

星敏传感器热稳定性的试验分析方法

金荷, 翟正一, 杜伟峰, 吴永康, 高原

上海航天控制技术研究, 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109

摘要 星敏传感器作为高精度姿态测量仪器, 在轨工作时易受热环境的影响。针对仿真分析难以精确建立星敏传感器光-机-热模型的问题, 提出了一种星敏传感器热稳定性试验分析方法, 通过加热真空罐中的安装面和遮光罩来模拟星敏传感器的在轨热环境, 利用静态光星模拟器模拟星空, 通过观察星敏传感器输出姿态的变化评价星敏传感器的三轴热稳定性。试验过程中通过自准直仪对安装面棱镜的测量值剥离安装面热变形对姿态测量的影响, 经过分析后可知误差在 4.5% 以内。对某型号高精度星敏传感器进行试验, 结果表明: 当遮光罩温度由 27.3 °C 升至 110.6 °C 时, 星敏传感器光轴绕 x 轴的偏移量为 2.9", 绕 y 轴的偏移量为 1.2", 绕 z 轴的偏移量为 2.6"; 当星敏传感器安装支架控温精度为 (20 ± 0.3) °C 时, 星敏传感器光轴的偏移量为 $\pm 0.18''$, 满足高精度星敏传感器的热稳定性指标。

关键词 测量; 热稳定试验; 棱镜自准直; 静态光星模; 热变形

中图分类号 V448.22

文献标志码 A

doi: 10.3788/CJL202047.0404002

Method for Experimental Analysis of Thermostability of Star Sensors

Jin He, Zhai Zhengyi, Du Weifeng, Wu Yongkang, Gao Yuan

Shanghai key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China

Abstract A star sensor is a highly accurate attitude measurement device, but it is susceptible to the thermal environment. Moreover, it is difficult to establish an optical-machine-thermo model of a high-precision star sensor by simulation. Accordingly, an experimental analysis method is proposed to simulate on-orbit thermal environment of the star sensor by heating the mounting surface and baffle in a vacuum tank and simulate the star using static star simulator. The triaxial thermostability of the star sensor can be evaluated by observing its output. A prism mounted on a mounting surface was used to remove the thermal deformation of the mounting surface by auto-collimation with an error margin of 4.5%. Results show that when the baffle is heated from 27.3 °C to 110.6 °C, the drifts of the x , y , and z axis are 2.9", 1.2", and 2.6", respectively. When the temperature control accuracy of the mounting bracket is (20 ± 0.3) °C, the optical axis drift is $\pm 0.18''$, which meets the requirements of thermostability indicators of the high-precision star sensor.

Key words measurement; thermostability experiment; prism auto-collimation; static star simulator; thermal deformation

OCIS codes 120.1680; 120.6085; 120.0280

1 引言

星敏传感器以天空中的恒星为测量基准, 是目前精度最高的姿态敏感器, 主要由光学系统、电子学组件、遮光罩、机械结构和软件等五部分组成。“星光入, 姿态出”是星敏传感器的运行特点。无穷远处的恒星发出的平行光通过星敏传感器的光学系统后在探测

器上成像, 形成星图, 利用星敏传感器光学系统的模型及参数可以计算星图中星点对应的星矢量(平行光在星敏传感器体坐标中的位置), 然后以此为特征在导航星角距库中进行匹配, 就可确定该星图中各星点在天空中对应的恒星。经过长期的观测, 研究人员已得到了这些恒星相对于惯性坐标系的位置, 而且也已根据星敏传感器的光学系统参数计算得到了相对

收稿日期: 2019-08-01; 修回日期: 2019-09-19; 录用日期: 2019-10-09

基金项目: 中国航天科技集团钱学森青年创新基金

* E-mail: 13621946541@163.com

于星敏感器体坐标系的位置,故可以根据 WAHBA 准则,采用 QUEST、TRIAD 等算法得出星敏感器相对于惯性坐标系的三轴姿态。

环境温度会对星敏感器的测量精度产生较大影响。庞博等^[1]认为星敏感器的热稳定性对在轨精度有较大影响,并总结了多种低频误差抑制补偿的方法,但是没有对这些方法进行量化分析。刘海波等^[2-5]运用光机结合的方法,基于仿真计算分析了环境温度导致的光学系统透镜和镜筒变化对星敏感器精度的影响,并认为视场越大,环境温度对星敏感器测量精度的影响越大。谭威等^[6]认为光学系统的温度变化使得星敏感器的像面发生了位移,并通过软件模拟了温度变化引起的透镜折射率的变化以及光学元器件之间距离的变化,结果表明,温差越大,像面的位移量越大。热变形不仅会影响像面位移和星点光斑能量的分布,还会影响光学系统和像面的对准。隋杰等^[7]开发了一种热-力-光模型,并基于该模型在整机层面对星敏感器光轴的热稳定性进行了较为全面的分析。

目前,大部分研究人员都是针对星敏感器光机系统模型进行仿真分析^[8-11]。由于星敏感器光机系统的复杂性,仿真分析难以完全体现其真实的情况,为此,本文设计了一种星敏感器热稳定性试验,将星敏感器置于真空罐中,对星敏感器遮光罩及安装面进行加热,模拟其在轨受热工况,再利用静态多星模拟器模拟星空,观测星敏感器测量坐标系在不同在轨工况下的姿态输出。对稳定工况下的姿态输出均进行多帧平滑处理,此时姿态噪声等效角可以忽略不计。本文首先利用安装面棱镜自准直测量数据剥离出星敏感器由于安装面受热变化而导致的姿态变化,进而得出星敏感器测量坐标系相对于机械坐标系的三轴热漂移,即星敏感器自身的热漂移。其中,星敏感器 x 、 y 轴的合成偏移量为光轴漂移量,表征星敏感器光轴指向的偏移,是热稳定性最主要的指标。

2 试验方案设计

2.1 试验准备

星敏感器的典型结构如图 1 所示。将星敏感器安装在控温支架上,并固定在真空罐内,面向静态多星模拟器,如图 2 所示,罐内细节如图 3 所示,罐内物除五角棱镜、控温支架立方棱镜部分区域无包覆外(目的是留有光路),其他区域均被热控材料多层包覆,以实现温度场独立(即理论上不受外界干扰),如图 4 所示。试验前首先校准光路,使安装支

架上的棱镜分别和两个自准直仪进行光路自准直,自准直仪 1 与安装支架棱镜坐标系 XOZ 面自准直,自准直仪 2 通过转折光路为 90° 的五角棱镜与安装支架棱镜坐标系 YOZ 面自准直。罐外自准直仪如图 5 所示,其中,静态多星模拟器经过了无热化设计且置于罐外,不受罐内温度场的影响,可以模拟不变的星空。在大理石平台稳定的情况下,星模拟器状态的改变可以忽略。在试验前分析中,对自准直仪进行应力释放(约 72 h),然后测量得到自准直漂移量(每秒采集 1000 点求平均)在 12 h 工作时间内的累计漂移区间峰值为 $-0.14'' \sim 0.1''$,可以忽略。

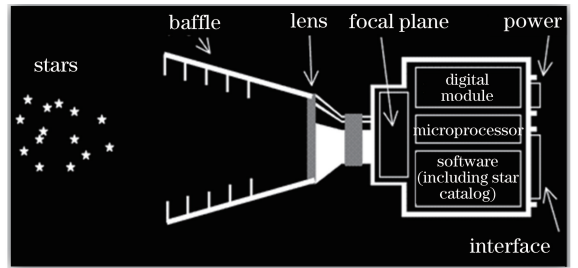


图 1 星敏感器的典型结构

Fig. 1 Typical structure of star sensor

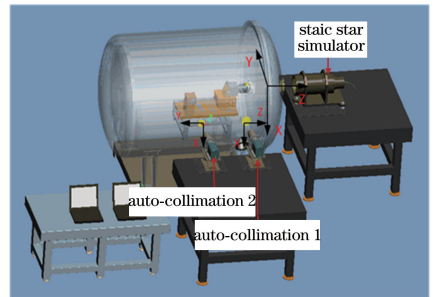


图 2 热稳定试验方案设计

Fig. 2 Design of thermostability experiment

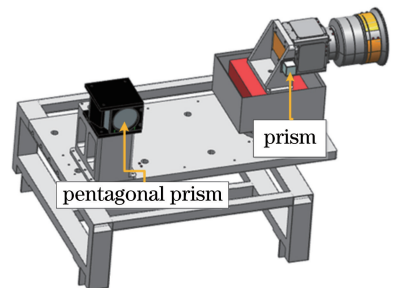


图 3 罐内细节示意图

Fig. 3 Details in vacuum tank

2.2 试验原理及分析模型

在进行分析时,为了简化问题,将不同热工况下遮光罩、内部光学系统的形变量统一为星敏感器测量坐标系相对于机械坐标系的形变量。事实上,星敏感器在轨运行时,其整机热变形都会体现在输出的测量

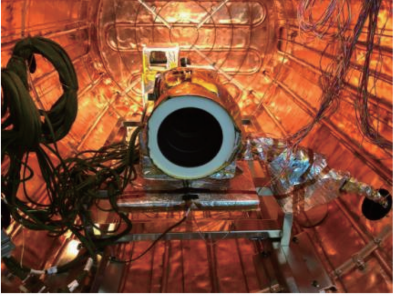


图 4 热控多层包覆

Fig. 4 Thermal control with multilayer cladding

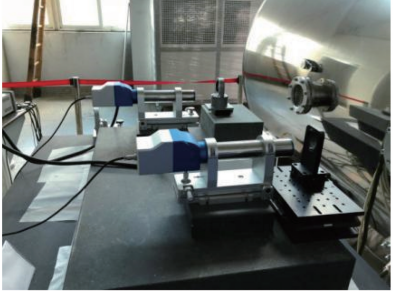


图 5 罐外自准直仪

Fig. 5 Auto-collimation outside vacuum tank

姿态中,因此,这样分析有利于复现在轨情况。

q_0 为星传感器姿态四元数初始值,可以通过星传感器对静态多星模拟器姿态的定位来获取; q_1 为星传感器模拟在轨受热时输出的姿态四元数的值,可以通过星传感器对静态多星模拟器姿态的定位来获取。星传感器测量坐标系姿态三轴变化量 f_1 的计算公式为

$$f_1 = \text{quat2angle}(\Delta Q) = [\theta_{x_c}, \theta_{y_c}, \theta_{z_c}], \quad (1)$$

式中: θ_{x_c} 为绕 x 轴转动的角度; θ_{y_c} 为绕 y 轴转动的角度; θ_{z_c} 为绕 z 轴转动的角度; $\Delta Q = q_0^{-1} \otimes q_1$, ΔQ 为星传感器测量坐标系的变化量,它不仅包含了星传感器自身的整机热变形,也包含了安装面受热导致的变形。安装支架受热变形会导致星传感器机械坐标系与静态光星模代表的惯性系之间相对姿态的坐标系发生变化,进而会影响输出测量系的姿态。因此,在进行数据分析时,需要将该影响去除。

试验的最终目的是计算出星传感器测量坐标系在机械坐标系 A_M 下的变化量 ΔD 。将星传感器处于的某一状态设为状态 0,在此状态下星传感器测量坐标系 A_{C_0} 在机械坐标系 A_{M_0} 下的表示设为 D_0 ,则

$$D_0 = A_{C_0} A_{M_0}^{-1}. \quad (2)$$

当星传感器基于 0 状态发生状态改变时,将改变后的状态设为状态 1,则星传感器测量坐标系 A_{C_1} 在机械坐标系 A_{M_1} 下的表示为 D_1 ,即

$$D_1 = A_{C_1} A_{M_1}^{-1}. \quad (3)$$

星传感器从状态 0 变化到状态 1,其测量坐标系在机械坐标系下的变化 ΔD 可表示为

$$\Delta D = D_1 D_0^{-1} = A_{C_1} A_{M_1}^{-1} A_{M_0} A_{C_0}^{-1}. \quad (4)$$

在试验中,可以通过自准直测量得到安装支架棱镜所代表的棱镜坐标系 A_L 从状态 0 变化到状态 1 的三轴变化量 $[\Delta\theta_{z_L}, \Delta\theta_{y_L}, \Delta\theta_{x_L}]$, 并设 $f_2 = [\Delta\theta_{z_L}, \Delta\theta_{y_L}, \Delta\theta_{x_L}]$, 其中, θ_{z_L} 为安装支架棱镜坐标系绕 z 轴转动的角度, θ_{y_L} 为安装支架棱镜坐标系绕 y 轴转动的角度, θ_{x_L} 为安装支架棱镜坐标系绕 x 轴转动的角度。安装面棱镜坐标系从状态 0 变化到状态 1 的姿态变化矩阵 ΔA_L 为

$$\Delta A_L = \text{angle2dcm}([\Delta\theta_{z_L}, \Delta\theta_{y_L}, \Delta\theta_{x_L}]). \quad (5)$$

由于安装支架棱镜坐标系和星传感器机械坐标系 A_M 并不完全重合,有一定的偏差 ΔA , 假设

$$A_M = \Delta A A_L, \quad (6)$$

则星传感器从状态 0 变化到状态 1 时,其机械坐标系的变化量 ΔA_M 为

$$\Delta A_M = A_{M_1} A_{M_0}^{-1} = (\Delta A A_{L_1}) (\Delta A A_{L_0})^{-1} = \Delta A \Delta A_L \Delta A^{-1}. \quad (7)$$

综合(4)式和(7)式可以得到

$$\Delta D = A_{C_1} \Delta A_M A_{C_0}^{-1} = A_{C_1} \Delta A A_L A_{L_0}^{-1} A_{C_0}^{-1} = A_{C_1} \Delta A \Delta A_L \Delta A^{-1} A_{C_0}^{-1}, \quad (8)$$

此时姿态矩阵 ΔD 所表征的三轴欧拉角 Δf 可表示为

$$\Delta f = \text{dcm2angle}(\Delta D). \quad (9)$$

通过仿真分析可知,对于星传感器从状态 0 变化到状态 1,当其测量坐标系 x, y 轴的变化值小于 $10''$, z 轴变化小于 $50''$, 并且满足其测量坐标系到星传感器机械坐标系、星传感器机械坐标系到安装面棱镜坐标系的三轴偏差均小于 0.25° 时,姿态矩阵 ΔD 所表征的三轴欧拉角 Δf 可以近似表示为 $\Delta f \approx f_1 - f_2 = [\theta_{x_c} - \theta_{x_L}, \theta_{y_c} - \theta_{y_L}, \theta_{z_c} - \theta_{z_L}]$ 。

(10)

进行误差分析后可以发现:当 x, y 轴变化量小于 $10''$ 时,近似公式带来的误差小于 $0.45''$, 如图 6(a) 所示, x, y 轴的测量误差在 4.5% 之内;当 z 轴变化小于 $50''$ 时,近似公式带来的误差小于 $0.12''$, 如图 6(b) 所示, z 轴误差在 0.2% 之内,可以满足试验的精度要求。

星传感器光轴相对于机械坐标系的漂移量 ΔB 为

$$\Delta B = \sqrt{(\theta_{x_c} - \theta_{x_M})^2 + (\theta_{y_c} - \theta_{y_M})^2}. \quad (11)$$

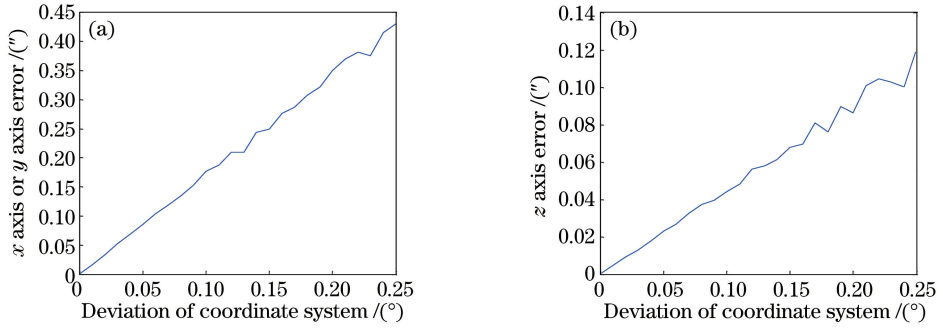


图 6 误差分析。(a) x, y 轴误差; (b) z 轴误差

Fig. 6 Error analysis. (a) x axis or y axis error; (b) z axis error

3 试验结果分析

本文模拟了两种最主要的在轨工况:遮光罩加热工况和安装支架加热工况。根据某型号卫星的在轨热分析,遮光罩因太阳照射温度最高能够达到 $110\text{ }^{\circ}\text{C}$,而星敏感器安装支架控温精度为 $(20 \pm 0.3)\text{ }^{\circ}\text{C}$,所以,在模拟遮光罩加热工况时将星敏感器遮光罩温度加热至 $110\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,观察由此产生的光轴漂移量;在模拟安装支架加热工况时,将控制安装支架温度从 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升至 $23\text{ }^{\circ}\text{C}$,从而拟合出 $(20 \pm 0.3)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度变化范围的光轴漂移量。

在对某型号高精度星敏感器进行热稳定性试验时标注了 6 个测温点,如图 7 所示,其中:测温点 1 位于安装面上,测温点 2 位于方壳前端,测温点 3 位于遮光罩的轴颈处,测温点 4 位于遮光罩上,测温点 5 位于镜头前端,测温点 6 位于镜头后端。

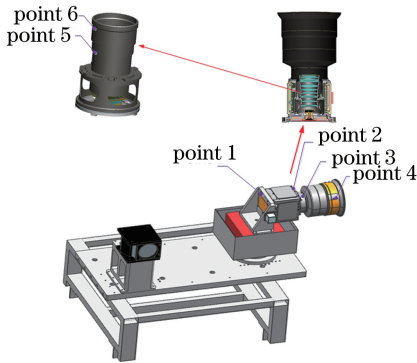


图 7 测温点分布

Fig. 7 Distribution of temperature measurement point

3.1 星敏感器遮光罩控温

工况 0 为初始状态,即待测试星敏感器上电,制冷器开启并持续 $3 \sim 4\text{ h}$,真空罐内无其他热源,将此时的星敏感器和自准直仪测量值作为测试初始值;工况 1 为遮光罩加热后的状态,将遮光罩加热至

$110\text{ }^{\circ}\text{C}$,累计持续 9 h ,其间在凌晨 1 点 14 分进行间断性控温(模拟在轨状况,光照从阳区到阴影区),持续 1 h 。此时星敏感器遮光罩控温,安装支架保持恒温。工况 1 下测量坐标系的漂移情况如图 8 所示,可见:0 工况时,星敏感器测量坐标系保持稳定,当遮光罩温度由 $27.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升至 $110.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,星敏感器测量坐标系去除自准直仪表征的安装面热变形之后绕 x 轴的偏移量为 $2.9''$,绕 y 轴的偏移量为 $1.2''$,绕 z 轴的偏移量为 $2.6''$;当遮光罩温度升至 $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时(在轨正常工况),光轴漂移量为 $0.3''$ (x, y 轴合成);当遮光罩温度加热至 $90\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时(高温工况),光轴漂移量为 $0.75''$ (x, y 轴合成);当遮光罩温度回到初始状态时,星敏感器测量坐标系亦有回到初始状态的趋势。此外,7:30 是上班时间,人员流动及空气对流会对测试数据造成一定影响,从而导致 7:30 后的数据不再稳定。

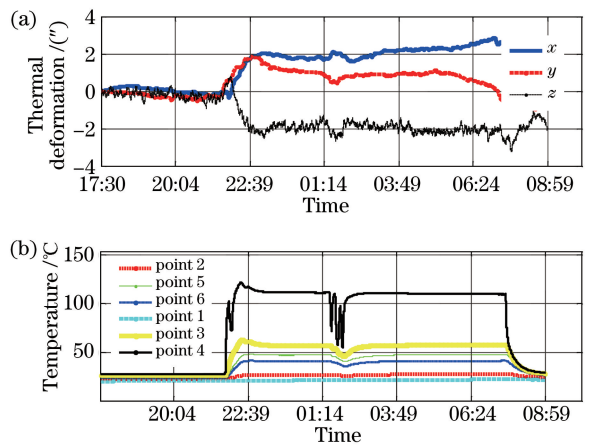


图 8 遮光罩加热导致的测量坐标系的变化。(a)去除安装面热变形之后的热变形; (b)各测量点的温度

Fig. 8 Changes of measuring coordinate system caused by baffle heating. (a) Thermal deformation removing frock part; (b) temperature of each measurement point

3.2 星敏器安装支架控温

星敏器安装支架控温,遮光罩不控温,该工况对应的是安装支架温度由 0 °C 升至 23 °C,其中 17~23 °C 的升温步长为 1 °C。安装支架温度变化导致的测量坐标系的变化如图 9 所示,可见:当工装温度为 20 °C 时,相对于初始温度 0 °C 光轴漂移了 12.6"。由图 10 可以看出:当工装温度处于 17 °C 到 23 °C 之间时,相对于初始温度(0 °C)光轴的漂移量在 9.9"到 13.5"之间,变化范围在 3.6"之内,光轴指向的平均变化率为 0.6(")/°C;在轨情况下,星敏器安装支架控温精度为(20±0.3) °C,此时星敏器光轴的偏移量为±0.18",符合要求。

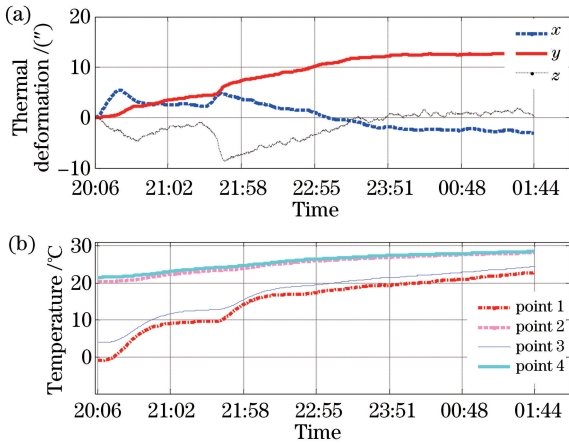


图 9 安装支架温度变化导致的测量坐标系的变化。

(a) 去除安装面热变形之后的热变形; (b) 各测量点的温度
Fig. 9 Change of measuring coordinate system caused by mounting support heating. (a) Thermal deformation removing frock part; (b) temperature of each measurement point

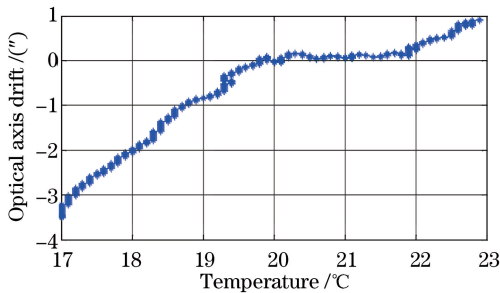


图 10 安装面温度从 17 °C 升至 23 °C 时光轴的漂移量
Fig. 10 Optical axis drift with mounting surface temperature ranging from 17 °C to 23 °C

4 结 论

由于仿真分析中难以建立准确的星敏器光机模型,仿真结果不能准确地反映星敏器在在轨复杂

热环境下的性能变化,因此,本文设计了一种星敏器热稳定性试验方法,即在真空罐中利用加热片加热星敏器的不同位置,模拟在轨热环境,利用静态光星模拟器模拟星空,观测星敏器在热环境变化时输出姿态的变化量。同时,利用安装支架棱镜的自准直仪测量值剥离姿态变化量中安装支架的变形成分,从而得到星敏器整机自身的热变形。基于所设计的试验方法,本文建立了数据分析模型,并对模型误差进行分析。分析结果表明,x、y 轴测量误差在 4.5%之内,z 轴误差在 0.2%之内,可满足试验精度要求。另外,本文还选取某型号高精度星敏器进行了热稳定性试验,并采用建立的分析模型对该星敏器的试验数据进行分析,结果表明:当星敏器遮光罩温度由 27.3 °C 升至 110.6 °C 后,星敏器光轴绕 x 轴的偏移量为 2.9",绕 y 的偏移量为 1.2",绕 z 轴的偏移量为 2.6";当星敏器安装支架控温精度为(20±0.3) °C 时,星敏器光轴的偏移量为±0.18",满足高精度星敏器的热稳定性指标。

参 考 文 献

- [1] Pang B, Li K, Tang L, et al. Error analysis and compensation for star sensor[J]. Aerospace Control and Application, 2017, 43(1): 17-24.
庞博, 黎康, 汤亮, 等. 星敏器误差分析与补偿方法[J]. 空间控制技术与应用, 2017, 43(1): 17-24
- [2] Liu H B, Tan J C, Hao Y C, et al. Effect of ambient temperature on star sensor measurement accuracy [J]. Opto-Electronic Engineering, 2008, 35(12): 40-44.
刘海波, 谭吉春, 郝云彩, 等. 环境温度对星敏器测量精度的影响[J]. 光电工程, 2008, 35(12): 40-44.
- [3] Liu H B, Hao Y C, Tan J C, et al. Effect of barrel's thermal deformation on measurement error of a star sensor[J]. Aerospace Control and Application, 2008, 34(5): 22-25, 64.
刘海波, 郝云彩, 谭吉春, 等. 镜筒热形变对星敏器测量精度的影响[J]. 空间控制技术与应用, 2008, 34(5): 22-25, 64.
- [4] Liu H B, Huang S H, Tan J C, et al. Thermo-optic effects on accuracy performance of star tracker [J]. Acta Photonica Sinica, 2009, 38(7): 1835-1839.
刘海波, 黄水花, 谭吉春, 等. 热-光效应对星敏器测量准确度的影响[J]. 光子学报, 2009, 38(7): 1835-1839.
- [5] Liu H B, Tan J C, Shen B J. Thermal/structural/optical analysis of optical system of star sensor [J].

- Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 875-879.
- 刘海波, 谭吉春, 沈本剑. 星敏传感器光学系统的热/结构/光分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 875-879.
- [6] Tan W, Luo J F, Hao Y C, et al. Study of effect of temperature change on the image shifting of the optical system in star sensor[J]. Optical Technique, 2009, 35(2): 186-189, 193.
- 谭威, 罗剑峰, 郝云彩, 等. 温度对星敏传感器光学系统像面位移的影响研究[J]. 光学技术, 2009, 35(2): 186-189, 193.
- [7] Sui J, Cheng H Y, Yu C W, et al. A thermal stability analysis and simulation method for boresight axis of star sensor [J]. Aerospace Control and Application, 2017, 43(4): 37-41.
- 隋杰, 程会艳, 余成武, 等. 星敏传感器光轴热稳定性仿真分析方法[J]. 空间控制技术与应用, 2017, 43(4): 37-41.
- [8] Jiang F, Wu Q W, Wang Z S, et al. Analysis and verification of structure stability and thermal stability of a bracket of star sensors[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(11): 3463-3468.
- 江帆, 吴清文, 王忠素, 等. 星敏传感器支架的结构/热稳定性分析及验证[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(11): 3463-3468.
- [9] Liu Y M. Research of the transient thermal analysis of star sensors[D]. Sichuan: University of Chinese Academy of Sciences, 2015.
- 刘玉明. 星敏传感器瞬态热分析研究[D]. 四川: 中国科学院大学, 2015.
- [10] Xu M M, Hou Y H, Chen W L, et al. Design of corrector mirror of vacuum camera based on thermal-optical analysis [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2017, 54(12): 121204.
- 许明明, 侯永辉, 陈文亮, 等. 基于热光学分析的真空相机光学镜设计[J]. 激光与光电子学进展, 2017, 54(12): 121204.
- [11] Wang Q H, Yao Q Q, Feng C, et al. Analytical model for thermal focal length and spherical aberration on beam quality [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2018, 55(8): 081420.
- 王启晗, 姚强强, 冯驰, 等. 热透镜焦距和球差影响光束质量的分析模型[J]. 激光与光电子学进展, 2018, 55(8): 081420.