

离轴三反光学遥感器遮光罩的设计与试验验证

齐光*,王书新,李景林,焦爱祥

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130033)

摘要:遮光罩是空间光学遥感器的的重要组成部分,是抑制空间光学遥感器杂散光的首要措施。遮光罩削弱杂散光效果的好坏直接影响到光学遥感器光学系统的成像品质。本文设计了一种满足离轴三反空间光学遥感器要求的大尺寸碳纤维/环氧复合材料遮光罩,并结合有限元分析、杂散光分析及力学试验、光学系统传递函数检测手段来验证该遮光罩是否满足航天使用要求。结果显示,各视场光学系统传递函数检测结果基本一致,均在0.2以上。表明该大尺寸遮光罩具备良好的结构的稳定性、可靠性,能够满足空间应用要求。

关键词:空间光学遥感器;遮光罩;稳定性;有限元分析;杂散光分析

中图分类号:V445.8; TH16 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/CO.20160904.0472

Design and test verification of baffle for off-axis three-mirror space optical remote sensor

QI Guang*, WANG Shu-xin, LI Jing-lin, JIAO Ai-xiang

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: ygw01@163.com

Abstract: The baffle is an important component of the space optical remote sensor, which is the main way to weaken the stray light from the out-of-field radiation source, and the imaging quality of the space optical remote sensor is dependent on the baffle's performance. In this paper, a large size baffle layout will be designed to meet the off-axis Wetherell TMA optical system. The baffle is made of carbon fiber reinforced polymer (CFRP). The FEM analysis, stray light analysis, mechanical vibration test and optical system MTF test are used to verify the usage requirement in aerospace. Results show that the MTF of the optical remote sensor can reach up to 0.2 in each field of view. It is indicated that the baffle has stable structure and good reliability and can meet the requirements of space applications.

Key words: space optical remote sensor; baffle; stability; FEM; stray light analysis

1 引言

空间光学遥感器被广泛地应用于空间对地、空间对天等领域的目标观测、侦查,并借此来获取重要的情报信息。随着空间光学遥感技术的不断发展、创新,空间光学遥感器的在轨服役寿命、波长谱段范围、地面像元分辨率、地面覆盖宽度等技术指标不断提高、刷新,推扫成像的 CCD 测量相机已受到国际上的普遍重视,重访周期大大缩短,遥感器重量大幅度缩减^[1-9]。

在光学系统发展的初期,人们已经认识到了抑制、消除杂散光的重要性。几十年来,在杂散辐射背景下,如何对需要的光信号进行提取、测量一直困扰着光学遥感器的设计研究者们。太阳、地球等轴外杂散光源的辐射进入到遥感器光学系统中来,经由光学元件最终到达遥感器焦平面位置。如果光学系统中存在杂散光,会造成目标信噪比下降,成像模糊,像面对比度下降,进而影响光学系统的目标识别、探测能力以及成像性能,甚至会使得被探测目标湮没在背景噪声中,无法提取目标,或者在像面上形成伪目标,导致整个光学系统失效。

在实际工程应用中,欧洲卫星组织的地球同步卫星 Meteosat-5/7 系列成像仪、美国的静止气象卫星 GOES-I/M 的光学系统成像性能都受到过杂散光的影响,后者还曾因为受到杂散光的干扰被迫短期暂停使用。我国首颗地球静止轨道气象监测卫星 FY-2 能够实现定向覆盖、连续遥感地球表面与大气分布情况,具有实时性强、时间分辨率高、客观性和生动性等优点,其获取的各通道原始图像质量与国外同类卫星观测能力相当,但在获得的气象观测图像中存在着明显的杂散光。所以,抑制、衰减空间光学系统的杂散光是实现合理的光学设计、保证预定成像质量的重要前提,不容忽视。

本文对采用离轴三反一次成像(Wetherell TMA)光学系统的某空间遥感器的遮光罩结构进行了研究,设计出一种大尺寸、轻质量、高刚度的结构;并在不同工况条件下,对其合理性进行了分

析;通过热真空、热光学试验、力学试验以及系统传递函数检测等多种检测手段对该系统结构稳定性、可靠性、功能进行了验证。试验结果表明,该遮光罩结构在具备消杂光功能的同时能够符合遥感器发射的条件。

2 遮光罩的结构设计及分析

2.1 遮光罩结构设计

本文中,遮光罩安装于光学系统的前端,其底部、后侧与主支撑框架用螺钉联接。外形设计时,为避免遮挡入射光线,遮光罩外形与入射光线角度相符,同时,兼顾支撑框架连接部位的外形特征,故将离轴三反空间相机的遮光罩外形设计成楔形,即前端开口处高、宽,后端扁、窄。外廓尺寸为 1 100 mm × 1 100 mm × 400 mm。内部设置横向环形光阑和纵向加强筋,高 30 mm,间隔 300 mm。设定遮光罩壳体初步厚度均为 1.5 mm,重量为 4 kg,如图 1 所示。

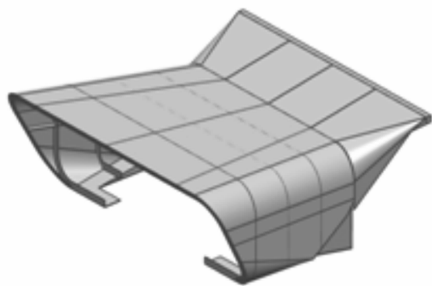


图1 遮光罩结构模型

Fig.1 Model of baffle structure

碳纤维/环氧复合材料遮光罩是单层板按照不同角度铺设而成的层压板,所以,遮光罩前端底部与主支撑框架接触面为非加工面,面形精度无法保证,这就使得遮光罩在各螺钉联接位置与主支撑框架之间间隙不完全相同,存在差异。遮光罩与主支撑框架在用螺钉紧固联接时,各螺钉迫使遮光罩局部区域产生不同程度变形,以保证与主支撑框架充分接触。遮光罩具有一定的刚度,为减小、克服自身的变形,产生不同大小的抵抗螺钉紧固力的反方向作用力,并通过螺钉传导到主

支撑框架上,引起主支撑框架内部应力发生变化,甚至是变形,影响了结构的稳定性。

若遮光罩前端采用封闭式结构,结构刚度会较高,对主支撑框架稳定性的影响也较大,会导致系统成像质量下降,甚至无法成像;采用开口式结构设计,弱化了遮光罩自身的结构刚度,降低了螺钉联接对主支撑框架的影响,提高了主支撑框架的结构稳定性、环境适应性。开口式遮光罩及与主支撑框架联接示意图如图2。

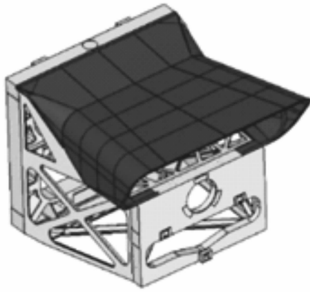


图2 遮光罩与主支撑框架联接简图

Fig. 2 Conjunction of the baffle and supporting frame

2.2 遮光罩材料的选择

遮光罩选用碳纤维/环氧复合材料(Carbon Fibre Reinforced Plastic, CFRP) T700 作为加工材料。碳纤维是一种含碳量在 90% 以上的不完全石墨结晶化的纤维状碳素材料,碳纤维/环氧复合材料是以碳或石墨纤维为增强体的树脂基复合材料。目前,CFRP 越来越多地被空间光学结构所采用如光学平台、精密仪器支撑结构件、太空望远镜支架、轻体光学反射镜镜体等,这主要得益于其优越的性能^[10-11]。

2.3 建立有限元模型

如果抛开主支撑框架,仅把遮光罩单独作为分析对象,进行模态分析、动力学分析,在定义约束时会与实际工况有很大差别,分析结果会产生很大误差。故选择将遮光罩与主支撑框架模型装配成组后,一起在分析软件中建立有限元模型进行分析。主支撑框架采用三维体单元划分,遮光罩采用二维壳单元划分,共计 42 979 个节点,4 597 个壳单元,20 269 个体单元,并定义主支撑框架底部联接面位置 6 个自由度全约束,有限元模型如图 3 所示。



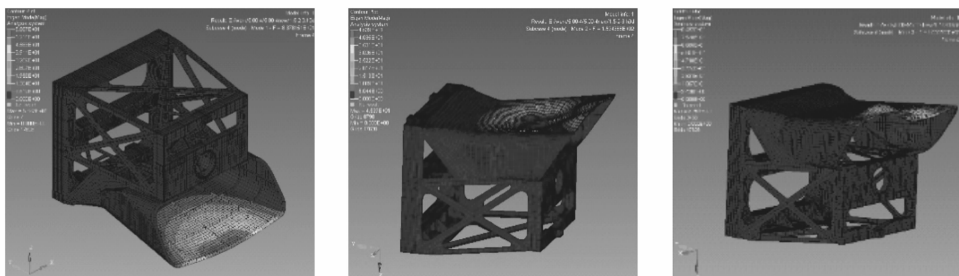
图3 遮光罩与主支撑框架有限元模型

Fig. 3 FEM model of the baffle and supporting frame

2.4 组件模态分析

将选定的遮光罩方案进行模态分析,得到遮光罩的前三阶自然频率和振型,从而判断其是否具备良好的动态刚度。自然频率越大,动态刚度就越高,结构就越稳定,避免遥感器发射入轨时出现破坏、撕裂现象,不会影响到系统结构的稳定性和遥感器成像质量。

遮光罩选定的设计方案前三阶振型图如图 4



(a) 1 阶振型
(a) 1st order modes shapes

(b) 2 阶振型
(b) 2nd order modes shapes

(c) 3 阶振型
(c) 3rd order modes shapes

图4 遮光罩前三阶振型图

Fig. 4 First 3rd order modes shapes

所示。通过对遮光罩设计方案前三阶自然频率及振型分析(图4,表1)可以看出,遮光罩1阶频率较低,前三阶响应较大的位置都集中在遮光罩前端居中位置。但遮光罩不是承力部件,主要作用

为遮拦杂散光,可以放宽要求,但需要通过动力学振动试验来最终检验其是否满足设计需求和发射时的动力学环境。

表1 遮光罩前3阶自然频率及振型描述

Tab.1 1st-3rd order natural frequencies and vibration modes shapes

阶数	F _n (Hz)	振型描述
1	83.8	遮光罩上板前端居中位置沿Z轴向平动
2	159.5	遮光罩上板前端居中位置绕Y轴方向摆动
3	183.1	遮光罩上板前端居中位置绕X轴方向摆动

2.5 频率响应分析

将模态分析优选出的方案参照鉴定级振动试验条件进行频率响应分析计算,以验证遮光罩结构设计的合理性,避免结构在承受正弦载荷时失效、破坏。

通过频率响应分析,得到了遮光罩加速度响

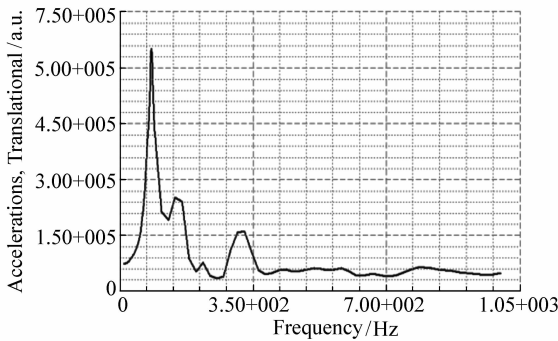


图5 加速度响应曲线

Fig.5 Acceleration response curve

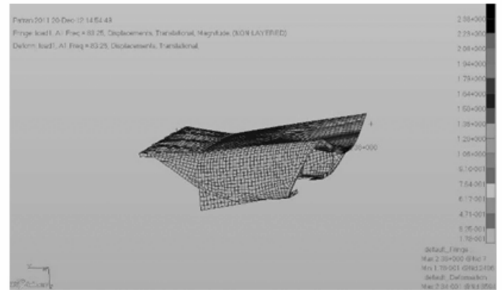


图7 位移变形云图

Fig.7 Displacement contour diagram

应曲线(图5)、遮光罩1阶位移云图(图6)和1阶应力云图(图7)。

从遮光罩加速度响应曲线可以看出,遮光罩在1阶频率处动态响应最大;观察遮光罩1阶位移云图和1阶应力云图可以看出,在遮光罩上板前端居中位置位移变形量最大,为2.38 mm,变形方向为上板的垂直方向;遮光罩前端第1根环形筋两端圆角处应力值最大,为3.4 MPa,远小于CFRP的抗拉强度极限。

2.6 遮光罩热弹力分析

遮光罩与主支撑框架制造、加工选材不同,线胀系数存在较大差异。环境温度发生变化时,线胀系数的差异会使得遮光罩与主支撑框架产生不同的变形量,在联接位置引起或拉或压的应力变化,可能导致各光学元件位置变化,最终影响相机在轨成像质量。

为了比较相机热环境在±4℃温度变化时,遮光罩的热变形对主支撑框架的影响而引起的变

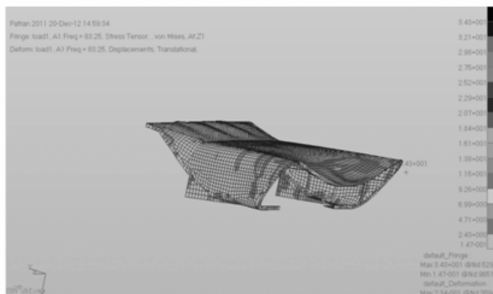


图6 应力变形云图

Fig.6 Stress contour diagram

形情况,对主支撑框架在与遮光罩装配前、后两种状态进行 $\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度变化的热弹力分析,比较主支撑框架的变形差异,从而判断遮光罩结构设计是否合理。

遮光罩与主支撑框架装配前后, $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度变化时主支撑框架最大变形如图 8、9,变形量分别为 $6.53 \times 10^{-2}\text{ mm}$ 、 $6.61 \times 10^{-2}\text{ mm}$,变形量增大 $8 \times 10^{-4}\text{ mm}$,占装配前变形量的 1.22%,在设计允许范围内。

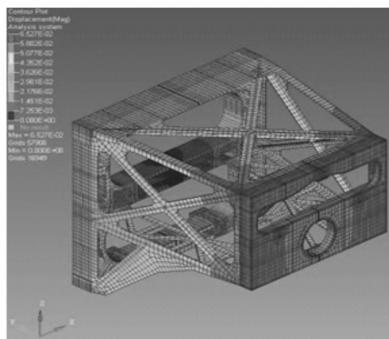


图 8 框架 $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度变形

Fig. 8 Supporting frame's displacement contours for $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ temperature change

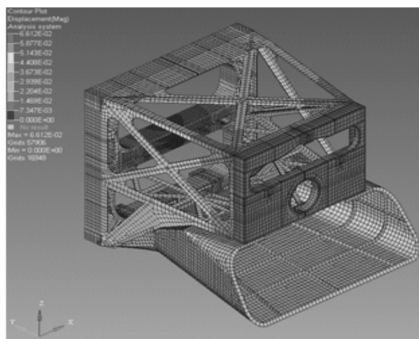


图 9 遮光罩装配后框架 $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度变形

Fig. 9 Supporting frame's displacement contours for $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ temperature change with baffle

2.7 遮光罩重力分析

主支撑框架在与遮光罩装配前、后两种状态进行 1 g 重力分析,比较主支撑框架两种状态的变形情况,判断遮光罩对主支撑框架结构的影响。

从分析计算结果(图 10、图 11,表 2)可以看出,主支撑框架与遮光罩装配后, 1 g 重力载荷作用下, X 向、 Y 向、 Z 向重力变形变化很小,最大不

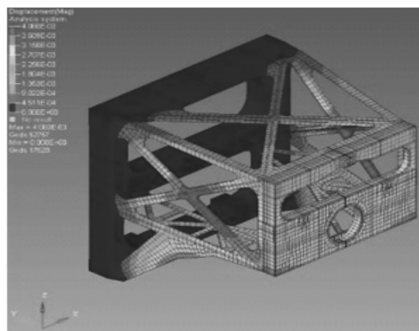


图 10 1 g 重力作用下主支撑框架 X 方向变形

Fig. 10 Supporting frame's displacement contours in X -direction under 1 g gravity

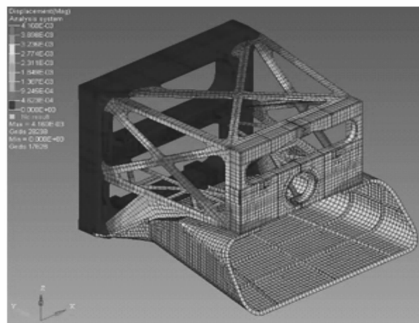


图 11 遮光罩装配后 1 g 重力作用下主支撑框架 X 方向变形

Fig. 11 Supporting frame's displacement contours in X -direction under 1 g gravity with baffle

超过 $1\text{ }\mu\text{m}$,且重力最大变形位置远离反射镜组件联接位置,不会影响镜面面形精度、系统成像质量,能够满足设计需求。

表 2 遮光罩装配前后 1 g 重力作用下主支撑框架变形结果

Tab. 2 Supporting frame's displacement results under 1 g gravity with and without baffle

重力方向	装配前/ μm	装配后/ μm	差值/ μm
X 向	4.060	4.160	+0.1
Y 向	4.544	4.565	+0.02
Z 向	9.417	10.29	+0.87

2.8 遮光罩杂散光分析

将光学系统各反射镜组件、遮光罩及主支撑框架三维模型导入到光学仿真软件 Tracepro 中进

行杂散光分析,如图12。

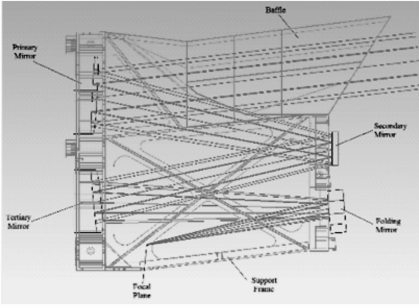


图12 Tracepro 杂散光分析模型

Fig. 12 Stray light analyse model by Tracepro

图13中,主镜、次镜、第三镜均为离轴二次非球面,系统无中心遮拦,仅一次成像,视场为 $17^\circ \times 6.5^\circ$ 。折叠镜为平面反射镜,用于折转光路,进而缩短系统尺寸。

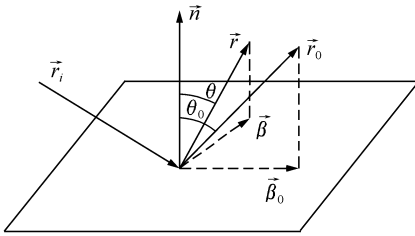


图13 BRDF模型中的参数

Fig. 13 Parameters of BRDF model

利用双向反射分布函数 BRDF (Bidirectional Reflectance Distribution Function) 的 AB_g 模型表示材料表面的反射特性,表达式为:

$$BRDF(|\vec{\beta} - \vec{\beta}_0|) = \frac{A}{B + |\vec{\beta} - \vec{\beta}_0|^g}, \quad (1)$$

式中, A、B、g 是使公式符合测量结果的参数, $\vec{\beta}$ 、 $\vec{\beta}_0$ 分别为散射光线、反射光线的单位矢量 \vec{r} 、 \vec{r}_0 在材料表面上的投影,如图13所示,它们差的绝对值为 $|\vec{\beta} - \vec{\beta}_0|$, 是 BRDF 的变量。

各材料表面的具体参数如下^[12-13]:

- (1) SiC 反射镜表面: $\lambda = 10 \mu\text{m}$, $r \geq 95\%$, BRDF 模型 $A = 0.0015$, $B = 0.0014$, $g = 2$;
- (2) 框架、遮光罩及挡光环(表面喷 Z306 黑漆): $\alpha = 90\%$, $r \geq 2\%$, BRDF 模型 $A = 0.0066$, $B = 0.1$, $g = 2$;

(3) CCD 探测器: $\alpha = 100\%$ 。

其中: λ 为波长; α 为吸收率; r 为反射率。

采用归一化的点源透过率 PST (Point Source Normalized Irradiance Transmittance) 对光学系统的杂散辐射水平进行评价。PST 是反映光学系统自身抑制杂散光能力的参数,与杂散光源无关。其定义为光学系统视场外某一离轴角度 θ 的点光源发出的杂散光,经过光学系统后在 CCD 探测器上的辐射照度 $E(\theta)$ 与该点光源在光学系统入口处的辐射照度 $E_i(\theta)$ 的比值^[14-15],其大小为:

$$PST(\theta) = E(\theta) / E_i(\theta), \quad (2)$$

计算得到的 PST 值越小,表明光学系统抑制杂散光的能力越强。

在 Tracepro 中设置光线追迹阈值为 1×10^{-7} , 选取 1 800 根光线进行追迹,拟定两种追迹方案:

(1) X 方向,视场外离轴角度在 $0^\circ \sim +50^\circ$ 之间,选取 21 个角度进行光线追迹,根据数据绘制 PST 分布曲线,如图14。

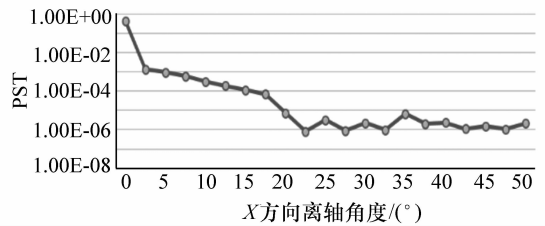


图14 X方向 PST 曲线

Fig. 14 PST curve in X direction

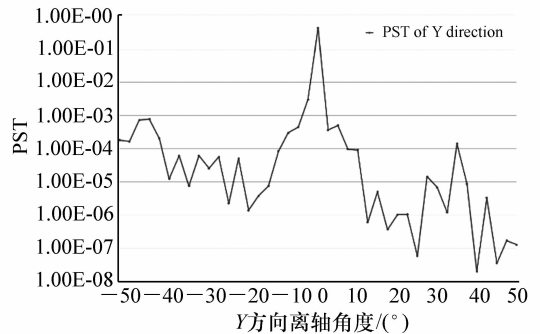


图15 Y方向 PST 曲线

Fig. 15 PST curve in Y direction

(2) Y 方向,离轴角度在 $-50^\circ \sim +50^\circ$ 之间,

选取 47 个角度进行光线追迹,根据数据绘制 PST 分布曲线,如图 15。

通过以上 X 、 Y 两个方向离轴角度的杂散光追迹,可以看出 PST 都达到了 $1 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-6}$ 水平。表明,本文设计的大尺寸遮光罩具备了消杂光的功能特点,使得离轴三反一次成像(Wetherell TMA)光学系统对于外部杂散光的抑制能够满足成像质量要求。

3 试验验证

3.1 遮光罩力学试验

考虑到冲击、过载、振动等因素对空间光学遥感器的影响,为了确保其顺利发射成功、在轨正常工作,必须要在地面实验室再现空间光学遥感器地面运输和发射飞行过程中所经历的振动环境,以考验遥感器及遥感器上的仪器设备经受该环境的能力。

遮光罩与主支撑框架装配成组后进行动力学环境试验,检验遮光罩的动力学性能。遮光罩通过 25 个 M4 螺钉、8 个 M5 螺钉与主支撑框架联接,主支撑框架通过 36 个 M8 螺钉与振动试验台联接,如图 16 所示。

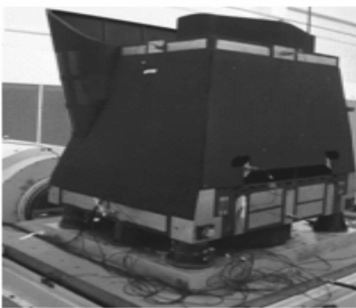


图 16 遮光罩、支撑框架联接后与振动试验台联接状态

Fig. 16 Conjunction state of baffle and supporting frame on the vibration test bench

在遮光罩动力学振动试验过程中,遮光罩未出现异常声响,遮光罩表面喷涂的消杂散光黑漆未出现脱落现象,紧固螺钉未出现松动、与遮光罩及主支撑框架分离现象。

遮光罩动力学振动试验结果以特征值扫描曲线、加速度响应曲线形式输出。遮光罩正弦振动试验前 0.2 g 特征值扫描曲线、正弦振动加速度响应曲线、正弦振动试验后 0.2 g 特征值扫描曲线,如图 17 ~ 图 19 所示。

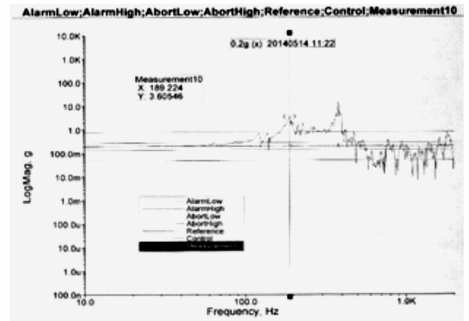


图 17 X 方向振动试验前 0.2 g 特征值扫描曲线
Fig. 17 0.2 g eigenvalue scanning frequency response in X direction acceleration before vibration test

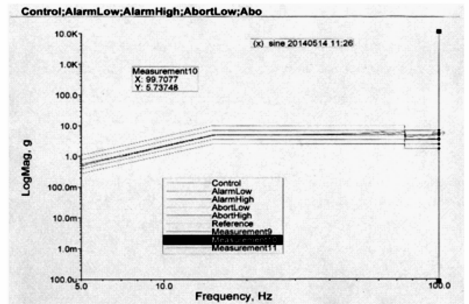


图 18 X 方向正弦振动加速度响应曲线
Fig. 18 Response curves in X direction acceleration under sinusoidal vibration

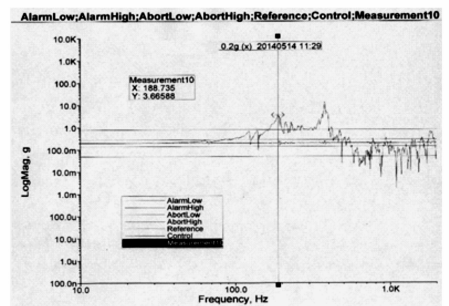


图 19 X 方向振动试验后 0.2 g 特征值扫描曲线
Fig. 19 0.2 g eigenvalue scanning frequency response in X direction acceleration after vibration test

将遮光罩 X、Y、Z 方向正弦振动前后 0.2 g 特征值扫描曲线及正弦振动加速度响应曲线中的数

据进行整理、分析,得到表 3 所示力学试验结果。

表 3 遮光罩动力学试验结果

Tab. 3 Mechanical vibration test results of the baffle

	0.2g 正弦扫频		正弦振动	
	谐振频率/Hz	响应加速度/g	放大倍数	0.2g 正弦扫频 谐振频率/Hz
X 向	189.22	5.73	1.64	188.73
Y 向	176.45	6.16	1.76	175.99
Z 向	479.21	3.66	1.04	479.21

通过试验数据、试验结果可以看出:

(1) 遮光罩与主支撑框架试验组件 0.2 g 正弦扫频测得谐振频率达 175 Hz 以上,远高于整机提出的 1 阶频率高于 90 Hz 的要求;

(2) 遮光罩上板前端居中位置结构刚度最差,在振动试验时响应较大,变形情况较严重,这与有限元分析结果相符,但试验后检查遮光罩上板前端居中位置,并未发现明显变形,未发生破坏或撕裂现象,表明遮光罩具备经受传感器发射时振动环境的能力,不需要做设计加强处理;

(3) 试验组件 X、Y、Z 3 个方向正弦振动前后 0.2 g 正弦扫频测得频率无明显变化,表明主支撑框架结构未受到振动试验的影响,具备良好的动力学环境适应性,同时也表明遮光罩设计合理,未影响主支撑框架的尺寸稳定性。

在遮光罩进行力学振动试验前后,利用平行光管进行相机整机光学系统传递函数检测^[16],如

图 20 所示。实际测试使用的是黑白光栅靶,测得的是相机的对比度传递函数,可通过调制传递函数 MTF 与 CTF 的关系式:

$$MTF = \pi/4 \cdot CTF, \quad (3)$$

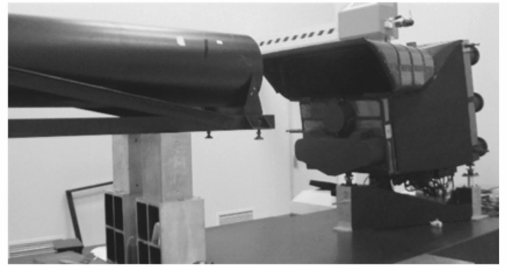


图 20 X 方向正弦振动加速度响应曲线

Fig. 20 Response curves of X direction acceleration

来计算相机传函。各视场对比度传递函数 CTF 检测结果基本一致(排除温度、环境等对检测的影响),均在 0.28 ~ 0.30 左右,计算得到 MTF 优于 0.22,如表 4 所示。传函检测结果表明遮光罩

表 4 遮光罩力学试验前后传函检测数据

Tab. 4 MTF results before and after mechanical vibration test of baffle

测量状态		CCD1	CCD2	CCD3	CCD4	CCD5	CCD6
前	CTF	0.292	0.291	0.293	0.292	0.291	0.299
	MTF	0.229	0.229	0.230	0.229	0.229	0.235
后	CTF	0.283	0.296	0.297	0.292	0.296	0.294
	MTF	0.223	0.233	0.233	0.229	0.232	0.231

经历力学环境试验对主支撑框架的稳定性没有影响。

3.2 热真空检测试验

为了验证相机遮光罩及相机结构、热设计的

正确性,考核系统适应空间环境的能力,在真空罐内对相机进行热真空试验。相机的工作温度范围为 16 °C ~ 24 °C ((20 ± 4) °C),因此在热真空试验中设置两个温度循环,每一个温度循环中设计

16 ℃真空保持和24 ℃真空保持。

(1)真空罐内真空度:优于 1.3×10^{-3} Pa;

(2)热沉温度:不高于 -173.15 ℃;

(3)16 ℃真空保持真空罐系统达到试验要求后,相机调温参数设为16 ℃,稳定(温度变化 ≤ 3 ℃/h)后连续工作 ≥ 12 h。

(4)真空罐系统达到试验要求后,相机调温参数设为24 ℃,稳定(温度变化 ≤ 3 ℃/h)后连续工作 ≥ 12 h。

热真空检测试验前后,测试成像系统不同视场的静态传递函数。试验前后,传函数值没有明显变化,如表5。

表5 遮光罩热真空试验前后传函检测数据

Tab.5 MTF results before and after thermal vacuum test of baffle

测量状态		CCD1	CCD2	CCD3	CCD4	CCD5	CCD6
热真空前	CTF	0.298	0.302	0.295	0.293	0.297	0.295
	MTF	0.235	0.237	0.232	0.230	0.233	0.231
热真空后	CTF	0.286	0.296	0.300	0.295	0.300	0.292
	MTF	0.225	0.232	0.235	0.231	0.236	0.230

3.3 热光学检测试验

光学系统各反射镜组件及遮光罩与相机主支撑框架装配完成后,为验证 ± 4 ℃温度变化时遮光罩对相机系统光学、机械结构稳定性、可靠性的影响,对相机成像系统开展热光学检测试验,即在环境真空度不低于 1.3×10^{-3} Pa、内部环境温度在16 ℃~24 ℃范围内的条件下,分别测试成像系统不同视场的静态传递函数,如图21所示。

16 ℃、20 ℃、24 ℃温度条件下光学系统传递函数检测结数据如表6所示。

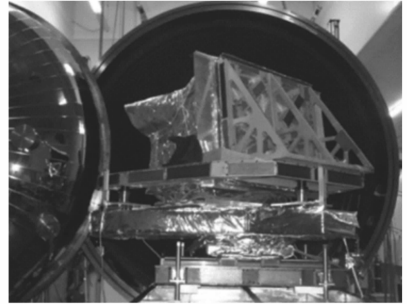


图21 热真空光学检测试验

Fig.21 Thermal vacuum imaging test

表6 遮光罩热光学传函检测数据

Tab.6 MTF results in the thermal vacuum imaging test of baffle

测量状态		CCD1	CCD2	CCD3	CCD4	CCD5	CCD6
16 ℃	CTF	0.269	0.273	0.272	0.281	0.269	0.267
	MTF	0.211	0.214	0.213	0.221	0.211	0.209
20 ℃	CTF	0.268	0.273	0.270	0.278	0.271	0.263
	MTF	0.211	0.214	0.212	0.218	0.213	0.207
24 ℃	CTF	0.264	0.268	0.271	0.279	0.264	0.264
	MTF	0.207	0.211	0.213	0.219	0.207	0.207

通过对检测结果进行分析,可得出以下结论:

(1)成像系统在真空和规定工作温度范围16 ℃~24 ℃内,其平均 MTF > 0.2 ,满足总体指标要求。

(2)成像系统中心视场传函数值高于边缘视

场传函数值,两个边缘视场传函数值比较接近。

4 结 论

针对离轴三反空间光学系统(Wetherell

TMA),本文设计了一种满足其消除杂散光应用的大尺寸遮光罩,外廓尺寸为 $1\ 100\ \text{mm} \times 1\ 100\ \text{mm} \times 400\ \text{mm}$ 。利用有限元分析软件,将遮光罩与主支撑框架装配后的组件进行了模态分析、频率响应分析、热弹力分析以及重力分析,分析结果表明:遮光罩具备足够的刚度,不会在振动环境下撕裂、破坏;且遮光罩与主支撑框架装配前后,对主支撑框架结构精度、稳定性无明显影响。利用Tracepro软件对 X 、 Y 两个方向离轴角度的杂散光追迹,进行杂散光分析,点源透过率PST都达到了 $1 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-6}$ 水平,表明设计的遮

光罩具备了良好的消杂光的功能特点,对于外部杂散光的抑制能够满足成像质量要求。

试制了碳纤维/环氧复合材料的遮光罩试验件,与主支撑框架装配成组后进行了力学试验、热试验,试验前后、试验过程中对光学系统传递函数进行了检测,各视场对比度传递函数CTF检测结果基本一致,均在 $0.28 \sim 0.30$ 左右,计算得到MTF优于 0.22 。分析及试验结果表明该遮光罩具备良好的稳定性、可靠性,能够满足航天使用要求。

参考文献:

- [1] 王金堂,乌崇德.国外几种星载光学遥感器的发展情况简介[J].航天返回与遥感,2002,23(2):15-20.
WANG J T,WU C D. Introduction of some foreign spaceborne optical remote sensors[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*,2002,23(2):15-20. (in Chinese)
- [2] 韩昌元.近代高分辨地球成像商业卫星[J].中国光学与应用光学,2010,3(3):201-208.
HAN C Y. Recent earth imaging commercial satellites with high resolutions[J]. *Chinese J. Optics and Applied Optics*,2010,3(3):201-208. (in Chinese)
- [3] FIGOSKI J W. The QuickBird telescope: the reality of large, high-quality, commercial space optics[J]. *SPIE*,1999,3779:22-30
- [4] 杨晓飞.三反射镜光学系统的计算机辅助装调技术研究[D].长春:中科院长春光学精密与物理研究所,2004.
YANG X F. Study on the computer-aided alignment of three-mirror optical system[D]. Changchun:Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics Academia Sinica,2004. (in Chinese)
- [5] BICKNELL W E,DIGENIS C J,FORMAN S E. EO-1 Advanced land imager[J]. *SPIE*,1999,3750:80-88.
- [6] SHIMODA H. Japanese earth observation programs[J]. *SPIE*,1999,3870:37-48.
- [7] 李宗轩,金光,张雷,等.3.5 m口径空间望远镜单块式主镜技术展望[J].中国光学,2014,7(4):532-541.
LI Z X,JIN G,ZHANG L,*et al.*. Overview and outlook of monolithic primary mirror of spaceborne telescope with 3.5 m aperture[J]. *Chinese Optics*,2014,7(4):532-541. (in Chinese)
- [8] 赵汝成,包建勋.大口径轻质SiC反射镜的研究与应用[J].中国光学,2014,7(4):552-558.
ZHAO R CH,BAO J X. Investigation and application of large scale lightweight SiC mirror[J]. *Chinese Optics*,2014,7(4):552-558. (in Chinese)
- [9] 巩盾.空间遥感测绘光学系统研究综述[J].中国光学,2015,8(5):714-524.
GONG D. Review on mapping space remote sensor optical system[J]. *Chinese Optics*,2015,8(5):714-524. (in Chinese)
- [10] 郭疆,邵明东,王国良,等.空间遥感相机碳纤维机身结构设计[J].光学精密工程,2012,20(3):571-578.
GUO J,SHAO M D,WANG G L,*et al.*. Design of optical-mechanical structure made of CFC in space remote sensing camera[J]. *Opt. Precision Eng.*,2012,20(3):571-578. (in Chinese)
- [11] 林再文.碳纤维增强复合材料在空间光学结构中的应用[J].光学精密工程,2007,15(8):1181-1185.
LIN Z W. Application of carbon fibre reinforced composite to space optical structure wide coverage and high resolution [J]. *Opt. Precision Eng.*,2007,15(8):1181-1185. (in Chinese)
- [12] 李刚.空间目标天基红外探测光学系统研究[D].西安:西安光学精密机械研究所,2013.
LI G. Research about space-based IR-optical system for space object detection[D]. Xi'an:Xi'an Institute of Optics & Precision Mechanics,2013. (in Chinese)
- [13] 钟兴,贾继强.空间相机消杂光设计及仿真[J].光学精密工程,2009,17(3):621-625.

- ZHONG X, JIA J Q. Stray light removing design and simulation of spaceborne camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(3):621-625. (in Chinese)
- [13] 刘洋, 方勇华, 吴军, 等. 中红外平面光栅光谱仪系统杂散光分析[J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(4):1164-1171. LIU Y, FANG Y H, WU J, *et al.*. Stray light analysis for a mid-infrared plane grating spectrometer system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(4):1164-1171(in Chinese)
- [14] 李双, 袁桢炜, 王相京. 星载大气主要温室气体监测仪杂光模拟分析[J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(2):616-619. LI SH, QIU ZH W, WANG X J. Stray light simulation and analysis of space-borne spatial heterodyne spectrometer for monitoring greenhouse gases[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(2):616-619(in Chinese)
- [15] 张星祥, 任建岳. TMA空间相机性能稳定性的全状态分析与测试[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(9):2996-3004. ZHANG X X, REN J Y. Analysis and testing on imaging-performance stability of TMA space camera at various states [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(9):2996-3004. (in Chinese)

作者简介:



齐光(1981—),男,吉林白城人,硕士,助理研究员,2005年于天津大学获得学士学位,2015年于吉林大学获得硕士学位,主要从事空间光学仪器光机结构设计方面的研究。E-mail: ygw01@163.com