

基于热致低频误差的空间相机成像质量分析

窦 强¹ 李劲东² 朱 军¹ 曹启鹏¹ 周 宇¹

(¹ 航天东方红卫星有限公司, 北京 100081)
(² 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要 提出了一种基于在轨姿态变化的光机热一体化集成分析方法, 引入了在轨实时姿态机动参数, 实时反映卫星相机瞬态的外热流及温度场低频动态变化过程。根据实时温度场数据进行在轨热变形分析, 用热变形数据计算相机光轴指向进行动态变化情况, 用光学系统动态调制传递函数(MTF)及光轴指向变化情况对相机成像质量进行评估。分析结果表明, 高分辨率遥感卫星在轨姿态变化会导致相机外热流变化剧烈, 外热流的变化使相机光机结构温度场发生变化, 相机热稳定性能遭受严酷考验, 温度水平波动和温度梯度造成的热应力使得光学系统产生热弹性变形及波面变化, 严重影响成像质量。

关键词 遥感; 成像质量; 热光学; 外热流; 空间相机

中图分类号 O436 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/AOS201434.s111006

Analysis of Imaging Quality of Space Camera Based on Thermally Induced Low Frequency Error

Dou Qiang¹ Li Jindong² Zhu Jun¹ Cao Qipeng¹ Zhou Yu¹

(¹ DFH Satellite Co. Ltd., Beijing 100081, China)
(² China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract A thermal/structural/optical integrated analysis method based on the changes of satellite attitude and orbit maneuver parameters is presented, which can reflect satellite camera transient heat flux and the temperature field of the low frequency dynamic process. Depending on the data of real-time temperature field, the real-time on-orbit thermal deformation is analyzed, and the camera optical axis direction of dynamic variation is calculated with thermal deformation data. The modulation transfer function (MTF) of the optical system and the dynamic optical axis direction changes are used to evaluate the image quality and the effect of the thermal control strategy. The analysis shows that attitude changes of high resolution remote sensing satellite cause external heat flux changes in its camera, which causes the temperature field changes of camera optical and mechanical structure. Thus, thermal stability of the camera suffers ordeal. Thermal stress caused by the temperature fluctuation and the temperature gradient makes the optical system to produce rigid body displacement and wave front aberration. As a result, the imaging quality is reduced.

Key words remote sensing; imaging quality; thermal optical; heat flux; space camera

OCIS codes 110.6820; 120.0280; 220.3620; 350.5340

1 引 言

近年来, 快速姿态机动能力成为遥感卫星重要技术指标之一, 其突出特点是同一卫星兼具高分辨率成像能力和快速精确侧摆定位能力。快速侧摆成像、同轨多条带成像、同轨立体成像等功能提高了卫

星对地观测的时间分辨率, 扩大了观测区域, 使得卫星兼具侦查与测绘能力。然而, 姿态机动必然会带来一系列空间外热流问题, 外热流的变化使得空间光学系统结构产生温度水平和温度梯度变化, 造成系统热变形, 引起光学系统的刚体位移及波面畸变,

收稿日期: 2013-10-15; **收到修改稿日期**: 2014-02-18

基金项目: 国家 863 计划(2012AA121504)

作者简介: 窦 强(1982—), 男, 博士, 工程师, 主要从事空间相机热光学分析方面的研究。E-mail: dusty007@126.com

最终影响成像质量。因此空间光学系统成像需要在相对稳定的热环境下进行,大口径长焦距光学载荷对热稳定性要求尤为严格。

高分辨率遥感卫星由于光学系统焦距长、口径大,因此其对温度控制提出了更高要求。要研制具有一定姿态机动能力的高分辨率遥感卫星,需要研究姿态机动带来的空间热问题,梳理相机光、机、热之间的耦合关系,建立从空间热环境到成像质量的全链路分析方法,分析整个系统中的薄弱环节,设计适应性更强的热控方案,以维持姿态机动后的热稳定性,解决卫星平台的机动能力与成像所需热环境稳定性之间的矛盾,从而保证卫星的成像质量不受影响^[1-2]。

2 空间相机热光学特性分析方法

空间热环境变化是导致相机成像质量下降的重要原因之一,国外部分研究机构对相机的热光学进

行分析时,通过多专业协同工作,光机热集成度已经达到较高水平,但通过文献来看,缺乏对空间相机在轨实时调制传递函数(MTF)的分析^[3-5]。国内从20世纪80年代开始逐步对相机热光学集成分析理论进行研究,到2000年以后研究人员逐渐增多,对于该理论在工程实践的应用也越发重视^[6-11]。在进行空间相机热光学分析时,多数采用基于静态温度载荷的分析方法,没有形成完整的在轨热光学分析链路,对在轨多变外热流的影响分析以及对光学系统MTF动态分析分析较少,无法适用于高姿态机动的遥感卫星热光学分析。

本文光机热一体化集成分析流程如图1所示。通过全周期飞行参数化模型,对相机在轨外热流进行分析,得出相机瞬态温度场,结合光机结构特性,得出相机结构及镜面变形结果,通过刚体位移和面型拟合两个方面的分析,最终可以得到相机光轴指向和MTF变化情况。

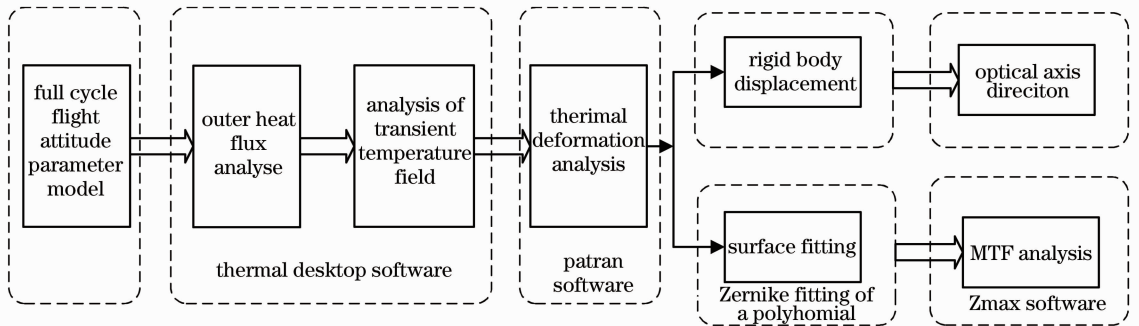


图1 空间相机在轨光机热一体化集成分析研究流程

Fig. 1 Thermal/structural/optical integrated process of space camera

3 空间相机在轨热光学特性仿真

为验证本文分析方法的可行性,对国外一颗固定太阳翼构型卫星进行建模分析,卫星轨道参数如表1所示^[12]。

表1 卫星轨道参数

Table 1 Satellite orbit parameters

Parameter	Values
Eccentricity	0.0011
Orbit inclination angle	98.2°
Orbit altitude	500 km
Desceding time	10:30:00

如图2所示,卫星轨道周期98.6 min,地影(CD段)时间34 min,北极上空(DA段)时间16 min,成像与对地(AB段)时间25 min,南极上空(BC段)时间23 min。卫星在北纬60°~南纬60°的区域内进

行成像,最长成像时间15 min。

此卫星在轨运行具有以下特点:

1) 卫星在一个轨道周期内有4次大的姿态调整,其中BC段和DA段相机镜头直接面对深冷空间;

2) 在A时刻,卫星相机由指向深冷空间转换为对地成像,外热流产生剧烈波动。

相机热物理模型如图3所示。相机通过主支撑结构与卫星承力结构连接,机身包覆多层隔热材料,外表面为聚酰亚胺镀铝膜,相机遮光罩、前后镜筒、镜框等结构件裸露表面进行发黑处理。相机主镜、三镜均采用超低膨胀(ULE)蜂窝夹芯,次镜采用熔石英;遮光罩采用碳纤维复合材料;镜筒筒身铝蜂窝夹层内外碳纤维蒙皮;结构、后镜身支架等采用钛合金,次镜镜框采用殷钢,主镜座采用钛合金。

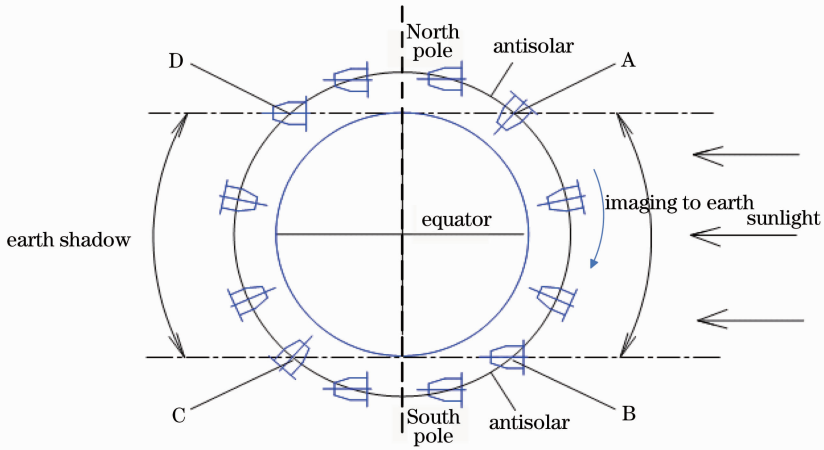


图 2 卫星运行模式

Fig. 2 Satellite operation mode

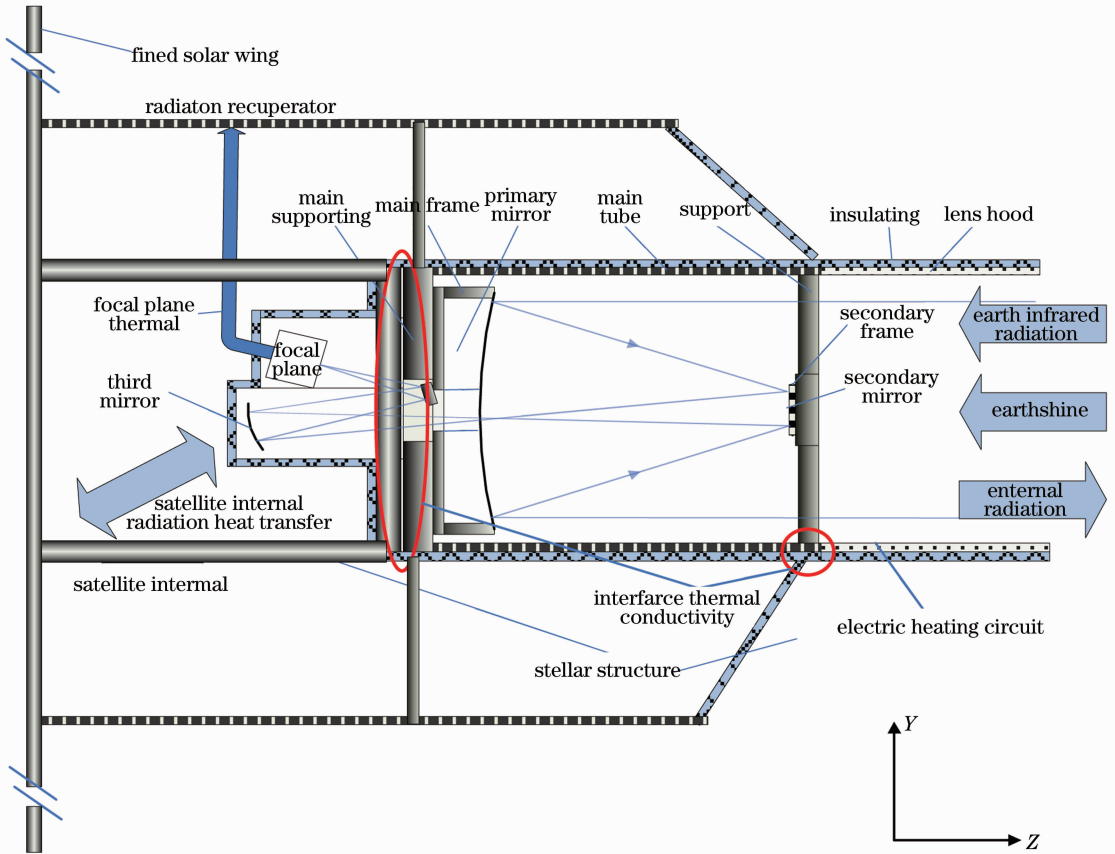


图 3 相机在轨热物理模型

Fig. 3 Thermal model of space camera on orbit

3.1 相机瞬态外热流分析

热分析软件姿态变化模拟能力较弱,根据太阳、地球与卫星的空间几何关系计算相机指向变化情况,将相机指向动态变化情况输入到热分析软件中可以进行准确的外热流仿真。仿真计算入光口外热

流分布曲线如图 4 所示。

在由极区域工作模式转换到对地成像时,入光口对地角系数产生较大变化,同时受到地球反照和地球红外辐射热流影响,热流变化较大。热流变化情况总结如表 1 所示。

表 2 敏捷型卫星推扫模式外热流变化情况

Table 2 Heat flux changes of agile satellite operating in push-broom mode

	Maximum W/m^2	Minimum W/m^2	Period average value W/m^2	Maximm of imaging area W/m^2	Minimum of imaging area W/m^2	Heat flow rate of imaging area $W/(m^2/s)$
Push broom of substellar point	531.5	1.2	201.4	531.5	373.8	0.158

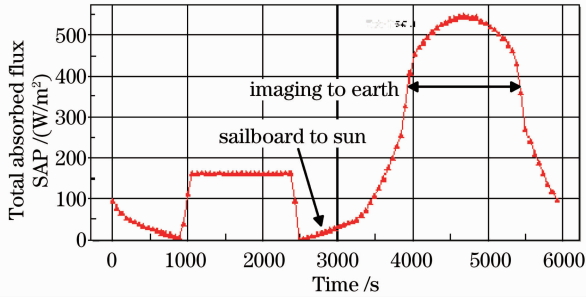


图 4 敏捷型卫星推扫模式外热流

Fig. 4 Heat flux of agile satellite operating in push-broom mode

3.2 基于外热流波动的瞬态温度场分析

卫星在两极区太阳翼对日定向,在进入成像区域后开始+Z轴对地定向推扫成像,成像时不需要进行姿态机动,相机对地时间持续 32 min。本节对主镜、次镜组件和次镜支撑组件的温度变化情况进行了分析,如图 5~7 所示。

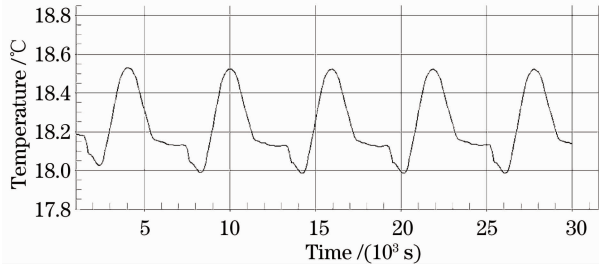


图 5 主镜温度变化情况

Fig. 5 Temperature changes of primary mirror

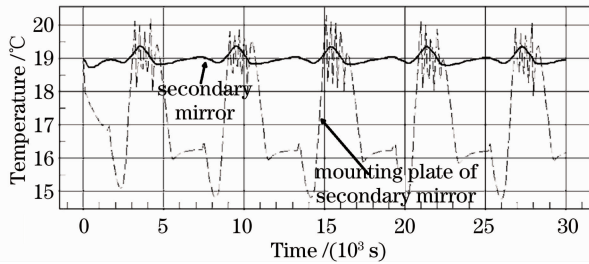


图 6 次镜组件温度变化情况

Fig. 6 Temperature changes of secondary mirror

对以上分析结果进行总结,主镜满足设计要求,次镜组件和次镜支撑组件是温度波动最大的部件,体现敏捷型卫星星下点成像模式上述部件温度波动

情况的节点分布如图 8 所示。

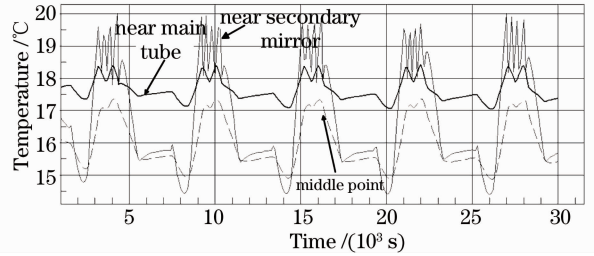


图 7 次镜支撑组件温度变化情况

Fig. 7 Temperature changes of secondary mirror support assembly

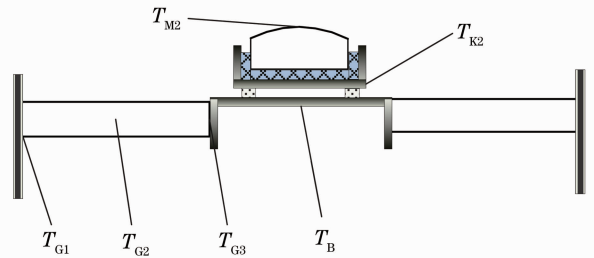


图 8 次镜支撑组件与次镜组件主要温度波动节点

Fig. 8 Temperature fluctuations of secondary mirror and its support assembly

T_{G1} 、 T_{G2} 、 T_{G3} 分别为次镜支撑组件上的温度测点值,体现次镜支撑组件温度水平及径向温度梯度情况, T_B 、 T_{K2} 、 T_{M2} 为次镜组件上的温度测点值,体现次镜组件温度水平及轴向温度梯度情况。对以上节点温度范围分析结果如表 3 所示。

3.3 在轨热变形仿真分析

根据与热模型相同坐标系下的结构模型,结合实际材料参数,用有限元建模分析软件 Patran 建立光学系统结构分析模型对相机热变形进行分析,分析过程中不考虑塑性变形。根据上一节温度场仿真结果可知,相机进入成像区间时温度水平较低,同时有较大温度梯度,之后受地球红外热流和地球反照热流影响,温度水平逐渐升高,温度梯度也逐渐减小。

1) 主镜热变形

温度场变化引起引起的主镜热变形包括主镜离轴、主次镜间距变化以及主镜倾斜,结果如表 4 所示。

表 3 次镜支撑组件与次镜组件主要温度波动节点分析结果

Table 3 Temperature analysis results of secondary mirror and its support assembly

	Support rod T_{G1}	Support rod T_{G2}	Support rod T_{G3}	Mounting plate T_B	Secondary mirror frame T_{K2}	Secondary mirror T_{M2}
Requirement	19±1.5	19±1.5	19±1.5	19±1.5	19±1	19±1
Result /℃	17.5~18.5	15.0~17.2	14.5~19.9	14.8~20.2	17.6~20.0	18.8~19.4

表 4 温度场变化引起的主镜热变形

Table 4 Rigid body displacement of primary mirror caused by thermal deformation

Rigid body displacement	Time of entering imaging area					
	0 min	3 min	6 min	9 min	12 min	
Primary mirror off axis /mm	5.35×10^{-5}	4.62×10^{-5}	3.75×10^{-5}	2.67×10^{-5}	1.41×10^{-5}	
Distance of primary and secondary mirrors /mm	3.32×10^{-4}	2.86×10^{-4}	2.33×10^{-4}	1.67×10^{-4}	8.84×10^{-4}	
Primary mirror inclination /(")	R_x	0.016	0.015	0.012	0.010	0.008
	R_y	-0.111	-0.095	-0.080	-0.063	-0.052

光学系统公差设计要求主镜、次镜倾斜角度不能超过 1", 因此主镜热变形满足设计要求。

2) 次镜组件热变形

次镜组件分析结果如表 5 所示。

表 5 温度场变化引起的次镜热变形

Table 5 Rigid body displacement of secondary mirror caused by thermal deformation

Rigid body displacement	Time of entering imaging area					
	0 min	3 min	6 min	9 min	12 min	
Secondary mirror off axis /mm	1.41×10^{-3}	9.61×10^{-4}	8.25×10^{-4}	2.13×10^{-4}	3.71×10^{-4}	
Distance of Primary and secondary mirrors /mm	-2.82×10^{-3}	-2.04×10^{-3}	-1.49×10^{-3}	-7.33×10^{-4}	-1.55×10^{-5}	
Secondary mirror inclination /(")	R_x	-2.92	-1.90	-1.11	-0.71	-0.78
	R_y	2.54	1.96	1.59	1.25	1.00

光学系统公差设计要求主镜、次镜倾斜角度不能超过 1", 因此热变形引起的次镜热变形不满足设计要求, 黑体标出部分为超出要求的部分。

3.4 在轨成像质量分析

1) 热变形对光轴指向的影响

同轴非偏视场光学系统, 在无变形情况下, 次镜与主镜球面顶点连线与光轴重合。由于光学系统热变形导致的光轴指向变化角度极小, 分析光轴指向时, 近似用主镜和次镜连线的方向变化来反映光轴指向的变化。光轴指向受次镜倾斜、次镜离轴、主镜倾斜、主镜离轴的影响。

假设次镜倾斜、次镜离轴、主镜倾斜、主镜离轴对光轴指向的影响分别为 θ_1 、 θ_2 、 θ_3 、 θ_4 , 考虑影响最大的情况, 光轴指向变化为

$$\theta_{opt} = \theta_1 + \theta_2 + \theta_3 + \theta_4, \quad (1)$$

式中

$$\begin{cases} \theta_1 = \sqrt{R_{xsecondary}^2 + R_{ysecondary}^2} \\ \theta_2 = \arctan \frac{d_{secondary}}{l} \\ \theta_3 = \sqrt{R_{xprimary}^2 + R_{yprimary}^2} \\ \theta_4 = \arctan \frac{d_{primary}}{l} \end{cases} \quad (2)$$

$d_{secondary}$ 、 $d_{primary}$ 表示次镜和主镜中心的离轴量, l 为主次镜间距, 经过计算发现, 次镜倾斜是影响光轴指向的主要因素, 远大于其他因素的影响, 因此在后面的分析中可以用次镜的倾斜量近似表示光轴的变化。

无侧摆成像时, 相机光轴与地球表面交点与星下点应该重合, 光轴指向偏差会导致图像定位不准确。用相机中心像点对应的物点与星下点之间的实际距离表示光轴指向偏差对定位精度的影响。相机在 x 、 y 两个方向的光轴指向偏差分别为 R_x 、 R_y (精度: ") , 轨道高度 $H=500$ km。光轴指向偏差对星下点定位精度的影响 δ 分析如下:

$$\delta = \sqrt{H^2 \tan R_x^2 + H^2 \tan R_y^2}. \quad (3)$$

敏捷型卫星星下点成像时光轴指向变化如表 6 所示。

表 6 热变形对卫星光轴指向的影响分析

Table 6 Analysis of light of sight (LOS) of satellite camera caused by thermal deformation

	Design requirement	0 min	3 min	6 min	9 min	12 min
Pointing deviation of optical axis / (")	1.00	3.87	2.73	1.94	1.44	1.27
Influence of positioning accuracy /m	2.42	9.38	6.62	4.70	3.49	3.08

由表 6 可以看出,刚进入成像区时,相机光轴指向偏移量达到 3.87",超过 1"的设计要求,因此对定位精度的影响无法满足设计要求,但随着成像时间增加,温度场逐渐稳定,情况有所好转。

2) MTF 实时分析

根据热变形分析结果,采用 ZERNIKE 多项式

进行波面拟合,将拟合结果代入 ZMAX 软件对相机的 MTF 进行分析^[12-13],以进入成像区间为 0 时刻,每隔 3 min 采样一次进行分析,波面拟合结果如图 9 所示。波面的均方根(RMS)、峰谷(PV)和 MTF 值变化如表 7 所示。

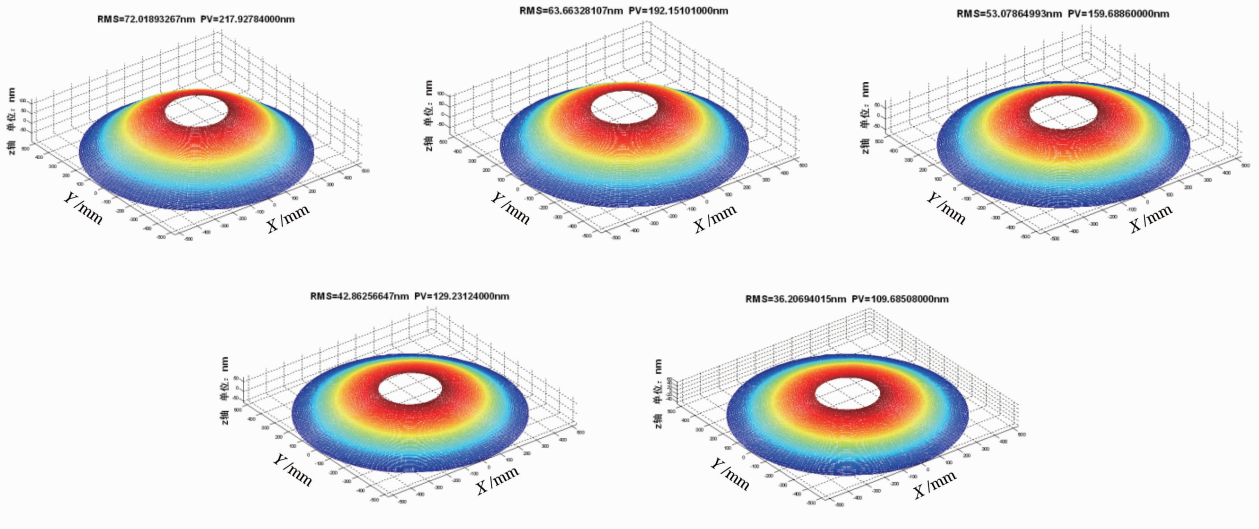


图 9 不同时刻波面拟合结果

Fig. 9 Wave surface fitting results of different time

表 7 成像区间相机 MTF 变化情况

Table 7 Changes of MTF in space camera imaging period

	0 min	3 min	6 min	9 min	12 min
Wave surface RMS /nm	72.02	63.66	53.08	42.86	36.21
Wave surface PV /nm	217.93	192.15	159.69	129.23	109.69
MTF value	0.0833	0.1191	0.1792	0.2470	0.3019

MTF 变化曲线如图 10 所示。

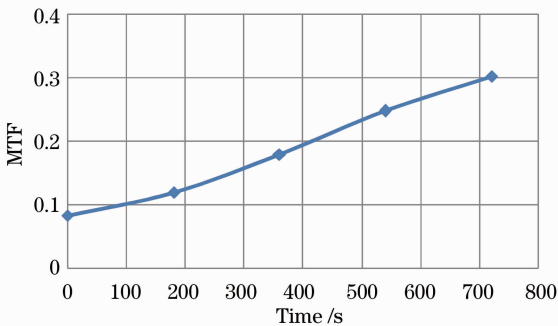


图 10 MTF 值变化曲线

Fig. 10 Change curve of MTF value

通过对相机的 MTF 进行分析,卫星刚进入成像区间温度场未达到稳定,次镜支撑温度水平低,次镜安装板与次镜组件温差大,光学系统 MTF 值在刚进入成像区间时仅为 0.08,随着外热流对次镜组件的加热作用,温度梯度变小,光学系统 MTF 值逐渐升高。经过分析发现,遥感卫星次镜组件及次镜支撑组件的热变形是造成上述问题的主要原因。

4 结 论

提出了热致低频误差对相机成像质量影响的分析方法,在热光学分析中引入在轨实时姿态机动参数,实时反映卫星相机瞬态的外热流及温度场低频

动态变化过程,建立了从姿态变化到最终成像质量变化的仿真链路,用光学系统动态 MTF 及光轴指向变化情况对相机成像质量进行评估,完成了光学系统热致光轴指向稳定性和 MTF 的实时分析,实现了卫星外热流、温度场、热变形及相机实时 MTF 等多学科集成的一体化分析。

建立了一种高分辨率遥感卫星的相机光机热模型并进行了分析,结果表明在卫星刚进入成像区时,温度环境恶劣,空间相机光轴指向和 MTF 值均距离设计值有较大偏差,成像质量受热致低频误差影响严重,相机次镜支撑组件的热变形是导致成像质量下降的主要原因。随着温度环境的稳定,光轴指向精度和 MTF 指标均大幅提升。算例证明所述方法可以分析热致低频误差对相机成像质量的影响,可知后续热控方案设计的优化,选取适应能力更强热控制方案,提升相机的热稳定性,同时对相机成像质量预示及在轨故障诊断提供一定的技术支持。

参 考 文 献

- 1 Xie Wenjun, Wei Yuchun, Ni Shaoxiang, *et al.*. Development of remote sensing satellite [J]. *Remote Sensing Information*, 2003, (3): 41-44.
谢文君, 韦玉春, 倪绍祥, 等. 遥感小卫星的进展[J]. *遥感信息*, 2003, (3): 41-44.
- 2 Zhao Qiuyan. Development of american imaging reconnaissance satellites [J]. *OME Information*, 2001, (10): 15-23.
赵秋艳. 美国成像侦察卫星的发展[J]. *光机电信息*, 2001, (10): 15-23.
- 3 R R Shannon, R A Laskin, S Brewer. Optical systems integrated modeling [C]. *Proceedings of Optical Systems Technology for Space Astrophysics in the 21st Century*, JPL, CA, 1992, 1: 123-131.
- 4 Zhang Jianfeng, Cao Xuedong, Wu Shibin, *et al.*. Temperature effect on high precision measurement of refractive index homogeneity of optical glass [J]. *Laser & Optoelectronics*

- Progress*, 2012, 49(1): 011203.
张建锋, 曹学东, 吴时彬, 等. 温度对高精度光学玻璃折射率均匀性检测的影响[J]. *激光与光电子学进展*, 2012, 49(1): 011203.
- 5 P B Forney. *Integrated optical design* [C]. SPIE, 1998, 3435: 2-8.
- 6 Cen Zhaofeng, Li Xiaotong. Optical system thermal effect analysis and athermal design [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2009, 46(2): 63-67.
岑兆丰, 李晓彤. 光学系统温度效应分析和无热化设计[J]. *激光与光电子学进展*, 2009, 46(2): 63-67.
- 7 L Perret, E Boussarie, J M Lachiver, *et al.*. The Pléiades system high resolution optical satellite and its performances [C]. *Proceedings of the 53rd IAC/World Space Congress*, 2002. IAC-02-B. 2. 06.
- 8 Chen Hua, Shi Zhenguang, Sui Yongxin, *et al.*. Thermal deformation analysis of optical surfaces caused by environmental temperature during interferometric testing [J]. *Acta Optical Sinica*, 2011, 31(1): 0112007.
陈 华, 史振广, 隋永新, 等. 干涉检测中环境温度引起的镜面变形分析[J]. *光学学报*, 2011, 31(1): 0112007.
- 9 Tan Wei, Yang Jiankun, Zhu Mengzhen, *et al.*. Study of temperature distribution function of star sensor [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2010, 47(7): 070801.
谭 威, 杨建坤, 朱梦真, 等. 星敏感器温度分布函数关系研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2010, 47(7): 070801.
- 10 Fu Danying, Yin Chunyong, Wu Chongde. The thermal/structural/optical analysis of the space remote sensor [J]. *Journal of Astronautics*, 2001, 22(3): 105-110.
傅丹鹰, 殷纯永, 乌崇德. 空间遥感器的热/结构/光学分析研究[J]. *宇航学报*, 2001, 22(3): 105-110.
- 11 Chen Entao, Jia Hong, Li Jindong, *et al.*. Space optical remote sensor optical machine thermal integration analysis method [J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(1): 66-70.
陈恩涛, 贾 宏, 李劲东, 等. 空间光学遥感器光-机-热集成分析方法研究 [J]. *宇航学报*, 2005, 26(1): 66-70.
- 12 W Swantner, C W Gram. Schmidt orthonormalization of zernike polynomials for general aperture shapes [J]. *Appl Opt*, 1994, 33(40): 1832-1937.
- 13 J Miller, M Hatch, K Green. Predicting performance of optical system undergoing thermal/mechanical loading using integrated thermal/structural/optical numerical methods [J]. *Optical Engineering*, 1981, 20(2): 166-174.

栏目编辑: 张浩佳