**文章编号** 1004-924X(2022)02-0227-10

# 天问一号高分相机星载接口分析与设计

李晓波<sup>1,2</sup>,李 威<sup>1</sup>,孙天宇<sup>1</sup>,李 杨<sup>1</sup>,孟庆宇<sup>1</sup>,王 严<sup>1\*</sup> (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.中国科学院空间光学系统在轨制造与集成重点实验室,吉林长春 130033)

摘要:为了提高天问一号高分相机的星载接口力热性能,以相机基频和星载温度差为输入开展结构设计。首先,介绍了 常见的光学遥感器星载接口的支撑方式,分析了火星探测高分相机对星载接口支撑方式的需求。其次,建立遥感器光学 性能与星载支撑接口的对应关系,通过蒙特卡洛分析方法确定接口空间位置相对变化对反射镜的影响,识别出影响整机 刚度和热稳定性的接口设计参数。然后建立不同接口方案的分析模型,确定了接口设计的最优方案。最后,通过试验测 试获得了该星载接口方案下的整机基频和热稳定性。试验结果表明:采用运动学接口方案,整机一阶基频达到58 Hz, 远大于卫星的基频,振动试验前后的传递函数分别为0.196 和 0.187;同时,在星载接口存在 20 ℃温度差时,相机调焦前 后的传递函数分别达到 0.173 和 0.223。基于统计分析的星载接口分析与设计方法能够有效确定接口设计输入,运动学 支撑解决了天问一号相机接口的设计难题,设计思路和试验结果对相同类型的载荷接口设计有较强的指导意义。 关键 词:星载接口;统计分析;蒙特卡洛、反射镜 中图分类号:V447 文献标识码;A doi:10.37188/OPE.20223002.0227

Analysis and design of onboard interface of Tianwen-1 high-resolution camera

LI Xiaobo<sup>1,2</sup>, LI WEI<sup>1</sup>, SUN Tianyu<sup>1</sup>, LI Yang<sup>1</sup>, MENG Qingyu<sup>1</sup>, WANG Yan<sup>1\*</sup>

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

 2. Key Laboratory of On-orbit Manufacturing and Integration for Space Optics System, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)
 \* Corresponding author, E-mail: wangyan@ciomp. ac. cn

**Abstract**: To improve the mechanical and thermal performance of the onboard interface of Tianwen-1's high-resolution camera, the structural design is determined by using inputs of the fundamental frequency of the camera and the satellite temperature. First, the onboard interface support requirements of a Mars high-resolution camera are analyzed, and common support methods for the onboard interface of an optical remote sensor are introduced. Second, the relationship between the optical performance of the remote sensor and the onboard interface is established. The sensitivity matrix of the spatial position change of the interface to the mirror surface shape is determined by performing a Monte Carlo analysis, and the interface design parameters affecting the stiffness and thermal stability of the entire machine are identified. Then,

**收稿日期:**2021-09-03;修订日期:2021-11-09.

基金项目:国家重点研发计划项目(No. 2016YFE0205000)

analysis models of the different interface schemes are established, and the optimal interface design scheme is determined. Finally, the fundamental frequency and stability of the entire machine under the selected onboard interface scheme are determined by conducting experimental tests. The test results show that with this interface scheme, the first-order fundamental frequency of the entire machine reaches 58 Hz, which is considerably higher than that of the satellite, and the MTF before and after the vibration are 0. 196 and 0. 187, respectively. Furthermore, when the temperature change in the onboard interface is 20 °C, the MTF before and after camera focusing are 0. 173 and 0. 223, respectively. This spaceborne interface analysis and design method, based on statistical analysis, can effectively determine the interface design input, and the kinematics support solves the design problem of the interface of Tianwen-1's astronomical camera. The design ideas and test results have considerable potential in guiding the design of this type of load interface.

Key words: onboard interface; statistic analysis; Monte Carlo; mirror

# 1引言

空间光学遥感器与卫星的连接方式一般有 三种:对接式、嵌入式以及星载一体化融合式<sup>[1]</sup>。 对接式安装的如中国的"海洋"卫星系列、"风云" 系列、法国的SPOT系列以及正在开展研制的巡 天光学望远镜,嵌入式包括美国的QuickBird-2、 韩国的KONPSAT-5等,星载一体化融合式包括 美国的HST、以色列的GeoEye-2、中国的吉林一 号等。不管哪种连接方式,双方之间的接口设计 都是影响载荷成像质量的重要环节。为了保证 载荷的功能和性能满足指标要求,接口的设计一 方面应该保证光学载荷自由度完全约束,具有一 定的刚度,能够抵抗发射环境产生的结构应力和 加速度,不与整星发生共振;另一方面载荷在轨 运行过程中,必须保证载荷能够指向稳定,尽量 避免卫星的热变形和微振动影响传递到载荷上, 导致光学元件表面的变形和相对位移[2]。

在国内,空间相机与卫星平台通常是不同单 位各自独立设计,卫星平台负责能源供给、姿态 控制、数据传输等工作,空间相机负责光学成像、 测绘、勘察等,"尖兵"、"天宫"、"嫦娥"等卫星及 其搭载的光学载荷均是采用此种管理模式。由 于实现功能的差异,导致空间相机与卫星平台在 力热环境适应性上的设计要求差别较大,星载接 口组件作为连接卫星平台与光学载荷的桥梁,其 稳定性、可靠性、适应性对环境敏感性极高的光 学载荷尤为重要。国内外研究人员针对星载接 口的设计开展了一系列的研究工作,取得了一定 的成果。

在国内,长春光机所的冯强等人针对某高分 辨率空间相机星载接口开展了4点柔性连接设 计,并通过螺旋理论和地面试验进行了验证[3];孔 德成等基于解决相机整体基频偏低的问题,提出 了将相机的星载接口位置调整到整机乙向中心 和Z向质心两种方案,并通过分析确定了最优方 案<sup>[4]</sup>。沙巍等提出采用柔性连接、刚性连接和可 解锁连接配合的方式,相机基频可高达120 Hz, 并能够适应平台15℃的温差要求<sup>[5]</sup>。张军强等 在空间成像光谱仪的星载接口设计中提出了一 种单点欠约束、多点耦合完全约束的支撑方式, 使得相机主体基频达到 95 Hz,并能够承受 10 ℃ 温变和自重耦合工况的反射镜面形变化要求[6]。 李林等为了满足空间相机支撑结构的减振要求, 设计了一种倒圆角直梁复合组成的双脚架柔性 减振支撑结构,使得随机响应最大放大倍率仅 为 0.93<sup>[7]</sup>。

在国外,光学望远镜也面临同样的设计难题。NASA的气球试验红外干涉望远镜(BET-TII)工作于37km的高空,望远镜从地面上升过 程中温度变化73℃,设计了一组柔性支撑降低支 撑框架和载荷之间材料热胀系数不匹配带来的 影响<sup>[8]</sup>。欧空局的哨兵5号卫星上安装的光谱仪 为了解决发射振动与极端低温环境适应性问题, 开展了胶合、柔性、弹簧、混合支撑等不同方式的 光学载荷安装试验<sup>[9]</sup>。美国大型空间望远镜如 HST、JWST等采用星载一体化融合的设计思 路,但为了解决后端科学仪器与主光机之间振动

从国内外研究成果可以看出,随着光学载荷 性能要求的提升,星载接口发射振动与热匹配性 之间的设计矛盾将会越来越突出,亟需创新的、 定量化的设计方法和手段。以往的星载接口设 计主要基于经验或参考前人的设计理念开展初 步设计,进而通过对设计完成的结构开展优化分 析或试验来确定设计结果的满足度,对不同位置 的连接在不同自由度上对光学指标敏感度的影 响研究较少,设计输入比较模糊。本文结合天问 一号高分辨率相机的星载接口设计任务,提出采 用统计分析的方法对三个安装接口在不同自由 度对主、次、三镜的面形影响程度开展分析,确定 不同自由度位移对反射镜面形和刚体位移的影 响,并结合光机结构的特点,确定三个安装支撑 的具体结构形式,为空间光学载荷的星载接口设 计提供了一种新思路。

## 2 火星高分相机星载接口分析

## 2.1 相机常见星载支撑结构分析

按照支撑结构与相机的位置关系,可分为立 式支撑和卧式支撑,如图1所示。立式支撑是支 撑面与相机光轴基本垂直的安装方式,相机重心 偏高,整机基频较低。卧式安装是支撑面与相机 光轴平行的安装方式,这种安装方式能够有效降 低相机重心,较容易满足运载发射要求。

按照载荷与卫星安装的刚度不同可分为三 类:刚性支撑、柔性支撑、运动学支撑。

刚性支撑方式的主要优点是相机结构刚度 较高,相机基频能够远高于卫星频率,避免与卫 星平台发生振动耦合;缺点是卫星与相机安装界





面的热变形可直接传递到光机结构上,引起光轴 偏转、成像质量下降等现象,此外,刚性连接的相 机一般减振效果较差,动力学响应较大。

柔性支撑与反射镜柔性支撑原理类似,主要 优点是相机能够较好地适应卫星热变形的影响, 柔性结构的刚度可根据实际热环境与力学环境 进行设计,在轨工作时柔性支撑能够对卫星及相 机热变形和高频微振动环境进行隔离;缺点是由 于柔性环节的存在使得相机发射基频较低,对于 小载荷采用柔性安装的方式能够直接满足发射 基频要求,但是对于质量较大的载荷为了提高发 射阶段的结构刚度往往需要增加锁紧装置。如 图 2 所示为英国 TopSat 卫星的主载荷 RAL-Cam1,约 30 kg,采用一个固定安装支脚结合两 个柔性安装支脚的形式。其中固定安装支脚位 于三镜附近用于相机定位,主次镜位置处各安装 一个片体柔性支脚,可释放卫星平台变形对成像 性能影响,且结构频率可达到70 Hz<sup>[12]</sup>。



图 2 Topsat 卫星载荷的星载接口结构 Fig. 2 Onboard interface structure of Topsat

运动学支撑方式的原理是完全约束理论,使 被约束相机的空间六自由度定位且不产生过约 束,其主要优点是能够完全适应卫星热变形影 响,消除内应力对光学结构的影响,常见的运动 学支撑方式如"3-2-1"、"2-2-2"、"steward",如图3 所示。运动学安装方式存在一定风险,如间隙、 运动副变形等,且对加工和装配精度要求较高, 需要对相机的变形深入理解。目前运动学支撑 形式获得了很多的改进,如将球铰、滑轨等用柔 性铰链代替,出现"类运动学支撑"。运动学支撑 在哈勃科学仪器、JWST 后端模块、MMT 望远镜 中广泛应用<sup>[13-14]</sup>。



#### 2.2 火星高分相机星载接口要求分析

火星高分相机采用离轴三反光学系统,主三 镜组件和次镜调焦镜组件分别安装于前后两块 铝基碳化硅框架上。相机属于典型的卧式支撑 结构,如图4所示为高分相机安装接口,整机重量 39 kg,其中Z向为光轴方向,Y向为主三镜连线 方向,X方向为高分相机安装面法线方向。载荷 与卫星安装接口由三个安装区域组成。深空探 测相机从发射到进入火星轨道需要经历漫长的 周期,安装接口结构设计应尽量简单可靠<sup>[15]</sup>。

火星探测高分相机安装于环绕器镁合金卫 星舱板上,在发射阶段相机需要承受高达12g的 振动环境,在到达火星轨道后环绕器与着陆器分 离,相机需要承受1100g的冲击环境,在相机工 作时卫星舱板接口温度变化范围可达到0℃~ 30℃。在如此恶劣的外部环境下为保证相机具 备良好稳定的成像质量,除了对相机本身进行良 好的抗力学设计和温控设计之外,相机与卫星之 间的支撑结构设计非常关键。



从发射基频角度分析,载荷需要满足的条件为:相机基频应尽量远离卫星基频20Hz;一般选择载荷基频大于卫星基频的 $\sqrt{2}$ 倍,因此相机基频应大于28Hz。

从相机温度适应性角度分析,相机工作时主 光学部分的温度保持在20℃,卫星隔板的温度变 化范围在0~30℃,相机与舱板的最大温差可达 到20℃。结合舱板材料,此温差将使得舱板在主 次镜沿线方向(Z向)产生最大350 μm以上的变 形,在主三镜沿线方向(Y向)产生最大240 μm的 变形,这些变形量不能直接传递到桁架结构上, 需要通过相机与卫星接口进行变形隔离。因此 相机需要能够适应上述变形带来的影响。

## 3 星载接口设计

## 3.1 星载接口位移误差统计分析模型

在火星高分相机工作过程中,主体光机结构 温度通过主被动热控方案控制在20℃附近,卫星 隔板的温度变化范围为0~30℃。温度变化导致 的隔板热变形可以采用一个均值为0理想状态的 变量来表示,该理想状态对应于卫星隔板与相机 温度均为20℃,热变形为0的状态。隔板在主次 镜方向的极限变形量为350 µm,主三镜方向的极 限变形量为240 µm,因此星载接口统计分析进行 样本取值时,三个支撑接口在Z方向的位移误差 可在350 μm内、Y方向的位移误差在240 μm内 进行采样。安装支撑的变形可以和主、次、三反 射镜光学表面面形RMS和刚体位移联系起来。 将星载接口的位移作为变量,三块反射镜的面形 和刚体位移作为响应量来评价安装支撑位移误 差的影响。响应量 U<sub>ii</sub>(主、次、三镜面形与刚体 位移)可通过式(1)和式(2)确定。此种方法为接 口误差对光学系统的影响统计提供了可能。

$$V_i^* = V_{\text{Nom}} + \sigma \times \gamma_i, \qquad (1)$$

$$U_{ij} = U_{\text{nom}_j} + \sum \frac{dU_j^*}{dV} (V_i^* - V_{\text{Nom}}), \quad (2)$$

其中,*i*为蒙特卡洛分析样本的下标,由于蒙特卡 洛分析精度很大程度取决于样本数,因此本次分 析样本取值为100000次;*j*为响应量样本的下 标,本次分析将主、次、三镜的总面形、8项主要像 差、6个刚体位移作为响应量;*V*<sub>Nom</sub>为隔板热变形 的均值,本次分析取0;σ为隔板变形量的不确定 性,按照Z方向取350 μm,Y方向240 μm进行取 值,X方向为星载接口的安装面法线方向,三个 星载安装接口的共面误差是主要误差来源,根据 以往经验,共面误差取100 μm;γ<sub>i</sub>为在指定的均 值为零,不确定性为1的正态分布下,第*i*次蒙特 卡洛分析中变量的随机数;U<sub>Nomj</sub>为第*j*个响应量 的名义值;第*j*个响应关于变量的偏导*dU*<sup>\*</sup><sub>j</sub>/*dV*, 根据变量扰动状态下对应的第*j*个响应量减去规 定的名义状态下第*j*个响应量来确定,即:

$$\frac{dU_{j}^{*}}{dV} = \frac{U_{j}^{*} - U_{\text{Nom}_{j}}}{V - V_{\text{Nom}_{j}}},$$
(3)

其中:U<sup>\*</sup><sub>j</sub>为变量扰动状态下对应的第*j*个响应量,V为U<sup>\*</sup><sub>i</sub>对应的变量值。

## 3.2 星载接口统计分析

为了统计星载接口位移对各反射镜面形和 刚体位移的影响,结合高分相机的结构特点,在 Patran软件中建立了整机有限元模型,其中前后 框架采用壳单元(QUAD4),桁架杆采用梁单元 (BAR2),光学组件等其他结构组件主要采用实 体单元(HEX8),在星载接口位置处采用 RBE2 单元,有限元网格数量为28万,如图5所示。

本文中,单个星载接口的安装支撑可能在



图 5 高分相机有限元模型 Fig. 5 FEM of high-resolution camera

X、Y、Z方向发生的位移误差由 dx、dy、dz表示, dx、dy、dz方向的平动数值可作为蒙特卡洛分析 的变量,参数的取值在3.1节已进行了介绍。将 安装支撑发生位移时三块反射镜表面的节点变 形通过 SigFit软件进行拟合得到面形和刚体位 移作为响应量,分析样本取100000次,可得到星 载接口位移对主、次、三反射镜的99.7% 概率下 的统计结果分别如表1~表3所示,表中所列面形 数据的单位为波长(λ=632.8 nm)。

		RMS纾	ē计	幅值			
项目	N	М	汉日古顶	dx	dy	dz	
	IN	IVI	伴化兄坝	0.015	0.014	0.004	
	2	0	离焦	0.001	0.001	0.000	
	2	2	一阶像散一A	0.023	0.023	0.005	
	2	2	一阶像散一B	0.020	0.017	0.001	
五以	3	1	一阶彗差-A	0.003	0.002	0.000	
<b>山</b> ル	3	1	一阶彗差-B	0.003	0.004	0.001	
	3	3	一阶三叶草一A	0.001	0.001	0.000	
	3	3	一阶三叶草-B	0.005	0.005	0.001	
	4	0	一阶球差	0.000	0.000	0.000	
		$TX/\mu$	m	91.45	106.05	4.49	
		$TY/\mu$	m	150.85	118.10	28.60	
团体合致		$TZ/\mu$	m	53.10	34.44	99.70	
刚件证移		RX/	"	101.08	78.59	123.66	
		RY/	"	18.04	22.69	93.51	
		RZ/2	"	167.19	158.01	28.26	

表1 星载接口位移误差对主镜的影响

С	)1994-2023	China	Academic	Journal	Electronic	Publishing	House.	All rig	ghts res	erved.	http://	WWW.	cnki.net

Tab. 2 Influence of onboard interface error to secondary mirror

		RMS纺	٤ <del>ا</del>	幅值				
项目	N	M	双日主语	dx	dy	dz		
	IN	IVI	洋化兄坝	0.001	0.001	0.003		
	2	0	离焦	0.000	0.000	0.000		
	2	2	一阶像散一A	0.000	0.000	0.001		
	2	2	一阶像散一B	0.002	0.001	0.008		
	3	1	一阶彗差一A	0.000	0.000	0.000		
<b></b> 面形	3	1	一阶彗差一B	0.000	0.000	0.000		
	3	3	一阶三叶草一A	0.000	0.001	0.001		
	3	3	一阶三叶草-B	0.000	0.000	0.002		
	4	0	一阶球差	0.000	0.000	0.001		
		$TX/\mu$	m	138.50	16.21	45.59		
		$TY/\mu$	m	24.80	168.20	28.12		
		$TZ/\mu$	m	26.11	25.37	105.70		
刚体位移		RX/	"	85.21	52.56	29.52		
		RY/	"	71.06	47.63	95.76		
		RZ/	"	44.12	42.74	140.70		

## 表3 星载接口位移误差对三镜的影响

Tab. 3 Influence of onboard interface error to tertiary mirror

		表面RMS	误差	幅值			
项目	N	М	汉日古西	dx	dy	dz	
	IN	IVI	律化兑坝	0.003	0.003	0.003	
	2	0	离焦	0.007	0.006	0.002	
	2	2	一阶像散一A	0.017	0.013	0.005	
	2	2	一阶像散一B	0.004	0.004	0.008	
王郎	3	1	一阶彗差一A	0.000	0.000	0.000	
山 形	3	1	一阶彗差一B	0.001	0.001	0.001	
	3	3	一阶三叶草一A	0.000	0.000	0.000	
	3	3	一阶三叶草-B	0.001	0.001	0.001	
	4	0	一阶球差	0.003	0.002	0.001	
		$TX/\mu$ 1	m	76.75	50.65	26.46	
		$TY/\mu$	m	132.20	140.15	7.07	
		$TZ/\mu r$	n	41.69	38.66	104.95	
刚体位移		RX/'	,	47.71	120.61	65.54	
		RY/'	,	161.74	60.07	135.67	
		RZ/''		127.40	139.92	6.28	

表1为主镜在装星界面三个安装支撑分别在 *x、y、z*方向产生不一致变形时的面形统计,可以 看到影响程度排序为:d*x*>d*y*>d*z*。通过进一步 分析产生面形的主要像差项,一阶像散、一阶三 叶和一阶彗差占据主镜面形的主导。表2为次镜 在装星界面三个安装支撑分别在*x、y、z*方向产生 不一致变形时的面形统计,光轴方向*z*安装支撑 变形不一致对次镜的影响较大,主要像差项为一 阶像散。表3为三镜在上述工况下的面形统计, 安装支撑在三个方向产生的不一致变形对面形 的影响程度基本相当,其中像散和离焦在总像差 中占主导。

星载接口的位移误差对高分相机的影响主 要体现在会影响各反射镜的相对刚体位移,各反 射镜最大相对位移统计见表4。

表4 星载接口位移误差反射镜相对位移的影响

Tab. 4 Influence of onboard interface error to relative displacement of mirror

光学	相	]对位移/μι	相对转角/(")		
元件	X	Y	Ζ	X	Y
主次镜	-89.8	-126.0	-26.9	-94.1	53.0
主三镜	-55.4	22.05	-11.4	-58.1	143.7

根据光学公差分配要求,主次镜相对刚体位 移应控制在±10 μm以内,角度应控制在±6"以 内,主三镜相对刚体位移应控制在±20 μm以内, 角度应控制在±10"以内,才能满足成像质量需 求。因此,星载安装接口应该能将卫星舱板的位 移释放到16倍以上才能满足要求。

#### 3.3 星载接口的结构设计

根据统计分析结果,为了消除卫星平台隔板 热变形对相机的影响,设计了两种能够适应大变 形的星载接口支撑形式,见图6和图7,均可以对 卫星舱板在X和Y方向的热变形具有较好的释 放能力。

双脚架式支撑的原理为利用双向柔性支撑 的柔槽变形来消除平台温差对相机造成的热应 力,保证相机不受平台温度变化的影响,三组支 撑采用相同的双脚架结构。

运动学支撑形式采用一个固定支撑与两个 滑动支撑的结构组合形式,滑动支撑采用分体式 结构形式,上部的燕尾和中部的滑槽均采用高强 度的钛合金材料,底座采用比刚度高、线膨胀系数小、隔热好的碳纤维材料,固定支撑则采用上部钛合金,下部碳纤维的材料构型。



(a) 滑动与固定支撑
 (b) 自由度释放原理
 (c) 一个固定与两个
 (a) Sliding and fixed
 (b) Freedom release
 (c) One fixed & Two
 (c) One fixed & Two
 (c) Sliding
 图 7 运动学支撑形式

0

底座

Fig. 7 Kinematics supporting form

为了比较两种接口支撑形式对卫星舱板温 度适应性,本次分析将高分相机装入卫星隔板 上,如图8所示。两种支撑方案的基频设计为60 Hz,分析工况为相机工作在室温下(20℃),卫星 隔板温度从20℃降为0℃时各反射镜的刚体位移 如表5所示。

从表中分析结果可以看出,在相同支撑刚度 情况下,运动学支撑相比于双脚架支撑形式,能



图 8 高分相机及卫星舱板有限元模型 Fig. 8 FEM of high-resolution camera and satellite board

表5 两种接口支撑形式对卫星舱板的热适应性分析结果

Tab. 5 Analysis results of thermal adaptability of two interface support forms										
	双脚架支撑 运动学支撑						撑			
光学元件	相对位移/μm		相对转角	j/(")	相对位移/µm 相		相对转	<b></b> ]] ]] ]] ]] ]] ]] ]] ]] ]] ]] ]] ]] ]]		
	X	Y	Ζ	X	Y	X	Y	Ζ	X	Y
主镜分析结果	_		_	_	_		_	_	_	_
次镜分析结果	15.3	33.9	-22.5	-8	5.4	10.67	4.51	0.19	-0.39	-1.31
三镜分析结果	-9.3	-9.4	-21.6	-20.6	7.5	5.46	0.03	-5.87	0.19	-0.99

够更好的释放卫星舱板变形带来的影响。因此, 火星高分相机的星载接口选择运动学支撑形式。

## 4 试验验证

为了确认运动学支撑接口的性能,将其与高 分相机主体连接后开展了振动试验和热光学 试验。

## 4.1 振动试验

为了验证运动学支撑的力学性能,高分相机 进行了正弦振动和随机振动试验,测试整机的动 态刚度,主镜扫频响应曲线如图9所示,力学试验 扫频曲线显示高分相机基频为58 Hz,为X方向 的一阶频率,该值远高于指标要求28 Hz,说明运 动学支撑具有较高的刚度,能够满足发射动力学 要求。



力学振动试验前后测试了相机三片 CCD 传 递函数,进一步从光学系统稳定性上验证运动学 支撑的性能,测试结果如表6所示。

振动试验前三个区域MTF平均值为0.196,

#### 表6 振动试验前后 MTF 对比

Tab. 6 Comparison of MTF before and after vibration test

心臣		M	TF	
则权	CCD1	CCD2	CCD3	平均
振动试验前	0.199	0.211	0.178	0.196
振动试验后	0.180	0.205	0.176	0.187

力学试验后MTF的平均值为0.187,相机传函下 降数值5%以内,说明运动学星载支撑结构性能 稳定。

#### 4.2 热光学试验

为了验证运动学支撑的热稳定性,开展了热 光学试验。将高分相机安装于卫星模拟舱板上, 并在舱板上设置主动控温,将卫星模拟舱板的温 度控制到0℃,将相机温度控制到20℃,同时测 试光学系统传递函数,测试图像如图10所示,可 以看到测试图像亮暗条纹非常清晰,说明舱板与 相机即使存在20℃的温差时,通过星载接口的热 变形释放,也能保证相机成像质量良好。



Fig. 10 MTF image of CCD

热光学试验数据结果如表7所示。可以看 到,在舱板与相机存在20℃温差情况下,高分相 机相比于振动试验时传递函数下降到0.173,但

#### 表7 热光学试验调焦前后 MTF 对比

Tab. 7 Comparison of MTF before and after focusing in thermooptical test

於四	MTF						
则权	CCD1	CCD2	CCD3	平均			
调焦前	0.179	0.166	0.174	0.173			
调焦后	0.22	0.22	0.23	0.223			

通过调整焦面位置,高分相机全色谱段平均传函 可达到0.223,远高于指标要求。

## 4.3 试验结果分析

本文中火星高分相机三点支撑的位置和角 度与相机质心高度匹配,可以比较均匀的分担相 机的重量,保证整机的结构刚度。运动学星载接 口支撑虽然在主次镜方向(Z向)和主三镜方向 (Y向)进行了自由度释放,但是由于这两个方向 相机主体分别通过桁架杆和框架进行支撑,并不 会减弱整体的结构刚度。从扫频结果分析,58 Hz基频对应整机X方向的一阶频率,为相机主体 自身的刚度决定。

在主次镜方向和主三镜方向设置滑动支撑, 可以隔离大部分的平台热变形对光学系统的影 响,使得相机在卫星隔板 Y和 Z两个热变形较大 的方向几乎不受影响。但是隔板在降温 20 ℃过 程中为整体收缩,会引入其他方向的耦合变形, 如三个安装支撑连线方向的变形,这种影响导致 的像质下降只能通过相机的调焦机构进行补偿。

综上,运动学星载接口通过合理布局可以同 时兼具固定支撑和柔性支撑的优点,同时也能克

## 参考文献:

- [1] 王建永,满益云,傳丹膺,等.国外高分辨率相机 与卫星平台连接方式综述[J]. 航天返回与遥感, 2009, 30(4): 36-41.
  WANGJY, MANYY, FUDY, et al. The summarization of connection ways between foreign highresolution camera and platform [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2009, 30(4): 36-41. (in Chinese)
- [2] 宋伟阳, 解鵰, 王循. 大型空间离轴三反相机分体 支撑结构设计[J]. 光学 精密工程, 2021, 29(3): 571-581.
   SONG W Y, XIE P, WANG X. Design of light-

服它们的不足,获得和固定支撑相同的刚度特性,同时也能有效隔离大部分的卫星平台热变形。

## 5 结 论

传统的星载接口设计一般并没有明确的设 计输入和设计要求,本文创新性的将蒙特卡洛统 计分析方法用于接口设计问题上,将接口设计与 反射镜面形和刚体位移等光学指标直接相关联, 将舱板温度差转化为支撑柔度设计问题,提出安 装支撑自身应能达到变形释放到1/16以上的指 标要求;结合相机本体在Y方向和Z方向刚度 较高,隔板在Y和Z方向变形较大的特点,提出 双脚架支撑和运动学支撑两种设计方案,并通 过仿真分析进行方案择优,将运动学支撑与相 机本体特点结合,比较巧妙的设计运动学滑槽 的方向,从而保证整体刚度和自由度释放的双 重要求。

通过试验验证,证明了运动学支撑结构相机 基频可达到58 Hz,为X方向的一阶频率,并没有 在自由度释放的方向降低刚度,力学试验前后平 均传递函数分别0.196 和0.187,传函下降量小 于5%;热光学试验表明,舱板与相机存在20℃ 温差时,相机全色谱段平均传函经过调焦后可达 到0.223,说明运动学支撑星载接口具有良好的 热力学性能。本文的设计方法和设计理念可以 用于指导具有一定刚度且需要较大热变形释放 要求的类似载荷上。

weight split support structure for large space off-axis three mirror camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2021, 29(3): 571-581. (in Chinese)

- [3] 冯强,何欣,吕清涛,等.高分辨率空间相机星载 接口设计[J]. 机电工程,2019,36(6):590-595.
  FENG Q, HE X, LV Q T, et al. Support structure for high resolution space camera[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2019, 36 (6):590-595. (in Chinese)
- [4] 孔德成,刘伟,颜昌翔,等.空间卫星相机安装固定基频性能优化设计[J]. 计算机仿真,2019,36
  (6):98-102.

KONG D C, LIU W, YAN C X, et al. Optimiza-

tion design of fundamental frequency on space satellite camera installation [J]. *Computer Simulation*, 2019, 36(6): 98-102. (in Chinese)

[5] 沙巍,陈长征,李丽富,等.离轴三反空间相机与平台的优化连接方式[J],红外与激光工程,2015,44
 (5):1527-1531.

SHA W, CHENG C Z, LI L F, *et al.* Optimized connection method of TMA space camera and satellite platform [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015,44(5):1527-1531. (in Chinese)

[6] 张军强,董得义,颜昌翔.空间成像光谱仪的主体 支撑方式[J]. 光学 精密工程,2009,17(10): 2450-2455.
ZHANG J Q, DONG D Y, YAN C X. Primary

support of high resolution space imaging spectrometer[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(10): 2450-2455. (in Chinese)

[7] 李林,王栋,杨洪波,等.空间相机柔性减振支撑
 结构的优化设计[J].光学精密工程,2016,24
 (7):1677-1684.

LI L, WANG D, YANG H B, *et al.* Optimization design of flexible and damping support structure of space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 24 (7): 1677-1684. (in Chinese)

- [8] STEPHEN F, TOM D, KEN G, et al. Design and validation of the mounting structure for BETTII balloon-based telescope with thin-walled optics [J]. Washington: SPIE Press, 2016,024001:1-10.
- [9] GRANT J, WOOD T, BHATTI I, et al. Cryogenic optical mounting for short-wave infrared spectrometers[J]. SPIE, 2014, 9151:91513Z.

作者简介:



**李晓波**(1987-),男,陕西宝鸡人,硕 士,助理研究员,2011年、2014年于西 北工业大学分别获得学士、硕士学位, 主要从事光机系统集成仿真与优化方 面的研究。E-mail: lixiaobo104@163. com

- [10] JOHN D, EMMANUEL C. An Overview of thermal distortion modeling, analysis, and model validation for the JWST ISIM structure [J]. AIAA, 2011-2161.
- [11] JAN D, EVERETT K. Latch Fittings for the Scientific Instruments on the Space Telescop[M]. Alabama, NASA, 1983.
- [12] MICHAEL E PRICE. Topsat-a small satellite approach to high resolution optical imaging [J]. SPIE, 2002, 4814:162-172.
- [13] 郭穩,朱磊,赵继,等.大口径空间反射镜大容差 支撑结构设计与优化[J]. 光学 精密工程,2019, 27(5):1138-1147.
  GUO J, ZHU L, ZHAO J, *et al.* Design and optimize of high tolerance support structure for large aperture space mirror [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019,27(5):1138-1147. (in Chinese)
- [14] 王富国. 温度和支撑方式对 1. 2m SiC 主镜面形的 影响分析[J]. 光学学报,2011,40(6):933-936.
  WANG F G. Study on the influence of temperature and support style to the 1. 2m sic mirror surface figure [J]. Acta Photonica Sinica, 2011, 40 (6):933-936. (in Chinese)
- [15] 王泰雷,张雷,贾学志,等.微纳遥感相机一体式 超轻主支撑结构优化设计[J].光学学报,2019, 39(7):0728009.

WANG T L, ZHANG L, JIA X Z, *et al.* Optimized design of integrated ultra-light main supporting structure for micro-nano remote-sensing camera [J]. *Acta Optica Sinica*, 2019, 39(7): 0728009. (in Chinese)

#### 通讯作者:



**王** 严(1985-),男,吉林长春人,硕 士,助理研究员,2012年于北京航空航 天大学获得硕士学位,主要从事产品 可靠性研究。E-mail: wangyan@ciomp.ac.cn