

基于误差解耦的星敏感器热漂移标定系统研究

高婧婧^{1,2}, 毕勇^{1*}, 李金鹏¹, 潘森³, 杨晓寒³

¹中国科学院南京天文仪器研制中心, 江苏 南京 210042;

²中国科学技术大学, 安徽 合肥 230026;

³江苏大学, 江苏 镇江 212013

摘要 提出一种基于误差解耦的星敏感器热漂移标定系统。根据标定原理和星等模拟要求,设计自准直光学标定系统和误差解耦光路。根据共光路特性,由自准直仪和 CCD 获得星敏感器安装误差和热变形与安装变形形成的耦合误差,将安装变形误差从耦合误差中剔除后获得准确的星敏感器姿态转移四元数。仿真试验结果表明,温度范围在 $-25\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 环境下,星敏感器标定时绕各轴产生的最大变化误差分别为 $0.2638, 0.1317, 0.0472\text{ (}''\text{)}/^{\circ}\text{C}$,与理想结果误差控制在 $0.02\text{ (}''\text{)}/^{\circ}\text{C}$ 的范围内,这为减少星敏感器标定中产生的耦合误差和提高热漂移标定精度提供一种新的思路和方法。

关键词 测量; 星敏感器; 误差解耦; 标定

中图分类号 TB96

文献标识码 A

doi: 10.3788/CJL201946.1004004

Research on Calibration System of Star Sensor Thermal Drift Based on Error Decoupling

Gao Jingjing^{1,2}, Bi Yong^{1*}, Li Jinpeng¹, Pan Sen³, Yang Xiaohan³

¹Nanjing Research Centre of Astronomical Instruments, Chinese Academy of Sciences, Nanjing, Jiangsu 210042, China;

²University of Science and Technology of China, Hefei, Anhui 230026, China;

³Jiangsu University, Zhenjiang, Jiangsu 212013, China

Abstract A star sensor thermal drift calibration system based on error decoupling is proposed. According to the calibration principle and the simulation requirements of the star, a self-collimation optical calibration system and an error decoupling optical path are designed. According to the characteristics of common optical path, the installation deformation error of the star sensor and the coupling error caused by the thermal deformation and the installation deformation are obtained by the autocollimator and the CCD, removing the installation deformation error from the coupling error to obtain accurate star sensor attitude shift quaternion. The simulation results show that the maximum variation errors of the star sensor around the axes are $0.2638, 0.1317, 0.0472\text{ (}''\text{)}/^{\circ}\text{C}$ in the environment range of $-25\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$, respectively, and the errors are controlled in the range of $0.02\text{ (}''\text{)}/^{\circ}\text{C}$ with the ideal result. This provides a new idea and method to reduce the coupling error generated in the calibration of star sensors and improve the accuracy of thermal drift calibration system.

Key words measurement; star sensor; error decoupling; calibration

OCIS codes 120.1680; 220.3620; 080.3620

1 引言

星敏感器作为一种高精度姿态敏感器,可通过观测恒星角距来获得空间飞行器的姿态^[1-2]。随着近年来航天技术的发展,人们对其姿态测量精度提

出了更高的要求^[3]。但航天试验成本昂贵且要求繁杂,因此其标定系统作为对地面标定的设备,得到诸多广泛而又深入的研究和应用^[4]。

星敏感器标定系统可在实验室条件下作为大视场星敏感器的目标源,以供其完成恒星的识别和姿

收稿日期: 2019-05-13; 修回日期: 2019-06-10; 录用日期: 2019-06-17

基金项目: 江苏省自然科学基金(BK20160154)

* E-mail: yongb@nairc.ac.cn

态的确定,按工作方式通常分为静态和动态两种^[5]。目前在国外,美国的休斯公司、麦道航空公司、欧洲航空局及德国的耶那公司分别研制出针对不同功能和用途的星敏感器标定系统^[6]。在国内,北京自动化控制设备研究所、国防科技大学、中国科学院西安光学精密机械研究所等机构也研制出了针对不同用途的星敏感器标定系统^[7-9]。所以星敏感器标定系统逐渐向大视场和高精度趋势发展。

本文介绍的星敏感器热漂移标定系统,除了可实现星敏感器所需的无穷远处星图模拟功能外,还利用共用的自准直光路测量星敏感器自身热变形引起的姿态偏移误差和由安装误差及热变形误差导致的耦合误差,通过从耦合误差中剔除热变形误差获得星敏感器姿态四元数变化量,从而实现系统热漂移标定。

2 热漂移标定系统工作原理及设计

2.1 热漂移标定系统设计原理

如图 1 所示,星敏感器热漂移标定系统由星敏感器标定光路和误差测量光路两部分组成。其中,

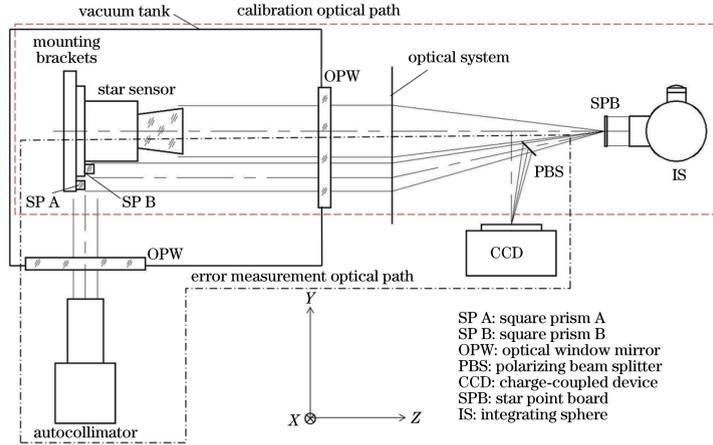


图 1 热漂移标定系统工作原理图

Fig. 1 Working principle diagram of thermal drift calibration system

测量光路的起始光源与标定光路相同,光束经过准直光学系统后分为两路,一路进入星敏感器,另一路照在星敏感器同一侧的两块棱镜 A、B 上,光束经棱镜反射后按原光路返回经过准直光路中的分光镜,垂直于原光轴 90° 照射到位于焦点处的 CCD 上,由 CCD 获得棱镜绕 X 轴反射信息。自准直光束经过光学窗口入射到棱镜 A、B 上,返回仪器后检测棱镜 A、B 绕 Y、Z 轴反射信息。

两块棱镜不同之处在于安装面的位置区别,棱镜 A 被安装在星敏感器安装面上,作为安装面的基准棱镜,棱镜 B 被安装在星敏感器法兰面上,作为

出射自准直光束的星敏感器标定光路为核心部分。该部分光路不仅要作为准直光路和测量光路的一部分,标定后的误差解耦也需要利用标定光学系统的焦距等关键参数进行模拟计算。

标定光路起始由基于脉冲宽度调制(PWM)信号调节 LED 灯通过积分球照射出均匀光源,在光源前放置不同的中性滤光片实现对不同星等的模拟,放置带通滤光片实现对恒星光谱的模拟^[10]。将光学系统焦面位置放置星点板,经过光源照射后星点板可通过准直光学系统来模拟无穷远处的星图成像。将星敏感器放置在真空罐内的平台上用于模拟真空环境,平台底部采用波纹管进行隔振,使其与周围环境隔离。而出射光经过准直光学系统,再经过真空罐的光学窗口后被星敏感器吸收,从而实现标定光路。为保证标定系统的测量精度,标定光路的光轴必须与星敏感器的光轴保持一致,同时为确保接收的模拟星图信息充满星敏感器的阵面探测器,添加额外的光源,将其作为自准直测量的光路部分,添加额外光源时必须使标定光路的出瞳尺寸大于星敏感器的入瞳尺寸。

星敏感器的基准棱镜。星敏感器自身受热变形不均匀造成的误差忽略不计,通过同时测量棱镜 A、B 的姿态,即分别测量棱镜 A、B 绕 X、Y、Z 轴的旋转角,可获得测量棱镜的相邻垂直面的姿态信息。此外,不再添加任何辅助测试组件,实现星敏感器基准棱镜与安装面基准棱镜的测量,可最大限度降低实验的复杂程度及实验热工况的影响。

2.2 光学系统设计及像质评价

2.2.1 设计参数及光学布局

根据星敏感器地面标定要求得到的光学系统设计参数如表 1 所示。

表 1 光学系统设计参数

Table 1 Design parameters for optical system

Parameter	Content
Star map field of view	$\geq 12^\circ \times 12^\circ$
Spectral range	400-1100 nm
Exit distance	≥ 400 mm
Equipment length	≤ 1000 mm
Light source stability	2% (one cycle)
Operating temperature range	10-30 $^\circ\text{C}$

这里需要说明,由于出瞳距离为 400 mm,星敏传感器入瞳口径拟设计为 100 mm,而大视场星点模拟要求光学元件口径的尺寸达到 200 mm 以上,才能完成大视场、长出瞳距、大入瞳口径的星光模拟。

光学系统采用透射形式,初步设计出瞳距离为 400 mm,焦面到第一片镜面的距离为 720 mm。最大镜面口径为 232 mm,系统中所有镜面均为球面元件。光学设计满足设备长度小于 1 m,出瞳距离大于 400 mm,光谱范围为 400~1100 nm,中心波长为 650 nm,视场需达到 $\Phi 17^\circ (12^\circ \times 12^\circ)$ 等关键指标。光学系统布局如图 2 所示,根据设计结果,得到光学系统的总体焦距为 1122.5 mm。

2.2.2 光学像质评价

传递函数(MTF)是所有光学系统性能判据中

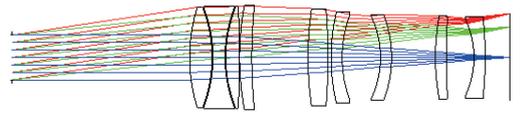


图 2 光学设计布局

Fig. 2 Optical design layout

最全面的判据。系统 MTF 曲线如图 3 所示,在尼奎斯特频率为 38 lp/mm 时,全视场的 MTF 优于 0.8,接近衍射极限。

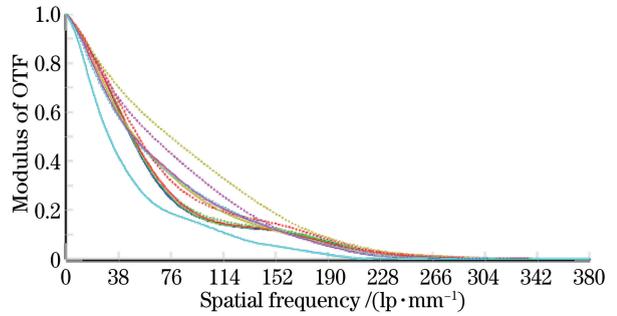


图 3 光学系统 MTF 曲线

Fig. 3 MTF of optical system

光学系统各视场波前差曲线如图 4 所示。在各个视场范围内,波前差最大值为 0.7874 waves,均方根(RMS)均优于 $0.1247\lambda (\lambda = 632.8 \text{ nm})$,两者最大值均出现在 8.5° 视场,说明达到设计指标要求。

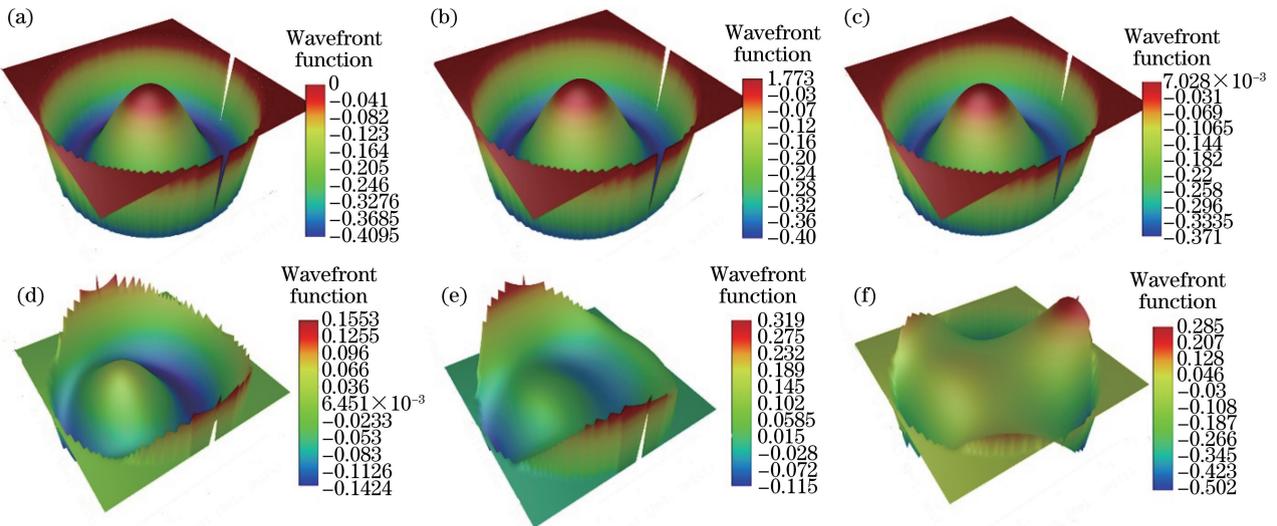


图 4 光学系统波前函数曲线。(a) $0^\circ, 0^\circ$; (b) $0^\circ, 0.8^\circ$; (c) $0^\circ, 1.6^\circ$; (d) $0^\circ, 4.5^\circ$; (e) $0^\circ, 6^\circ$; (f) $0^\circ, 8.5^\circ$

Fig. 4 Wavefront function curves of optical system.

(a) $0^\circ, 0^\circ$; (b) $0^\circ, 0.8^\circ$; (c) $0^\circ, 1.6^\circ$; (d) $0^\circ, 4.5^\circ$; (e) $0^\circ, 6^\circ$; (f) $0^\circ, 8.5^\circ$

3 误差解耦方法

3.1 转角误差计算模型

根据测量光路原理,分别测量棱镜的相邻垂直面的姿态信息,可获得棱镜的三维姿态转角误差。

将测得的棱镜 A 转角误差作为星敏传感器安装面的姿态误差,将棱镜 B 转角误差作为星敏传感器自身热变形和安装误差耦合产生的姿态误差,通过在耦合误差中去除安装误差可获得准确的星敏传感器姿态信息,从而提高系统精度。

标定星敏传感器时所用的三种坐标系如图 5 所示,初设 A、B 棱镜在机械坐标系中理论安装位置的中心坐标为 $A_o(x_{mA}, y_{mA}, z_{mA})$, $B_o(x_{mB}, y_{mB}, z_{mB})$,由光电自准直仪检测到棱镜 A、B 反射光路绕 Y、Z 轴产生的偏移量分别为 $\Delta y_A, \Delta z_A, \Delta y_B, \Delta z_B$ 。

根据角距测量原理,得到由星敏传感器安装面安装变形(棱镜 A)引起的安装面绕 Y、Z 轴转动的小转角 β, γ 计算公式为

$$\beta_A = \frac{1}{2} \arctan \frac{\Delta y_A}{f} \approx \frac{\Delta y_A}{2f}, \quad (1)$$

$$\gamma_A = \frac{1}{2} \arctan \frac{\Delta z_A}{f} \approx \frac{\Delta z_A}{2f}, \quad (2)$$

式中: f 为光学系统焦距。

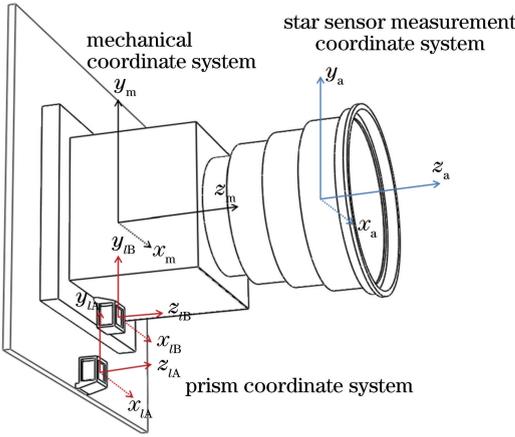


图 5 星敏传感器三种测量坐标系

Fig. 5 Three measurement coordinate system of star sensor

同样地,得到由星敏传感器自身热变形(棱镜 B)引起的法兰面绕 Y、Z 轴转动小转角 β, γ 计算公式为

$$\beta_B = \frac{1}{2} \arctan \frac{\Delta y_B}{f} \approx \frac{\Delta y_B}{2f}, \quad (3)$$

$$\gamma_B = \frac{1}{2} \arctan \frac{\Delta z_B}{f} \approx \frac{\Delta z_B}{2f}. \quad (4)$$

星敏传感器内部集成自准直光路,在 XOZ 平面 CCD 输出像点坐标为 (x_{ccd}, y_{ccd}) ,将其转换到 XOY 面内,转换坐标为

$$\begin{aligned} [x'_m \quad y'_m \quad z'_m]^T &= \\ \frac{1}{\sqrt{1 + (k_x x_{ccd})^2 + (k_y y_{ccd})^2}} &\cdot [k_x y_{ccd} \quad k_y x_{ccd} \quad 1]^T, \end{aligned} \quad (5)$$

式中: k_x 为 CCD 输出的 X 轴对应的当量; k_y 为 CCD 输出的 Y 轴对应的当量,单位为 rad/pixel。

由 CCD 测得棱镜 A、B 绕 X 轴的偏转量分别为 $\Delta x_A, \Delta x_B$,绕 X 轴偏转角为

$$\alpha_A = \frac{1}{2} \arctan \frac{k_y y_{Accd}}{f \sqrt{1 + (k_x x_{ccd})^2 + (k_y y_{ccd})^2}} \approx \frac{k_y y_{Accd}}{2f \sqrt{1 + (k_x x_{ccd})^2 + (k_y y_{ccd})^2}}, \quad (6)$$

$$\alpha_B = \frac{1}{2} \arctan \frac{k_y y_{Bccd}}{f \sqrt{1 + (k_x x_{ccd})^2 + (k_y y_{ccd})^2}} \approx \frac{k_y y_{Bccd}}{2f \sqrt{1 + (k_x x_{ccd})^2 + (k_y y_{ccd})^2}}, \quad (7)$$

式中: y_{Accd}, y_{Bccd} 分别为棱镜 A、B 测得的对应输出像点 Y 坐标。由此可得星敏传感器安装面在两棱镜坐标系中的姿态误差及耦合误差。

根据初设棱镜 A、B 的理论机械坐标,将棱镜中心的转角误差等效为坐标偏移后进行星敏测量坐标系误差换算。换算坐标公式为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \alpha_a \\ \beta_a \\ \gamma_a \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \alpha_B - \alpha_A \\ \beta_B - \beta_A \\ \gamma_B - \gamma_A \end{bmatrix} = \\ M \cdot [\alpha^a \quad \beta^a \quad \gamma^a]^T. \end{aligned} \quad (8)$$

式中: $[\alpha^a \quad \beta^a \quad \gamma^a]^T$ 为棱镜中心坐标在机械坐标系中的等效偏移; M 为星敏传感器机械坐标系到测量坐标系的坐标转换矩阵; $[\alpha_a \quad \beta_a \quad \gamma_a]^T$ 为星敏传感器测量坐标中的误差偏转角。

3.2 误差解耦计算

根据 3.1 节转角误差计算结果,测得坐标系中的转角偏差向量为 $[\alpha^a \quad \beta^a \quad \gamma^a]^T$,在星敏传感器进行地面标定时,测得的星图姿态四元数为 $q = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T = [q_0 \quad \hat{q}]^T$,其中 q_0 为四元数标部, \hat{q} 为四元数矢部。从四元数矢部中去除转角误差后的姿态四元数为

$$\begin{aligned} q &= \\ [q_0 \quad q_1 - \alpha_B + \alpha_A \quad q_2 - \beta_B + \beta_A \quad q_3 - \gamma_B + \gamma_A]^T &= \\ [q_0 \quad \hat{q}_1]^T. \end{aligned} \quad (9)$$

式中: $\hat{q}_1 = [q_1 - \alpha_B + \alpha_A \quad q_2 - \beta_B + \beta_A \quad q_3 - \gamma_B + \gamma_A]^T$ 。

4 仿真试验

为确认转角误差计算模型的结果精度,需利用仿真试验对星敏传感器标定进行误差计算,并将仿真计算结果与理想拟合误差结果进行比较。根据热漂移标定系统的设计要求,设置星敏传感器工作环境为真空环境,固定约束面为安装星敏传感器的支架底面,

星敏感器支架温度变化范围为 $-25\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$,装置材料按设计要求进行设置。根据上述参数对星敏感器

模型进行仿真,获得不同温度范围下星敏感器安装面和法兰面的变形拟合结果,如图6所示。

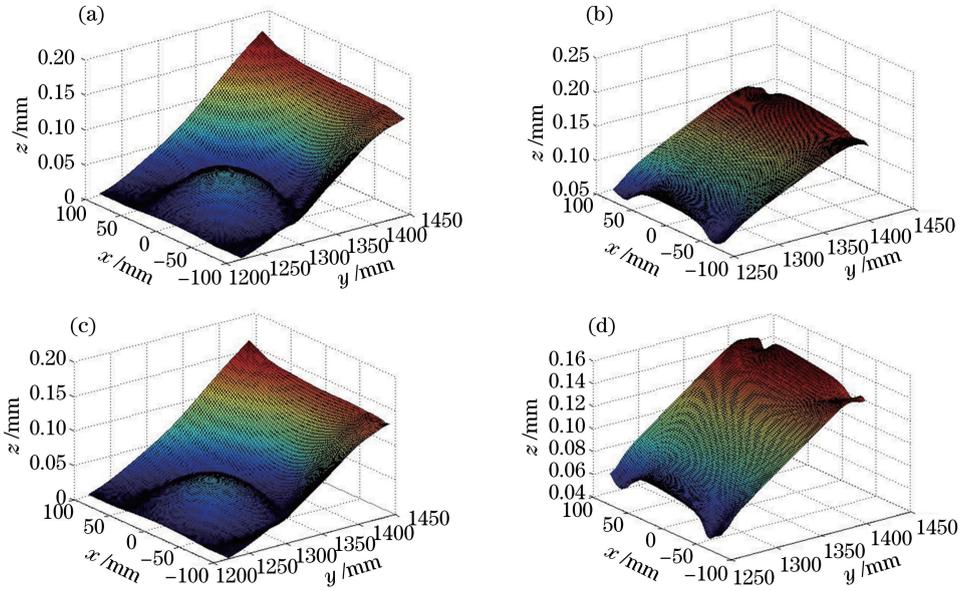


图6 星敏感器变形仿真结果。(a) $-25\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 安装面变形;(b) $-25\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 法兰面变形;
(c) $20\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 安装面变形;(d) $20\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 法兰面变形

Fig. 6 Simulation results of star sensor. (a) $-25\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ mounting surface deformation; (b) $-25\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ flange surface deformation; (c) $20\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ mounting surface deformation; (d) $20\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ flange surface deformation

将上述仿真结果获得的变形偏移量数据导出,然后代入到误差解耦模型中,可获得星敏感器安装面和法兰面的变形偏转角。将理想状态下法兰面拟合变形量数据作为参照依据与计算数据进

行对比。考虑到随机测量噪声对安装误差结果计算的影响,在数据处理时加入适当大小的随机测量数据,根据误差解耦模型公式计算变形结果,结果如表2所示。

表2 不同温度范围下变形角度计算结果

Table 2 Deformation angle results of different temperature ranges

Temperature	Surface deformation	Offset around the X axis /[($''$) $\cdot^{\circ}\text{C}^{-1}$]	Offset around the Y axis /[($''$) $\cdot^{\circ}\text{C}^{-1}$]	Offset around the Z axis /[($''$) $\cdot^{\circ}\text{C}^{-1}$]
$-25\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$	Mounting surface	-0.072410325	-0.047455354	-0.055023665
	Flange surface	-0.184707694	0.000204549	-0.221526503
	Ideal result	-0.128865833	-0.059728291	-0.174889345
$20\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$	Mounting surface	0.000081819	0.010431996	-0.00572737
	Flange surface	0.026386813	-0.142161514	0.0462637159
	Ideal result	0.02515952	0.147888884	0.064864912

根据仿真试验结果,温度范围为 $-25\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,星敏感器姿态标定时的绕X、Y、Z轴的最大变化量分别为 $-0.1122, -0.0476, -0.01565\text{ (}'')/^{\circ}\text{C}$;温度范围在 $20\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,绕X、Y、Z轴的最大变化量分别为 $0.2638, 0.1317, 0.0472\text{ (}'')/^{\circ}\text{C}$ 。计算结果与理想拟合结果的误差基本控制在 $0\sim 0.02\text{ (}'')/^{\circ}\text{C}$ 的范围内。与误差解耦前的系统精度进行对比,误差解耦后系统热漂移标定精度提高12%,结果证实了误差解耦模型的有效性。

5 结 论

依据星敏感器所需视场和误差测量需求设计星敏感器标定所需要的基本共光路系统,并根据角距测量原理,建立星敏感器转角误差计算模型,仿真试验表明,这种误差模型可提高热漂移标定的精度,满足系统设计的要求。本文所研究的星敏感器热漂移标定系统充分利用光学结构空间,使得系统的复杂性得以简化,成本降低,操作简单且容易实现。

参 考 文 献

- [1] Tu S C. Attitude dynamics and control of satellite-3 [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2003: 122-183.
屠善澄. 卫星姿态动力学与控制-3[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003: 122-183.
- [2] Fan C C, Wang M, Zhao W W, *et al.* A compensation modeling method for time-varying systematic error of high-resolution optical satellite image [J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36 (12): 1228001.
范城城, 王密, 赵薇薇, 等. 一种高分辨率光学卫星影像时变系统误差建模补偿方法 [J]. *光学学报*, 2016, 36(12): 1228001.
- [3] Sun G F, Zhang G Y, Zheng R, *et al.* Star sensor calibration research and development [J]. *Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2010, 33(4): 8-14.
孙高飞, 张国玉, 郑茹, 等. 星敏传感器标定方法的研究现状与发展趋势 [J]. *长春理工大学学报(自然科学版)*, 2010, 33(4): 8-14.
- [4] Sun G F, Zhang G Y, Jiang H L, *et al.* Design of static star simulator and proposes a technique of correction method for the position of star [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2011, 48(9): 091201.
孙高飞, 张国玉, 姜会林, 等. 一种静态星模拟器的设计与星点位置修正方法 [J]. *激光与光电子学进展*, 2011, 48(9): 091201.
- [5] Zhao Z C, Chen Q M, Tang Z B, *et al.* Optical system design of high precision dynamic star simulator [J]. *Acta Metrologica Sinica*, 2018, 39(5): 641-644.
赵梓朝, 陈启梦, 唐子博, 等. 高精度动态星模拟器的光学系统设计 [J]. *计量学报*, 2018, 39(5): 641-644.
- [6] Huang C. Design of dynamic star simulator optical system with large-field of view and high-accuracy [D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2017.
黄程. 大视场高精度动态星模拟器光学系统设计 [D]. 长春: 长春理工大学, 2017.
- [7] Wang X, Cai S J, Wu L H, *et al.* Research on calibration technology of star sensor installation error angle [J]. *Navigation Positioning and Timing*, 2019, 6(3): 125-130.
王欣, 蔡善军, 吴亮华, 等. 星敏传感器安装误差标定技术研究 [J]. *导航定位与授时*, 2019, 6(3): 125-130.
- [8] Liu Y, Dai D K, Ma L H, *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敏传感器标定方法 [J]. *光学学报*, 2017, 37(11): 1128003.
- [9] Liu S K, Xue X, Li K, *et al.* Design and calibration of weak-light single star simulator [J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, 37(10): 1012001.
刘尚阔, 薛勋, 李坤, 等. 弱光单星模拟器的设计与标定 [J]. *光学学报*, 2017, 37(10): 1012001.
- [10] Hu Y N, Gong Y. Preliminary research on color simulation of stars in a star simulator [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2010, 37(2): 65-68, 73.
胡宜宁, 巩岩. 星模拟器星光颜色模拟的初步研究 [J]. *光电工程*, 2010, 37(2): 65-68, 73.