

文章编号 1004-924X(2002)01-0106-04

空间环境对光学成像遥感器尺寸稳定性的影响

丁延卫,刘 剑,卢 镔

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130022)

摘要:现代科技和军事的发展,对空间光学成像遥感器的分辨力要求不断提高,遥感器在空间环境下的尺寸稳定性显得更加重要。从所经历的空间环境入手,详细分析了遥感器在运载阶段和空间在轨运行阶段经历的动力干扰源及其加载方式和响应情况,空间在轨运行阶段经历的热环境和响应;阐述了遥感器动态成像质量评价方法和热光学分析等问题。指出今后研究的重点和发展方向是空间动力干扰源的定量化和 TSO 一体化等。

关键词:光学遥感器;尺寸稳定性;空间环境;性能评价

中图分类号: TP73 **文献标识码:** A

1 引言

光学成像遥感器是航天对地观测的主要有效载荷,具有较高的分辨力。其轨道寿命与任务性质决定了遥感器必须在严酷的空间环境下具有可靠的光学性能。这些严酷的空间环境体现在运载阶段和在轨运行阶段的动力学环境以及空间轨道热环境。遥感器经过运载阶段,进入预定轨道。由于运载阶段的外部动力干扰,可能使遥感器结构出现残余变形甚至遭到破坏。入轨后,遥感器处于空间微重力环境,航天器的姿态变化、遥感器的整体振动及其内部各个光学元件的振动,加上所处热环境,导致在成像过程中光学系统视轴的漂移、抖动和光学元件发生面形变化,影响成像质量,降低分辨力。把遥感器光学系统在空间环境作用下相对位置的变化和产生的面形变化等统称尺寸稳定性的变化。因此,应该对空间环境下成像遥感器光学系统的尺寸稳定性进行详细严谨的分析,以便选择更有效的分析方法,有针对性地改进遥感器的设计,提高其在空间环境下的光学性能。

2 动力学环境及响应

2.1 振源情况

航天器(遥感器)在运载阶段承受的激励可分为瞬态激励和稳态激励两大类。瞬态激励包括:发动机点火和关机、火箭分离时的激励等。稳态激励包括:过载环境、声激励、脉动力的激励等。

空间在轨运行时的动力学环境不同于地面环境,主要是由以下几点造成的:

- 1) 从重力环境到微重力环境的变化;
- 2) 由约束状态到自由状态的变化;
- 3) 热环境的变化:航天器受太阳辐射和不受太阳辐射时环境温度差别较大,热环境变化剧烈,地面环境下装调的系统将发生变化,而且由于热环境的剧烈变化,还会相应地产生结构的低频振动;
- 4) 动力干扰源的作用:当航天器在空间运行时,各个子系统都要进行工作,有些航天器子系统的工作会形成空间动力干扰源。由于航天器在空间处于自由状态,此时航天器对干扰源的影响非常敏感,所以非常微小的激励,便能引起航天器的响应。

2.2 加载方式

实践表明,运载阶段遥感器所承受的激励作用方式有:冲击载荷、加速度载荷、低频稳态载荷、随机载荷。冲击载荷量级由试验确定,或按冲击波形加载或按冲击响应谱加载,作用位置为基础输入,作用方向与光轴方向垂直。加速度载荷量

级由试验确定,基础输入。低频稳态载荷常以低频正弦扫描形式加载于系统,这种方法假设复杂系统各阶固有频率之间互相叠加的影响可以忽略,这样就把系统的多自由度简化成一系列的单自由度。随机载荷在工程中常用宽带随机振动载荷等效,具有非确定性振动的统计特性,在任一时刻,同时存在着各种可能的频率,振动的幅度也不能确定。这种载荷可以同时考察系统内部各个部件之间的相互影响程度,即能够同时激励起系统的若干阶频率。

产生空间干扰的因素较多,而且大部分都带有随机性,难以用明确、简洁的表达式描述,目前在分析中多采用一些假设性分析。

2.3 动力学环境下传感器的响应分析

传感器在运载阶段不工作,这一阶段主要考察传感器光学系统的坐标系与航天器的坐标系之间相互关系是否发生变化,传感器光学元件之间的位置是否保持正确的装调关系,即主要考察传感器的支撑结构和传感器光学元件的支撑结构在这一阶段是否发生不可恢复的变形,包括结构发生破坏和结构产生残余变形。

传感器在空间环境下运行时,受到空间动力干扰源作用,航天器、传感器以及其他子系统都要发生振动。而在振动过程中,传感器要对地面进行拍照,此时的振动必然影响传感器的成像质量。这种影响主要体现在:传感器视轴的变化、光学元件的面形变化。

振动导致的光学元件之间的相对位置的变化,改变了光学元件之间的理想装调关系,从而使传感器的视轴发生改变,导致了物点的成像位置和系统像差的变化,影响了成像质量。而且,振动是一个动态过程,光学元件之间的相对位置的变化也是时变的,所以,光学元件之间相对位置的变化如何影响成像质量也随时间的变化而变化。另外,由于振动的存在,光学元件的折射面或反射面的面形发生变化,直接影响到成像质量,这种变化也是时变的,实际中可以采用面形变化的最大值来评价光学系统。

研究表明,航天器的空间干扰造成的光学元件面形的变化非常小,是可以忽略的,许多文献也证明了这一点。因此,在进行传感器的空间动力学响应分析时,主要围绕视轴的变化来进行。

3 空间动力学环境对传感器成像质量影响的评价

由于动力学干扰会引起传感器的光学系统整体及其各个光学元件在曝光过程中复杂的空间运动,导致图像在像面上的运动,产生像移,从而影响影像记录的质量。像点的如何运动是影响动态光学系统成像质量的关键。振动过程中像点移动的分析方法有光线追迹法、动态光学理论、坐标变换法。光线追迹法理论比较成熟,但计算量大,过于繁琐;动态光学理论目前只应用于一些光学元件的简单形式的运动造成的像移,对于复杂的振动形式实现复杂;坐标变换法是一种思路比较清晰、运算比较简洁的计算像移的方法,已经成功应用于光学传感器像移补偿的计算。

把用于像移计算的坐标变换方法深入探讨发现,可以用该方法计算传感器和光学元件振动时的像点在像面上的速度和位移。工程计算中,将光学系统划分成如窗口组件、主镜、次镜、调焦镜组件、像面等几个部分,分别建立相应的坐标系,并与地理坐标系到航天器坐标系之间的所有坐标系联系在一起,通过分析空间任意两个坐标系之间的坐标变换,将光学元件的复杂空间运动导致的像移计算出来。

最近研究资料表明,运用统计矩法能够对各种形式的图像运动导致的光学传递函数下降进行计算。这一方法基于“运动函数的概率密度函数相当于光学系统的扩散函数”,进而对扩散函数进行傅立叶变换,得到运动光学传递函数。统计矩法不直接计算运动的概率密度函数,而是通过计算运动的各阶统计矩来求解,方便可行。

4 成像传感器系统的热环境及响应分析

4.1 空间轨道热环境

空间轨道热环境非常复杂,对航天器和成像传感器的温度场影响最大的因素是:真空、低温(冷黑环境)、微重力、太阳辐射、地球阳光反照、地球红外辐射等。

4.2 成像传感器系统的热环境

航天成像传感器系统在轨道运行时,温度场受

到许多因素的影响,不仅有冷黑空间和外热流,而且与轨道舱的温度分布有直接联系。具体地说:

- 1) 轨道外热流对窗口组件和外遮光罩的影响,包括冷黑空间、太阳红外辐射、地球红外辐射和地球阳光反照;
- 2) 轨道舱舱体外表面和太阳帆板的红外辐射对窗口组件和外遮光罩的影响;
- 3) 轨道舱舱体与窗口组件和外遮光罩间的热传导,通过遥感器支架与遥感器热传导;
- 4) 轨道舱内壁与窗口组件和遥感器红外辐射;
- 5) 航天员与窗口组件和遥感器红外辐射;
- 6) 轨道舱内空气与窗口组件和遥感器的对流换热。

航天器对成像遥感器温度分布的影响与其对遥感器搭载方式有关,通常的搭载方式有两种:遥感器裸露于太空或被包容于航天器中。当遥感器处在舱外时,受到太阳辐照、地球辐射和阳光反照、3 K 冷黑空间以及各舱段和太阳帆板的遮挡的交互作用,遥感器朝向太阳的表面温度可高达 200 ,而背向太阳面对冷黑的表面温度最低可达到 - 200 左右,温度场分布很不均匀。当遥感器位于舱内时,温度受航天器热控系统的调节,温度水平变化较小,但航天器内壁的周向温差在每一运行周期内也达到几十度,仍对遥感器温度场造成较大影响。

4.3 热响应及其分析评价方法

光学成像遥感器系统的各部件对温度场的要求差异很大。一些部件对温度水平的高低和温度场变化的反应不敏感,热弹性变形对光学系统的影响很小,轨道舱内的温度环境完全可以满足其工作需要,这样在热设计时就不必考虑;另一些部件对温度的变化很敏感,或其上温度场分布不均匀导致的热弹性变形对成像质量影响较大,在热设计时需重点考虑。

在不采用热控措施的情况下,遥感器光学系统将承受较大的轴向和径向温差,温度水平的变化范围也很大,温度场的不规则分布将使光学系统的尺寸稳定性发生变化,进而产生光学误差,主要有:支撑结构的热弹性变形引起的各光学元件相对位置的变化,产生离轴、离焦和倾斜等误差和光学元件的热弹性变形引起的镜面面形畸变等。因此,必须采取措施,使其温度场满足一定的

温度水平和温度分布要求。如资源一号 CCD 相机要求反射镜温度控制在 5 ~ 15 ,主光学镜头组温度控制在 20 \pm 3 ,焦面机构温度控制在 18 \pm 3 。其他常见的如:CCD 器件(或胶片)要求温度范围 21 \pm 5 ,电控箱要求温度范围 21 \pm 15 。另外有一些部件对温度的要求虽然没有明确给出,但如果其上的温度水平变化或周向、轴向、径向温差过大也将严重影响系统的成像质量,确定这些部件的温度水平范围和温度分布状态的指标是比较困难的事,可以通过各元件的热光学灵敏度系数来解决。

国内空间光学遥感器研制工作中目前尚没有开展真正意义上的系统级的热光学分析,只对某些部件进行分析。这些分析首先把光学系统的总体误差指标根据经验分解成各光学元件的误差指标,再往下分配给各误差项,求得由温度场变化导致热弹性变形所引起的误差限;然后通过人为设定温度场来计算各光学元件的热弹性变形,将它们与误差限比对来粗略估算出遥感器温度水平变化范围和各光学元件的温差指标。依据这些温度指标、经验并通过类比进行热设计,最后由试验验证。

新近资料表明,在详尽的空间环境外热流分析、温度场分析、热弹性分析的基础上,实施针对光学元件的热光学灵敏度分析,可以根据各光学元件的热光学响应灵敏度大小来确定系统的温度水平和温度梯度指标。分析过程中应遵循“光机电热集成分析”、“对遥感器、窗口组件、外遮光罩、航天器整体进行分析”和“对遥感器系统整个工作寿命周期所处的热环境和热光学响应进行分析”的原则。

5 发展趋势

航天器在运载阶段所经历的动力学环境,可以通过地面力学环境模拟试验解决。在轨阶段面临的四个方面中,前三点所阐述的问题,有一定的规律可寻,能够在结构设计中加以考虑,采取相应的补偿措施。但对于第四个问题即空间动力干扰源的问题,探讨的还不多,也不很深入。但随着遥感器分辨力的不断提高,空间动力干扰源的影响就必须加以研究。首先分析遥感器在空间运行时的运转附件可能产生的干扰,并定量确定干扰力矩的大小以及作用位置、作用时刻和作用方向,然后对这些干扰源进行综合,计算遥感器及其光学

元件在其作用下的响应。

此外,在空间环境中动力学环境和热环境是共同作用在传感器上的,应从综合的角度采用 TSO (Thermal/ Structure / Optics) 一体化的方法研究。

像传感器的尺寸稳定性,进而影响成像分辨力出发,比较系统地分析了传感器发射阶段以及在轨阶段所经历的动力学环境和热环境及其对尺寸稳定性的影响,阐述了动态成像质量评价和热光学分析的发展和进展。

6 结束语

本文从空间动力学环境和热环境影响光学成

参考文献:

- [1] 王俊. 遥感相机对空间动力学干扰源的响应分析[J]. 光学 精密工程, 1999, 7(6): 42 - 47.
- [2] 王俊. 航天光学成像传感器动态成像质量评价与优化[D]. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所. 2000.
- [3] Zurmehly G E, Hookman R A. Thermal and structure analysis of the GOES[J]. *SPIE*, 1991, 1532: 170 - 176.
- [4] 李积慧. 空间相机的热分析与热控制技术[J]. 光学 精密工程, 1999, 7(6): 36 - 41.
- [5] 李积慧. 空间光学传感器的热光学分析和热控设计研究[D]. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所. 2000.
- [6] Olivieri M, Pieri S, Romoli A. Analysis of defocusing thermal effects in optical systems[J]. *SPIE*, 1996, 2774: 283 - 292.
- [7] 傅丹鹰. 空间传感器热光学分析的研究与应用[J]. 中国空间科学技术, 1999, 2: 34 - 40.
- [8] 李大耀. 资源一号卫星的红外相机和 CCD 相机[J]. 中国航天, 1999, 11: 13 - 15.
- [9] Alson E H. Finite element methods for evaluating optical system performance[J]. *SPIE*, 1984, 518: 145 - 149.
- [10] Nicolas A R, William B H. Optical ray tracing in finite element model[J]. *SPIE*, 1993, 2412: 168 - 175.
- [11] Xu G D, Li S B, Cao Z D. A study of the resolution for CCD camera[J]. *SPIE*, 1998, 3505: 176 - 183.
- [12] Raja vel Sethupathi. Improvement of transient response of vibrating second mirror of IR astronomy telescopes (IRAT) [J]. *SPIE*, 1994, 2199: 1034 - 1045.

Effect of space environment on the dimension stability of optical remote sensor

DING Yan-wei, LIU Jian, LU E

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022, China)

Abstract: The development of modern technology and modern military has gradually required the ORS (optical remote sensor) of higher resolution. In this paper, the dynamic and the thermal environments during launch and in-orbit stages, and their effects on dimension stability of ORS are analyzed in detail. It is useful for improving sensors resolution, and this work can be served as reference for engineering projects.

Key words: optical remote sensors; dimension stability; space environment; performance evaluation assessment

作者简介: 丁延卫(1976 -), 男, 河南汝阳人, 1998 年毕业于原吉林工业大学机械科学与工程学院, 现在中国科学院长春光学精密机械与物理研究所攻读博士学位, 从事空间光学环境工程方面的研究。