

文章编号 1004-924X(2017)07-1825-08

空间相机温度-离焦特性分析与试验

孔 林^{1,3}, 杨 林^{1,2,3*}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学, 北京 100039; 3. 长光卫星技术有限公司, 吉林 长春 130033)

摘要: 为了提高空间相机在不同温度条件下的成像质量, 本文建立了空间相机光-机-热集成分析模型, 以此模型为基础, 对系统的温度-离焦特性进行研究, 得到了相机温度调焦曲线, 并开展了热光学试验。首先, 分析了温度变化对光学系统的影响, 特别是对最佳像面位置的影响, 得到了相机离焦量与光学元件参数的关系; 介绍了光机热集成分析的一般方法, 即将热分析的温度场, 经过映射, 作为结构分析的边界条件, 然后进行结构有限元的热弹性分析, 通过对变形结果中光学元件曲率和刚体位移做拟合, 得到敏感因素的温度-离焦敏感度矩阵; 在此基础上得到了相机温度调焦曲线; 最后, 开展了相机热光学试验。试验结果表明, 基于集成分析结果的温度调焦, 空间相机在 $20\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 内的最大误差小于 0.1 mm , 基本满足相机在轨自动调焦的要求, 并指出了进一步提高相机温度调焦精度的方法。

关键词: 空间相机; 集成分析; 温度调焦; 有限元; 热光学试验

中图分类号: TP394.1; TH691.9 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172507.1825

Study and test of thermal-defocusing property in space camera

KONG Lin^{1,3}, YANG Lin^{1,2,3*}

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China;*
3. *Chang Guang Satellite Technology Ltd, Changchun 130033, China*)
** Corresponding author, E-mail: yanglinca@163.com*

Abstract: In order to improve the image quality of space camera in different temperature fields, a integrated analysis model of structure-thermal-optical performance (STOP) model was established. According to the model, the thermal-defocusing property of the system was studied and test, and focusing curve of camera temperature was obtained. Then, thermo-optical experiment was developed. Firstly, influence of temperature changes on optical system, especially influence on optimal image plane position, was analyzed to obtain relationship of defocusing amount and optical element parameters; then, general method of STOP integrated analysis was introduced. In this method, temperature field of thermal analysis was as boundary condition of structural analysis by mapping, and a thermo-elastic performance of finite element model was analyzed. Then, temperature-defocusing sensitivity matrix of sensitive factors was obtained by fitting the curvature of optical elements and rigid body displacement in deformation result. On the basis of above, Temperature-focusing curve of camera was obtained. Finally thermo-optical test of camera was carried out. Experimental result indicates that maximum error of temperature focusing based on integrated analysis result is less than 0.1 mm in $20\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 8\text{ }^{\circ}\text{C}$. The results basically satisfy camera requirements of on-orbit automatic

收稿日期: 2016-08-29; 修订日期: 2016-10-12.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No. 41501383); 国家重点研发计划资助项目(No. 2016YFB05026021)

focusing and method of further increasing camera precision of temperature focusing is pointed out.

Key words: space camera; integrated analysis; temperature focusing; finite elements; thermo-optical test

1 引言

由于空间相机从地面装校到发射入轨,温度环境将发生很大变化,从而引起相机焦面位置变化,导致成像质量降低。因此对于空间相机,特别是长焦距、高分辨相机,需要采取多种措施保障相机对复杂热环境的适应性,这些措施包括精密的热控设计、光机结构消热设计以及主动调焦技术等。为分析空间相机热变形对光学系统的影响,一般采用光机热集成分析方法进行仿真计算,以光学指标如系统 MTF、点列图等为评价函数,进行敏感度分析,国外诸多空间相机如 Hubble 望远镜、NGST 望远镜等在设计研制阶段均要进行光机热集成分析,并根据分析结果进行相应的结构、热补偿设计。国内也早已开展针对空间相机温度变形的影响分析,研究了包括主镜温度变形分析、相机温度变形分析等,但是对系统级温度-离焦特性的研究较少。由于本文研究的相机要求具有较宽的温度适应性,而入轨自动调焦是制约相机快速应用的主要难题之一,因此需要对系统温度-离焦特性进行深入研究^[1-2]。

刘巨等对空间相机光机热集成设计分析及关键技术进行了详细的论述,指出了温度场插值技术及 Zernike 多项式拟合是集成分析的关键技术^[3];Applewhite 等研究了主镜温度梯度对火星观测相机焦面的影响,提出通过控制主镜轴向梯度,实现相机调焦,并进行了试验验证^[4];刘海波等通过对星敏感器进行热/结构/光集成分析,研究了光学系统温度分布与星敏感器测量误差的关

系,为高精度星敏感器光学系统热控制提供科学的依据^[5];Blaurock 等对 NGST 空间望远镜进行光机热敏感性分析,研究了不同温度场条件下,NGST 望远镜面型变化^[6]。

本文在分析温度对相机影响的基础上,通过建立光机热集成分析模型,对各影响因素敏感性进行分析,得到了相机温度调焦矩阵,本文最后开展了空间相机热光学试验,试验结果表明本文的分析结果准确有效。

2 空间相机集成分析方法

2.1 集成分析流程

目前,光学、机械、热学等各学科都有了各自专业的分析软件以解决各自领域的问题,光学设计中应用先进的设计软件(Code V、Zemax 等)进行自动设计和优化;机械设计中应用有限元分析软件(Patran/Nastran、Ansys、Ideas 等)进行环境模拟仿真,分析系统的机械性能;热设计常采用 Sinda、Ideas/TMG 进行在轨温度仿真。但是,各分析软件不能直接利用其它软件的分析成果。

对于空间相机温度调焦所关心的由温度场引起的成像质量变化或焦面位置变化,一般需要经过如下的分析过程,由热分析软件根据在轨温度环境和热控方案分析得到相机的温度场;热模型到结构模型温度场映射;结构模型根据温度场进行热弹性分析;由结构变形经过多项式拟合作为光学模型输入;光学模型仿真分析得到焦面位移。集成分析流程如图 1 所示^[7]。

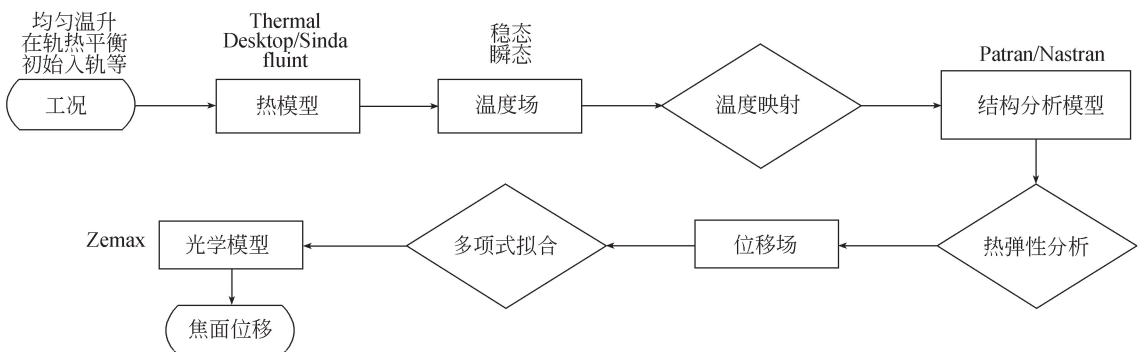


图 1 空间相机集成分析流程

Fig. 1 Integrated analysis for space telescope

从分析流程可以看出,集成分析的关键步骤包括热分析结果到结构模型的温度场映射、结构热弹性分析以及结构分析结构的多项式拟合。

2.2 多项式拟合方法

通过有限元软件求解得到的镜面变形结果是大量节点的矢量位移,无法直接用其评价光学系统参数的变化,需要将变形结果按照光学软件中波前差的形式进行多项式拟合。由于 Zernike 多项式的各项与 Sediel 像差有直接对应关系,因此 Zernike 多项式成为光机接口应用最广泛的拟合形式。鉴于本文主要关注的是相机光学元件曲率半径及间隔的变化,因此,重点介绍反射镜刚体位移和曲率变化的计算。

2.2.1 反射镜刚体位移

反射镜在热载荷的作用下产生变形,如图 2 所示。反射镜的刚体位移主要包括 3 个方向的平移和旋转,通过最小二乘法可以对刚体位移进行计算。

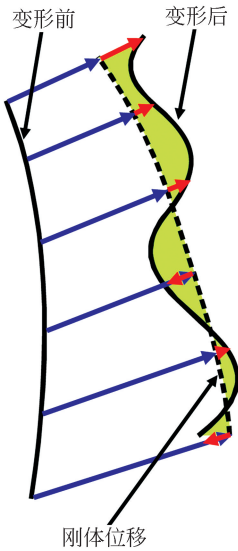


图 2 反射镜变形示意图
Fig.2 Deformation of mirror

定义反射镜的局部坐标系 (VCID) 如图 3 所示。

在局部坐标系下,将反射镜有限元模型中, i 节点 3 个方向的位移表示为^[8]:

$$\begin{aligned} \tilde{dx}_i &= T_x + z_i R_y - y_i R_z \\ \tilde{dy}_i &= T_y + z_i R_x + x_i R_z \\ \tilde{dz}_i &= T_z + y_i R_x - x_i R_y \end{aligned} \quad (1)$$

式中 T_x 、 T_y 、 T_z 分别表示反射镜沿 X、Y、Z 向的平移; R_x 、 R_y 、 R_z 分别表示反射镜绕 X、Y、Z 轴的旋转。

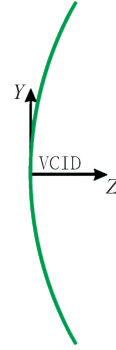


图 3 反射镜局部坐标系
Fig.3 Local coordinate system for mirror

定义目标函数 E 满足:

$$E = \sum_i w_i [(dx_i - \tilde{dx}_i)^2 + (dy_i - \tilde{dy}_i)^2 + (dz_i - \tilde{dz}_i)^2]$$

式中 w_i 为节点 i 的权重因子,定义最优拟合系数 ($T_x, T_y, T_z, R_x, R_y, R_z$),使 E 最小,可得:

$$\left[\frac{\partial E}{\partial T_x} \quad \frac{\partial E}{\partial T_y} \quad \frac{\partial E}{\partial T_z} \quad \frac{\partial E}{\partial R_x} \quad \frac{\partial E}{\partial R_y} \quad \frac{\partial E}{\partial R_z} \right]' = 0. \quad (2)$$

由式(2)可以解得反射镜的刚体位移。

2.2.2 曲率半径变化

假设反射镜矢高满足方程:

$$S_j = S(c, k, r_j) = \frac{cr_j^2}{1 + \sqrt{1 - (1+k)c^2 r_j^2}}, \quad (3)$$

式中, c 、 k 分别为顶点曲率和 Conic 系数, r_j 为节点 j 相对光轴的半径。

反射镜变形后,假设顶点坐标为 $[b_x^* \ b_y^* \ b_z^*]$,顶点曲率为 c^* ,则^[8]:

$$\begin{aligned} S_j^* &= S^*(c^*, k, r_j^*) \\ r_j^* &= \sqrt{(x_j - b_x^*)^2 + (y_j - b_y^*)^2} \end{aligned} \quad (4)$$

定义目标函数 E ,满足:

$$E = \sum_j w_j [S(c, k, r_j) + d \tilde{z}_j - S^*(c^*, k, r_j^*) - b_z^*]^2.$$

定义最优拟合系数 (b_x^*, b_y^*, b_z^*, c^*)使 E 最小,用牛顿法求解,反射镜的曲率变化半径为:

$$dR = \frac{1}{c^*} - \frac{1}{c}. \quad (5)$$

3 温度-焦面敏感性分析

3.1 主敏感因子分析

本文研究的空间相机的光机结构主要由主镜、次镜、折叠镜、三镜、调焦镜、焦面组件及其支撑结构组成,其曲率半径分别记为 $r_1 \sim r_6$, 相邻间隔记为 $S_1 \sim S_5$ 。这些参数对焦面的影响差别较大,只要筛选主敏感因子进行温度-焦面敏感性分析即可,通过 Zemax 仿真得到的焦面位置和各参数的敏感因子见表 1。

表 1 光学元件参数和焦面敏感因子

Tab.1 Parameters of optical element and focal plane sensitivity

名称	r_1	r_2	r_3	r_4	r_5	r_6
敏感因子	-45.94	-30.2	—	-3.20	-0.04	—
名称	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5	
敏感因子	90.43	3.31	3.31	0.50	1.00	

从表中可以看出,影响相机焦距的主敏感因子为主镜曲率、次镜曲率及主次镜间距。相机主次镜间支撑结构形式如图 4 所示,主要结构的材料及材料属性见表 2。

表 2 支撑结构材料属性

Tab.2 Material properties of supporting structure

构件	材料	线胀系数 ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	弹性模量 (GPa)
反射镜	碳化硅	2.6	330
反射镜支撑	钛合金	8.9	109
预埋块	钛合金	8.9	109
主背板	碳纤维	0.3	50
桁架杆	碳纤维	0.3	50
反射镜芯轴	殷钢	2.6	141

结合相机的热控回路可知,相机焦面位置为:

$$dl = \sum_{i=1 \rightarrow 4} K_i T_i, \quad (6)$$

式中 $T_1 \sim T_4$ 分别表示主镜测温点、次镜测温点、桁架测温点和主背板测温点温度, $K_1 \sim K_4$ 分别

表示其温度-焦面敏感系数。

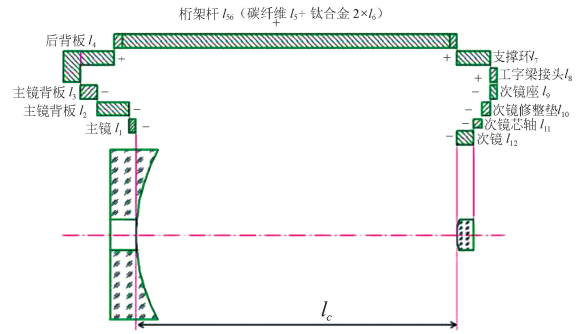


图 4 相机主次镜支撑示意图

Fig. 4 Supporting structure between PM and SM

3.2 敏感系数计算

使主敏感因子以 5°C 为间隔均匀升温,通过集成分析方法计算其敏感系数。

主镜 5°C 均匀升温的温度云图和结构位移云图如图 5(彩图见期刊电子版)所示,将结构变形拟合结果带入光学模型中,计算得到 $K_1 \approx -0.29 \text{ mm}/^{\circ}\text{C}$ 。

次镜 5°C 均匀升温的温度云图和结构位移云

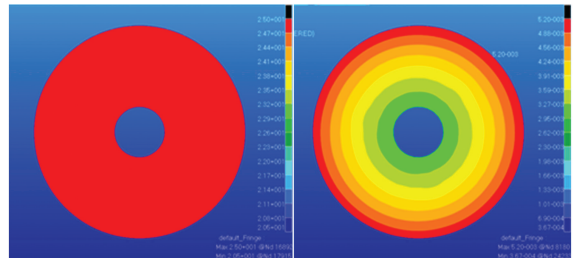


图 5 主镜温度云图和变形云图

Fig. 5 Contour plots of temperature and deformation for PM

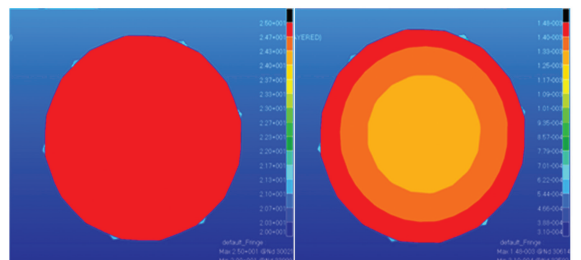


图 6 次镜温度云图和变形云图

Fig. 6 Contour plots of temperature and deformation for SM

如图 6(彩图见期刊电子版)所示,将结构变形拟合结果带入光学模型中,计算得到 $K_2 \approx -0.06 \text{ mm}/^\circ\text{C}$ 。

同理,计算得到桁架杆和主背板的敏感系数 $K_3 \approx 0.06 \text{ mm}/^\circ\text{C}, K_4 \approx -0.08 \text{ mm}/^\circ\text{C}$ 。

3.3 调焦机构及参数

为实现在轨调焦,课题组设计了精密调焦机构,如图 7 所示。整个调焦机构由步进电机、蜗轮蜗杆机构、连杆机构、导向机构及编码器组成^[9]。调焦机构总行程为 10 mm,传动误差与滑块位置有关。经分析,在极限位置传动误差取得最大值,此时连杆与丝杠轴的轴向夹角 α 为 32.7° ,误差 Δl_{mc} 计算方法如下:

$$\Delta l_{mc} = l \sin 32.7^\circ - \sqrt{l^2 - (l \cos 32.7^\circ + \Delta l)^2} \leq 6.2 \mu\text{m}, \tag{7}$$

满足设计精度要求。

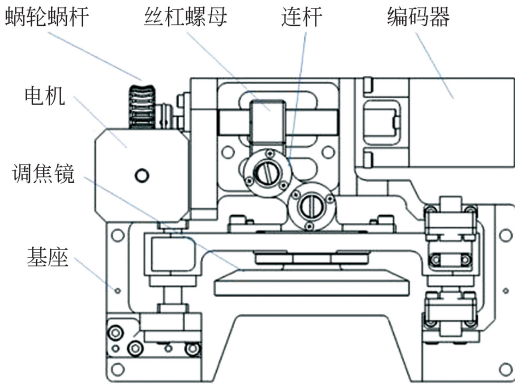


图 7 调焦机构示意图

Fig. 7 Structure of focusing mechanism

调焦机构位移和焦面位移满足下式:

$$f l \approx 1.504 \cdot \Delta l, \tag{8}$$

可得空间相机在轨温度调焦公式:

$$f = \begin{bmatrix} -0.19 & -0.04 & 0.04 & -0.05 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} T_1 & T_2 & T_3 & T_4 \end{bmatrix}' \tag{9}$$

综合考虑相机的在轨工作状态,制定相机在轨调焦策略如图 8 所示。

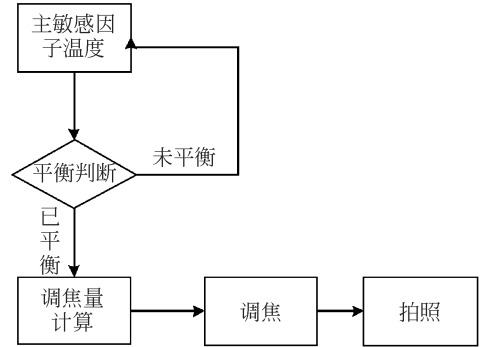


图 8 空间相机在轨调焦策略

Fig. 8 On-orbit focusing method for space telescope

4 热光学试验验证

为验证集成分析结果及确定温度调焦方法,需要开展相机热光学试验。

空间相机的热光学试验装置由真空罐、平行光管、红外加热笼、程控电源、温度巡检仪、成像系统、编码器检测装置及仿真计算机等组成,系统组成如图 9 所示。

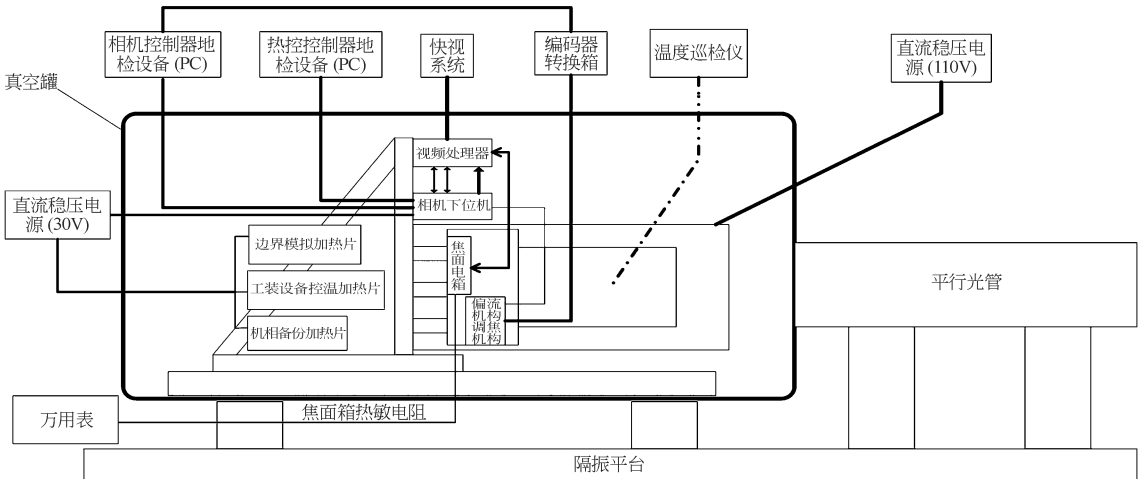


图 9 空间相机热光学试验系统

Fig. 9 Thermal optical test system

热光学试验中以图像 MTF 最高作为最佳焦面位置,调焦位置的确定方法如图 10 所示。试验时相机状态如图 11 所示。

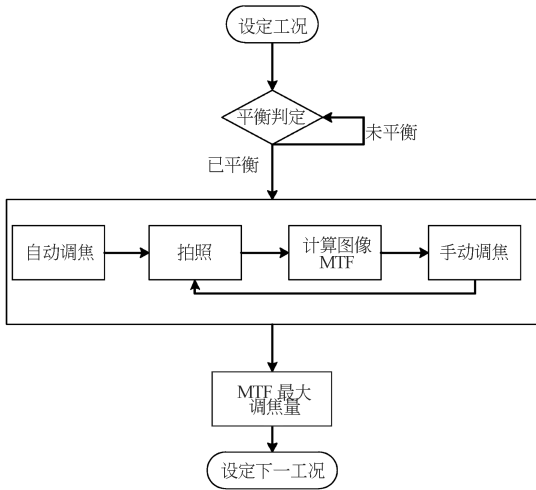


图 10 空间相机调焦量测试流程

Fig. 10 Procedure for focusing measurement

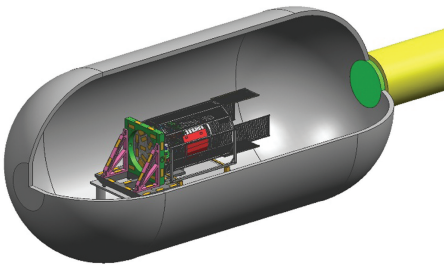


图 11 空间相机试验状态

Fig. 11 Space telescope in test

试验中共设置 10 个不同工况,各种工况下,主敏感因子温度变化曲线如图 12(彩图见期刊电

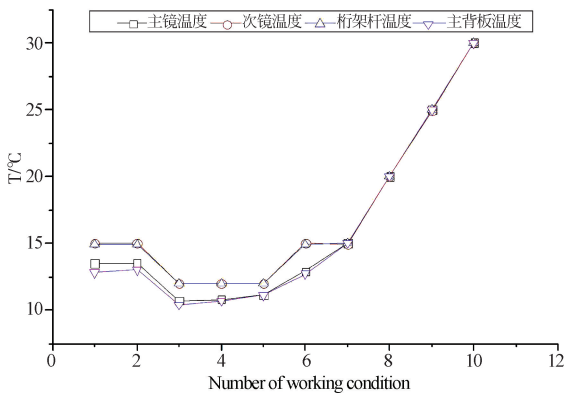


图 12 不同工况主敏感因子温度曲线

Fig. 12 Temperature plots for sensitive factor in different cases

子版)所示。

不同工况条件下,使用温度调焦公式预测的调焦量与实际调焦量的关系如图 13 所示,计算得到的调焦量误差如图 14 所示。

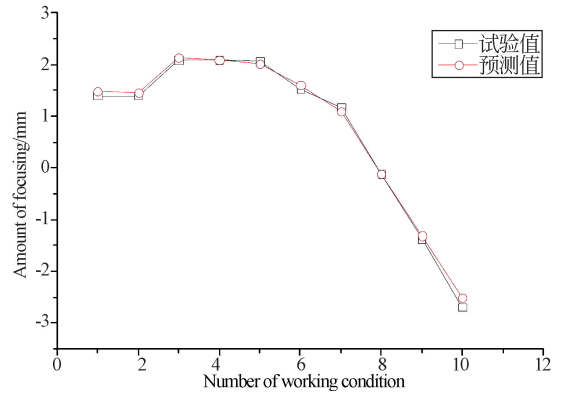


图 13 不同工况调焦量的预测值和试验值

Fig. 13 Predictive and experiment amount of focusing in different cases

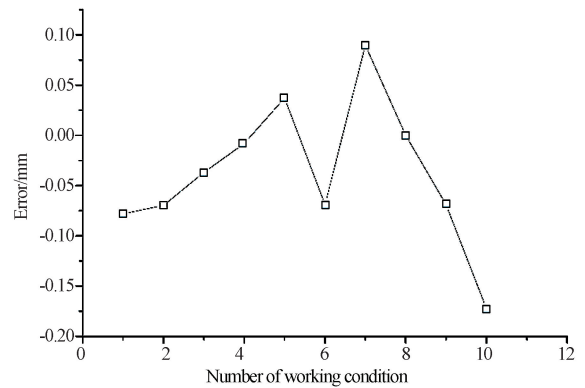


图 14 不同工况预测调焦量误差

Fig. 14 Error plots for focusing result in different cases

空间相机的景深可以通过下式进行计算:

$$\Delta f = \pm 2F^2 \lambda, \quad (10)$$

式中, F 为光学系统相对孔径的倒数、 λ 为光谱波长。计算得系统的焦深为 $\pm 0.2 \text{ mm}$, 对应系统的调焦量为 $\pm 0.13 \text{ mm}$ 。

试验表明,除工况 10 以外,所有工况调焦量的预测值和试验值误差均不超过 0.1 mm 。分析原因如下:工况 10 由于温度偏离参考温度较大,非主敏感因子的影响已经不能忽略,故造成了较大的误差^[10]。

空间相机的热光学试验结果证明了本文对空间相机温度-焦面特性的分析准确可靠,基于主敏

感因子温度调焦方法在较宽的温度范围($\pm 8^\circ\text{C}$)内合理可行,另一方面,可以通过增加敏感矩阵维数,提高空间相机在更宽的温度范围内的温度调焦精度。

5 结 论

温度是影响空间相机成像质量的重要因素,由于温度变化所导致的相机离焦是成像质量下降的最主要因素之一。为使空间相机在不同温度条件下,均能够通过轨调焦,提高成像质量,本文结合在研高分辨轻型空间相机温度调焦的实际问题,从温度对光机系统的影响出发,分析得出温度

引起的反射镜曲率变化和间距变化是导致离焦的主要因素;考虑实际问题的复杂性,借助于光机热集成分析的方法,分析了不同部件温度变化的影响因素,在此基础上提出了基于主敏感因子温度-焦面敏感度调焦方法,并计算了各敏感系数,给出了温度调焦矩阵。本文最后开展了热光学试验,试验通过设置10组不同的试验工况,以图像MTF为判据,测试了相机不同温度环境下的调焦量,试验结果表明在 $\pm 8^\circ\text{C}$ 的温度范围内,使用温度调焦方法预测得到的调焦量与试验值偏差不超过相机焦深对应的调焦量。验证了前文的分析结果和温度调焦方法,同时,还给出了进一步提高温度调焦精度的实现方法。

参考文献:

- [1] 吴清文,卢铿,王家骥,等.主镜稳定温度场特性分析[J].光学精密工程,1996,4(6):47-53.
WU Q W, LU E, WANG J Q, et al.. A study on static thermal properties of primary mirror [J]. *Opt. Precision Eng.* 1996, 4(6): 47-53. (in Chinese)
- [2] 赵立新,邵英.空间望远镜的热设计和热光学分析综述[J].航天返回与遥感,2001,22(2):13-19.
ZHAO L X, SHAO Y. Summary of thermal control and thermal-optical-analysis for space optical system [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2001, 22(2): 13-19. (in Chinese)
- [3] 刘巨,薛军,任建岳.空间相机光机热集成设计分析及关键技术研究综述[J].宇航学报,2009,30(2):422-427.
LIU J, XUE J, REN J Y. Review of research on integration design of structure, thermal and optical analysis with key technique of space camera [J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(2): 422-427. (in Chinese).
- [4] APPLEWHITE R W, TELKAMP A R. The effects of thermal gradients on the mars observer camera primary mirror [C]. *Aerospace Sensing, International Society for Optics and Photonics*,

1992: 376-386.

- [5] 刘海波,谭吉春,沈本剑.星敏感器光学系统的热/结构/光分析[J].宇航学报,2010,31(3):875-879
LIU H B, TAN J CH, SHEN B J. Thermal/ structure/ optical analysis of optical system of star sensor [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(3): 875-879. (in Chinese).
- [6] JOHNSTON J D, HOWARD J M, MOSIER G E, et al.. Integrated modeling activities for the James Webb Space Telescope: Structural-thermal-optical analysis [C]. *Proc. of SPIE*, 2004, 5487: 601.
- [7] CULLIMORE B, PANCZAK T, BAUMANN J, et al.. Integrated analysis of thermal/structural/optical systems [J]. *SAE*, 2002, 2444: 1-8.
- [8] DOYLE K B. *Integrated Optomechanical Analysis* [M]. SPIE Press, Bellingham, WA (2002)
- [9] WANG D, JIA X. Design and experimental research of a new type focus mechanism used in space-based telescope [C]. *Mechatronics and Automation (ICMA)*, 2012: 1597-1601.
- [10] COX C, LALLO M. Keeping the Hubble space telescope in focus [C]. *SPIE Astronomical Telescopes Instrumentation. International Society for Optics and Photonics*, 2012: 844237-844237-7.

作者简介:



孔林(1986—),男,安徽舒城人,博士,助理研究员,2014年于中国科学院大学获得博士学位,主要从事航天器热控制、空间相机集成分析等方面的研究。E-mail:konglin@charmingglobe.com