

文章编号 1004-924X(1999)06-0036-06

空间相机的热分析与热控制技术

李积慧 韩双丽 王家骥 卢 镠 王 俊
(中国科学院长春光学精密机械研究所 长春 130022)

摘 要 阐述了热控制技术在空间相机研制工作中的重要性,分析了影响空间相机温度水平及温度梯度的各种因素,探讨了空间相机热分析的内容、评价方法及热控策略,介绍了目前空间相机热分析与热设计的开展情况。

关键词 热控制 热分析 热设计

中图分类号 TB852.1, TP391.72 **文献标识码** A

1 引 言

据统计,到目前为止人类发射到茫茫太空里的航天器已超过5000个,包括各类人造地球卫星、载人飞船、空间站和深空探测器等。发射航天器的主要目的就是要从一个更深、更广的角度探索地球及其他星体,更好地开发利用地球和空间资源。遥感、遥测技术在航天领域一直占有非常重要的地位,空间光学遥感器也已逐步成为航天器必备的有效载荷之一。空间相机是遥感器家族的主要成员,已广泛应用于军事侦察、资源探测、灾害预报等领域。随着科技的发展,空间相机的分辨率不断提高,逐步向厘米级迈进。分辨率的提高一方面使得光学系统本身口径更大,精度要求更高;另一方面也对光学系统的支撑结构、材料及对工作环境的适应能力提出更苛刻的要求。

航天器在轨期间要长期经受太阳、行星辐照和空间冷黑热沉的交替加热和冷却,将引起周期性的高低温剧烈变化,波动幅度可达 ± 200 ;同时空间的微重力和高真空环境使热的传递更加复杂。空间相机被搭载于航天器上,温度场主要受航天器的影响。空间相机对周围环境温度的变化非常敏感,由热引起的光学和机械误差将导致相机的视轴漂移和光学系统的波前畸变,造成影象模糊,严重破坏成像质量,因此空间相机的热控技术是其设计的重点和难点。

2 空间相机的特点与热控的难点

我国航天器的热控技术经几十年的探索与实践已逐步走向成熟,在许多重大发射任务中

经受住了考验,而空间相机的热控技术对我们来讲还是一个较新的课题,这是由空间相机的特点造成的。空间相机具有通光孔径大、成像焦距长、规划频率高、瞬时视场小等特点,决定了其光学系统和支撑结构几何尺寸及外型尺寸较大,其中以主反射镜的尺寸为最大,美国哈勃太空望远镜的主反射镜直径达 2.4m,新一代空间望远镜(NGST)的主反射镜直径将超过 8m^[1]。在数百 km 的轨道上对地观测要达到几 cm 至几 m 的分辨率将对空间相机光学系统的加工质量和尺寸稳定性提出极为苛刻要求,据瑞利判据若要达到衍射极限则整个光学系统的光程误差(PV 值)需被控制在 $\lambda/4$ 之内,经误差分配后由热引起的系统的均方根允差(RMS 值)为 $\lambda/40 \sim \lambda/80$,即在可见光波段为 $0.07 \sim 0.15\mu\text{m}$ ^[2]。由热梯度引起的光学系统的尺寸稳定性变化主要体现为 1. 光学元件上的轴向和径向温差会导致玻璃的折射率改变,产生折射率梯度; 2. 镜面的曲率半径和面形发生变化,这种变化将随着温度分布的不均匀及半径的增大而加剧; 3. 光学系统支撑结构的热弹性变形引起光学元件间的刚体位移,即偏心、离焦和相对倾斜。热分析表明若想将热致误差控制在一定范围内对这三项误差的要求极严格,相机必须工作在一定的温度水平上并保持较小的温度波动。通常航天器热控措施对局部温度的控制精度可达到几度,而空间相机对关键的光学元件镜面的温度梯度要求为 $0.1 \sim 0.5$ /m 甚至更高,意味着必须采取新的热控措施来满足要求,这对设计人员来讲将是一个极为严峻的挑战。

3 对影响空间相机温度水平及梯度的诸多因素的分析

影响空间相机温度场及温度梯度分布的因素很多,而且分析计算过程中可能遇到一些未知的参数,所以要想给出一个确切的、量化的热分析结果是很困难的。随着科技的进步和航天事业的发展,特别是通过在太空运行的航天器发回的信息和地面环境模拟试验技术水平的提高,我们已能够确定影响空间相机温度场及温度梯度分布的诸多因素,对这些因素的分析计算也达到比较准确的程度。从当前的分析情况看以下几个因素对空间相机温度场及温度梯度分布的影响最大:

(1) 航天器对空间相机的搭载方式

航天器对空间相机的搭载方式有两种,空间相机可裸露于太空里,也可以被包容于航天器中。这两种形式将决定空间相机所处的空间环境如何,热控设计的重点在哪里。包容于航天器中的空间相机所处的环境较优越,温度水平在航天器的保护之下波动较小,唯一的设计难点是光学窗口外表面直接面对冷黑空间,内表面面对室温,在轨道运行周期内温度梯度和热变形较大。将空间相机裸露于太空是一种最为节省资源的、大型相机所必须采取的方案,也是环境最为恶劣的情况,光学元件的面形和支撑结构的热弹性变形都很大。这种情况除在关键部位加主动热控措施外,还需采取自适应等控制手段,才能保证获得预期的分辨率指标。

(2) 航天器运行的轨道参数

航天器及其内部仪器的温度水平在运行期间将主要受空间外热流的影响。在太阳系内主要的热源是太阳辐射,航天器在行星附近运转时将受到太阳的直接辐射、太阳光经行星的反射加热和行星的红外辐射加热。三者的大小由航天器、行星和太阳的相对位置决定。以地球卫星为例,卫星在轨道面内绕地球不断转动,轨道面绕地球退行,而地球又绕太阳运动。这一系列运动的结果使卫星与太阳及地球的相对位置不断变化,卫星表面各部位所接收的外热流也在不

断变化。为了确定航天器外热流的分布,首先必须确定它在空间任意时刻的位置和姿态,此外还需计算航天器至行星表面的当地距离、航天器的阴影时间和轨道周期等参数。

(3) 空间相机成像元件的类型

空间相机的成像元件是相机的核心,它正常工作所要求的温度水平及温度梯度范围将决定对相机的温度场的要求和热控方案的确定。胶片式摄影机要求在常温下工作,胶片的温度场应很均匀,避免温度梯度引起胶片扭曲。采用电荷耦合器件(CCD)的相机具有实时传输图像的功能,能大大减小相机的重量,因此目前应用极其广泛。CCD按工作波段不同分为极紫外、紫外、可见光和红外几类,每一类有不同的工作温度,从室温到零下二百多度不等,工作温度较低时需用热辐射器或制冷仪器。

(4) 宇宙真空、低温和微重力

远离星体的宇宙空间是气体非常稀薄的真空,距地球表面 100km 处气体密度为 $6.642 \times 10^{-7} \text{kg/m}^3$, 300km 处则达到 $6.077 \times 10^{-11} \text{kg/m}^3$, 气压为 $4 \times 10^{-5} \text{Pa}$ 。计算表明气压降至 10^{-3}Pa 以下时气体的传导和对流换热便可忽略不计。因此航天器在宇宙空间中与外部环境的热交换几乎完全以辐射的形式进行,内部各分系统之间的换热形式也只剩下辐射和接触传导。

不包括太阳及行星的辐射,银河系和它以外的宇宙空间的辐射能量仅约 10^{-5}W/m^3 ,并且有各向同性,它相当于 4K 的绝对黑体,称为热沉。把宇宙空间当作绝对黑体是符合实际情况的。因为航天器的尺寸和它与星体的距离相比可以忽略不计,因此从热交换的观点看可以完全不考虑星体或航天器辐射流的再反射,并可以认为宇宙空间吸收了航天器的全部热辐射。热沉是航天器和空间相机热量流失的最主要渠道,隔离和补偿热沉造成的热量流失是热控的重要任务之一。

在任一个非惯性系中惯性力和星体的引力完全平衡时这个惯性系即处于失重状态,若该系统中尚剩余某些微小的加速度,则称该系统处于微重力状态,通常的微重力环境是指重力加速度或与其等效的惯性加速度为 $10^{-2} \sim 10^{-6} g$ 的环境。微重力状态对载人航天器的影响较大,因为由重力和温差引起的气体自然对流将大大减弱,所以可以忽略气体的对流换热^[3]。

4 空间相机的热分析及综合评价方法

空间相机的热分析主要包括轨道计算、外热流计算、温度场分析及热弹性分析。热分析的目的就是根据空间相机内、外受热情况及采取的热控措施来确定相机各部分的温度变化规律,以便检验热设计是否已将关键部件的温度控制在所要求的范围内,热弹性变形是否超差,并预示给定条件下空间相机的实际运行温度。热分析是一项非常繁杂的工作,这是由于 1. 空间相机是一个大系统,结构复杂,有源元件较多,各部件间及与航天器之间既有辐射换热,又有传导乃至对流换热; 2. 影响热交换的因素较多,有随时间变化的外热流和内热源,有不易准确确定的接触热阻、对流换热系数等参数; 3. 热分析涉及到许多学科,必须进行集成分析,综合评价分析结果,对分析人员的素质要求很高。目前轨道计算和外热流计算已集成到一个软件中去。温度场及热弹性分析可分可合,各种软件也已很成熟。对我们来讲关键是如何将大量数据分析整理,用恰当的方法进行综合评价,正确地判断各种温度环境是否满足相机能够有效成像所需的条件。现阶段有三种评价方法:

(1) 温度指标法

这是我们目前主要使用的方法。即采用人为设定温度场的办法, 探讨在何种临界温度场状态下光学系统的热弹性变形超出了正常成像所允许的最大变形, 假定的温度场主要包括相机的整体温度水平变化、轴向温差及径向温差这三种稳态热平衡条件下的温度分布情况。在确定了整体温度水平变化、轴向温差及径向温差的温度指标后, 再分析就不用计算相机的热弹性变形了, 只要判断不同环境下温度场是否超出温度指标就可以了。这种方法简单、快捷, 准确性较好, 但过于机械, 实际温度场与其所假定的情况有一定差距。

(2) 光程差法

先进行轨道外热流计算, 温度场及热弹性分析, 获得光学元件面形畸变及相对位置变化。从光学系统最外端的光学元件外表面上随机取 n 点, 沿光轴方向模拟平行光线入射进光学系统, 求出其在变形后的光学系统中所成的象点及运行的光程。当 n 大至一定数值后, 光程的大小与象点的分布即呈现出一定的统计规律, 并可据此求得系统波象差的 RMS 及 PV 值。以满足总体设计分配的由热引起的系统波象差的 RMS 值为评价标准。这种方法准确, 完全能够达到工程要求, 但不能对各种象差作出分析。

(3) 集成分析法

即在现有的轨道计算、外热流计算、温度场分析及热弹性分析基础上再加上光学分析, 最后以整机的光学性能如光学传递函数或点扩散函数为评价热设计的标准。这种方法体现了一体化的思想, 准确、迅速; 不足是软件投入大、软件间需开发接口、对设计人员知识面要求较宽; 但它代表着工程分析的最高水平, 是进行光、机、电集成分析的必要条件。现在我们采取的集成分析法采用 MSC/PATRAN 的 P3/THERMAL 软件进行温度场分析, 再将温度场引入 P3/Advance FEA, 进行热弹性分析, 把获得的光学元件的热弹性变形用特定软件转换为 Zernike 多项式, 最后带入 CODE V 光学分析软件, 可以求得光学系统的光学传递函数和各类光学象差。

5 空间相机热控制技术 & 热控设计开展情况

空间相机的热控制是控制相机内外的热交换过程, 使其热平衡温度处于规定的范围内, 保证相机能够正常成像的技术。热控方法按是否耗能可分为主动热控措施和被动热控措施。被动热控措施主要包括热控涂层、多层隔热薄膜、热管、相变材料和导热填料等。其优点是技术简单, 运行可靠, 使用寿命长。缺点是航天器发射之后其热性质不能改变, 并将随时间的推移逐渐退化, 而且无法适应对温度场及温度波动要求较高的情况。主动热控措施根据热传导形式的不同分为辐射式、对流式和传导式系统, 另外还有加热和制冷等方法。主动热控主要应用于内外热源随时间波动较大或设备要求温度水平变化很小的情况。优点是可根据内外热流的变化自动调节, 极大地提高了空间相机的适应能力。缺点是系统较为复杂, 增加重量、可靠性降低、消耗能源。由于以上这些原因, 传统的热控设计中一般优先考虑被动热控措施, 主动热控在被动热控的基础上只用于局部以补充被动热控的不足。但是, 随着空间相机分辨率的提高, 对其结构的热稳定性要求也在不断提高, 对主动热控的需求正逐渐增加, 而且要求趋于多样化。

目前国际上研制开发的太空相机大部分固定在航天器外,小部分在航天器内。被动热控是主要的热控方式,在各种相机里的应用形式大致相同。被动热控主要起热的隔离和疏导作用,隔离所采取的措施有在光学表面镀红外反射膜、在镜筒外包多层隔热材料、在固定件的间隔处加各种隔热层等;疏导措施包括喷涂黑漆提高材料发射率、在连接处加导热填料、用热管或热辐射器把热量从高温处导走等。相机采取的主动热控措施因分辨率指标及所处的周围环境不同而各有不同,对需补偿热的地方加体或膜加热器,对 CCD 等需要致冷的器件采用各种致冷器。下面对近年来国际上几种相机所采用的热控措施进行简单介绍:

(1) 大视场星相机(Wide Field/Planetary Camera, WF/PC)

WF/PC 是加州理工学院喷气推力实验室为美国航空航天局(NASA)设计的哈勃太空望远镜(HST)的一个子系统,于 1989 年由航天飞机携带升空。WF/PC 的外筒由 15 层多层隔热材料包裹,在与 HST 的连接处用绝热材料阻隔热传导,这将大大提高系统的热容,使相机的温度场更加均匀,因此减小了光学系统及支撑结构的热变形;CCD 的工作温度应低于 -95°C ,为此首先用电制冷器把温度降到需要的温度之下,然后用反馈式闭环控制加热装置将温度提升到设定值;外辐射器直接面对深空和地球,表面涂特殊白漆用以降低太阳吸收率并提高发射率,制冷器产生的无用热量由热管传到外辐射器并发散到太空中去。WF/PC 在经过五次单元热真空试验和一次 HST 的整体热真空试验后发现 CCD 在 -87°C 到 -97°C 之间将结冰,导致相机的成象质量的下降。据此对其热控措施进行了一些调整,特别是把 CCD 的工作温度提高到 -82°C ,把镜筒内的整体温度水平降低以降低结露点的温度^[4]。

(2) 微光天体观测相机(Faint Object Camera, FOC)

微光天体观测相机是由欧空局(ESA)为哈勃太空望远镜(HST)设计的用于观测宇宙中亮度较低的天体的空间相机,要求实现非常高的空间分辨率和对天体观测的敏感性,能够在直径为 2.4 米主镜的衍射极限内分辨出亮度为 29 毫伏的天体。升空之后 FOC 的温度稳定性的长期要求是在 5 年的寿命期限内镜筒温度在工作时需保持在 $17\pm 2^{\circ}\text{C}$ 范围内,在非工作时段则可在 -10°C ~ 35°C 范围内变化;短期要求是进行观测的任意 10 小时范围内光学支撑结构的平均温度变化小于 0.25°C ,轴向温差小于 0.5°C ,径向温差小于 0.25°C 。为提供一个稳定的温度环境,镜筒外由多层隔热材料完全包裹,以提高系统的时间常数;内壁用 80 块加热片(分别由 13 个电路提供能量)粘贴到除辐射区域外的所有地方,形成主动温控的腔体。控制电路采用比例/总体控制布局,加热功率每 15 秒钟计算一次^[5]。

(3) 三线阵 CCD 相机

三线阵 CCD 相机是由具有一定交汇角的前视、正视、后视三块线阵 CCD 构成的空间相机,具有从摄取图象出发重构立体图象的特点。相机内热源长期功耗 30W,日照区短期功耗 120W。由于该相机是其卫星平台的最重要载荷,所以整个卫星的热控也围绕相机的要求展开。卫星的外表面包覆多层隔热薄膜,内表面涂黑漆;相机外表面涂黑漆,以增加与卫星的辐射换热,使整星温度水平更均匀;镜头外表面分为多个等温加热区,在加热区内贴上聚酰亚胺电加热膜和热敏电阻,在卫星进入阴影区后进行主动温控,以降低光学镜头的径向和轴向温差^[6]。

6 结 束 语

由于我国现阶段空间相机开发的整体水平较低, 自适应控制系统未达到实用状态, 相机对温度场的苛刻要求只能由热控措施保证。通过这些年的工作积累, 我们已摸索出一套针对空间相机的热分析与热设计问题的办法, 总结了一些经验。空间相机的热控制是一个非常具有挑战性的课题, 必将随着空间技术的发展而越发困难。正确的方法应立足于准确的热分析和热环境模拟试验, 优先采取被动热控措施, 不断开发结构简单、耗能少、可靠性高的主动热控设备。另外, 还需致力于相机结构的主动控制方法的研究, 争取从根本上降低对相机尺寸稳定性的要求, 为将来研制分辨率更高、结构尺寸更大的空间相机作准备。

参 考 文 献

- 1 Bechtold J, Emico K, et al. The University of Arizona/Lockheed Martin Conceptual Study of the NGST Science Instrument Module. American Astronomical Society Meeting. 1991, (14): 194
- 2 Gilmore David G. Satellite Thermal Control Handbook. Aerospace Corporation Press. 1994
- 3 闵桂荣、郭舜. 航天器热控制. 北京: 科学出版社, 1998
- 4 Garcia R, Jones J, Stultz J. Thermal Design of the Wide Field Planetary Camera. AIAA 89- 1752
- 5 Jakel E, Camus J P, Soulat G. Thermal Balance Qualification Testing of the Thermal Control System of the Faint Object Camera. AIAA- 82- 0832
- 6 单宝忠. 空间相机光机系统光机热集成分析及优化设计: [博士学位论文]. 中国科学院长春光机所, 1999

Thermal Analysis and Thermal Control Techniques of Space Camera

LI Ji-Hui, HAN Shuang-Li, WANG Jia-Qi, LU E, WANG Jun
(Changchun Institute of Optics and Fine Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022)

Abstract

The importance of thermal control technique in space camera design is set forth. Factors that influence the camera's temperature field and temperature gradients are analyzed. Estimating of thermal analysis and strategy of thermal control for space camera is studied. The work of thermal analysis and thermal design in the world these years is introduced.

Key Words: Thermal control, Thermal analysis, Thermal design

李积慧 男, 1971 年生, 1995 年考入中科院长春光学精密机械研究所研究生部, 1997 年免试直接攻读博士学位, 主要从事 CAD/CAE/CAT/PDM、空间光学机械的热控等方面的研究工作。