镜旋转  $\theta$  角时,则出射光线旋转  $2\theta$  角,最终将成像于  $O'$  点的位置,如图 1.

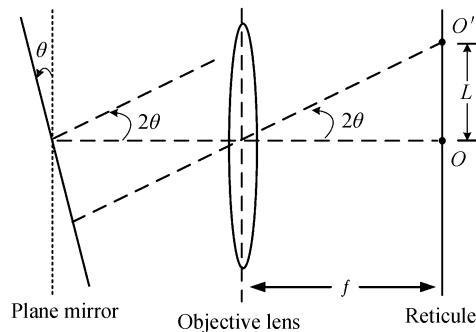


图 1 光学自准直原理

Fig.1 Optical auto-collimation schematic

设发射点与实际成像点的距离为  $L$ ,物镜的焦距为  $f$ ,则有

$$L = f \cdot \tan 2\theta \quad (1)$$

图 1 中,用于成像的分划板位置不动,平面镜旋转一定的角度.当平面镜不动,而分划板的位置发生改变,如分划板绕坐标轴旋转、平行前移或者后移等,该原理也同样适用.

### 1.2 星上监测设备的设计思路

由 1.1 节原理可知,利用激光发射装置发射准直光源,用小面阵 CCD 记录光斑成像位置的变化,借用相机系统的焦面作为成像面,小面阵 CCD 安装在线阵 CCD 两端,发射光源安装在其旁边.光路传导依靠反射棱镜、传导棱镜、平行光管等装置.其中,反射棱镜是为了使发射出的光线能沿着原光路反射,其安置在摄影基座上,位于整个相机系统的中央,与基座固连在一起,可认为是相机系统的基准.平行光管用于导光和防止光的散射.因此,星上装置从结构上讲不是一个整体的组件,而是由一些装置和零部件构成的.

当发射装置的激光二极管发射光束时,该光束经过相机镜面系统的反射到达相机的主镜,又经过各种棱镜和平行光管的反射和传导,到达中央棱镜的反射面上,由中央棱镜反射,按原路返回,最终成像在光斑记录装置上.通过记录光斑位置的变化,即可分解出相机参数的变化量.

以双镜头双线阵相机为例进行分析,实际的设计与加工过程较为复杂,为了便于读者理解,将装置原理简化为图 2.其中,实线代表面阵上发射装置发射出的光束,虚线代表光束达到中央棱镜后反向传播,最终成像在小面阵上.图 3 为焦面上线阵和面阵的简化图,中间为线阵 CCD 相机,两端为光斑成像小面阵 CCD,并装有准直光源和分划板.

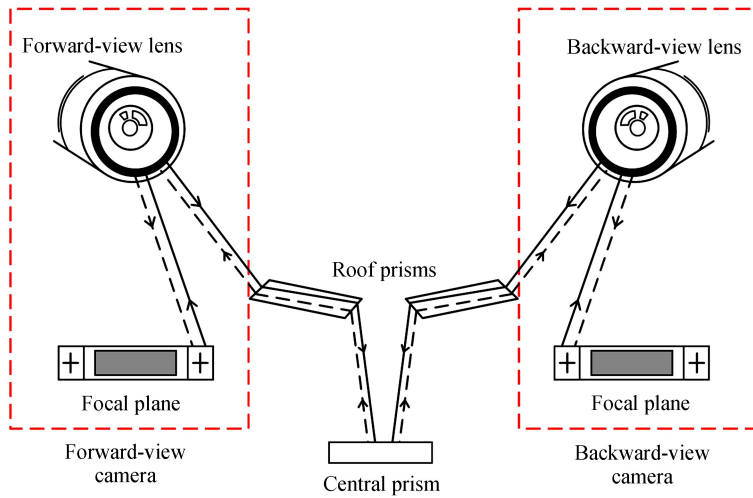


图2 装置简化图  
Fig.2 Simplified diagram of device

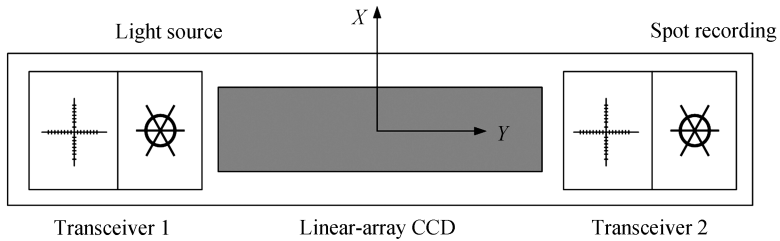


图3 焦面示意图  
Fig.3 Schematic diagram of focal plane

### 1.3 星上监测数据处理流程

由光学自准直装置得到光斑影像, 提取光斑影像的中心点坐标, 通过与额定中心点坐标的对比, 解算得到地相机焦距的变化量及镜头视轴绕地相机像空间坐标系  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  轴旋转角度. 基于双阵线相机, 选取前视相机作为基准, 数据处理流程如图 4.

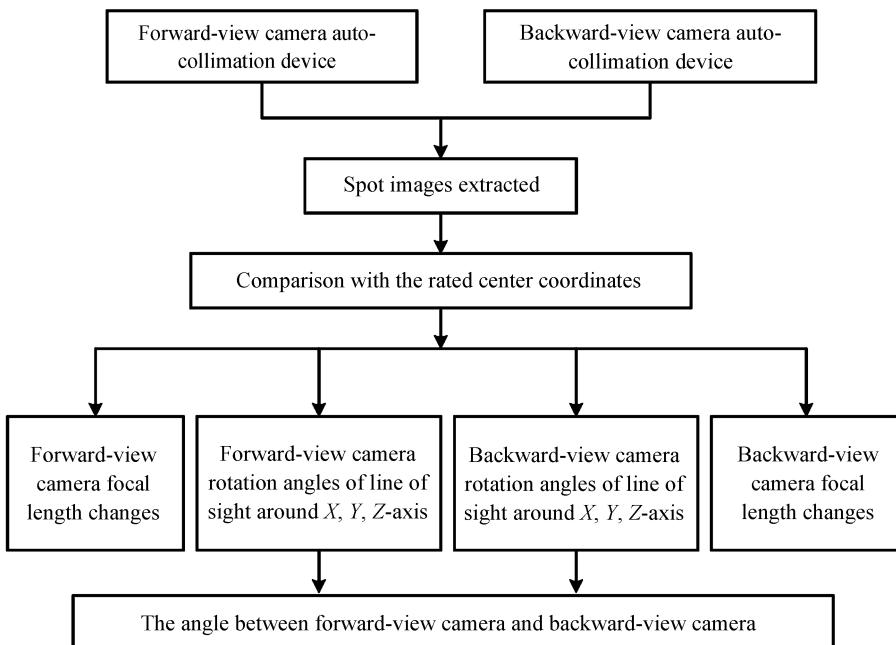


图4 数据处理流程  
Fig.4 Data processing flow chart

## 2 星上监测理论分析

以前视相机为例,对星上在轨监测装置中相机镜头和线阵 CCD 空间关系进行绘图模拟,便于直观的理解.模拟时,假定相机镜头不动,而线阵 CCD 的位置发生改变.图 5 为初始状态下两者之间的位置关系.顶部的平面代表相机镜头所在的平面, $O$  点为相机镜头的后节点;相机镜头后节点与线阵 CCD 中心点的连线为视轴  $Z$ , $X$  为飞行方向, $Y$  为线阵方向;1、2 代表线阵 CCD 两端的小面阵.

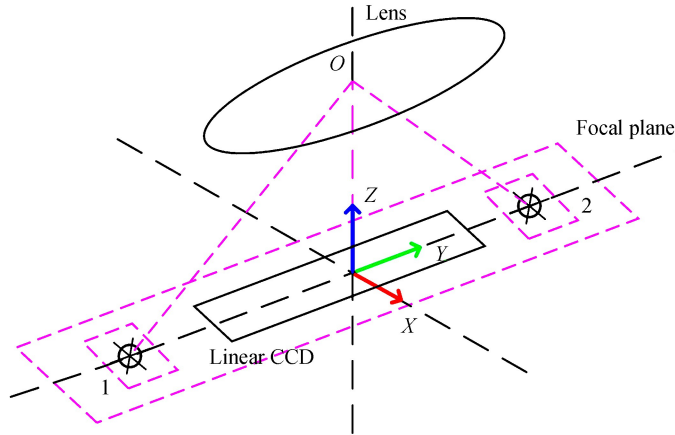


图 5 初始状态  
Fig.5 Initial positional relationship

### 2.1 视轴绕 X 轴的转动量 $\Delta\beta$

当线阵 CCD 沿 Y 轴移动时,相当于视轴绕 X 轴旋转  $\Delta\beta$  角.图 6 展示了视轴绕 X 轴转动前后的效果.

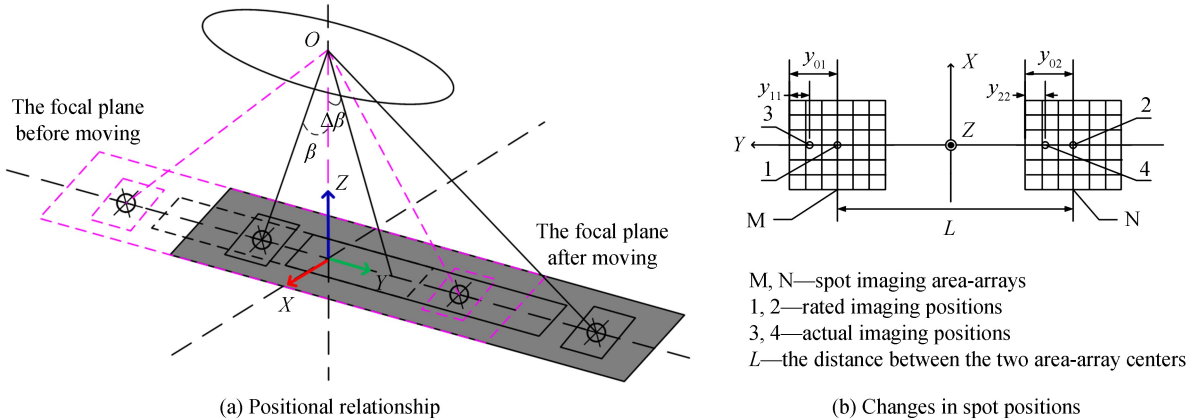


图 6 视轴绕 X 轴的转动示意图  
Fig.6 Visual axis rotates around the X-axis

可推导视轴绕 X 轴的旋转角  $\Delta\beta$  为

$$\Delta\beta = \arctan \left\{ \left[ \frac{(y_{01} - y_{11}) + (y_{02} - y_{22})}{2} \delta \right] \cdot \frac{\cos^2 \beta}{2f} \right\} \quad (2)$$

### 2.2 视轴绕 Y 轴转动量 $\Delta\alpha$

当线阵 CCD 沿 X 轴移动后,相当于视轴绕 Y 轴旋转了  $\Delta\alpha$  角,光斑成像位置将沿着 X 轴改变,图 7 为转动前后的效果.

可推导视轴绕 Y 轴的旋转角  $\Delta\alpha$  为

$$\Delta\alpha = \arctan \left\{ \left[ \frac{(x_{01} - x_{11}) + (x_{02} - x_{22})}{2} \delta \right] \cdot \frac{\cos^2 \alpha}{2f} \right\} \quad (3)$$

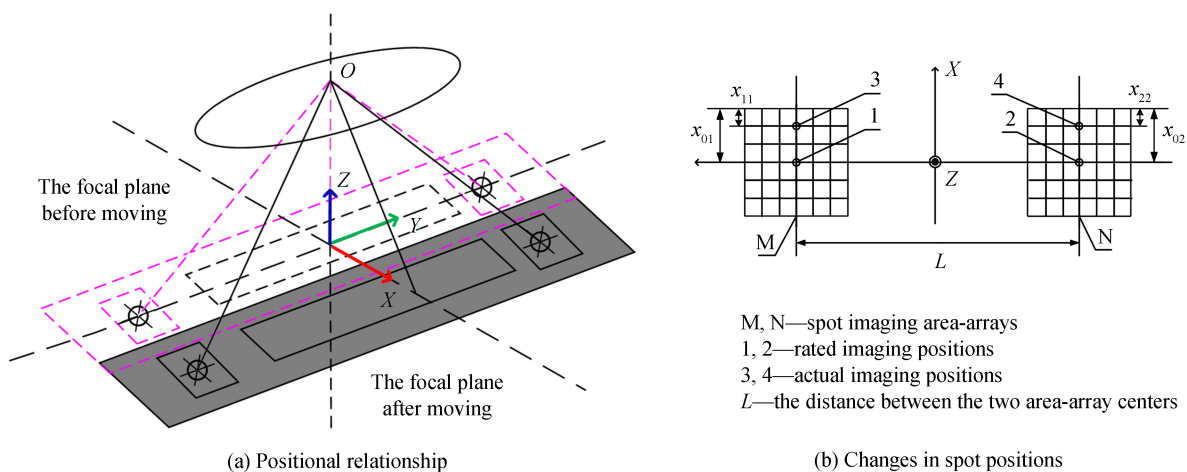


图 7 视轴绕 Y 轴的转动示意图

Fig.7 Visual axis rotates around the Y-axis

### 2.3 相机绕视轴的转动量 $\Delta\gamma$

当线阵 CCD 绕视轴旋转  $\Delta\gamma$  角时, 相当于相机镜头绕视轴旋转了  $\Delta\gamma$  角, 如图 8 所示。

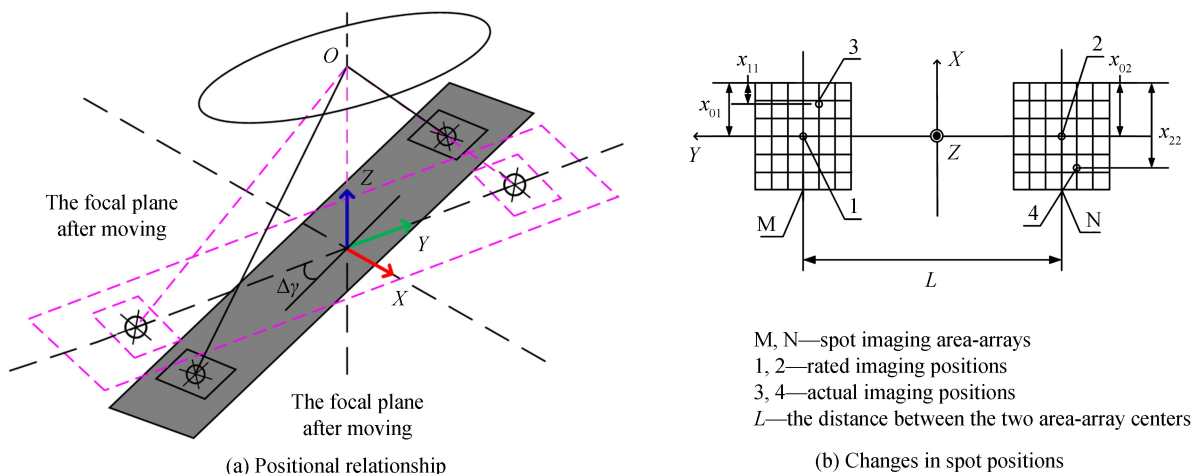


图 8 相机绕视轴的转动示意图

Fig.8 Camera rotates around the visual axis

可以看出光斑影像坐标的变化可以分为横坐标变化和纵坐标变化, 其中纵坐标变化相对较小, 变化主要集中在横坐标上, 即

$$\tan(\Delta\gamma) = \frac{L_1}{0.5L} \approx \frac{\Delta x}{0.5L} \cdot \frac{L}{2} = \left[ \frac{(x_{01} - x_{11}) + (x_{22} - x_{02})}{2} \delta \right] \cdot \frac{2}{L} \quad (4)$$

则相机镜头绕视轴的旋转角为  $\Delta\gamma$  为

$$\Delta\gamma = \arctan \left[ \frac{(x_{01} - x_{11}) + (x_{22} - x_{02})}{L} \delta \right] \quad (5)$$

### 2.4 焦距变化量 $\Delta f$

当线阵 CCD 平行上移时, 视轴不变, 焦距变化了  $\Delta f$ , 光斑成像位置沿 Y 轴变化, 图 9(a) 为焦距发生变化前后的效果模拟, 图 9(b) 为变化前后光斑位置的示意图, 其中, 坐标系以像元为单位,  $\delta$  为像元尺寸,  $f$  为有效焦距。

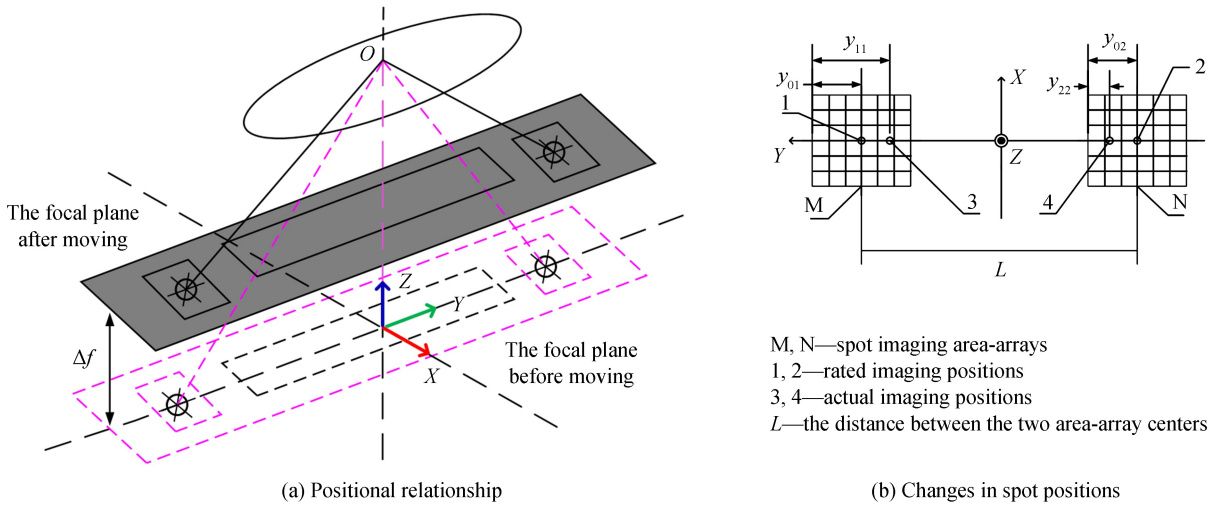


图9 焦距变化示意图  
Fig.9 Change in focal length

由图9可知,焦距的改变引起光斑Y坐标发生变化.定义 $\Delta Y$ 为两个面阵上成像点位置差距的平均为

$$\Delta y = \frac{(y_{11} - y_{01}) + (y_{02} - y_{22})}{2} \delta \quad (6)$$

则

$$\Delta f = \left[ \frac{(y_{11} - y_{01}) + (y_{02} - y_{22})}{2} \delta \right] \cdot \frac{f}{L} \quad (7)$$

### 2.5 公式汇总

航天相机一般采用线阵 CCD 相机,自准直装置的发射和接收装置与线阵 CCD 尽量安装在同一直线上(受安装工艺的限制,无法实现三个方向的安装误差为零,但可保证沿 X、Y 安装误差近似为零,将较大误差留在沿 Z 轴方向,并通过后期测绘处理将其误差消除掉),此时 X 非常小,则  $\tan(x) \approx x$ ,  $\arctan(x) \approx x$ ,进而可以化简公式.并且式(2)、(3)、(5)和(7)均是在仅有一个参数变化的情况下推导出的数学表达式,而卫星实际在轨时并不清楚这四个参数的变化情况,可能其中一个发生改变,也可能四个同时发生改变.已知  $\Delta f$  和  $\Delta \beta$  会引起光斑影像的 Y 坐标改变,  $\Delta \alpha$  和  $\Delta \gamma$  会引起光斑影像的 X 坐标改变,因此可以按坐标变化的情况得到四个参量不定变化时的表达式.以下推导中,下标 L、R 分别代表左右两个小面阵.

#### 1) Y 坐标变化

$$\begin{cases} Y_L = Y_{\Delta fL} + Y_{\Delta \beta L} \\ Y_R = Y_{\Delta fR} + Y_{\Delta \beta R} \end{cases} \quad (8)$$

因为

$$\begin{cases} Y_{\Delta fL} \approx -Y_{\Delta fR} \\ Y_{\Delta \beta L} = Y_{\Delta \beta R} \end{cases} \quad (9)$$

则

$$\begin{cases} Y_{\Delta f} = \frac{Y_L - Y_R}{2} \\ Y_{\Delta \beta} = \frac{Y_L + Y_R}{2} \end{cases} \quad (10)$$

#### 2) X 坐标变化

同理可得

$$\begin{cases} X_{\Delta \alpha} = \frac{X_L + X_R}{2} \\ X_{\Delta \gamma} = \frac{X_L - X_R}{2} \end{cases} \quad (11)$$



将式(10)、(11)代入式(2)、(3)、(5)和(7),即可得到四个参数不定变化时的求解公式,表1为公式汇总.

表1 各项参数表达式  
Table 1 Expressions of parameters

Parameters	The expression of single change	The expression of uncertain changes
Visual axis rotates around the X-axis/rad	$\Delta\beta = \arctan\left\{\left[\frac{(y_{01}-y_{11})+(y_{02}-y_{22})}{2}\delta\right] \cdot \frac{\cos^2\beta}{2f}\right\}$	$\Delta\beta = \left(\frac{Y_L+Y_R}{2}\right) \cdot \frac{\delta \cos^2\beta}{2f}$
Visual axis rotates around the Y-axis/rad	$\Delta\alpha = \arctan\left\{\left[\frac{(x_{01}-x_{11})+(x_{02}-x_{22})}{2}\delta\right] \cdot \frac{\cos^2\alpha}{2f}\right\}$	$\Delta\alpha = \left(\frac{X_L+X_R}{2}\right) \cdot \frac{\delta \cos^2\alpha}{2f}$
The camera rotates around the visual axis/rad	$\Delta\gamma = \arctan\left[\frac{(x_{01}-x_{11})+(x_{22}-x_{02})}{L}\delta\right]$	$\Delta\gamma = \left(\frac{X_L-X_R}{L}\right) \cdot \delta$
Change of focal length/mm	$\Delta f = \left[\frac{(y_{11}-y_{01})+(y_{02}-y_{22})}{2}\delta\right] \cdot \frac{f}{L}$	$\Delta f = \left(\frac{Y_L-Y_R}{2}\right) \cdot \frac{\delta f}{2L}$

### 3 实验验证与分析

分别进行原理验证实验和样机实验.其中,原理验证实验基于现成的光学自准直仪,初步验证本文方法的可行性;样机实验利用加装星上监测设备的离轴三反立体测绘相机,在实验室条件下进行实验,并在此基础上分析飞行(失重)状态下各类误差对测量的影响,最后对精度进行评估.

#### 3.1 原理验证实验与分析

##### 3.1.1 实验方法

利用两台光学自准直仪、两个平面镜、一个三维转台、两台经纬仪搭建实验平台.每台自准直仪加一个平面镜构成一组自准直装置,分别测量镜头视轴绕 X、Y、Z 轴的旋转角,处理并分析所获数据,初步验证将自准直原理应用到星上监测的可行性.两平面镜成的角度为  $2\theta$ ,通过旋转平面镜来模拟线阵 CCD 位置的变化,图 10(a)为实验原理.图 10(b)为实验装置,平面镜安装在三维转台上,可以进行  $360^\circ$  旋转.

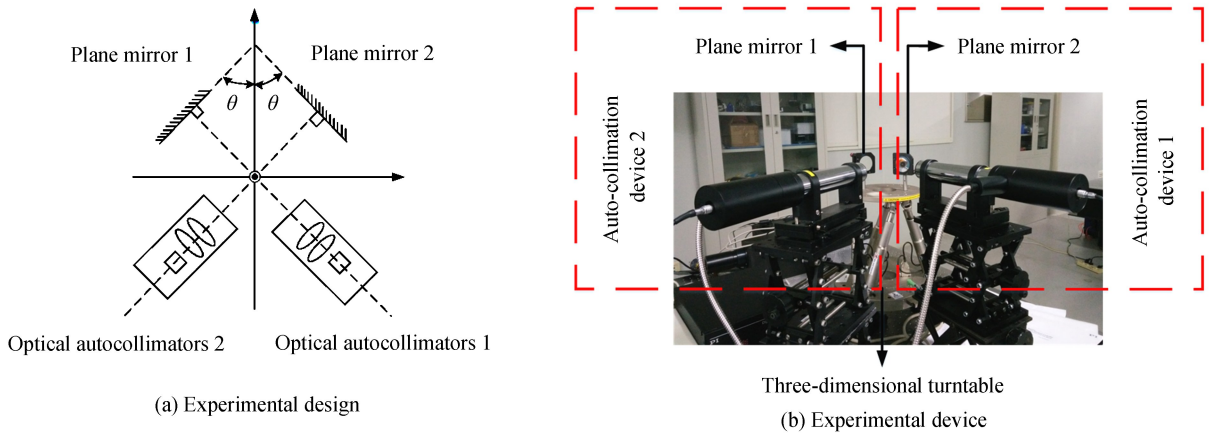


图10 实验平台  
Fig.10 Experimental platform

对于自准直仪1,令其水平方向为 Y 轴,竖直向上为 X 轴,Z 轴为转台的转轴,称该坐标系为系统坐标系 1-XYZ.对于自准直仪2,其 Y、Z 轴与坐标系 1-XYZ 的 Y、Z 轴成一定的夹角,称为 2-XYZ,图 11 为坐标系示意图.

自准直装置 1 绕系统坐标系 1-XYZ 的旋转角即为视轴绕像空间坐标系的旋转角.以相同的步长递进并旋转,转台旋转一定的角度,平面镜 1 绕 1-XYZ 转动相同的角度,平面镜 2 绕自身坐标系 2-XYZ 旋转的角度不相同,但应与平面镜 1 所转角度成一定的数值关系.因此,实验的目的就是验证当转台转动一定的角度时,两平面镜绕各自坐标系旋转的角度是否满足相对应关系,若满足,则验证了将自准直原理用在星上监测的可行性.

当转台绕系统 X 轴旋转  $\Delta\beta$  角时,平面镜 1、2 的旋转角为  $\Delta\beta$ ;当转台绕系统 Y 轴旋转  $\Delta\alpha$  角时,平面镜 1 旋转  $\Delta\alpha$  角,而平面镜 2 绕自身坐标系 Y 轴的旋转为  $\Delta\alpha \cos\beta$ ;当转台绕系统 Z 轴旋转  $\Delta\gamma$  角时,平面镜 1

旋转  $\Delta\gamma$  角,平面镜 2 绕自身坐标系 Z 轴的旋转角为  $\Delta\gamma \sin\beta$ .

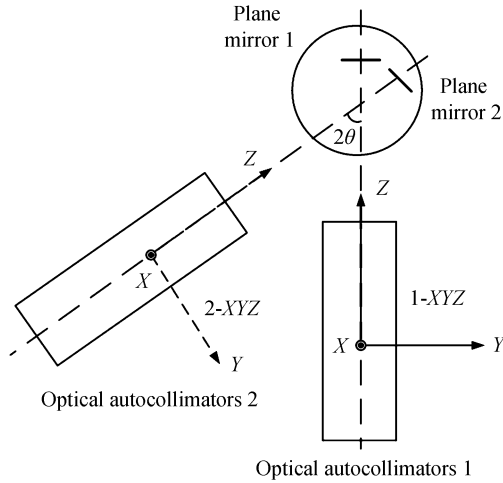


图 11 相机绕视轴的转动示意图  
Fig.11 Camera rotates around the visual axis

3.1.2 实验过程

以步长为  $0.01^\circ$ 、 $0.02^\circ$ 、 $0.03^\circ$ ,  $\theta$  为  $15^\circ$ 、 $30^\circ$ , 分组进行大量的实验测试.表 2 中列出了步长为  $0.02^\circ$  ( $72''$ ), 绕 X、Y 轴旋转时平面镜夹角为  $30^\circ$ , 绕 Z 轴旋转时平面镜夹角为  $60^\circ$  时的情况.

表 2 实验数据  
Table 2 The Experimental data

Rotation around the axis/( $''$ )	X-axis		Y-axis		Z-axis	
Mirror rotation angle/( $''$ )	Mirror 1	Mirror 2	Mirror 1	$2/\sqrt{3} \cdot \text{Mirror 2}$	Mirror 1	$2/\sqrt{3} \cdot \text{Mirror 2}$
0	0.040 000	0.030 000	0.150 000	0.046 188	0.040 000	0.046 188
72	70.980 000	71.160 000	72.000 000	71.822 373	62.310 000	71.949 391
144	143.170 000	143.390 000	144.220 000	144.002 704	124.630 000	143.910 328
216	215.270 000	215.640 000	215.540 000	216.183 035	187.000 000	215.929 001
288	286.920 000	287.290 000	288.330 000	288.536 571	249.060 000	287.589 716
360	358.720 000	359.140 000	360.410 000	360.786 183	311.890 000	360.139 551
432	431.050 000	431.700 000	432.540 000	432.966 514	374.040 000	431.904 189
504	503.280 000	503.930 000	504.510 000	505.031 374	436.310 000	503.807 392
576	575.180 000	575.890 000	577.130 000	577.304 081	498.610 000	575.745 235
648	647.180 000	647.940 000	648.860 000	649.288 113	560.970 000	647.752 361
720	718.990 000	719.720 000	721.080 000	721.549 272	623.230 000	719.644 017
Mean difference/( $''$ )	0.460 909		0.340 353		0.177 646	

3.1.3 实验分析

实验数据表明,转台从  $0''$  到  $720''$  的旋转过程中,平面镜 1、2 绕三轴的旋转角成理论正确的数值关系,并且绕三轴的平均误差均不超过  $0.5''$ .证明了当相机视轴绕三轴发生旋转变化时,可以通过线阵 CCD 两端的自准直装置测量出,将自准直原理用在几何参数星上监测是可行的.

实验选用自准直仪为西安光衡公司的数字光电自准直仪,精度为  $\pm 1''$ .在该自准直仪精度下,初步得到  $\Delta\beta$  的平均精度为  $0.55''$ ,  $\Delta\alpha$  的平均精度为  $0.64''$ ,  $\Delta\gamma$  的平均精度为  $0.97''$ ,均小于  $1''$ .

3.2 样机实验及分析

基于图 4 的原理样机进行样机实验设计和实现,并针对实验情况进行误差分析.

3.2.1 误差分项分析与计算

经过试验和分析,引起测量误差的主要原因是温度和结构的变化,见表 3,具体包括:



- 1) 地相机光轴位置记录装置的自准直图像中心确定误差;
- 2) 由板的线胀系数造成的坐标确定分系统记录器器件位置变化误差;
- 3) 由棱镜横向温度梯度、棱镜线胀系数、棱镜折射率变化的温度系数引起棱镜出射光束相对于入射光束的指向发生变化的误差;
- 4) 由棱镜转动、出射光束相对于入射光束的指向偏离额定值(接近  $0^\circ$  或者  $180^\circ$ )引起的棱镜出射光束相对于入射光束的指向变化的误差;
- 5) 由在地球重力作用下棱镜发生弯曲引起的棱镜出射光束相对于入射光束的指向变化的误差;
- 6) 两台设备光轴的相对位置变化确定误差, 既包括每台设备各自光轴位置记录装置的误差, 也包括由棱镜线胀系数引起的中央棱镜角变化的误差.

表 3 误差分项计算结果  
Table 3 Calculation results of error sub-item

Error sources	Error results/(")
Self-collimated image energy determination error $\Delta C$	0.021
Error due to temperature distortion of the coordinate system $\Delta Tr$	0.018
Error due to the temperature distortion of $180^\circ$ prism $\Delta \Psi t_s$	0.130
Error due to the temperature distortion of $0^\circ$ prism $\Delta \Psi t_z$	0.010
Error due to the rotation of $180^\circ$ prism $\Delta \Psi p_s$	0.020
Error due to the rotation of $0^\circ$ prism $\Delta \Psi p_z$	0.056
Error due to the temperature effect on the central prism $\Delta \Psi t_{cp}$	0.002

### 3.2.2 光斑影像位置确定误差

在轨失重条件下, 重力作用引起的光学元件弯曲可忽略不计. 图像能量中心确定误差可以通过多次测量取均值的方式把随机分量降到最小, 经试验分析, 进行 9 次测量后误差基本比较稳定. 因此在飞行条件下, 光斑图像位置确定的总角误差可表达为

$$\sigma k = \sqrt{\frac{\Delta C^2}{9} + \Delta Tr^2 + \Delta \Psi t_s^2 + \Delta \Psi t_z^2 + \Delta \Psi p_s^2 + \Delta \Psi p_z^2 + \Delta \Psi t_{cp}^2} \quad (12)$$

其中每一项均与表 3 对应. 测量误差计算结果见表 4, 可知通过仿真计算, 在轨飞行状态下, 光斑影像位置确定误差为  $0.145''$ .

表 4 光斑影像位置确定误差  
Table 4 Determination errors of spot image position

Measurement conditons	Result/(")
Measurement in flight (weightless) condition	0.145

### 3.2.3 监测参数测量误差

依据表 1、表 4 计算出相机视轴转动和焦距变化确定误差见表 5.

表 5 飞行(失重)条件下, 监测参数测量误差 ( $3\sigma$ )  
Table 5 Measurement error ( $3\sigma$ ) of monitored parameters under flight (weightless) conditions

Parameters	Results
Visual axis rotates around the X-axis $\Delta \beta$	0.05
Visual axis rotates around the Y-axis $\Delta \alpha$	0.05
The camera rotates around the visual axis $\Delta \gamma$	2.15
Change of focal length $\Delta f$	0.04

由表 5 可以看出, 镜头视轴绕 X、Y 轴的转动确定误差均优于  $0.1''$ , 绕 Z 轴转动确定误差较大, 约为  $2''$ , 但此项对于定位精度的影响不大, 可通过后续摄影测量处理较好地消除. 焦距变化确定误差为  $0.04 \text{ mm}$ , 精度不如定标场定标法, 可作为初值使用. 因此, 该方法对于角度的转动量测量具有较强的优势, 在此基础上可计算出各相机光轴间的夹角变化量.

## 4 结论

本文提出一种基于光学自准直的航天光学相机几何参数星上监测方法, 并阐述了星上监测设备的设计

思路和数据处理流程,理论分析了如何通过对自准直光斑影像的实时处理,求解关键几何参数的在轨变化量,实现实时在轨监测.最后通过搭建实验平台,验证了该技术的可行性,并对监测精度进行了分析.在该方法的可行性验证中,在本文选取的自准直仪精度下,得到  $\Delta\beta$  的平均精度为  $0.55''$ ,  $\Delta\alpha$  的平均精度为  $0.64''$ ,  $\Delta\gamma$  的平均精度为  $0.97''$ ,均小于  $1''$ .在样机实验中,对测量误差的评估,镜头视轴绕 X、Y 轴的转动确定误差均优于  $0.1''$ ,而绕 Z 轴转动确定误差可通过后续摄影测量处理较好地消除.

## 参考文献

- [1] WU Guo-dong, HAN Bing, HE Xu. Calibration of geometric parameters of line-array CCD camera based on exact measuring angle in lab[J]. *Optics & Precision Engineering*, 2007, **15**(10):1628-1632.  
吴国栋, 韩冰, 何煦. 精密测角法的线阵 CCD 相机几何参数实验室标定方法[J]. 光学精密工程, 2007, **15**(10):1628-1632.
- [2] LIU Bo, JIA Ji-qiang, DING Ya-lin. Geometric calibration with angle measure for CCD aerial photogrammetric camera in laboratory[J]. *Leser & Infrared*, 2010, **40**(3):298-301.  
刘波, 贾继强, 丁亚林. 基于测角法的 CCD 航测相机实验室几何标定[J]. 激光与红外, 2010, **40**(3):298-301.
- [3] ZOU Yong-ping, XU Shui-ping, LI Yue-feng, et al. Calculating approach comparison of interior orientation elements and lens distortion of an aerial metric camera inspected in laboratory[J]. *Geomatics Technology and Equipment*, 2006, **8**(1):37-38.  
邹勇平, 徐水平, 李月锋, 等. 实验室检定航摄相机内方位元素和畸变差计算方法的比较[J]. 测绘技术装备, 2006, **8**(1):37-38.
- [4] WANG Mi, YANG Bo, HU Fen, et al. On-orbit geometric calibration model and its applications for high-resolution optical satellite imagery[J]. *Remote Sensing*, 2014, **6**(5):4391-4408.
- [5] ZHANG Yong-jun, ZHENG Mao-teng, XIONG Jin-xin, et al. On-orbit geometric calibration of ZY-3 three-line array imagery with multistrip data sets[J]. *IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing*, 2013, **52**(1):224-234.
- [6] DIAL G. Ikonos satellite mapping accuracy[C]. *Ecotoxicology*. 2000, **15**(4):371-378.
- [7] LI De-ren, WANG Mi. On-orbit geometric calibration and accuracy assessment of ZY-3[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2012, **33**(3): 1-6.  
李德仁, 王密. 资源三号卫星在轨几何定标与精度评估[J]. 航天返回与遥感, 2012, **33**(3): 1-6.
- [8] YANG Bo, WANG Mi. On-orbit geometric calibration method of ZY-1 02C panchromatic camera[J]. *Journal of Remote Sensing*, 2013, **17**(5): 1175-1190.
- [9] BRETON E, BOUILLON A, GACHET R, et al. Pre-flight and in-flight geometric calibration of SPOT 5 HRG and HRS images[J]. *International Archives of Photogrammetry Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2002, **34**(1):20-25.
- [10] CHEN Yi-fu, XIE Zhong, QIU Zheng-ge, et al. Calibration and validation of ZY-3 optical sensors[J]. *IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing*, 2015, **53**(8):4616-4626.
- [11] RADHADEVI P V, MULLER R, D'ANGELO P, et al. In-flight geometric calibration and orientation of ALOS/PRISM imagery with a generic sensor model[J]. *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, 2011, **77**(5):531-538.
- [12] ZHANG Yong-sheng. Design and implementation of songshan test field for high resolution remote sensing and mapping [J]. *Journal of Geomatics Science and Technology*, 2012, **29**(2): 79-82.  
张永生. 高分辨率遥感测绘嵩山实验场的设计与实现—兼论航空航天遥感定位精度与可靠性的基地化验证方法[J]. 测绘科学技术学报, 2012, **29**(2): 79-82.
- [13] DELEVIT J M, GRESLOU D, AMBERG V, et al. Attitude assessment using pleiades-hr capabilities[J]. *ISPRS - International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2012, **39**(B1): 525-530.
- [14] WANG Mi, TIAN Yuan, CHENG Yu-feng. Development of on-orbit geometric calibration for high resolution optical remote sensing satellite[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2017, **42**(11):1580-1588.  
王密, 田原, 程宇峰. 高分辨率光学遥感卫星在轨几何定标现状与展望[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2017, **42**(11):1580-1588.
- [15] 角度计量[M]. 中国标准出版社, 1984.

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (Nos. 61501346, 91538101) and the 111 Project (No.B08038)

引用格式: WANG Hui, LIU Wei, YU Jian-dong, et al. Geometric Parameters Monitoring Technology for Space Optical Camera[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2018, **47**(10):1012001

王慧, 刘薇, 于建冬, 等. 航天光学相机几何参数星上监测技术[J]. 光子学报, 2018, **47**(10):1012001