

WANG Hao, XU Haiyu, WANG Tianye, BIAN Zhiqiang, YAN Kui, ZHANG Lichang. On-orbit Identification and Compensation for Deformation Errors of Two-dimensional Adjustment Solar Observation System (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2026, **46**(1): 142–149. CSTR:32142.14.cjss.2025-0016. DOI:10.11728/cjss2026.01.2025-0016

二维调节式太阳观测系统变形 误差在轨辨识与补偿*

王 皓 许海玉 王田野
边志强 闫 奎 张立昌

(上海卫星工程研究所 上海 201109)

摘 要 针对卫星二维调节式太阳观测系统内部变形误差导致的光轴指向偏差问题, 提出了一种变形误差在轨辨识与补偿方法. 对太阳观测系统内部光路传递过程进行了数学建模, 对数学模型中的变形误差参数给出在轨辨识与补偿方法, 通过引入高精度数字太敏分步辨识的方式, 解决了利用太阳观测成像结果无法直接解算全部变形误差参数的问题, 通过数学仿真对辨识与补偿方法进行模拟, 并以光轴指向精度作为评价标准对补偿效果进行了评估. 仿真结果表明, 变形误差在轨补偿前后, 太阳观测载荷光轴指向精度提升了两个数量级. 验证了本文提出方法的有效性. 研究结果可为其他含有二维调节机构的有效载荷提供参考.

关键词 太阳观测, 变形误差, 在轨辨识与补偿, 二维调节机构

中图分类号 V414.1, P182

On-orbit Identification and Compensation for Deformation Errors of Two-dimensional Adjustment Solar Observation System

WANG Hao XU Haiyu WANG Tianye
BIAN Zhiqiang YAN Kui ZHANG Lichang

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109)

Abstract Aiming at the problem of optical axis pointing deviation caused by the internal deformation errors of the satellite's solar observation system with two-dimensional adjustment, an on-orbit identification and compensation method for the deformation errors is proposed. Firstly, the mathematical modeling for the light path transfer process of the solar observation system is established. Secondly, the on-orbit identification and compensation method for the deformation error parameters in the mathemati-

* 国家自然科学基金项目 (42401445) 和科技部重点研发计划项目 (2023YFB3905301) 共同资助

2025-01-14 收到原稿, 2025-05-26 收到修定稿

cal model is given. Finally, the identification and compensation methods are simulated by mathematical simulation. The compensation effect is evaluated with the optical axis pointing accuracy as the evaluation standard. The simulation results show that the pointing accuracy of the solar observation payload's optical axis is improved by two orders of magnitude before and after the on-orbit compensation for the deformation error, which verifies the effectiveness of the proposed method. The results can be used as a reference for other payloads with a two-dimensional adjustment mechanism.

Key words Solar observation, Deformation errors, On-orbit identification and compensation, Two-dimensional adjustment mechanism

0 引言

太阳大气中的剧烈活动事件如耀斑和日冕物质抛射是导致空间天气异常的主要因素^[1-4]。风云三号 05 星、风云四号 03 星等卫星装载了 EUV 成像仪、X-EUV 成像仪和流量计等太阳观测载荷, 通过对太阳中高层大气活动的探测, 为灾害性空间天气事件提供准确预报^[3,4]。地面装调、发射段振动、在轨段应力释放、热环境改变等导致的变形误差^[5-7], 造成太阳观测载荷实际光轴与理想光轴之间的指向偏差, 会对载荷光轴指向控制、图像像元定位及配准等产生影响。由于卫星在轨运行环境与地面实验室环境存在巨大差异, 卫星发射前, 在地面通过测量手段标定的安装与变形等误差参数在轨后不再适用, 需要对变形误差参数进行在轨辨识与补偿。

美国 GOES-16 卫星上的先进基线成像仪 (ABI)、日本葵花 8 号卫星 (Himawari-8) 上的可见光与红外扫描辐射计 (AHI)、中国风云四号卫星 01, 02 星上的扫描成像辐射计等载荷, 均通过建立变形误差等效模型的方式对载荷内部光路传递过程进行描述^[7-9], 但上述各载荷均为载荷本体固定安装于星体, 仅通过其内部安装的二维扫描反射镜调整光轴指向, 而这里所述载荷采用二维调节机构进行安装, 二者的光路模型存在较大差异。上述载荷均是通过对恒星或地标成像的方式, 完成其内部变形误差的辨识^[8-10]。文献^[11-13]中针对低地球轨道卫星线阵推扫式载荷建立了成像几何模型, 并通过地面控制点进行在轨几何定标与图像几何校正, 使卫星影像可获得较高的几何定位精度, 但该载荷不含扫描机构, 其成像几何模型并不适用于本文所述的太阳观测载荷。此外, 由于太阳辐射远高于恒星或行星辐射, 多数太阳观测载荷配置仅针对太阳观测目标进行优化, 一般不具备利用地标或恒星辨识变形误差参数的条件。并且太阳作为单一控制

点, 仅依靠太阳观测载荷成像结果, 无法对系统内部的多个变形误差参数进行解算。

为此, 提出一种变形误差在轨辨识与补偿方法, 无需额外进行地标与恒星观测, 仅依靠太阳观测成像即可解析系统内部全部变形误差, 并在此基础上给出了变形误差在轨补偿修正方法, 进而通过数学仿真对该方法进行了充分验证。

1 误差项分析

太阳观测系统由太阳观测载荷和方位、俯仰两维调节机构组成, 在轨运行期间通过两维调节机构保证太阳观测载荷光轴对准太阳。其中方位调节机构转角范围为 $[-180^\circ, 180^\circ]$, 俯仰调节机构转角范围为 $[-30^\circ, 30^\circ]$ 。

太阳观测系统光路数学建模中涉及的各坐标系如图 1 所示, 定义如下。

卫星本体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$: 原点 O_b 为卫星质心, 在卫星零姿态时, 卫星本体系与卫星轨道坐标系重合。

方位调节机构转轴固连坐标系 $O_{az} x_{az} y_{az} z_{az}$: 原点 O_{az} 位于方位调节机构转轴轴心, y_{az} 轴与方位调节机构转轴平行, x_{az} 轴与 y_{az} 轴垂直并指向俯仰调节机构转轴方向, z_{az} 轴按右手法则确定。

俯仰调节机构转轴固连坐标系 $O_{el} x_{el} y_{el} z_{el}$: 原点 O_{el} 位于俯仰调节机构转轴轴心, x_{el} 轴与俯仰调节机构转轴平行, z_{el} 轴与 x_{el} 轴垂直, 并指向太阳观测载荷尾部方向, y_{el} 轴按右手法则确定。

太阳观测载荷 CMOS 探测器坐标系 $O_{cm} x_{cm} y_{cm} z_{cm}$: 原点 O_{cm} 位于太阳观测载荷 CMOS 探测器中心, x_{cm} 轴与 CMOS 探测器行方向平行, z_{cm} 轴垂直于 CMOS 探测器平面, 并指向太阳观测载荷尾部, y_{cm} 轴按右手法则确定。

高精度数字太敏坐标系 $O_{ss} x_{ss} y_{ss} z_{ss}$: 原点 O_{ss} 位于

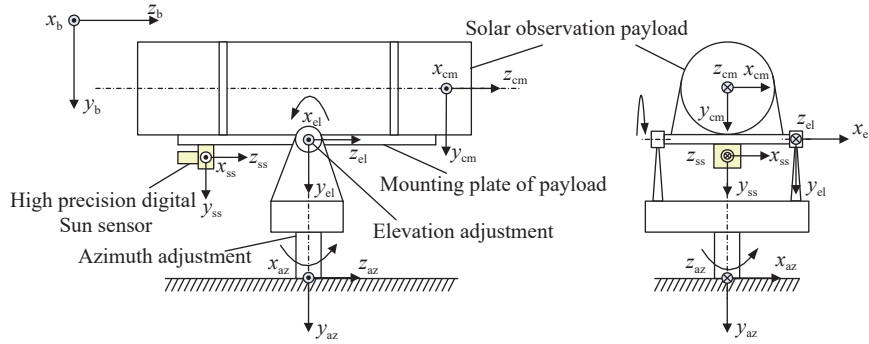


图 1 太阳观测系统坐标系定义

Fig. 1 Schematic diagram of coordinate definition of the solar observation system

数字太敏探测器中心, x_{ss} 轴与数字太敏探测器行方向平行, z_{ss} 轴垂直于探测器平面, 并指向太敏尾部, y_{ss} 轴按右手法则确定。

理想状态下, 从太阳观测载荷探测器坐标系到卫星本体坐标系的全路径传递过程中不存在安装和变形误差, 光路几何模型仅包含方位调节机构转角信息 θ_y 、俯仰调节机构转角信息 φ_x , 卫星本体下的太阳矢量 $\mathbf{r}_{sb}$ 表示为

$$\mathbf{r}_{sb} = \mathbf{R}_y^T \cdot \mathbf{R}_x^T \cdot \mathbf{r}_{cm} = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_x & -\sin \varphi_x \\ 0 & \sin \varphi_x & \cos \varphi_x \end{bmatrix} \cdot \mathbf{r}_{cm}. \quad (1)$$

其中, $\mathbf{r}_{cm}$ 为载荷探测器坐标系下的太阳矢量。

实际上, 由于卫星发射和在轨运行期间力、热环境变化等造成的影响, 太阳观测系统光路传递路径中存在以下变形误差。

(1) 从俯仰调节机构坐标系 $O_{el}x_{el}y_{el}z_{el}$ 到太阳观测载荷探测器坐标系 $O_{cm}x_{cm}y_{cm}z_{cm}$ 之间存在太阳观测载荷安装基板相对于俯仰调节机构转轴的变形、载荷安装基准棱镜相对于太阳观测载荷安装基板的变形、载荷探测器相对于安装基准棱镜的变形等^[4], 等效为太阳观测载荷探测器坐标系相对于俯仰调节机构转轴固连坐标系的变形^[4], 以等效变形误差矩阵的形式描述为 $\mathbf{A}_{cm}$ 。

(2) 从方位调节机构转轴固连坐标系 $O_{az}x_{az}y_{az}z_{az}$ 到俯仰调节机构转轴固连坐标系 $O_{el}x_{el}y_{el}z_{el}$ 之间存在俯仰调节机构转轴相对于轴承支座的变形、俯仰调节机构轴承支座相对于方位调节机构转轴的变形等^[4], 等效为俯仰调节机构转轴固连坐标系相对于方位调节机构转轴固连坐标系的变形^[4], 以等效变形误差矩

阵的形式描述为 $\mathbf{A}_{el}$ 。

(3) 从卫星本体 $O_bx_by_bz_b$ 到方位调节机构转轴固连坐标系 $O_{az}x_{az}y_{az}z_{az}$ 存在方位调节机构安装板相对于卫星本体系的变形、方位调节机构轴承支座相对于机构安装板的变形、方位调节机构转轴相对于轴承支座的变形等^[4], 等效为方位调节机构转轴固连坐标系相对于卫星本体系的变形^[4], 以等效变形误差矩阵的形式描述为 $\mathbf{A}_{az}$ 。

(4) 从俯仰调节机构坐标系 $O_{el}x_{el}y_{el}z_{el}$ 到高精度数字太敏坐标系 $O_{ss}x_{ss}y_{ss}z_{ss}$ 之间存在太阳观测载荷安装基板相对于俯仰调节机构转轴的变形、数字太敏安装基准棱镜相对于太阳观测载荷安装基板的变形、太敏探测器相对于安装基准棱镜的变形等, 等效为数字太敏坐标系相对于俯仰调节机构转轴固连坐标系的变形^[4], 以等效变形误差矩阵的形式描述为 $\mathbf{A}_{ss}$ 。

由于等效变形误差一般为小量^[9], 上述四类等效变形误差矩阵 $\mathbf{A}_{cm}$, $\mathbf{A}_{el}$, $\mathbf{A}_{az}$, $\mathbf{A}_{ss}$ 均可采用小角度假设^[9], 表示为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \varphi \\ \theta & -\varphi & 1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

其中, ϕ , θ , ψ 分别为 x , y , z 三个方向的变形误差量。

2 光路数学建模

星上变形误差的产生原因较多, 且卫星在轨运行时难以通过直接测量获取变形误差。因此需要建立参数化等效模型, 通过在轨辨识确定等效模型中的变形误差参数, 从而等效获取卫星在轨变形规律^[8-10]。构建太阳观测载荷探测器坐标系 $O_{cm}x_{cm}y_{cm}z_{cm}$ 到卫星本体坐标系 $O_bx_by_bz_b$ 的全路径光路传递过程的严密几

何模型, 整合前述四类变形误差与二维调节机构方位、俯仰转角信息, 考虑变形误差时卫星本体坐标系下的太阳矢量为

$$\mathbf{r}'_{sb} = \mathbf{A}_{az}^T \cdot \mathbf{R}_y^T \cdot \mathbf{A}_{el}^T \cdot \mathbf{R}_x^T \cdot \mathbf{A}_{cm}^T \cdot \mathbf{r}_{cm}. \quad (3)$$

其中, $\mathbf{r}_{cm}$ 为载荷探测器坐标系下的太阳矢量。

由于太阳观测载荷的视场较小 ($42' \times 42'$), 仅在对准太阳时能够成像, 而此时仅能建立两个方程, 无法直接求解式 (3) 中的 9 个未知参数。因此, 引入高精度数字太敏 (视场不小于 $30^\circ \times 30^\circ$, 测角精度角秒级)^[14,15], 建立太阳观测载荷探测器坐标系到高精度数字太敏坐标系光路模型和高精度数字太敏坐标系到卫星本体光路模型, 分别解算载荷探测器相对于数字太敏坐标系的变形和数字太敏坐标系相对于星体坐标系的变形, 从而间接获取载荷探测器相对于星体坐标系的变形量, 式 (3) 重组如下:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{ss} = \mathbf{A}_{ss} \cdot \mathbf{A}_{cm}^T \cdot \mathbf{r}_{cm}, \\ \mathbf{r}'_{sb} = \mathbf{A}_{az}^T \cdot \mathbf{R}_y^T \cdot \mathbf{A}_{el}^T \cdot \mathbf{R}_x^T \cdot \mathbf{A}_{cm}^T \cdot \mathbf{r}_{cm} = \\ \mathbf{A}_{az}^T \cdot \mathbf{R}_y^T \cdot \mathbf{A}_{el}^T \cdot \mathbf{R}_x^T \cdot \mathbf{A}_{ss}^T \cdot \mathbf{r}_{ss}. \end{cases} \quad (4)$$

其中, $\mathbf{r}_{ss}$ 为数字太敏坐标系下的太阳矢量, $\mathbf{A}_{ss}$ 为数字太敏坐标系相对于俯仰调节机构转轴固连坐标系的等效变形误差矩阵。

2.1 载荷探测器坐标系到数字太敏坐标系光路建模

建立太阳观测载荷探测器坐标系到高精度数字太敏坐标系光路传递严密几何模型, 包含 $\mathbf{A}_{ss}$ 与 $\mathbf{A}_{cm}$ 两类变形误差, 可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{ss} &= \mathbf{A}_{ss} \cdot \mathbf{A}_{cm}^T \cdot \mathbf{r}_{cm} = \\ &\begin{bmatrix} 1 & \psi_{ss} & -\theta_{ss} \\ -\psi_{ss} & 1 & \varphi_{ss} \\ \theta_{ss} & -\varphi_{ss} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & -\psi_{cm} & \theta_{cm} \\ \psi_{cm} & 1 & -\varphi_{cm} \\ -\theta_{cm} & \varphi_{cm} & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{r}_{cm} = \\ &\begin{bmatrix} 1 & \psi_{ss} - \psi_{cm} & -\theta_{ss} + \theta_{cm} \\ -\psi_{ss} + \psi_{cm} & 1 & \varphi_{ss} - \varphi_{cm} \\ \theta_{ss} - \theta_{cm} & -\varphi_{ss} + \varphi_{cm} & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{r}_{cm}. \end{aligned} \quad (5)$$

太阳观测载荷对准太阳情况下, 探测器坐标系下太阳矢量 $\mathbf{r}_{cm}$ 的 x, y 方向分量均为小量, 式 (5) 中 $\psi_{cm} - \psi_{ss}$ 对计算结果影响较小, 可以忽略。此外, 将式 (5) 中的 $\varphi_{cm} - \varphi_{ss}$, $\theta_{cm} - \theta_{ss}$ 变形误差参数分别合并为 φ_0 , θ_0 , 则式 (5) 可简化为

$$\mathbf{r}_{ss} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \theta_0 \\ 0 & 1 & -\varphi_0 \\ -\theta_0 & \varphi_0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{r}_{cm}. \quad (6)$$

简化后, 模型中包含 φ_0 和 θ_0 两个等效变形误差参数。

2.2 数字太敏坐标系到卫星本体光路建模

建立高精度数字太敏坐标系到卫星本体光路传递严密几何模型, 包含 $\mathbf{A}_{ss}$, $\mathbf{A}_{el}$, $\mathbf{A}_{az}$ 三类变形误差与方位调节机构转角信息 φ_x 、俯仰调节机构转角信息 θ_y , 可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{r}'_{sb} &= \mathbf{A}_{az}^T \cdot \mathbf{R}_y^T \cdot \mathbf{A}_{el}^T \cdot \mathbf{R}_x^T \cdot \mathbf{A}_{ss}^T \cdot \mathbf{r}_{ss} = \\ &\begin{bmatrix} 1 & -\psi_{az} & \theta_{az} \\ \psi_{az} & 1 & -\varphi_{az} \\ -\theta_{az} & \varphi_{az} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \cdot \\ &\begin{bmatrix} 1 & -\psi_{el} & \theta_{el} \\ \psi_{el} & 1 & -\varphi_{el} \\ -\theta_{el} & \varphi_{el} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_x & -\sin \varphi_x \\ 0 & \sin \varphi_x & \cos \varphi_x \end{bmatrix} \cdot \\ &\begin{bmatrix} 1 & -\psi_{ss} & \theta_{ss} \\ \psi_{ss} & 1 & -\varphi_{ss} \\ -\theta_{ss} & \varphi_{ss} & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{r}_{ss}. \end{aligned} \quad (7)$$

将式 (7) 中的同类型参数进行合并, 即

$$\begin{aligned} \mathbf{r}'_{sb} &= \begin{bmatrix} 1 & -\psi_{az} & \theta_3 \\ \psi_{az} & 1 & -\varphi_{az} \\ -\theta_3 & \varphi_{az} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \cdot \\ &\begin{bmatrix} 1 & -\psi_{el} & 0 \\ \psi_{el} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_x & -\sin \varphi_x \\ 0 & \sin \varphi_x & \cos \varphi_x \end{bmatrix} \cdot \\ &\begin{bmatrix} 1 & -\psi_{ss} & \theta_{ss} \\ \psi_{ss} & 1 & -\varphi_1 \\ -\theta_{ss} & \varphi_1 & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{r}_{ss}. \end{aligned} \quad (8)$$

其中, $\varphi_1 = \varphi_{ss} + \varphi_{el}$, $\theta_3 = \theta_{az} + \theta_{el}$ 。简化后的模型中包含 φ_{az} , θ_3 , ψ_{az} , ψ_{el} , φ_1 , θ_{ss} , ψ_{ss} 共 7 个等效变形误差参数和 φ_x , θ_y 两项二维调节机构转角, 可表示为函数形式, 即

$$\mathbf{r}'_{sb} = f(\varphi_{az}, \theta_3, \psi_{az}, \psi_{el}, \varphi_1, \theta_{ss}, \psi_{ss}, \varphi_x, \theta_y) \cdot \mathbf{r}_{ss}. \quad (9)$$

3 变形误差在轨辨识

由前文可知, 简化后的太阳观测载荷探测器坐标系到卫星本体光路误差传递模型中, 共含有 φ_0 , θ_0 , φ_{az} , θ_3 , ψ_{az} , ψ_{el} , φ_1 , θ_{ss} , ψ_{ss} 9 个等效变形误差参数。这里分两步分别对载荷探测器坐标系与高精度数字太敏坐标系之间变形误差参数 φ_0 , θ_0 和数字太敏坐标系与卫星本体之间变形误差参数 φ_{az} , θ_3 , ψ_{az} , ψ_{el} , φ_1 , θ_{ss} , ψ_{ss} 进行在轨辨识。

3.1 载荷探测器坐标系到数字太敏坐标系

变形误差辨识

调整二维调节机构空间指向, 使太阳观测载荷光

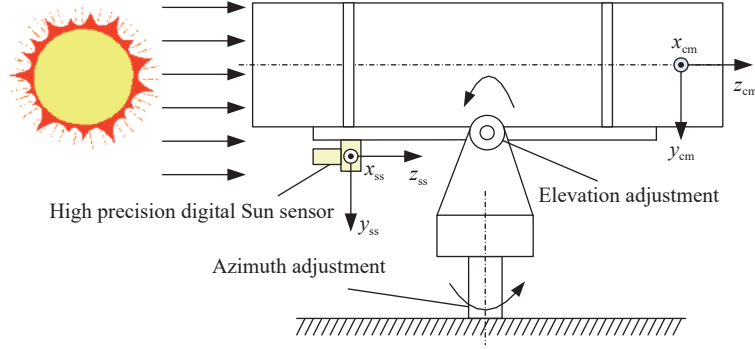


图2 太阳观测等效变形误差在轨辨识

Fig. 2 On-orbit identification for deformation errors of the solar observation system

轴尽量对准太阳中心,减小太阳观测载荷探测器坐标系下太阳矢量 $\mathbf{r}_{cm}$ 的 x, y 方向分量,从而减小模型的简化误差,如图2所示。

太阳观测载荷与高精度数字太敏共基准安装,同时对太阳进行成像与测量,获取太阳观测载荷探测器坐标系下太阳矢量 $\mathbf{r}_{cm}$ 与数字太敏坐标系下太阳矢量 $\mathbf{r}_{ss}$.在数字太敏坐标系 $O_{ss}x_{ss}y_{ss}z_{ss}$ 下建立方程组,将矢量 $\mathbf{r}_{cm}$ 与 $\mathbf{r}_{ss}$ 代入式(6),可得

$$\begin{cases} r_{ss,x} = r_{cm,x} + \theta_0 r_{cm,z}, \\ r_{ss,y} = r_{cm,y} - \varphi_0 r_{cm,z}. \end{cases} \quad (10)$$

其中, $r_{ss,x}, r_{ss,y}$ 分别为矢量 $\mathbf{r}_{ss}$ 在 x, y 方向的分量; $r_{cm,x}, r_{cm,y}, r_{cm,z}$ 分别为矢量 $\mathbf{r}_{cm}$ 在 x, y, z 方向的分量.求解式(10),可解算载荷探测器坐标系与数字太敏坐标系之间的等效变形误差参数 φ_0, θ_0 .

3.2 数字太敏坐标系到星体坐标系变形误差辨识

调整方位、俯仰调节机构转角,使太阳出现在高精度数字太敏视场内5个不同位置,得到数字太敏坐标系 $O_{ss}x_{ss}y_{ss}z_{ss}$ 下的5个太阳矢量 $\mathbf{r}_{ss1}, \mathbf{r}_{ss2}, \mathbf{r}_{ss3}, \mathbf{r}_{ss4}, \mathbf{r}_{ss5}$,如图3所示。

在卫星本体坐标系 $O_bx_by_bz_b$ 下建立方程组,分别将5组方位、俯仰调节机构转角 $(\theta_{y1}, \varphi_{x1}), (\theta_{y2}, \varphi_{x2}), (\theta_{y3}, \varphi_{x3}), (\theta_{y4}, \varphi_{x4}), (\theta_{y5}, \varphi_{x5})$,数字太敏坐标系下5个太阳矢量 $\mathbf{r}_{ss1}, \mathbf{r}_{ss2}, \mathbf{r}_{ss3}, \mathbf{r}_{ss4}, \mathbf{r}_{ss5}$,卫星本体坐标系下的太阳矢量 $\mathbf{r}'_{sb}$ 代入式(9),可得

$$\begin{cases} \mathbf{r}'_{sb} = f(\varphi_{az}, \theta_3, \psi_{az}, \psi_{el}, \varphi_1, \theta_{ss}, \psi_{ss}, \varphi_{x1}, \theta_{y1}) \cdot \mathbf{r}_{ss1}, \\ \mathbf{r}'_{sb} = f(\varphi_{az}, \theta_3, \psi_{az}, \psi_{el}, \varphi_1, \theta_{ss}, \psi_{ss}, \varphi_{x2}, \theta_{y2}) \cdot \mathbf{r}_{ss2}, \\ \mathbf{r}'_{sb} = f(\varphi_{az}, \theta_3, \psi_{az}, \psi_{el}, \varphi_1, \theta_{ss}, \psi_{ss}, \varphi_{x3}, \theta_{y3}) \cdot \mathbf{r}_{ss3}, \\ \mathbf{r}'_{sb} = f(\varphi_{az}, \theta_3, \psi_{az}, \psi_{el}, \varphi_1, \theta_{ss}, \psi_{ss}, \varphi_{x4}, \theta_{y4}) \cdot \mathbf{r}_{ss4}, \\ \mathbf{r}'_{sb} = f(\varphi_{az}, \theta_3, \psi_{az}, \psi_{el}, \varphi_1, \theta_{ss}, \psi_{ss}, \varphi_{x5}, \theta_{y5}) \cdot \mathbf{r}_{ss5}. \end{cases} \quad (11)$$

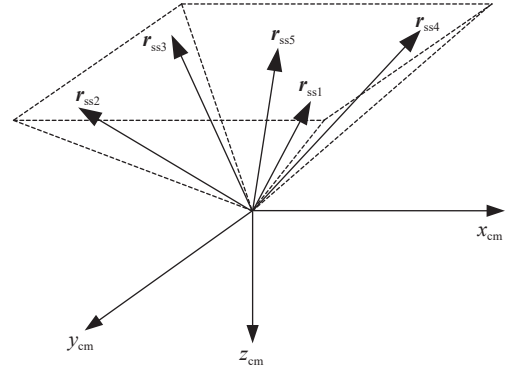


图3 数字太敏视场内5个太阳矢量

Fig. 3 Schematic diagram of solar vectors within the view field of digital Sun sensor

将式(11)改写为 $\mathbf{R}'_{sb} = \mathbf{H} \cdot \mathbf{X}_d$ 的形式,其中

$$\mathbf{X}_d = [\varphi_{az}, \theta_1, \psi_{az}, \psi_{el}, \varphi_3, \theta_{ss}, \psi_{ss}]^T.$$

采用最小二乘法解算该式^[16],得到 $\mathbf{X}_d = (\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1} \cdot \mathbf{H}^T \cdot \mathbf{R}'_{sb}$,即可获得数字太敏坐标系与卫星本体坐标系之间的7个等效变形误差参数 $\varphi_{az}, \theta_3, \psi_{az}, \psi_{el}, \varphi_1, \theta_{ss}, \psi_{ss}$.

4 变形误差在轨补偿

通过在轨辨识方法求解出的9个等效变形误差参数,可以等价描述载荷探测器相对星体坐标系的变形关系,相当于定量描述太阳观测系统在轨变形规律.由于太阳观测载荷利用二维调节机构对准太阳成像,可以采用在原有二维太阳指向角的基础上实时计算和叠加补偿量的方法抵消变形误差造成的影响。

将第2节中建立的载荷光路模型展开并忽略二阶小量,则卫星本体坐标系下的载荷主光轴 $\mathbf{r}'_{sb}$ 可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{r}'_{\text{sb}} &= \mathbf{A}_{\text{az}}^T \cdot \mathbf{R}_y^T \cdot \mathbf{A}_{\text{el}}^T \cdot \mathbf{R}_x^T \cdot \mathbf{A}_{\text{cm}}^T \cdot \mathbf{r}_{\text{cm}} = \\ & \mathbf{A}_{\text{az}}^T \cdot \mathbf{R}_y^T \cdot \mathbf{A}_{\text{el}}^T \cdot \mathbf{R}_x^T \cdot \mathbf{A}_{\text{ss}}^T \cdot \mathbf{A}_{\text{ss}} \cdot \\ & \mathbf{A}_{\text{cm}}^T \cdot \mathbf{r}_{\text{cm}} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (12)$$

其中,

$$\begin{aligned} L &= \varphi_1 \sin \varphi_x \sin \theta_y - \cos \varphi_x \sin \theta_y - (\theta_0 + \theta_{\text{ss}}) \cos \theta_y - \\ & \theta_3 \cos \varphi_x \cos \theta_y - \psi_{\text{el}} \sin \varphi_x \cos \theta_y - \psi_{\text{az}} \sin \varphi_x, \\ M &= \sin \varphi_x + \varphi_1 \cos \varphi_x + \varphi_{\text{az}} \cos \varphi_x \cos \theta_y - \\ & \psi_{\text{az}} \cos \varphi_x \sin \theta_y, \\ N &= (\theta_0 + \theta_{\text{ss}}) \sin \theta_y - \cos \varphi_x \cos \theta_y + \theta_{\text{az}} \sin \varphi_x + \\ & \varphi_1 \sin \varphi_x \cos \theta_y + \theta_3 \cos \varphi_x \sin \theta_y + \psi_{\text{el}} \sin \varphi_x \sin \theta_y. \end{aligned}$$

其中, $\mathbf{r}_{\text{cm}}$ 为太阳观测载荷探测器坐标系下的载荷主光轴矢量, $\mathbf{r}_{\text{cm}} = [0, 0, -1]^T$. 将式 (12) 表示为函数形式, 即

$$\mathbf{r}'_{\text{sb}} = g(\varphi_{\text{az}}, \theta_3, \psi_{\text{az}}, \psi_{\text{el}}, \varphi_1, \theta_{\text{ss}}, \psi_{\text{ss}}, \varphi_0, \theta_0, \varphi_x, \theta_y). \quad (13)$$

在方位调节机构和俯仰调节机构转角 θ_y , φ_x 的基础上叠加补偿量 $\Delta\theta_y$, $\Delta\varphi_x$, 得到补偿后的太阳观测载荷光轴为 $\mathbf{r}''_{\text{sb}}$, 并使 $\mathbf{r}''_{\text{sb}}$ 与理想光轴 $\mathbf{r}_{\text{sb}}$ 指向保持一致, 即

$$\begin{aligned} \mathbf{r}''_{\text{sb}} &= g(\varphi_{\text{az}}, \theta_3, \psi_{\text{az}}, \psi_{\text{el}}, \varphi_1, \theta_{\text{ss}}, \psi_{\text{ss}}, \varphi_0, \theta_0, \varphi_x + \\ & \Delta\varphi, \theta_y + \Delta\theta) = \mathbf{r}_{\text{sb}}. \end{aligned} \quad (14)$$

由式 (14) 可以解算方位调节机构转角补偿量 $\Delta\theta_y$ 、俯仰调节机构转角补偿量 $\Delta\varphi_x$, 表达式分别为

$$\begin{cases} \Delta\theta_y = -[\varphi_{\text{az}} \sin \varphi_x \sin \theta_y + (\theta_0 + \theta_{\text{ss}}) + \\ \psi_{\text{az}} \sin \varphi_x \cos \theta_y + \theta_3 \cos \varphi_x + \psi_{\text{el}} \sin \varphi_x] / \cos \varphi_x, \\ \Delta\varphi_x = -\varphi_1 - \varphi_{\text{az}} \cos \theta_y + \psi_{\text{az}} \sin \theta_y. \end{cases} \quad (15)$$

其中, 俯仰调节机构补偿量 $\Delta\varphi_x$ 可改写为

$$\Delta\varphi_x = -\varphi_1 + \sqrt{\varphi_{\text{az}}^2 + \psi_{\text{az}}^2} \sin(\theta_y + \beta). \quad (16)$$

由式 (16) 可以看出, 俯仰调节机构补偿量 $\Delta\varphi_x$ 仅与方位调节机构转角 θ_y 存在角度相关性, 而与俯仰调节机构自身转角 φ_x 无关, 其数值范围为

$$[-\varphi_1 - \sqrt{\varphi_{\text{az}}^2 + \psi_{\text{az}}^2}, -\varphi_1 + \sqrt{\varphi_{\text{az}}^2 + \psi_{\text{az}}^2}].$$

5 数学仿真验证

假设卫星在轨期间, 太阳观测系统内部存在变形误差, 以 φ_{ss} , θ_{ss} , ψ_{ss} , φ_{cm} , θ_{cm} , ψ_{cm} , φ_{el} , θ_{el} , ψ_{el} , φ_{az} , θ_{az} , ψ_{az} 共 12 个变形误差参数进行描述, 采用第 2 节

的方式建立并简化模型, 采用第 3 节的方式对变形误差参数进行辨识, 获取 9 等效变形误差参数. 为了对这里采用的计算方法进行效果评估, 通过仿真的方式模拟在轨变形误差、参数辨识、变形补偿及光轴指向精度评估.

将各变形误差参数设为 0.1° (3σ) 的随机数, 则有

$$\begin{aligned} \varphi_{\text{ss}} &= -216.89 \mu\text{rad}, \theta_{\text{ss}} = -137.56 \mu\text{rad}, \\ \psi_{\text{ss}} &= 1177.33 \mu\text{rad}, \varphi_{\text{cm}} = 786.20 \mu\text{rad}, \\ \theta_{\text{cm}} &= -130.77 \mu\text{rad}, \psi_{\text{cm}} = -342.68 \mu\text{rad}, \\ \varphi_{\text{el}} &= -170.90 \mu\text{rad}, \theta_{\text{el}} = -493.30 \mu\text{rad}, \\ \psi_{\text{el}} &= -651.66 \mu\text{rad}, \varphi_{\text{az}} = 1469.57 \mu\text{rad}, \\ \theta_{\text{az}} &= 963.13 \mu\text{rad}, \psi_{\text{az}} = 178.92 \mu\text{rad}. \end{aligned}$$

在方位、俯仰调节机构转角范围内, 计算载荷实际光轴与理想光轴指向之间的偏差, 结果如图 4 所示. 其中光轴最大偏差为 $2197.95 \mu\text{rad}$.

调整方位调节机构与俯仰调节机构转角, 分别指向 $(4.327^\circ, -6.286^\circ)$, $(-3.957^\circ, -0.882^\circ)$, $(11.649^\circ, -6.660^\circ)$, $(-1.668^\circ, -7.245^\circ)$, $(-2.258^\circ, 1.957^\circ)$, 代入式 (12), 得到 9 个变形误差参数分别为

$$\begin{aligned} \varphi_0 &= -1003.22 \mu\text{rad}, \theta_0 = -6.67 \mu\text{rad}, \\ \varphi_{\text{az}} &= 1470.90 \mu\text{rad}, \theta_3 = 470.57 \mu\text{rad}, \\ \psi_{\text{az}} &= 181.96 \mu\text{rad}, \psi_{\text{el}} = -651.79 \mu\text{rad}, \\ \varphi_1 &= 613.99 \mu\text{rad}, \theta_{\text{ss}} = -131.93 \mu\text{rad}, \\ \psi_{\text{ss}} &= -342.54 \mu\text{rad}. \end{aligned}$$

按照前文的分析结果, 俯仰机构补偿量最小值应为 $-\varphi_1 - \sqrt{\varphi_{\text{az}}^2 + \psi_{\text{az}}^2} = -2096.10 \mu\text{rad}$, 最大值应为 $-\varphi_1 + \sqrt{\varphi_{\text{az}}^2 + \psi_{\text{az}}^2} = 868.12 \mu\text{rad}$.

将辨识得到的 9 个变形误差参数代入式 (15), 计

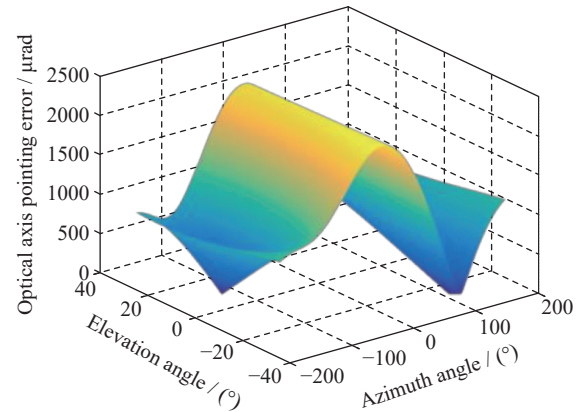


图 4 理想光轴与实际光轴指向偏差

Fig. 4 Deviation between ideal optical axis and actual optical axis

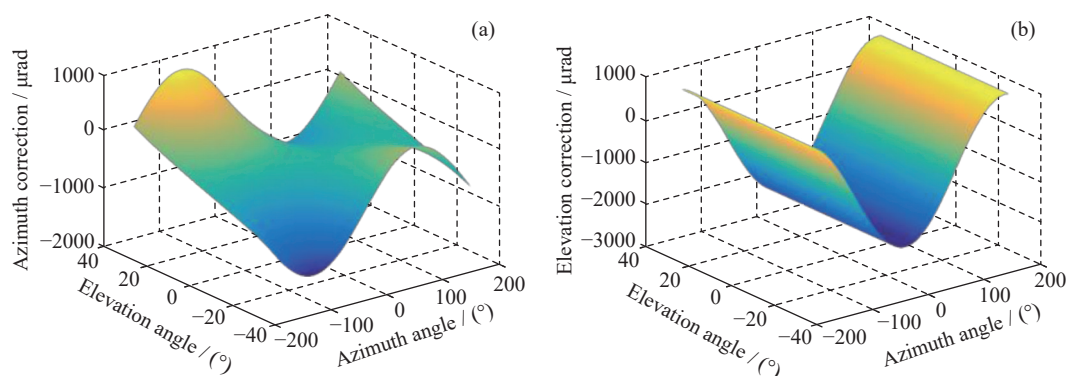


图5 二维调节机构转角补偿量

Fig. 5 Angle correction of two-dimensional adjustment

算方位调节机构补偿量 $\Delta\theta_y$ 与俯仰调节机构补偿量 $\Delta\varphi_x$, 结果如图5所示. 由图5可以看到, 俯仰调节机构补偿量与方位调节机构转角存在角度相关性, 而与俯仰调节机构自身转角无关, 且最大值为868.10 μrad 、最小值为-2096.10 μrad , 与前文结论一致.

使用方位与俯仰二维调节机构叠加补偿量进行等效变形误差补偿后的载荷光轴指向偏差如图6所示. 其中载荷光轴指向最大偏差为9.36 μrad .

需要说明的是, 这里仅针对方法的正确性进行仿真验证, 未考虑传感器测量误差和执行机构控制误差的影响. 实际工程应用中, 数字太敏、二维调节机构测角装置的测量精度会对变形误差在轨辨识精度产生影响, 二维调节机构的控制精度则直接影响补偿效果.

6 结论

为解决太阳观测系统变形误差影响载荷光轴空间指向的问题, 提出一种变形误差在轨辨识与补偿方法. 对太阳观测系统光路进行了误差传递分析和数学建模, 并通过引入高精度数字太敏分步辨识的方式, 解决了利用太阳观测成像结果无法直接解算全部变形误差参数的问题. 给出二维补偿量计算公式, 并通过数学仿真对在轨变形误差参数辨识与补偿方法进行了验证. 仿真结果表明, 本文所述变形误差在轨辨识方法能够获得太阳观测系统全部变形误差参数, 基于该变形误差参数解算的二维调节机构补偿量, 可以使光轴指向误差最大值由补偿前的2197.95 μrad 下降为9.36 μrad , 光轴指向误差减小了两个数量级, 验证了方法的有效性. 本文针对太阳观测二维调节机构给出的误差传递数学模型与误差参数在轨辨识及补

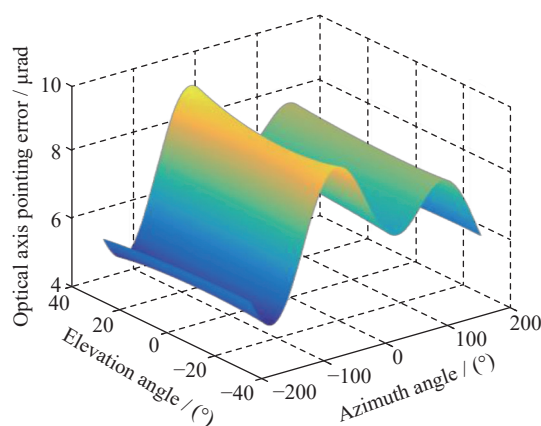


图6 补偿后载荷光轴指向偏差

Fig. 6 Pointing deviation of load optical axis after correction

偿方法具有一般性, 可以为带有二维调节机构的其他类型载荷提供参考.

利益冲突 所有作者均声明不存在利益冲突.

参考文献

- [1] ZHANG Wei, CHEN Pengfei. Present situation and prospect of space solar exploration technology[J]. *Science and Technology Foresight*, 2022, 1(1): 28-37 (张伟, 陈鹏飞. 空间太阳探测技术的发展现状与展望 [J]. 前瞻科技, 2022, 1(1): 28-37)
- [2] BAI Xianyong, TIAN Hui, DENG Yuanyong, et al. Current status and future perspectives of solar spectroscopic observations at extreme ultraviolet wavelengths[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2023, 43(3): 406-422 (白先勇, 田晖, 邓元勇, 等. 太阳极紫外光谱探测的历史与展望 [J]. 空间科学学报, 2023, 43(3): 406-422)
- [3] LIU Yang. Research on Displacement Measurement The-

- ory in Local Field of Solar Extrem Ultraviolet Bands[D]. Changchun: The University of Chinese Academy of Sciences (Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences), 2020 (刘阳. 太阳极紫外图像局部场中的位移测量方法研究 [D]. 长春: 中国科学院大学 (中国科学院长春光学精密机械与物理研究所), 2020)
- [4] Shanghai Institute of Satellite Engineering. Solar Observation Two-Dimensional Pointing Mechanism Thermal Deformation On-orbit Identification Method and SystemX: China, CN202311706344[P]. 2024-03-22 (上海卫星工程研究所. 太阳观测二维指向机构热变形在轨辨识方法及系统 X: 中国, CN202311706344[P]. 2024-03-22)
- [5] ZHANG Huan, LIU Zhiqun, YU Chunyu, *et al.* Thermal stability design and verification of optical bench structure of geomagnetic survey satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2023, **44**(10): 1604-1612 (张欢, 刘志全, 于春宇, 等. 地磁测量卫星光学平台结构热稳定性设计与校验 [J]. *宇航学报*, 2023, **44**(10): 1604-1612)
- [6] WANG Qinglei, SUN Shijun, JIANG Hongjia, *et al.* High-precision thermal deformation measurement of optical remote sensor optical-mechanical structure[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2022, **30**(8): 948-959 (王庆雷, 孙世君, 姜宏佳, 等. 光学遥感器光机结构热变形的高精度测量 [J]. *光学精密工程*, 2022, **30**(8): 948-959)
- [7] GE Huanyu, XIAO Zhenghang, WANG Yue. Research on cryogenic lens support structures based on a bi-material system for thermal deformation compensation[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2022, **43**(3): 69-76 (葛桓宇, 肖正航, 王跃. 基于热变形补偿的双材料低温镜头支撑结构研究 [J]. *航天返回与遥感*, 2022, **43**(3): 69-76)
- [8] CARR J L. Twenty-five years of INR[J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 2009, **57**(1/2): 505-515
- [9] SHEN Yili, LV Wang, YU Yongjiang, *et al.* Research of imager scan mirror's thermal distortion model for image navigation and registration[J]. *Aerospace Shanghai*, 2014, **31**(2): 26-29,72 (沈毅力, 吕旺, 于永江, 等. 用于图像定位与配准的扫描辐射计扫描镜热变形模型研究 [J]. *上海航天*, 2014, **31**(2): 26-29,72)
- [10] LYU Wang, WANG Tianshu, DONG Yaohai, *et al.* Imaging navigation and registration for geostationary imager[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2017, **14**(12): 2175-2179
- [11] GONG Jianya, WANG Mi, YANG Bo. High-precision geometric processing theory and method of high-resolution optical remote sensing satellite imagery without GCP[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2017, **46**(10): 1255-1261 (龚健雅, 王密, 杨博. 高分辨率光学卫星遥感影像高精度无地面控制精确处理的理论与方法 [J]. *测绘学报*, 2017, **46**(10): 1255-1261)
- [12] AN Chengjin, LI Zhen, CHEN Jun, *et al.* Sequential image geometric correction of area array camera using equivalent bias angle sparse measurement[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2023, **45**(5): 164-172 (安成锦, 李振, 陈军, 等. 使用等效偏角稀疏测量的面阵相机序贯图像几何校正 [J]. *国防科技大学学报*, 2023, **45**(5): 164-172)
- [13] PI Yingdong, XIE Baorong, YANG Bo, *et al.* On-orbit geometric calibration of linear push-broom optical satellite only using sparse GCPs[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2019, **48**(2): 216-225 (皮英冬, 谢宝蓉, 杨博, 等. 利用稀少控制点的线阵推扫式光学卫星在轨几何定标方法 [J]. *测绘学报*, 2019, **48**(2): 216-225)
- [14] WEI M S, XING F, YOU Z. An implementation method based on ERS imaging mode for sun sensor with 1 kHz update rate and 1" precision level[J]. *Optics Express*, 2013, **21**(26): 32524-32533
- [15] CHANG Ye, ZHANG Jianfu, WANG Weihua, *et al.* A Sun sensor with high accuracy and high update rate for payload of solar observation[J]. *Aerospace Control and Application*, 2019, **45**(6): 53-59 (常晔, 张建福, 王伟华, 等. 一种用于对日观测载荷的高精度高更新率太阳敏感器 [J]. *空间控制技术与应用*, 2019, **45**(6): 53-59)
- [16] YAN G Z, ZHANG J, CHENG Z, *et al.* Geometric calibration of rotational vision system for dynamic exterior orientation[J]. *Instrumentation*, 2023, **10**(3): 23-33

作者简介



王 皓 男, 1984 年 9 月出生于山西省太原市, 现为上海卫星工程研究所高级工程师, 主要研究方向为卫星姿轨控设计与仿真、遥感图像导航与配准等。
E-mail: wanghaobuaa@163.com



张立昌 (通信作者) 男, 1984 年 8 月出生于山东省聊城市, 现为上海卫星工程研究所工程师, 主要研究方向为卫星总体设计与遥感图像处理。
E-mail: q_q_zone@163.com