

文章编号 1674-2915(2009)05-0364-13

空间光学遥感器环境适应性设计与试验研究

卢 镔, 颜昌翔, 吴清文, 董得义, 郭 亮, 罗志涛

(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:为适应空间光学遥感技术的快速发展及对空间光学遥感器需求的不断增长,在追求高空间分辨率、高光谱分辨率、高辐射分辨率性能及轻量化的同时,必须考虑空间光学遥感器对恶劣的发射运载力学环境及在轨真空热环境的适应性问题。本文概述了国内外空间光学遥感器环境适应性设计的现状与进展,阐述了空间环境因素对空间光学遥感器性能的影响,尤其是在力学及真空热环境作用下的环境效应,探讨了环境效应的作用机理。在对任务需求和环境效应分析的基础上,提出了空间光学遥感器环境适应性设计的要求、准则以及适应性设计要点。提出在空间光学遥感器设计的早期设计阶段,应统筹考虑对未来可能遇到的各种环境的适应性问题,并开展以质量特性、动力学特性及热光学特性为主的适应性设计分析迭代。在实施阶段,需进行相应的特征试验以及环境模拟试验,实地考察空间光学遥感器的力学及热光学特性以及在各种模拟环境条件下功能和性能的有效性和正确性,确保对未来各种恶劣环境条件的适应性。本文对设计分析迭代过程中以及试验过程中对环境适应性的评价方法及其相关的地面试验内容和方法也进行了论述。

关键词:光学遥感器;空间环境;环境适应性;热光学

中图分类号:TP73; V243.5 **文献标识码:**A

Research on adaptability of optical remote sensors in mechanical and space thermal environments

LU E, YAN Chang-xiang, WU Qing-wen, DONG De-yi, GUO Liang, LUO Zhi-tao

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

Abstract: In order to meet the requirements of the exploration to the earth and planets, the adaptability of space remote sensors to the rigor launching and space vacuum thermal environments must be considered in design, while we seek a fine space remote sensor with high spatial resolution, high spectral resolution, high radiation resolution, super imaging quality and light weights. This paper summarizes the present state of environment adaptability design and the influence of mechanics and vacuum thermal environments on the performance of space remote sensors, and researches the mechanism of environment effect and the key points of environment adaptability design. Then, it presents the demands, criterion, and key points for environment adaptability design of the space optical remote sensors based on the working mission. Furthermore, it suggests that the environment adaptability factors must be taken into account comprehensively in the early design phase and the mass characters, dynamical behaviors and thermal optical characters of space optical remote sensors should be

also considered in the iteration course of design and analysis. During the production engineering stage, environment adaptability test should be carried out for assessing practice dynamical behaviors and thermal optical characters of products and for verifying the performance of space optical remote sensor to insure sensor's adaptability against rigor and thermal environments. Moreover, the evaluation methods of environment adaptability design and related test contents are also described in this paper.

Key words: optical remote sensor; space environment; environment adaptability; thermal optics

1 引 言

随着人类对地球及其它星体探索的信息量及其质量需求的提高,作为空间光探测仪器—空间光学传感器不仅要有更高的分辨力、更加优异的像质,而且要在满足光机结构轻量化要求的同时,必须对包括在地面阶段、发射运载阶段以及在轨飞行阶段所受到的各种载荷环境具有高度的适应性和可靠性。面临空间光学传感器功能的增加,对各种分辨力(空间分辨率、光谱分辨率、辐射分辨率)及像质的指标要求越来越高,与设计约束(质量轻、长寿命、高可靠性及低成本等)以及环境约束(机械载荷、真空热环境及空间辐射环境等)形成越来越苛刻的尖锐矛盾,使空间光学传感器的研制与开发面临越来越严峻的挑战。为了解决这种需求与约束的矛盾,国外从上世纪80年代就开始加大了对空间光学传感器环境适应性的研究,美国宇航局(NASA)一方面用计算机对空间光学传感器进行光、机、热一体化模拟仿真研究,开发了相应的工程分析软件^[1-3],并进行空间光学传感器在各种空间环境条件下的多学科优化设计^[4];另一方面开展空间光学传感器的热光学、动态光学等试验研究。上世纪末,美国开始进行新一代空间望远镜(NGST)的创新研究,就空间光学传感器环境适应性问题进行了全面的研究和概念设计^[5,6];欧洲空间局(ESA)自80年代以来,对由于空间环境载荷导致空间光学传感器性能下降的因素及其作用机理进行了大量的研究工作,尤其是针对空间热载荷、真空以及空间射线、粒子辐射造成空间光学传感器光学性能下降开展了对策性设计研究。俄罗斯在国家光学学院(GOI)S. I. Vovilov教授的倡导下,由S. V. Ljubarsky教授领导的科研群体,从70年代后期开始专

门从事空间望远镜的金属光学反射镜的研究和制作^[7],所研制的SiC及Be基金属反射镜具有相当高的比刚度(E/ρ),非常低的相对质量(产生相同变形时所具有的质量)以及较低的热畸变(α/λ),已被广泛应用于空间光学传感器的光学镜头制作。随着设计理念的进步以及材料科学与其应用技术的迅速发展,空间光学传感器对环境适应性有了长足的进展,仅以在轨热真空环境条件下传感器能够适应的温度范围为例,目前已变得越来越宽,如美国EO-1光学传感器(2000年发射)的设计温度为 $-20 \sim +40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[8],法国SPOT5相机(2002年发射)的设计温度为 $-20 \sim +50\text{ }^{\circ}\text{C}$,美国MISR光学传感器(折射光学系统)由于采用被动热调焦补偿结构,设计温度变化范围可达 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上,存储温度为 $-40 \sim +80\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。美国于2009年发射的用于火星探测的超光谱成像仪,由于采用离轴三反式光学系统并用带有波前校正的光栅作为分光元件,使其对环境温度的适应性大大增加^[9]。我国自80年代以来开始研制空间光学传感器,主要以研制普查型光学传感器为主,相对高分辨率光学传感器来说,由于技术指标要求不高,对空间环境的适应性的制约问题显得不十分突出,加上技术理论的难度、加工制造、测试手段、试验及计算条件的限制,对空间光学传感器对空间环境的适应性问题需进行全面系统的研究。到目前为止,科研人员在空间光学传感器的研制过程中,一方面利用计算机模拟仿真手段,对空间光学传感器、光学窗口等光机系统进行了热光学、结构动力学特性计算及其在力学、热真空环境条件下的环境效应分析计算^[10],为合理结构设计、热设计^[11,12]提供了重要的参考依据;另一方面开展了空间光学传感器及窗口组件的模式试验、热光学试验以及力学与空间热环境模拟试验等空间环境适应性和可靠性的试验研究。通过多年的研究工

作实践,构筑了光学遥感器计算机模拟仿真平台、空间环境模拟试验装备;形成了一支以年青科研人员为主的现代高技术研究人材队伍,具有能够从事理论研究、计算机模拟仿真、设计、加工制造、空间环境模拟试验、测试等科研实力。在已有的基础上,坚持持续发展的目标,系统、深入地开展了空间光学遥感器对空间环境适应性的研究,从空间光学遥感器整个生存周期出发,全面、综合考虑力学、热、真空及辐射各种环境因素对遥感器的影响,进行了遥感器光机结构的动态特性、热光学性能研究,以及空间光学遥感器的适应性优化设计研究。研究技术路线主要是机理研究、计算机模拟仿真、特性试验、空间环境模拟试验及与工程研制实践相结合,通过空间光学遥感器对空间环境适应性研究,为解决高性能空间光学遥感器日益增长的需求与空间环境约束的矛盾提供有效的技术手段。该项研究对研制开发高精度、大视场、高分辨力、高像质、高可靠性空间光学遥感器具有重要的意义。

2 环境因素对空间光学遥感器的影响

空间光学遥感器的整个生命周期,主要受机械、热、真空环境及空间辐射等环境影响,不利的环境因素会使遥感器光学系统成像及光谱质量下降,甚至会使遥感器损坏而无法工作。主要的影

响因素有:

(1) 机械载荷

空间光学遥感器所受到的机械载荷,一方面来自地面装调过程中残留的内应力以及运输、搬运途中受到的冲击与振动的作用;另一方面来自发射运载中由火箭发动机、箭星(船)穿越大气摩擦以及箭星(船)分离所产生的机械扰动。机械载荷作用形式包括静态载荷,如装配应力、自重释放等;动态载荷,如稳态加速度、正弦振动、随机振动及冲击等,通过与星/船连接的接合面作用到遥感器的结构上;由温度载荷引起的热弹性应力也可看作为一种准静态载荷。遥感器结构在动态激励载荷作用下产生的谐振可使振动幅值动态放大,甚至产生共振,从而导致光机结构局部环节应力过大,产生不可恢复的变形甚至造成结构破坏。计算及试验表明,低频正弦振动(< 100 Hz)对整机结构影响较大,其响应加速度的动态放大倍率可达十几甚至几十倍;随机振动容易造成光机结构中的光学元件、控制箱等电子装置中电子元件松动、接线插头接触不良,从而导致断路或短路,以及运动构件连接副之间的相互碰撞,造成精度破坏甚至可导致卡死等现象发生。当遥感器入轨后,所处的温度、压力以及引力场环境状态均发生了变化,在微重力、真空及空间热环境中,那些在地面装调过程中产生的残余应力、重力得以释放,同时遥感器受到压力变化和热应力的作用,其镜

表1 空间光学遥感器力学环境效应

Tab.1 Mechanical environment effect of space optical sensor

有效载荷	力学环境效应	后果
相机本体	振动加速度响应放大倍率过大 光学元件位置变化(离轴、离焦、倾斜) 光学元件面形畸变 光机结构装配间隙、胶层等非线性破坏 光机结构中螺钉松动	光机结构精度变坏甚至结构破坏 导致视轴(LOS)漂移、波前(WFE)畸变, 使成像与光谱质量变坏
电控箱	机上光电器件损坏(如定标系统灯丝断掉等) 扫摆、偏流及调焦等运动机构失灵、精度破坏 电路板振动过大 电路板组件间相互撞击 内部电缆摩擦 机箱螺钉断裂	光电器件功能丧失 功能丧失、机构运动非线性 电子元器件振坏,电连接器接触不良 内部电缆线路短路或断路 机箱变位、机箱壁振坏
综合	系统 MTF 下降,光电器件或结构损坏,可靠性下降	

头各光学元件相对位置、结构尺寸及光学元件镜面面形可能发生变化,导致视轴偏移、焦面位置变化及光学系统波前畸变,使分辨力及成像质量下降。表1所列为空间光学遥感器本体及电控箱的主要力学环境效应。

(2)热载荷

由于遥感器的热状态在发射前与入轨后将发生很大的变化,在轨道运行过程中,其所在轨道位置及飞行姿态处于不断的变化中,遥感器所受外热流呈周期性变化,加上内部功耗的不断变化(与工作模式有关),使遥感器结构呈现出在不同部位或同一部位在不同时刻具有不同温度的复杂热状态。遥感器的热状态主要取决于外部空间热沉(冷黑空间),来自阳光照射、地球阳光反照和地球红外辐射等外热流作用,与星/船间相互作用以及遥感相机内部热源等综合因素的作用。遥感器接收外热流大小与运行轨道、发射窗口、星/船飞行姿态、在星船上的安装位置、遥感器暴露在外部空间表面面积以及外表面材料的 α/ε (吸收/发射比)等因素有关。热载荷对遥感器光学系统、光机结构以及电子学系统有着重要的影响。

(1)遥感器在空间飞行期间,由于周而复始经历日照区及阴影区,暴露在星/船外面部分会交替受到外界热循环载荷作用,同时由于光学镜头朝向地球,其前端部光学孔径会直接受到外部冷黑空间的影响并受到地球红外辐射、阳光照射及

地球阳光反照等外热流作用;其后端部则通常受到机上内部热源或周边其它热源的影响。这些热边界载荷不断变化,加上遥感器上各个构件热惯性不同,使遥感器的温度场处于不断地变化之中,导致遥感器光学座具结构与光学元件的热变形(光学元件相对位置尺寸、镜面形状变化)以及光学元件的光学性能改变(如透镜、棱镜等折射率梯度变化),使遥感器在光学传输过程中光程差发生变化,引起光学系统波前畸变、视轴漂移或焦面位置发生变化,导致空间分辨率下降、光谱谱段宽度与中心波长位置变化;

(2)CCD接受器件在不稳定热环境中容易产生热噪声及暗电流,使信噪比(S/N)下降;

(3)电子线路及元器件在真空热环境下由于没有空气对流,工作时产生的热量不易散发出去,使发热元件产生过热,可导致非线性失真,甚至造成元器件破坏;

(4)遥感器精密传动装置,如偏流机构、扫摆机构及调焦机构等,由温度变化引起的机构热弹变形使机构精度下降甚至功能失效,在真空环境下由于冷焊现象可使运动机构运动副摩擦力矩增大,容易出现机构运动的非线性,甚至造成机构“焊”死现象。

光学遥感器空间热真空环境效应如表2所示。

表2 空间光学遥感器真空热环境效应

Tab.2 Vacuum thermal environment effect of space optical sensor

构件	热真空环境效应	备注
光学遥感器本体	光学元件位移,元件间相对位置改变 光学元件产生热弹畸变 透镜(棱镜)折射率/像散改变; 结构中的复合材料、涂层或粘胶产生出气现象 冷凝作用 热控调谐机构热弹性变形 扫摆机构等运动副冷焊	光学系统 LOS ,WFE 改变 MTF 下降,空间分辨率、光谱分辨率下降, 像质变坏 结构尺寸稳定性破坏 光学表面、热控涂层污染,图像清晰度下降, 调谐机构精度下降甚至失灵 运动机构线性度破坏、运动功能失效
探测器	使 CCD 器件热噪声、暗电流增加	S/N 下降
电控箱	低压放电(电晕) 元器件材料受热退化、机械应力疲劳	气压下降过程中出现 电子元器件热失效,可靠性下降

(3)空间辐射作用

空间光学遥感器大多数直接暴露在太空环境

下,受到空间带电粒子辐照作用和影响,主要体现在对遥感器所用的电子器件、光学元件、热控涂层

及结构高分子复合材料等的作用。如原子氧、高能粒子、射线等,将使光学遥感器的光学透镜、棱镜等玻璃材料变黑、变暗,光学镀膜物理属性(透过率、反射率等)变化,热控涂层的热物理参数(发射率和吸收率)衰退,电子器件性能漂移、背景噪声增加、CPU及外围芯片等器件的逻辑功能错误、绝缘介质材料强度降低等等。空间辐射作用的大小取决于光学传感器接受辐照的面积、辐照强度、累积时间及作用形式,例如光学玻璃元件(冕牌玻璃材料)当接受到 $6 \times 10^{13} \sim 1 \times 10^{15} \text{ e/cm}^2$ 电子剂量作用后,其折射率变化可达 2×10^{-4} 。

3 空间光学传感器环境适应性要求

为使空间光学传感器在整个生存周期内正常工作并满足高空间分辨率、光谱分辨率、辐射分辨率及成像质量的要求,在设计早期阶段就应针对空间光学传感器任务目标,统筹考虑功能与性能(指标)要求、工作约束以及对环境约束的适应性问题,并以此作为设计驱动进行综合设计及优化设计。为使传感器具有对空间环境的适应能力,传感器结构必须具有良好的质量特性、动态特性以及热光学特性,使光机结构在轻量化的同时,能够保证其在力学、热真空环境条件下具有良好的尺寸稳定性(光学元件的面型及相对位置)、光电器件及材料物理属性的稳定性。

质量特性主要由空间光学传感器的质量、质心位置以及惯量矩来描述,这是航天产品设计的一个重要的工作约束条件。对空间光学传感器质量特性做出严格的限制,不仅仅是出于对发射承载能力和成本的考虑,也是对力学环境适应性的要求。实际上过大的质量及其不合理的分布将会直接导致结构刚度下降,例如较大口径反射镜,往往会由于质量过大或质量分布的不合理,在微重力环境下会使面型发生畸变^[12]。为了增强对力学环境的适应性,满足质量特性的要求,对空间光学传感器进行结构轻量化设计是极其必要的。

传感器结构动态特性主要由结构的固有频率和相应的模态描述。具有良好的动力学特性是传感器结构能否承受机械载荷而不破坏、不变形的

基本保障。由瑞利商表达式可知:

$$\omega^2 = \frac{\{\mathbf{x}\}^T [\mathbf{k}] \{\mathbf{x}\}}{\{\mathbf{x}\}^T [\mathbf{m}] \{\mathbf{x}\}}, \quad (1)$$

式中, ω 为结构固有频率; $\{\mathbf{x}\}$ 为位移向量; $[\mathbf{k}]$ 为结构刚度矩阵; $[\mathbf{m}]$ 为结构质量矩阵。

传感器结构固有频率不仅体现了整机的动态刚度,而且反映出整机结构的比刚度和轻量化的程度。固有频率越高,表明传感器结构的动态刚度越高,其抵抗外力作用变形的能力就越强,其整机结构的比刚度和轻量化程度越好;结构固有频率的分布直接影响整机的稳定性,当各阶频率分布含有密频或重根时,系统为近亏损或亏损系统,表现为对外界扰动非常敏感,甚至可能产生共振或颤振。为使传感器具有足够的刚度,整机结构一阶固有频率至少应高于星/船平台固有频率的3倍以上,并且各阶频率的分布应尽量拉开距离以避免密频或重根。传感器动态特性也反映结构的静态刚度,例如在空间微重力环境条件下,重力释放将导致光学元件相对位置变化及光学元件面形变化,其变化值的大小与结构在重力释放方向上的结构基频存在如下关系^[10]:

$$\delta = \frac{g}{4\pi^2 f_n^2}, \quad (2)$$

式中, δ 为自重释放引起位移(m); f_n 为整机或光学元件在重力释放方向上的结构基频(Hz); g 为重力加速度(m/s^2)。

由此可见,空间光学传感器的结构动力学特性决定并直接影响在重力场变化时光学元件相对位置变化和镜面形状的变化,进而影响光学系统成像的质量。为了提高传感器结构对力学载荷的承受能力,合理的结构设计以提高整机的结构刚度、减轻整机质量是非常必要的。

传感器热光学特性反映传感器本体热状态与光学系统的同心度、光谱性能(谱段宽度、中心波长位置及谱段配准等)、焦面位置、S/N及成像质量的关系,可以用满足传感器光学系统传递函数指标要求时的临界温度及其分布状态描述。传感器热光学特性反映传感器承受空间热载荷的能力,表明传感器系统性能对外界热环境变化的敏感程度。由于受热环境的影响会导致传感器屈光度或波前差(WFE)变化,若用棱镜作为分光元件则会因温度梯度变化引起谱段宽度、光谱中心波

长位置漂移、光谱通道空间配准超差;而且使传感器的电子元器件、光电器件的 S/N、线性度发生改变,导致系统 MTF 下降。基于热光学特性的设计与分析迭代,其目的就是使空间光学遥感器具有在更大的温度范围内保持系统性能的稳定,增强对空间热环境适应性的良好品质。

4 环境适应性设计要点

对于空间光学遥感器来说,不仅要求重量轻而且还要满足在恶劣的力学及轨道热真空环境条件下的功能及性能稳定的要求。在设计初期就要将光学遥感器对环境的适应性纳入设计考虑之中,其关键技术问题主要有以下几方面:

- 镜头结构等刚度设计(等应力准则)
- 无热化设计(热光学设计准则)
- 热设计(被动热控为主、主动热控为辅)
- 光学器件、电子器件选用与线路设计准则
- 光机材料选用准则

4.1 结构设计应遵循的准则

1) 镜头结构要尽量按照等刚度分布进行设计,避免在外界载荷作用下产生应力集中。按照等应力准则,当结构在外载荷作用下各部分内应力相等时固有频率最高,重量最轻;在实际工程设计中应尽量采用桁架结构作为光学元件的支撑平台,如采用三角形桁架结构将能保持结构具有良好的各向等刚度及其稳定性;

2) 光学元件及其相关结构设计时应采用无应力装配,镜体支撑处不得有过约束,可采用十字簧板等柔性结构作为支撑方式,并且要通过过渡板与基础连接,以免直接引入过大约束应力;

3) 光学元件支撑平台,结构布局应尽量采用对称结构,避免使光学元件在受到外力或温度载荷作用时相对位置产生角度变化或离轴变化;

4) 光学遥感器质心应尽可能靠近安装面,提高整机结构的稳定性;吊装位置选取在尽量通过或靠近质心的基座处,以提高吊装的稳定性;

5) 封闭腔体结构要留有通气孔,防止在升空减压过程中,由于压差作用造成腔体结构变形以及光学元件曲率、折射率的变化;

6) 采取无热化设计。尽量采用对热不敏感

的光学系统或光学元件(如能用反射镜就尽量不用透镜或棱镜)、电子元器件(选功耗低,温度、时间稳定性好,耐温范围宽的元器件)及结构材料(用线胀系数小的材料),结构设计要考虑使各构件材料的线膨胀系数相匹配,减小由温度梯度引起光学元件面形或光学元件之间相对尺寸的变化,或者使光学元件支撑平台(如镜筒、镜头框架等)结构尺寸的变化与光学元件曲率半径及折射率等参数变化互补;

7) 在加工工艺上应考虑尽量消除构件在加工和装配时产生内应力以及复合材料内部残留的气体等缺陷;

8) 光学遥感器结构及光学元件要选用高比刚度材料(E/ρ)及热畸变小的材料(α/λ),如反射镜镜体用 SiC、Be 等材料,光学座具可用铝基复合材料、碳纤维等热尺寸稳定性良好的材料。

4.2 光电探测器组件装配的热尺寸稳定性设计

CCD 组件作为光学遥感器的核心部件,不仅要满足在热环境条件下的 S/N 要求,而且要保证很高的定位与装配尺寸稳定性。通常芯片座采用殷钢材料,要有良好的散热通道,通过导热带或棒将多余的热量导走,装配时要对 CCD 组件与周边热源(如驱动器电路)采取热隔离措施;对于红外探测器组件可采用辐射板等被动散热制冷方式,也可采用主动制冷方式以保障探测器件对 S/N 的要求。为了维持探测器组件的热稳定性,根据其工作模式及热功耗的大小,可采用具有较大热熔的金属块或相变材料吸收 CCD 组件工作时释放的热量,不工作时,则可通过存储于大热容材料中的热量,再慢慢释放回来,以维持 CCD 组件的热稳定性;有的 CCD 组件也可经热管或导热带连到辐射板上直接向太空进行散热,不工作时则可通过辅助电加热的方式维持其温度使之达到热稳定状态。

4.3 电子部件散热问题

为了提高电子部件的可靠性,避免热失效,使元器件与热沉之间建立低热阻热通道,电子元器件应选择温度、时间稳定性好和耐温范围宽的元器件。为便于大功率器件的散热,应选择导热性好的金属或陶瓷基底印制板。

元器件布局力求热功耗分布均匀,避免局部

区域因热功耗过于集中而导致元器件温度过高；功耗大元件应直接安装在作为机箱安装面的底板上或机箱壳体上；

元器件在线路板上的安装,应尽量增大安装接触面积,尽量利用引线散热；

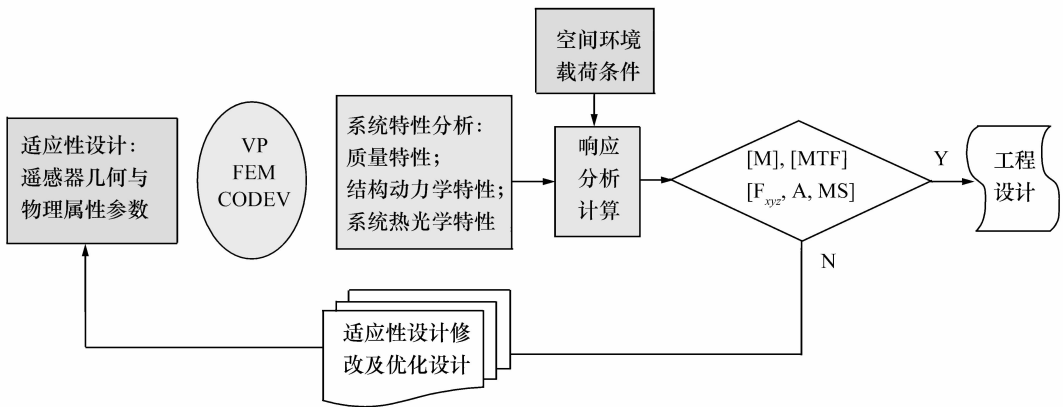
线路板与机箱壳体之间要有良好的散热通道。对温度变化敏感的元器件要远离热功耗大、温度变化激烈的元器件,否则,要对工作温度要求较低的元器件进行热隔离。机箱要有足够大的安装接触面积,安装面的粗糙度、平面度应符合相关规范要求。机箱表面(除安装面)应具有较高的发射率($\epsilon \geq 0.85$),可通过表面氧化发黑或喷黑漆实现。

工程上的空间环境适应性设计,需要在各方面指标(如空间分辨率、光谱分辨率、空间与光谱定位精度、定标精度等)要求和各单元技术(光机电热等)可提供的能力以及环境约束之间进行统筹考虑和权衡,如考虑满足光学遥感器结构刚度设计要求时,可能会受到材料、工艺加工水平等限制,设计结果的热光学特性就不足以适应恶劣的

空间真空热环境,为此可通过热控手段来进一步扩大光学遥感器的在轨条件下的温度适应范围。

5 适应性设计-分析

在初始设计阶段,应根据空间光学遥感器设计输入的任务指标、工作约束及环境约束,通过设计分析迭代,逐步完善并实现对空间环境的适应性设计。在设计迭代过程中,对空间光学遥感器能否在恶劣的力学与空间热真空环境条件下不受破坏,并满足性能指标加以评价是非常必要的。通过设计评价,为选取合理的设计参数提供科学依据。初步设计评价,主要是通过工程分析及计算机数值仿真的手段,对所设计遥感器结构的品质特性及其在环境载荷作用下的响应进行评价。经过反复设计-分析迭代过程,遥感器结构逐渐逼近期望目标,通过优化设计达到优化结果。最终的设计评价将在初样结构制造出来之后,通过模态试验、鉴定级环境模拟试验以及热光学试验加以考核验证。初步设计/分析迭代过程见图1。



注: VP—虚拟产品,可用UG实体模型构造实现;
 FEM—有限元模型,如PATRAN、NASTRAN等;
 CODEV—光学分析计算程序;
 [M]—整机质量指标;
 [MTF]—调制传递函数指标;
 [F_{xyz},A,MS]—分别代表结构基频(xyz 3个方向),加速度响应放大倍率,安全裕度

图1 空间光学遥感器设计和分析迭代过程示意图

Fig. 1 Iteration course of design and analysis for space optical sensor

适应性设计/迭代过程中进行初步设计评价主要包括如下内容:

(1) 特性分析

质量特性:质量、质心位置及惯量矩;

传感器结构动态特性(固有频率及其模态分布);

传感器系统热光学特性(满足任务指标的最大适应温度范围)。

(2) 响应分析

传感器结构在发射运载力学环境下的动态放大倍率、安全裕度;

传感器系统在热真空环境下的温度(温度水平及温度分布)响应分析;

(3) 优化设计:在特性与响应分析基础上探求最优动态特性、热光学特性的相机结构轻量化设计。

5.1 特性分析

(1) 质量特性

通过 UG、IDEAS 等 CAD 软件构造空间光学传感器三维工程模型样机(VP)并计算其质量、质心位置及惯量矩,考核是否满足星船总体提出的质量特性满足程度要求。

(2) 动态特性分析

评价空间光学传感器动力学特性的方法主要以结构模态分析为主,通过模态分析可以得出:

1) 空间光学传感器结构基频与外界激励频率、搭载基体频率相比较是否足够高,一般要求光学传感器整机或部件组合结构(包括支架)基频 ≥ 70 Hz;

机箱等小质量设备基频 > 100 Hz;

2) 通过振型仿真可以直接观察到传感器结构的薄弱环节,提出合理刚度分配方案,或通过灵敏度分析进一步实现结构刚度优化设计;

3) 根据结构频率分布状态,观察结构特征根是否有密频或重根现象,进而为预示结构是否有可能产生共振或颤振提供参考。

(3) 热光学特性分析

热光学特性分析的目的在于揭示空间光学传感器热状态与其光学性能间的相关性,以及寻求在空间热真空环境下保持系统光学性能在指标要

求范围内的合理设计参数。通过热光学特性分析计算确定传感器及光学元件在满足空间分辨率、光谱分辨率和像质前提下的许用温度水平和温度分布范围,所界定的温度范围也为确定热控指标以及热控设计提供了依据。热光学特性主要通过计算在不同温度场作用下传感器系统的调制传递函数(MTF)是否满足要求进行评价。热环境引起 MTF 变化可通过对空间光学传感器光机结构进行热-机-光集成分析计算得出。热光学特性分析过程与光机结构设计过程相反,设计过程依次是光学指标-光学设计-光机结构设计-热设计的递推过程,热光学分析则是热计算-结构计算-光学计算的逆仿真计算过程。首先进行传感器温度场计算,分别考虑传感器的热状态在均匀温度变化及温度分布变化(如轴向、径向以及周向温差等)时温度场的描述,可用 PATRAN、TMG 或 FLOWTHERM 等热分析软件进行稳态温度场计算;然后,计算传感器在不同温度场作用下所引起的光机结构的热弹性变形及透镜或棱镜折射率梯度变化引起的光程差(OPD)变化;最后,利用 ZERNIKE 多项式进行波像差拟合,将所求得的多项式系数代入光学计算软件(CODEV 或 ZMARK),计算传感器在热状态下光学系统的波前畸变(WFE)、MTF 等光学性能参数并与任务要求的光学性能指标相比较。对于反射式光学系统也可直接将热弹性计算结果与光学设计给定的光学元件变形或位移允差指标比较,比较结果若满足光学指标要求,则加大输入给传感器的温度载荷,重复上述计算过程,直至得到不满足光学指标的临界温度为止。对于给定的光学指标要求,传感器光机结构应对应于确定的临界温度范围,该临界温度范围越宽,说明光机系统对热环境的变化越不敏感。随着光学指标的提高,临界温度范围变得越来越苛刻,合理的热光学设计就显得尤为重要,必须考虑采取必要的热控措施。临界温度也就是传感器计算的热控指标,考虑到工程中存在一些不确定性因素,实际工程中的热控指标要在计算热控指标的基础上加上一定的温度裕度,见图 2。

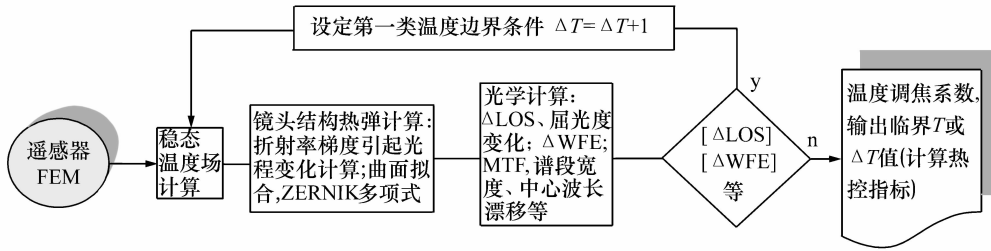


图2 光学系统热光学特性分析

Fig. 2 Analysis of thermal optical characteristics for optical system

5.2 响应分析计算

在早期设计阶段,通过质量特性及动态特性分析,确定空间光学遥感器的质量及结构的固有频率,考核其对力学环境的适应性;通过热光学特性分析确定传感器适应温度范围,考核其对空间真空热环境适应性。由于所进行的特性分析均是建立在线性系统基础上,没有考虑和预示载荷耦合、结构中的机械阻尼及热阻等非线性因素,因此,在未来的发射运载环境条件下,是否遭到破坏或产生屈服应变(永久变形),或在轨环境条件下传感器是否能满足空间分辨率、光谱分辨率的要求,还必须通过施加预示载荷进行系统的模拟仿真、响应求解加以验证、复核。响应求解的结果,对进一步改进强度与刚度设计、热光学设计以及确定试验规范等工程任务,起着重要的参考作用。响应分析计算的内容主要包括如下几方面:

(1) 承受机械载荷能力

应力响应—在地面运输、搬运以及发射运载过程中,必须关注光机结构能否被破坏或产生不可恢复的微屈服变形,为此需通过对传感器施加预示机械载荷进行应力响应分析计算,判别在过载、冲击及振动等机械载荷作用下结构材料的安全裕度是否在许用限定范围以内,即

$$MS = \frac{[\sigma]}{\sigma_{\max} \times f} - 1 \geq 0, \quad (3)$$

式中 MS 为安全裕度(表示结构部件强度或抵抗变形能力的剩余系数); $[\sigma]$ 为极限应力(拉伸屈服极限或抗拉强度极限, kg/mm^2 , 对光学座具等关键结构取材料的微屈服极限); σ_{\max} 为预示载荷产生的应力(对于光学玻璃等脆性材料取最大正应力,光机结构材料通常采用 Von Mises 应力); f

为安全系数(静力载荷条件下 $f=1.5$, 动载荷条件下 $f=1.2 \sim 1.35$)。

加速度响应—防止地面试验或发射运载过程中在外载荷激励作用下有过的动力学放大,通过加速度响应幅值的放大倍率进行观测考核,通常动态放大倍率限制在 10 以内(尤其是在对应传感器整机结构基频的低频范围),否则就有可能造成装配精度丧失乃至结构破坏,使光学元件及电子器件振坏;

位移响应—微重力条件下自重释放或准静力载荷引起光学元件相对位置变化(离轴、离焦及倾斜)及光学镜面畸变(PV, rms, 表面形状系数),考核其尺寸稳定性是否在光学要求指标范围内。

(2) 承受温度载荷能力

温度响应—通过对光学传感器在整个工作寿命期间内极端高低温工况下的温度响应(温度水平及温度梯度)分析计算,观测其是否满足热光学要求(即满足光学指标限定的温度范围以内)及热设计是否合理。

5.3 结构优化设计

优化设计的目标是在满足视轴变化(LOS)及镜头波前畸变(WFE)许用范围内的条件下,寻求整机结构的最大比刚度。工程运算中往往以求整机结构轻量化或结构基频最大化为目标,以关键尺寸(定位或接口尺寸)、工艺参数及成本等限制要求为约束条件,以结构参数(拓扑或几何尺寸)及材料属性为设计变量进行求优。对优化设计结果再进行响应考核,以验证其对环境适应能力增长的效果。以某光学传感器为例,通过灵敏度分析得知次镜座与主镜室的联结方式为薄弱环节,经多次设计分析迭代,将原设计的 3 根支杆直接

与主镜室连接改成3根支杆通过钛合金筒与主镜室连接,整机结构刚度由49 Hz提高到82 Hz,相当于在自重作用下次镜座(含次镜)相对主镜室的位移(垂直于光轴方向)由0.06 mm减小到0.01 mm。在空间光学遥感器中,主镜镜头是轻量化的重点对象,经优化设计后,其轻量化率在60%以上。最后,在轻量化的基础上还需对相机热尺寸稳定性加以校核,以确保遥感器热光学特性符合要求。

6 环境适应性试验

6.1 必要性及其分类

由于光学遥感器的早期设计大都建立在理想化设计参数基础上,实际工程中由于加工制造、材料属性及载荷与边界条件存在一些不确定因素,以及设计计算模型的简化和计算误差等都会使所设计的结果与实际光学遥感器的性能存在差距。为此,在光学遥感器投入使用之前必须进行试验验证。

空间光学遥感器环境适应性试验可以分为两类,一类是与空间环境适应性相关的特征试验,其中包括动力学特性试验及系统热光学试验。特征试验的目的主要是通过试验手段了解遥感器光机结构动态特性的本构关系,以及遥感器热状态与光学性能之间的相关关系,在此基础上对分析计算模型进行修正。通过特征试验,可以了解遥感器对力学环境以及热环境所具有的适应能力,如遥感器光机结构的动态刚度以及可承受的极限温度范围(通常依此作为热控指标的依据),发现其对环境不适应的薄弱环节,为进一步改进与优化设计及制造工艺提供依据;特征试验不仅验证计算机工程分析仿真模型的正确性,同时也为其模型修正提供依据。修正后的模型具有与真实产品全相关的属性,据此就可以对未来各种环境载荷工况进行响应预示,为由环境载荷引起的相关故障分析、判断以及为应急预案实施提供必要的参考信息;通过热光学试验所获得的热真空环境下的温度调焦系数,为遥感器在轨调焦提供合理的调焦量依据。另一类是环境模拟试验,主要包括力学、热真空以及辐射等环境模拟试验。环境模

拟试验的目的主要是检验光学遥感器产品设计与工艺的合理性,验证产品能否达到规定功能、性能以及对各种空间环境的适应能力,是检验和保证空间光学遥感器可靠性的重要手段。

6.2 特征试验

结构动力学特性试验:通过对光学遥感器结构进行低振级的机械激励来测量结构的响应(用加速度计测得出),然后对响应进行分析处理得出试验结构的动力学特性;结构动力学特性试验属于系统识别问题,即根据激励输入、响应输出探求系统自身内在的本构关系,进而确定结构动力学特性(固有频率、振型、阻尼及刚度等)。

通过试验确定光机结构动力学特性,进而验证试验件结构设计的合理性,找出影响结构动态刚度的薄弱环节;利用结构动力学特性试验得到的结果,可验证并修正试验件结构分析模型,为进一步正确预示各种力学环境效应及结构优化设计提供参考。动力学特性试验主要采用以下方法:

特征频率检验:用特征频率扫描手段确定共振点,即将试件按照实际工作安装方式,装卡在振动台面上,并以低量级正弦激励载荷进行宽频带振动扫描,得出空间光学遥感器光机结构基频,结构基频越高说明结构的动态刚度越高,承受外界激励载荷的能力越强;此外,通过在力学环境模拟试验前与试验后的特征频率扫描,观测两次相应响应峰值频率变化,可以识别结构在环境模拟振动试验后是否状态发生了非线性变化甚至遭到破坏。特征频率振动试验方法是最简单、直接的方法,但所获得的信息有限,无法作为动力学分析计算模型修改的依据。

模态试验:用小锤或电动激振器激励,可以测得空间光学遥感器光机结构的频率、振型和阻尼值。模态试验分为自由模态试验、工作模态试验。激励载荷输入方法有:单点随机激励、多点稳态正弦以及多点随机激励法等。通过试验可以识别结构模态参数,了解结构内在的本构关系并由此找出影响结构动态刚度的薄弱环节,为改善结构刚度提供参考依据,同时也为检验数学模型和模型修改提供最有效方法。模态试验中的关键问题在于结构密频模态、局部模态的识别以及非线性识别(相干系数判别)等。

热光学试验:相机的温度场与光学系统响应(如 WFE、MTF 等)存在相关关系,揭示其相关性的试验即热光学试验。通过空间环境模拟器实现热真空环境模拟,平行光管以及景物模拟器等装

置实现无穷远目标的模拟,利用综合仿真仪实现轨工作模式仿真并经过快速图像捕获仪进行图像、光谱及辐射等信号捕获、分析与处理,见图3。

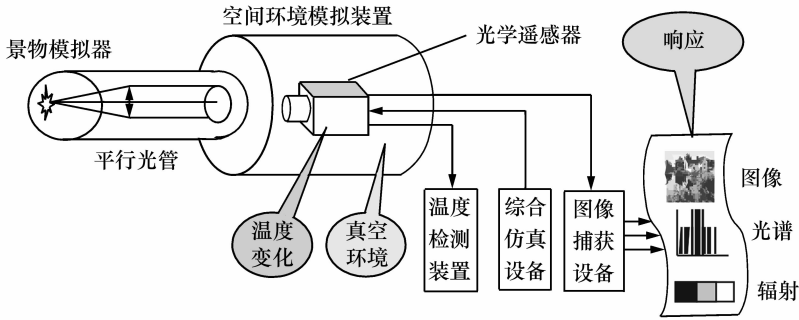


图3 光学传感器热光学试验示意图

Fig.3 Schematic diagram of thermal optical test for space optical sensor

在模拟真空环境条件下通过对光学传感器系统赋予不同的热状态(通常以温度水平表示),检测光学传感器在不同热状态下的光学响应(MTF、光谱谱段中心波长位移、谱段宽度及像面位置变化等),了解空间光学传感器热状态与光学性能之间的相关性。

通过热光学试验不仅可了解空间光学传感器对热真空环境的适应能力(通常以满足传感器任务指标要求的最大温度水平范围表示),验证热控指标的合理性,而且可得出温度调焦系数及由传感器温度变化引起光谱响应参数变化所需的修正系数,为以后在轨调焦及光谱参数修正提供有效的手段;此外,热光学试验所得数据也可热光学工程分析模型正确性验证及模型修正提供参考

依据,修正后的模型可作为光学传感器在轨环境下成像质量预示及故障分析、判断提供有效手段。通过热光学试验数据拟合得出光学传感器温度与光学响应之间相关的数学表达式,根据传感器在轨运行期间的温度水平状态并代入到数学表达式(4)中,就可判断是否要调焦以及确定需要多少调焦量,将此调焦量的数值及方向发送给调焦控制机构进行在轨调焦。

$$\Delta L = A + B(T - T_0) + C(T - T_0)^2 + D(T - T_0)^3, \tag{4}$$

式中, ΔL 为调焦量, T 为光学传感器当前温度水平, T_0 为光学传感器装调地面标定像面位置时的温度水平, $A、B、C、D$ 为系数,主要取决于光机结构形式、材料属性、CCD、电子线路等。

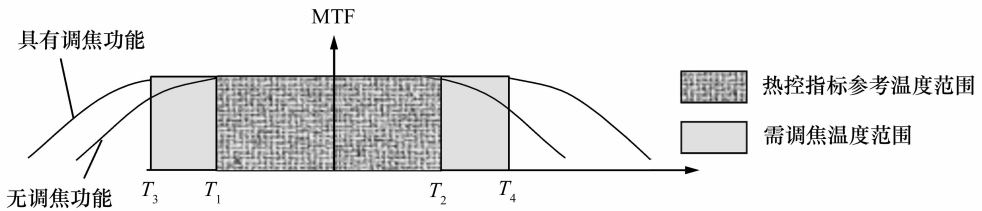


图4 传感器 MTF 与 T 关系示意图

Fig.4 Relationship of T and MTF of sensor

为使光学遥感器在恶劣的热真空环境下仍能够具有任务要求的 MTF,合理设计光机结构(结构形式、材料的选取等)是非常必要的,应使式(4)中 T 具有更宽的温度范围。根据光学遥感器任务书的 MTF 要求可推算出满足传函指标的临界温度水平,该临界温度即是热控指标的参考温度,见图4。图中 $T_1 \sim T_2$ 为正常工作的温度水平范围(不用调焦); $T_1 \sim T_3, T_2 \sim T_4$ 为调焦温度范围;如果遥感器温度水平超出 T_3, T_4 以外,就即使调焦也无法维持任务要求的 MTF。

参加热光学试验的光学遥感器技术状态必须是包含光、机、电、热及软件在内的完整产品,试验环境必须保障遥感器输出的光学响应仅仅是热真空环境条件下遥感器温度变化的单值函数,为避免其它外界环境因素的干扰,试验装置要安置在隔振平台上,在试验过程控制中要尽量排除诸如

气流抖动、真空泵工作时机械振动以及人员走动等随机影响因素;此外,试验前要对平行光管进行标定并要充分了解其压力或环境温度改变对 MTF 测试的影响,以备试验数据处理时剔除。

6.3 环境模拟试验

环境模拟试验是在地面条件下,利用等效的方式模拟空间环境条件对空间光学遥感器进行试验。通过环境模拟试验,考核光学遥感器对空间环境适应能力,验证环境适应性设计的正确性和加工工艺的合理性;通过热循环、随机振动等试验可对遥感器中的电子设备进行环境应力筛选,暴露产品中潜在缺陷,为进一步提高产品适应性和可靠性提供改进方案和措施建议。环境模拟试验主要包括力学试验、热试验以及特殊空间环境模拟试验,见表3。

表3 空间光学遥感器试验内容

Tab.3 Test details of space optical sensor

试验类别	试验项目	试验内容测试参数	试验设备与检测项
特性试验	模态试验	模态测试, F_n 、振型及阻尼	模态测试设备
	热光学试验	温度, WFE, MTF、焦面位移	真空罐、平行光管,景物模拟器
环境模拟试验	力学试验	正弦振动	试验设备:
		随机振动	正弦扫描, 响应 g, f
		冲击	宽带随机振动, 应力筛选, g^2/Hz
		过载	加速度响应
	热试验	热真空	加速度响应
		热循环	遥感器温度
		热平衡	遥感器温度, 应力筛选
	特殊空间试验	粒子辐照	遥感器温度
		原子氧	空间质子、电子辐照效应
			真空罐/辐射源及专用测试设备
			真空罐、原子氧源及摄谱仪等

整机环境模拟试验一般分为两个级别。不同级别的试验目的也不同,目的是考核遥感器设计的正确性和遥感器材料、加工制造及装配的质量。

环境模拟试验的关键问题有两点:1)模拟试验的有效性,即是在地面试验条件下能够复现光学遥感器所历经的环境(载荷条件、边界条件等)并且其环境效应是等同的。这方面已有许多国内外相应的规范可遵循,如美国军用标准、GJB等;2)试验参数(控制及响应变量等)控制与检测的有效性。试验过程中一方面要按照试验规范对等效的环境条件进行测量和控制,以保证其环境

条件控制在规定的精度范围内;另一方面要确保对遥感器的响应(如温度、加速度、MTF、应力应变等)测量的有效性和准确性。环模试验前后及某些项目过程中所进行的检测,其内容包括光、机、电诸方面的功能和性能检测,检测方法及判据需按检测大纲与细则严格执行。

光学遥感器在环境模拟试验过程中或经过试验后,其环境效应可以通过相应的响应参数来表征,根据响应参数的量值大小或与试验前状态参量的原始值相比较,可以检验光学遥感器对环境适应能力。环境适应能力主要体现在经过试验后

或试验过程中光学遥感器功能及性能是否发生超出任务指标要求的变化,尤其是一些不可逆转的功能变化或性能超差变化(非线性变化)。

7 结束语

随着对空间光学遥感器分辨力、像质以及轻量化要求的提高,对环境的适应性问题日益成为

设计工作者关注的热点。保持遥感器光学元件间相互位置、提高光学元件镜面形状尺寸稳定性以及正确选取电子器件是解决环境适应性问题的关键。作者认为,初始设计阶段,就应充分考虑遥感器光机结构的质量特性、动力学特性及热光学特性,相应的设计准则、评价及验证方法,这些是涉及到遥感器结构能否适应未来恶劣环境的关键所在。

参考文献:

- [1] MILLER J, HATCH M, GREEN K. Predicting performance of optical systems undergoing thermal/mechanical loadings using integrated thermal/structural/optical numerical methods[J]. *Opt. Engineering*, 1981, 20(20):166-174.
- [2] MOORE J, TROY E, PATRICK B, *et al.*. Software for integrated optical design analysis[J]. *SPIE*, 2001, 4444:150-156.
- [3] CULLIMORE B, PANCZAK T, BAUMANN J, *et al.*. Integrated analysis of thermal/structural/optical systems[J]. *Soc. Automotive Engineers*, 2002, 2444(1):1-8.
- [4] CULLIMORE B, PANCZAK T, BAUMANN J, *et al.*. Automated multidisciplinary optimization of a space-based telescope [EB/OL]. (2002-01) [2009-01-11] <http://www.crtech.com/docs/papers/2002/optiopt-ICES2002b.pdf>.
- [5] WELTER G, BOYCE L, HALLOCK L, *et al.*. Features of an onboard, adaptive, observation plan executive for NASA's next generation space telescope [EB/OL]. [2009-01-11] <http://citeseerx.istpsu.edu/viewdoc/summary?doi=10.1.1.25.9319>.
- [6] OLIVIER L de WECK, DAVID M W, *et al.*. Integrated modelling and dynamics simulation for next generation space telescope [EB/OL]. [2009-02-20] <http://cat.inist.fr/?aModele=affichN8&cpsid=784011>.
- [7] MIROSHNIKOV M M. Mirrors for optical telescope[J]. *SPIE*, 1991, 1533:286-298.
- [8] NATHANSON D M, LEE E I. ALI thermal design [EB/OL]. (2001-09-24) [2009-02-06] <http://e01.gsfc.nasa.gov/mis-pages/TechForum3Pres/05-Thermal.pdf>.
- [9] BANNON D, THIMAS R. Harsh environment dictate design of imaging spectrometer[J/OL]. *Laser Focus World*, 2005, (8) [2009-05-06]. <http://www.laserfocusworld.com>.
- [10] 牛晓明. CAE技术在空间相机光机结构设计中的应用[J]. *光学精密工程*, 1999, 6(6):23-29.
NIU X M. Application of CAE in the design of optical and mechanical structure for space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999, 6(6):23-29. (in Chinese)
- [11] 卢铿, 牛晓明, 孙同和, 等. 基于CAD/CAE/CAT技术的空间遥感相机热设计研究[J]. *光学精密工程*, 1998, 6(6):21-32.
LU E, NIU X M, SUN T H, *et al.*. Study on thermal control design of space camera based on CAD/CAE/CAT[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1998, 6(6):21-32. (in Chinese)
- [12] 吴清文. 空间相机中主镜的轻量化技术及其应用[J]. *光学精密工程*, 1997, 5(6):69-80.
WU Q W. Light-weight technology and its application of primary mirror in space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1997, 5(6):69-80. (in Chinese)

作者简介:卢 铿(1941—),男,湖南武冈人,研究员,主要从事空间光学环境工程方面的研究。

E-mail:lueh222@163.com