空间遥感相机成像单元结构设计

刘晓丰[1,2],程志峰[1],王德江[1]

(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 100049)

摘 要: 根据某型号空间遥感相机的技术指标要求,对成像单元进行了详细的设计与分析。首先,给出了一种小体积、轻质量、高稳定性成像单元的结构形式;其次,针对遥感相机电子学设备在轨工作的复杂工况,提出了成像单元防护性设计方法,对大功耗元器件设计了主动热控措施;最后用有限元法对成像单元进行了详细分析,分析结果表明,成像单元一阶模态为 184 Hz,远大于遥感相机基频 106 Hz,具有较好的动态性能;成像单元在自重、±25 ℃工况条件下,力学及热稳定性较高。对成像单元进行了力学和热光学试验,力学试验结果表明成像单元的一阶频率为 185 Hz,与理论分析结果一致性较好,热光学试验结果表明:成像单元对整机热光学性能影响很小,各项指标均满足设计要求。

关键词: 空间遥感相机; 成像单元; 有限元方法; 稳定性; 热光学
中图分类号: V45 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.1114002

Structural design for the imaging unit of space optical remote camera

Liu Xiaofeng[1,2], Cheng Zhifeng[1], Wang Dejiang[1]

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: An imaging unit was designed and researched in detail according to the design demands of the space optical remote camera. Firstly, a structure of the imaging unit was proposed, which had smaller size, lighter weight and higher stability. Secondly, in view of the complex working conditions of the optical remote camera electronic device, the protective design method was provided, and an active thermal control method was designed. Finally, the imaging unit was analyzed using FEM. The results show that the imaging unit has a better dynamic performance, as the fundamental frequency of the imaging unit has achieved 184 Hz, which is much higher than the natural frequency 106 Hz of the optical remote camera. The mechanical and thermal stability is higher under the conditions of gravity and ±25 ℃. The mechanical and thermal optical tests are carried out on the imaging unit, and the mechanical test results show that the fundamental frequency of the imaging unit is 185 Hz, which maintains a good consistency with the theoretical analysis result. The thermal optical test results show that the imaging unit

收稿日期: 2019-07-11; **修订日期:** 2019-08-21

作者简介: 刘晓丰(1984-),男,助理研究员,博士生,主要从事光学遥感器结构设计方面的研究。Email: liuxiaofengshen@163.com

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

has little influence on the thermal optical performance of the whole machine, and all the indicators meet the design requirements.

Key words: space optical remote camera; imaging unit; FEM; stability; thermal optics

0 引 言

离轴三反光学系统具有长焦距、大孔径、无中心遮拦等优势，已经在国内外多个国家的卫星光学有效载荷中得到应用[1]。对于离轴三反相机，成像单元是相机的一个重要部件。成像单元一般安装在相机的机身上，成像单元的质量过大会引起相机机身产生较大形变，变形会直接影响相机、星敏感器、陀螺等关键部件自身空间指向及彼此间的几何关系，甚至影响相机内部各镜片间的空间位置关系[2]。从功能角度考虑，成像单元不仅要完成和电源控制器指令交互的任务，而且成像器件的正常工作也需要成像单元保证。在工作环境方面，由于空间环境的复杂性，高能粒子、宇宙射线及原子氧等易对遥感相机的成像系统产生影响，造成单粒子翻转等现象影响遥感相机的正常工作。因此，如何对空间遥感相机的成像单元进行合理的设计，对保证探测器正常工作，乃至整个空间遥感相机实现良好成像质量都起着至关重要的作用[3]。

传统的空间遥感相机成像单元多采用方箱式插接而成，这种结构具有可维修性好、导电性和导热性好等优点，但体积大、质量重的缺点会影响光学系统的稳定性以及整机的力学性能。文中研究的成像单元在满足基本功能的基础上，采用串接式结构，对成像单元结构进行了详细的设计优化，具有体积小、质量轻、稳定性好等优点，成功应用在某型号空间遥感相机上。

1 设计原则及流程

遥感相机成像箱具体设计要求和需要满足的功能如下：

(1) 具有足够的强度和刚度，保证电子学器件位置稳定；

(2) 具有合理的动力学特性，一阶谐振频率大于 140 Hz；

(3) 具备热适应能力，热量和热变形不影响电子学器件正常工作；

(4) 具有便利的装拆操作能力，有利于反复的调试安装；

(5) 具备电磁屏蔽能力；

(6) 具备满足航天要求的空间防护能力。

依据上述涉及原则，成像单元的设计流程如图 1 所示。

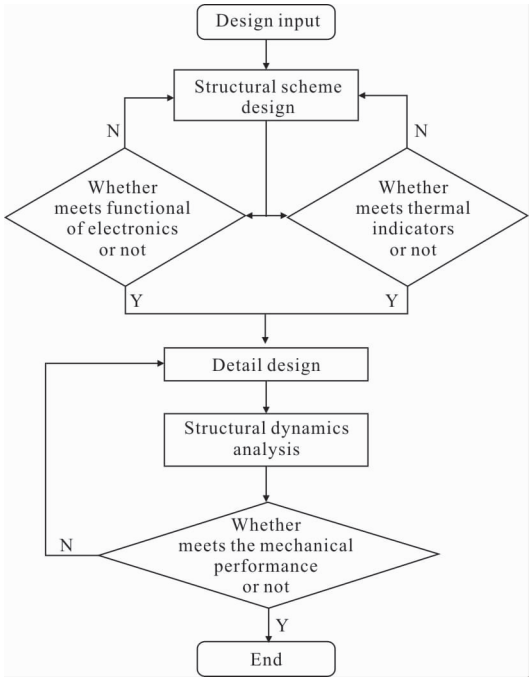


图 1 成像单元的设计流程

Fig.1 Design flow of the imaging unit

2 结构设计

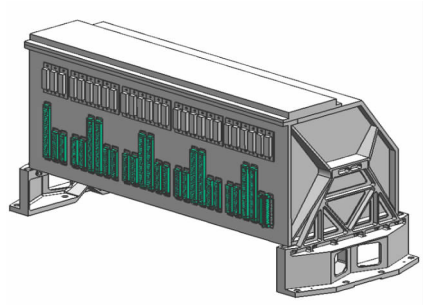
2.1 构型设计

文中分别采用两种形式对成像单元进行了设计和分析。结构和性能对比如图 2 和表 1 所示。

通过对比可以看出，插接式成像单元有如下缺点：(1) 体积及结构质量大；(2) 导热性差，电路板上大功率器件上热量通过导热板传到板框，再由板框传到外框，而串接式成像单元器件的热量直接由导热板传到板框，与串接式成像单元相比，一方面导热路径变长，另一方面，受电路板板框和外框之间接触面大小以及表面质量的影响，热阻变大；(3) 一阶频

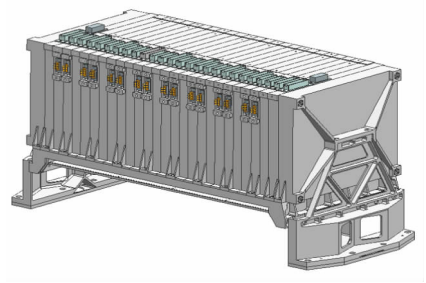
(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

率低,正弦及随机力学试验响应大;(4)对整机模态及力热稳定性影响大。



(a) 插接式

(a) Plug-in structure



(b) 串接式

(b) Series connection structure

图 2 插接式和串接式成像单元结构对比图

Fig.2 Comparison diagram of plug-in and series-connected structure

表 1 插接式和串接式成像单元参数对比

Tab.1 Parameters comparison of plug-in and series-connected mechanical structure

Parameter comparison	Plug-in structure	Series connection
Material	MB15	MB15
Volume/mm	525×254×310	497×216×280
Mechanical structure mass/kg	7.8	5.1
Assembly quality/kg	16.4	14.1
Fundamental frequency/Hz	176	181
Bonding resistance/mΩ	0.5	1.8
Thermal conductivity	Bad	Good
Performance in air defense	Good	Good
EMC Performance	Good	Good
Modal influence on remote camera	Big	Small
Effect on mechanical stability of remote camera	Big	Small
Effect on thermal stability of remote camera	Big	Small

2.2 材料选择

针对成像单元工作的环境特点，在结构设计选材上主要考虑的是高比刚度和高热稳定性两个方面。比刚度是材料弹性模量与密度的比值。在评价材料的热性能方面主要考虑材料的导热系数和线胀系数两个物理参量，通常用材料的导热系数与材料的线膨胀系数的比值来衡量材料的热稳定性，热稳定性越大的材料其空间应用的热适应性越好。空间遥感相机成像单元主要应用的材料属性如表 2 所示[4]。

表 2 常用成像单元材料参数表

Tab.2 Material parameter commonly used for imaging unit

Material	Density/kg·m^{-3}	Young modulus/GPa	Thermal conductivity/W·K^{-1}	Coefficient of linear expansion
TC4	4 400	114	7.4	9.1×10^{-6}
2A12	2 700	68	167	22.5×10^{-6}
MB15	1 800	40	201	20.9×10^{-6}

从表 2 可以看出:3 种材料比刚度相差不多;而镁合金的密度最小,热稳定性最好,且镁合金导电性能良好,阻尼性能优异,减振能力好,可承受较大的冲击载荷,故成像单元结构主要材料选择为镁合金。

2.3 防护设计

在复杂的空间环境中,高能带电粒子、宇宙射线等都具有很高的能量，有一定的贯穿能力和破坏能力。高能粒子照射到物体表面会破坏表面物质的晶体结构,造成缺陷或使表面物质电离。因此为防止空间粒子辐照影响电子器件，成像单元板材厚度设计不小于 3 mm。

电子学机箱需要具备一定的电磁兼容和防辐照能力。成像单元设计为全封闭结构,在电路板框间的连接环节设计有止口结构,以防电磁泄露或干扰。

在箱体内部,不同 CCD 对应模块间设计有一定厚度的铝板,防止电磁干扰,保证每一组电路板正常可靠工作。

2.4 导电及导热设计

电子设备中的各种元件的故障率随着自身温度的升高而成指数关系变化[5-6]。成像单元内部器件对工作条件有严格的要求，往往需要使用热控系统保

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

证其在允许的温度范围内工作，并将多余的热能传输到目标表面的散热区域，辐射到空间[7]。对于空间电子设备，传导和辐射是设备散热的主要方法。由器件的自身结构特点及安装方式可知，器件与电路板之间的热阻通常较大；另外，电路板件自身导热性普遍较差[8]，所以对于大功率器件单纯依靠 PCB 板的散热通常难以满足要求，多需要对各大功率器件增加额外的导热路径。

根据建造规范要求，电路板上大于 0.3 W 的元器件需要单独进行热控实施。为了便于散热，在进行电子学中，功率大于 0.3 W 的器件尽量设计在成像单元背光侧，在这个方向上成像单元设计有一个辐冷板，导热板可以把热量以最短路径传导到辐冷板上完成散热。成像单元散热设计方案如图 3 所示。

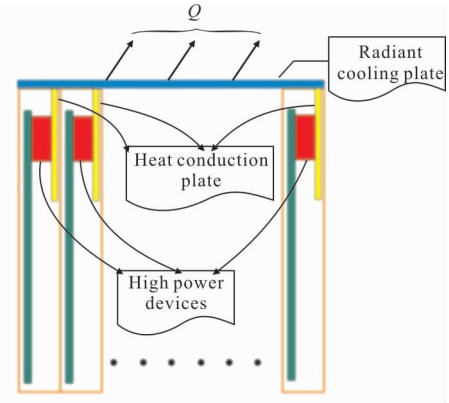


图 3 大功率器件散热方案

Fig.3 Heat dissipation scheme of the high power device

在主动热控措施上，大功耗器件顶部设计有散热片；器件与散热片之间填涂导热脂或者导热硅橡胶，这样器件的大部分热量通过散热片直接传导至电路板框架，再由框架传至辐冷板，再将热量散至外太空。大功率器件主动热控措施如图 4 所示。

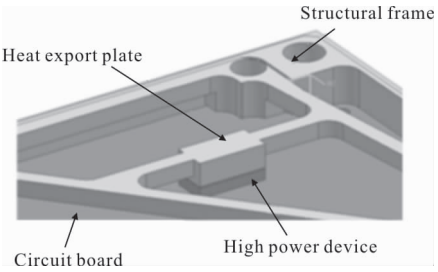


图 4 大功率器件主动热控措施

Fig.4 Active thermal control measures for high power devices

3 工程分析

成像单元机械结构必须承受火箭发射时的冲击和振动以保证电子学器件的可靠工作。入轨后，成像单元需承受−5~45 ℃的严苛的温度环境，由温度引起的结构变形可能影响光学系统发生变化进而影响成像质量，所以在空间遥感相机设计过程中需要应用工程分析对静力学及动力学响应、温度适应性以及在轨飞行状态下的空间环境影响进行计算机仿真分析，进而确定组件的薄弱环节，并有针对性地进行优化改进。

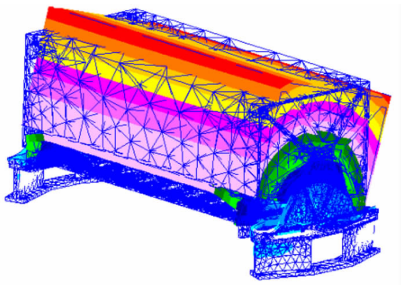
3.1 模态分析

文中采用 MSC.PATRAN 建立了整个成像单元的有限元模型，整个模型全部采用 10 节点四面体 tet10 单元，螺钉连接采用节点直接粘接。经过分析计算得到文中设计的成像单元前三阶模态频率及振型图见表 3 和图 5。

表 3 成像单元的前 3 阶模态

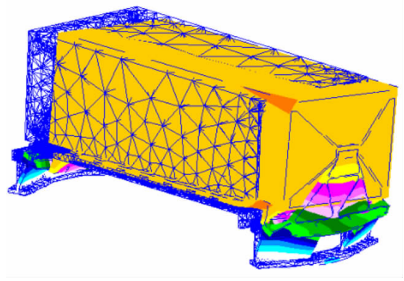
Tab.3 First three modes of the imaging unit

	First order	Second order	Third order
Frequency/Hz	184	252	338
Vibration	Rotate around the *X*-axis	Swing along the *Y*-axis	Vibration along the *X*-axis



(a) 一阶振型图

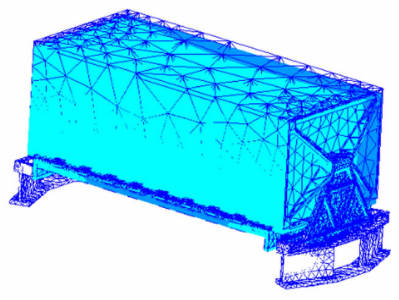
(a) First order vibration mode



(b) 二阶振型图

(b) Second order vibration mode

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net



(c) 三阶振型图

(c) Third order vibration mode

图 5 成像单元前 3 阶模态图

Fig.5 First three order vibration mode of the imaging unit

从以上分析数据分析，成像单元具有较高的一阶模态，即 184 Hz，远高于遥感相机系统基频(106 Hz)，动态刚度较好。

3.2 重力分析

遥感相机主支撑框架在与成像单元装配前、后两种状态进行 1 g 重力分析，比较反射镜两种状态的位置误差情况，判断成像单元对整个系统的影响，分析结果如表 4 所示。

表 4 成像单元装配后反射镜位置变化

Tab.4 Position change of mirrors after assembly of imaging unit

Main mirror					
Direction of gravity		X	Y	Z	Tolerance
Rigid body displacement/μm	ΔX	1.72	−0.02	0.20	±3
	ΔY	0.01	1.41	−0.95	±3
	ΔZ	0.16	0.03	1.06	±3
Mirror inclination angle/(″)	θ_x	0.05	0.42	0.58	±2
	θ_y	−0.25	−0.20	0.61	±2
Second mirror					
Direction of gravity		X	Y	Z	Tolerance
Rigid body displacement/μm	ΔX	0.5	0.03	−0.19	±3
	ΔY	−0.01	0.35	0.01	±3
	ΔZ	−0.01	0.05	−1.85	±3
Mirror inclination angle/(″)	θ_x	−0.02	−0.70	0.02	±2
	θ_y	0.60	−0.05	0.76	±2
Third mirror					
Direction of gravity		X	Y	Z	Tolerance
Rigid body displacement/μm	ΔX	0.84	−0.05	0.10	±3
	ΔY	0.39	1.50	0.12	±3
	ΔZ	0.26	0.28	0.80	±3
Mirror inclination angle/(″)	θ_x	0.02	−0.50	0.40	±2
	θ_y	0.26	0.08	0.39	±2

从分析计算结果可以看出，成像单元集成到主框架体后，1 g 重力载荷作用下，X 向、Y 向、Z 向反射镜的刚体位移及转角变形均小于允差，能够满足设计需求，不会对成像质量造成影响。

3.3 热弹性分析

成像单元与相机主框架体之间选用的材料不同，线胀系数存在较大差异。系统工作时，相机框架和成像单元之间存在±25 ℃的温度梯度。不同的温度会使两种材料产生不同程度的变形，变形的不一致性导致在两种材料结合面处产生拉压应力，应力传递使主框架体产生变形，进而影响光学元件的位置变化，最终影响相机的成像质量。

为分析极限温度工况±25 ℃时，成像单元对主框架体的影响，对主框架体在成像单元装配前后机型±25 ℃的热弹性分析，比较反射镜的位置误差，从未判断成像单元在极限温度工况下对相机的影响，分析结果如表 5。成像单元在极限工况±25 ℃条件下，引起的各反射镜的刚体位移及转角变形均小于允差，不会对成像质量产生影响。

表 5 成像单元±25 ℃下反射镜的位置变化

Tab.5 Position change of mirrors under temperature variation of imaging unit (±25 ℃)

Mirror	Position change	Direction of gravity	X	Y	Z	Tolerance
Main mirro	Rigid body displacement/μm	ΔX	1.72	−0.02	0.20	±3
		ΔY	0.01	1.41	−0.95	±3
		ΔZ	0.16	0.03	1.06	±3
	Mirrorinclination angle/(″)	θ_x	0.05	0.42	0.58	±2
		θ_y	−0.25	−0.20	0.61	±2
Second mirror	Rigid body displacement/μm	ΔX	0.5	0.03	−0.19	±3
		ΔY	−0.01	0.35	0.01	±3
		ΔZ	−0.01	0.05	−1.85	±3
	Mirrorinclination angle/(″)	θ_x	−0.02	−0.70	0.02	±2
		θ_y	0.60	−0.05	0.76	±2
Third mirror	Rigid body displacement/μm	ΔX	0.84	−0.05	0.10	±3
		ΔY	0.39	1.50	0.12	±3
		ΔZ	0.26	0.28	0.80	±3
	Inclination angle/(″)	θ_x	0.02	−0.50	0.40	±2
		θ_y	0.26	0.08	0.39	±2

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

3.4 辐射总剂量效应分析

对空间辐照总剂量的安全由卫星结构厚度和设备外壳厚度以及元器件抗辐照总剂量的指标保证。卫星总体给定的载荷在轨工作期间辐照总剂量不大于 10 krad。在这一辐照总剂量下,在元器件选用上将考虑选用有耐辐照剂量指标的元器件。对于辐照总剂量达不到要求的元器件,采用加 0.5 mm 钽片的方法,进行辐照防护。对于辐射敏感器件的抗辐射能力分析见表 6 所示。所选器件能够满足使用要求。

表 6 元器件抗辐射能力分析

Tab.6 Radiation resistance analysis of electronic devices

Device	Radiation resistance/krad(Si)	Space irradiation dose/krad(Si)
FPGA1	100	10
FPGA2	50	10
Manostat 1	15	10
Manostat 2	15	10

3.5 大功率器件热分析

文中对极端温度工况进行了仿真分析,以确定大于 0.3 W 的器件满足度情况。在单个轨道周期内,成像单元的工作时间小于等于 20 min。热分析采用极端工况,热沉温度取 45 ℃,对温度相对较敏感的器件(功耗大,散热面小)进行了分析计算,计算结果如图 6 所示。

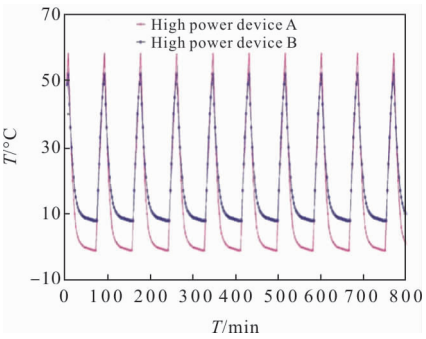


图 6 大功率器件温度水平

Fig.6 Temperature of high power devices

工况期间,大于 0.3 W 各器件的降额指标见表7。从图 6 中可以看出,工况器件大于 0.3 W 器件温度水平能够满足相应降额指标要求。

表 7 0.3 W 以上器件温度降额指标

Tab.7 Temperature derating performances of devices above 0.3 W

Device	Allowable junction temperature/℃	Derating junction temperature/℃	Maximum shell temperature/℃
High power device A	150	75	58
High power device B	150	75	52

4 试验验证

4.1 动力学试验

为了确保电子学器件能够承受火箭发射过程中的冲击和振动,顺利入轨并可靠工作,需要进行充分的地面力学试验验证。

整个成像单元组件通过 10 个 M8 螺钉与振动底板相连接后进行动力学响应试验,如图 7 所示。试验过程中,大量级加速度以及随机试验过程,成像箱全程加电测试。

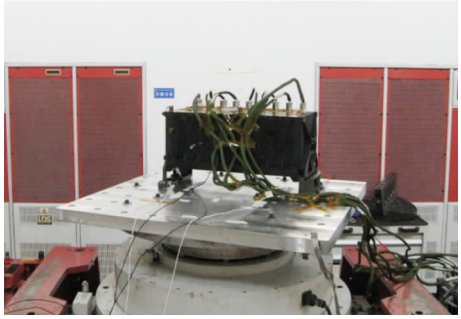


图 7 成像单元力学试验

Fig.7 Mechanical test for the imaging unit

表 8 成像单元力学试验结果

Tab.8 Mechanical test results of the imaging unit

Mode	Frequency/Hz
First order	185
Second order	244
Third order	327

试验结果表明,电控箱一届频率为 185 Hz,满足大于 140 Hz 的设计指标要求。试验过程中,电子学检测数据无异常,电子学工作稳定可靠。

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

4.2 热光学试验

相机整机集成完毕后，对整机做了热光学试验，以验证系统的热光学性能，试验过程如图 8 所示，试验装置满足：真空度≤1.3×10^{-3} Pa，热沉温度≤100 K。

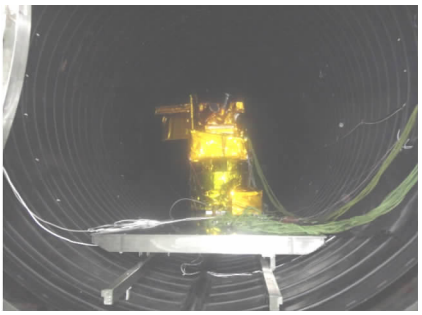


图 8 成像单元热真空试验图

Fig.8 Thermal vacuum test of the imaging unit

试验中对低温工况和高温工况下 P 谱段的 MTF 进行了测试，相机框架的控温目标为 20 ℃，低温工况下成像单元的控制温度为-5 ℃，高温工况下成像单元的控制温度为 45 ℃，整个相机有 8 片 CCD 组成，要求每片 CCD 传函：MTF≥0.2，测试结果如图 9 所示。测试结果表明整个系统的传递函数满足整体指标要求，成像单元对整个相机的传递函数影响在可接受范围内，不影响整个系统的光学性能，成像单元的热设计及分析正确合理。

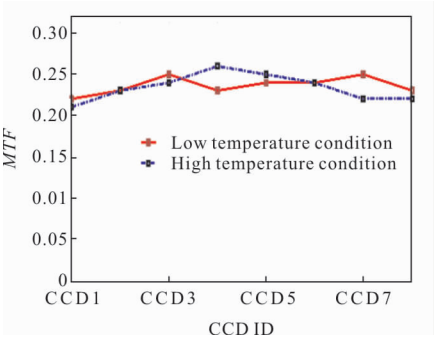


图 9 相机热光学试验系统传函

Fig.9 MTF of camera in the thermal optical test

5 结 论

针对传统成像单元体积大、质量重的问题，文中给出了一种轻质、高稳成像单元的设计方法。用有限元分析软件对其结构动力学响应进行了分析验证。从分析结果可知，成像单元在自重及极端温度工况条件下(45 ℃和-5 ℃)，引起的各反射镜光学响应远小于许用公差，不会对成像质量产生影响。模态分析结果表明成像单元具有较好的动态刚度。

针对成像单元工作的复杂环境，在箱体内部及外部设计有防护结构，能够保证电子学元器件的可靠工作。对于大功率元器件设计有单独的热控措施，经过热光学试验验证，热控措施方案合理可行。

文中设计的成像单元能够满足遥感相机的各项技术指标，文中成像单元的设计方法能够为星载电器设备的结构设计提供参考和依据。

参考文献：

[1] Wei Lei, Zhang Lei, Li Zongxuan, et al. Optimization design and test for large aspect ratio rectangular SiC space mirror [J]. ***Acta Photonica Sinica***, 2017, 46(3): 0322003. (in Chinese)

[2] Tong Yelong, Li Yifan, Zhao Xin, et al. Thermal design and validation for spacecraft high-stability structure[J]. ***Spacecraft Engineering***, 2018, 27(3): 61-66. (in Chinese)

[3] Zhang Liguo, Li Yudong, Liu Zexun, et al. Influence of total dose effects on TDI-CCD and corresponding test methods [J]. ***Optics and Precision Engineering***, 2009, 17(12): 2924-2930. (in Chinese)

[4] Guan Yingjun, Xin Hongwei. Design and analysis for CCD electronic box structure of space camera [J]. ***Machinery Design & Manufacture***, 2011, 7(7): 35-37. (in Chinese)

[5] Chen Zhizhou, Cao Kaiqin, Miao Bin, et al. Thermal design of electric cabinet for space cameras[J]. ***Infrared Technology***, 2017, 39(10): 880-883. (in Chinese)

[6] Xu Yanjun, Qi Yingchun, Ren Jianyue. Thermal analysis of space electronic sensor system [J]. ***Electro-Mechanical Engineering***, 2009, 25(2): 12-15. (in Chinese)

[7] Li Wenhao, Liu Zhaohui, Mu You, et al. Modeling and research of infrared characteristics of space target based on radiation dissipation [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2017, 46(6): 0604003. (in Chinese)

[8] Guan Fengwei, Liu Ju. Thermal design of high power electronic control cabinet of space optical remote sensor [J]. ***Chinese Optics***, 2013, 6(6): 919-929. (in Chinese)

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net