地球静止轨道甚高分辨率成像系统热控方案

张 月,王 超,苏 云,焦建超

(北京空间机电研究所,北京 100094)

摘 要:地球静止轨道甚高分辨率成像系统利用薄膜衍射成像可实现对地1m分辨率。成像系统中的索 杆铰接式伸展臂尺寸较长、变形精度要求高,主镜尺寸较大、厚度较薄,系统成像质量对镜面变形要求高, 使得伸展臂和主镜的热控成为系统热设计的难点。在调研国内外可展开式遮光罩技术和大口径薄膜镜面 热控技术的基础上,对地球静止轨道甚高分辨率成像系统的伸展臂和主镜进行了初步热分析,给出了系统 热控方案。分析了可展开式圆锥形遮光罩在四种极端工况下的温度分布,确定了热控方案的可行性。 关键词:衍射光学; 甚高分辨率成像; 静止轨道; 热控方案 中图分类号; V423.4 文献标志码; A 文章编号: 1007-2276(2014)09-3116-06

Thermal control scheme for ultrahigh resolution imaging system on geosynchronous orbit

Zhang Yue, Wang Chao, Su Yun, Jiao Jianchao

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: Ultrahigh resolution imaging system on geosynchronous orbit can get earth image with 1 m resolution, using diffractive membrane optics. Cable–Strut Deployable Articulated Mast in this imaging system is about 100 m long, and was tightly required for its deformation. The diameter of primary mirror is about 20 m, and its thickness is only a few micrometers. To meet the optical performance objectives, the distortion of the primary mirror need to be minimized. So the thermal control system for Deployable Mast and primary mirror becomes a tremendous challenge. Based on the survey results about deployable baffle and primary mirror with large–scale membrane, ultrahigh resolution imaging system was thermally analyzed, and thermal control scheme was designed. The temperature distributions of deployable conical baffle in four extreme working conditions were provided, and the simulation results show the feasibility of the designed thermal control scheme.

Key words: diffractive optics; ultrahigh resolution imaging; geosynchronous orbit; thermal control scheme

收稿日期:2014-01-10; 修订日期:2014-02-20

作者简介:张月(1984),女,工程师,硕士,主要从事光学遥感器热控方面的研究。Email:yue3723302@126.com

0 引 言

地球静止轨道甚高分辨率成像系统,是利用基于 衍射光学的甚高分辨率成像技术和衍射光谱成像技 术,实现静止轨道对地 1m 左右分辨率的成像系统。

在地球静止轨道甚高分辨率成像系统中,索杆 铰接式伸展臂总长一百多米,由一百多个子单元组 成,伸展臂长度控制精度要求为±80 mm,三支伸展 臂变形对主镜面倾斜度影响要求在-0.1°~0.1°范围 内,控温要求为20±2℃。成像系统中,主镜由几十块 子镜拼接而成,厚度为十几微米,控温要求为230± 30 K^[1-2]。伸展臂尺寸较长、变形精度要求高,同时主 镜尺寸较大、厚度较薄,系统成像质量对镜面变形要 求高,且地球静止轨道热环境较为恶劣,为伸展臂、 主镜热控系统设计提出了挑战。伸展臂、主镜在轨可 展开,热控部件的设计与布置要充分考虑可折叠性 与可展开性,所以伸展臂热控、主镜热控是系统热设 计的难点。

文中在调研国外可展开遮光罩技术和大口径薄 膜主镜热控技术的基础上,对地球静止轨道甚高分 辨率成像系统的索杆铰接式伸展臂和主镜进行了初 步热分析,给出了系统热控方案。

1 国外相关技术现状

1.1 可展开遮光罩技术

国际X射线观测站 (International X-ray Observatory, IXO) 是一个X射线望远镜,由NASA、 ESA和JAXA在2008年5月合作立项并开始研究。 如图1所示。IXO设计的收拢状态是高约10m,直



图 1 IXO 遮光罩折叠模型 Fig.1 Deployable model of IXO baffle

径约4m的圆柱体,全部展开后高约24m,直径不变。展开舱由驱动机构和遮光罩组成,驱动机构要拉 开直径4m的多层隔热遮光罩,该遮光罩的作用是 阻挡散射光,隔热层像手风琴一样折叠^[3]。

为了减少微粒穿透后造成的漏光,同时形成一 个热稳定的环境,遮光罩由两层隔热层组成,中间空 隔 10 cm,每层隔热层由 5~10 层 6.35 μm 铝聚酯薄 膜和内外层加厚的达可纶玻璃纤维织物组成,整个 遮光罩重约 150 kg。

1.2 大口径薄膜主镜热控技术

2010年3月,美国国防部先进研究计划署启动 MOIRE (Membrane Optical Imager Real -time Exploitation)计划,开始地球静止轨道衍射成像技术 研制计划,由鲍尔宇航公司承担该项目研制。

MOIRE 采用的是直径为 10 m 的衍射薄膜主镜。 保持主镜尺寸稳定是实现系统光学性能的关键因素, 主镜褶皱是一个主要问题。为了控制主镜面形畸变, Ball 公司设计了可以限定主镜边界的框架结构,如 图 2 所示,需根据主镜性能测试结果选定框架形式^[2]。



图 2 MOIRE 框架示意图 Fig.2 Various frame and membrane of MOIRE

MOIRE 计划采用遮阳罩遮挡望远镜的大部分 部件,如图 3 所示,从而使得内部辐射在系统能量交 换中占据主导地位,但是主镜会暴露在外部热环境 中。从目前 MOIRE 的运行方案来讲,主光学系统是 禁止指向太阳的,否则通过菲涅耳衍射光学元件的 太阳光会引起潜在的热梯度问题^[4]。



图 3 MOIRE 概念设计图 Fig.3 Artist's concept of MOIRE

MOIRE 采用了主镜框架结构与适应的热膨胀 系数剖面来克服这个问题,通过选择一种由具有适 宜热膨胀系数材料组成的框架结构,来解决由于热 膨胀系数不匹配所引起的薄膜褶皱问题。鉴于光学 性能的限定,所选取的框架材料的热膨胀系数要稍 小薄膜的热膨胀系数,从而减小薄膜相对于框架的 收缩程度。框架采用热质量较低的材料,当框架和薄 膜受热或受冷时,可得到尽可能相近的变形率。这样 的设计结果使得薄膜的收缩率处在一个较小的范围 内,可以满足成像系统从室温测试环境状态到在轨 运行冷环境之间的转变^[5]。

由以上可知,可展开遮光罩为可展开式光学遥 感器提供了一种有效、可行的热控方式,其多采用手 风琴式或 Z 字形式折叠^[6],展开方式为伸展机构带 出式、充气式或弹片展开式^[7]。组成材料多为轻质、 多层、薄膜型隔热材料。大口径薄膜主镜热控方式可 采用大型、多层遮阳板^[8],遮挡直射主镜面的太阳 光。同时,可通过选择子镜面间支撑结构材料,来解 决由于热膨胀系数不匹配所引起的镜面变形问题。

文中借鉴 IXO 和 MOIRE 的热控系统设计思想,针对地球静止轨道甚高分辨率成像系统的特点,进行了热控方案设计。

2 外热流分析

根据地球静止轨道甚高分辨率成像系统的工作 环境可知,成像系统在轨道上必定受到来自太阳直 射外热流影响(地球红外辐射和地球反照相对于太 阳直射外热流非常小,可以忽略)。图 4~7 给出了卫 星+Z、-Z 面在各时刻所受到的外热流计算结果。为 了准确了解成像系统所处热环境,利用 I-DEAS 软





件 TMG 热分析模块中 Orbit/Attitude Modeling 子模 块对相机轨道进行设定,选定瞬态求解方法对系统 在轨道上所受外热流做了详细地分析计算。



图 5-Z 面外热流随时间变化规律,春分和秋分



Fig.5 Collimated solar heat of -Z by time: march equinox

图 6 +Z 面外热流随时间变化规律,夏至和冬至

Fig.6 Collimated solar heat of +Z by time: june solstice

and december solstice





图 例 说 明:CF、XZ、QF、DZ 分 别 代 表 春 分、夏 至、秋分和冬至时刻;0 代表正常飞行状态;X_6.1、 X_-6.1 分 别 代 表 向 +X 方 向、-X 方 向 侧 摆 6.1°; Y_6.1、Y_-6.1 分 别 代 表 向 +Y 方 向、-Y 方 向 侧 摆 6.1°。其中侧摆角度均以指向赤道为 0°计算。

由外热流计算结果可知:

(1)春分时刻正常飞行姿态和卫星向+X和-X方向

侧摆时到达+Z面的外热流最大,最大值为1375W/m²。 此时太阳直射方向与-Z的夹角最小,在卫星进、出阴 影区的小段时间内,进入到相机入光口的外热流最 大,此时伸展臂和主镜处于极端高温的情况;

(2) 冬至时刻卫星向-Y方向侧摆 6.1°时,到达+Z面的外热流峰值为1347W/m²。夏至时刻卫星向+Y侧摆 6.1°时,到达+Z面的太阳直射外热流最小,其峰值为1315W/m²;

(3) 春分和秋分时刻由于太阳直射赤道,因此到 达卫星±Y面的太阳直射外热流远小于冬至和夏至 时刻。同时在春分和秋分时刻的午夜前后的 72 min 内卫星会进入地球阴影区,卫星全部外表面均不会 接收到太阳直射。此时刻伸展臂和主镜处于极端低 温的情况。

结合外热流分析结果、相机内热源状况,热分析 工况选择如表1所示。

表 1 热分析工况 Tab.1 Working conditions of thermal analysis

Working condition	Time	Orbit	Working model
LTC 1	March equinox	Normal flight	No work
HTC 1	December solstice	Pendulum 6.1 ° to + Y	Successive work 6 h/day
HTC 2	December solstice	Normal flight	Successive work 6 h/day
LTC 2	June solstice	Pendulum 6.1 ° to + Y	No work

LTC: Low temperature condition. HTC: High temperature condition.

3 相机热设计

3.1 相机概述

如图8所示,相机主体结构包括目镜平台、索杆



Fig.8 Schematic diagram of system structure

铰接式伸展臂、主镜平台三大部分。目镜平台主要由 中继光学系统、后继光学系统、电子设备等组成。索 杆铰接式伸展臂由纵杆单元、横杆单元、球铰、锁定 装置等组成。索杆铰接式伸展臂外部为锥形遮光罩。 主镜平台由主镜、主镜支撑结构等组成。

3.2 相机热控方案

3.2.1 热设计要求

相机的热设计要求如表2所示。

表 2 热设计指标

Tab.2 Thermal design requirements

Parameters	Requirements	
Primary mirror	230±30 K	
Mast	20±2 °C	

3.2.2 热设计的主要原则

相机热控设计在满足相机温度要求和不影响光 学系统正常工作的前提下力求简单可靠,尽可能采 用成熟的热控技术和实施工艺。主要原则如下:

(1)相机处于地球同步轨道,热环境较为恶劣。 索杆铰接式伸展臂长度约为100m,三个伸展臂处于 三个方位,在太阳直射下,三伸展臂的热变形差距较 大,热设计的重点应侧重缩小向阳面和背阴面的温 度差,使三伸展臂的热变形量差距缩小,利于调整主 镜的镜面倾斜度。

(2) 直径约为 20 m 的衍射薄膜主镜,由多个小镜 面组成,小镜面四周布有支撑结构。小镜面在静止轨 道热环境下,热变形较大,形变后的薄膜结构对成像 效果极为不利。热设计的重点侧重衍射薄膜主镜的 热防护,以增加薄膜主镜的温度均匀性,减小薄膜主 镜形变量,增强成像效果。

(3) 光、机、电、热设计有机统一。索杆铰接式伸展 臂和衍射薄膜主镜的热控设计,需与光学设计和结 构设计有机融合。鉴于静止轨道热环境的恶劣性,热 控设计难度较大,光学系统设计过程中尽量放宽对 温度水平和温度均匀性的要求,同时采用具有自我 调节能力的结构设计,或采用热变形系数较小的材 料或同时使用热变形系数为正和负的材料,以降低 组合体的热变形量,从而降低对热设计的要求。

(4)采用被动热控和主动热控相结合的方式,包括热控涂层、多层隔热材料、隔热垫、硅橡胶以及薄

3120

(5) 合理地设计遮光装置,采取有效的隔热措施,建立合理的热传导路径。

3.2.3 主要热控方案

根据成像系统特点,结合第1节的调研结果和 3.2.2节的热设计原则,文中提出了以下热控方案:

(1)为降低三索杆铰接式伸展臂的相对形变量 及绝对形变量,保证主镜平面的成像角度以及成像 质量,设计了如图8所示的圆锥形遮光罩。该遮光罩 采用多层遮光罩面板薄膜材料,最外层为镀银的聚 四氟乙烯玻璃布,中间层为多层双面镀铝聚酰亚胺 薄膜,最内层为单层双面镀铝聚酰亚胺薄膜。通过借 鉴国外可展开遮光罩方案,圆锥形遮光罩通过连接 装置与伸展臂多点连接,并随着伸展臂的折叠而折 叠,随着伸展臂的伸展而伸展^[9]。

(2)为提高圆锥形遮光罩内三索杆铰接式伸展 臂的温度均匀性,减小各部件间的温差,对三伸展臂 表面进行黑色阳极氧化处理,以增加其红外发射率 (要求达到 0.85 以上)。

(3)为降低衍射薄膜主镜的热变形量,增强主镜的温度均匀性,保证成像质量,结合主镜大尺寸的特点,以及大口径薄膜主镜热控措施的调研结果,采用 了与 MOIRE 主镜热控相类似的方案,选取热膨胀系 数稍小于薄膜的框架材料,从而减小薄膜相对于框 架的收缩程度。

(4)为进一步提高主镜的温度均匀性,沿子镜面 四周框架结构布置测温装置及热电控温装置,以主 动方式对主镜进行温度控制。

3.3 初步仿真分析

由于相机的实际结构较为复杂,计算中如果采 用实际的实体模型将会使得计算中需要考虑的因素 增多。考虑到计算机的计算能力以及计算模型与真 实情况的符合程度,在计算前需要对结构作出合理 的简化,作出如下假设:

(1)忽略索杆铰接式伸展臂内部细小结构件对 模型导热、辐射遮挡的影响,将伸展臂中的安装孔、凸 台、螺钉、纵杆两端球头等小的局部特征简化处理;

(2) 忽略圆锥形遮光罩与伸展臂间的连接装置;

(3) 将主镜的支撑结构简化为方形壳体,忽略其 内部结构。

在仿真分析中,根据第2节确定的四种典型工

况及 3.2.3 节确定的热控方案,利用 I-DEAS 软件中的 TMG 热分析模块设定成像系统的辐射边界条件、 组件间的热耦合等,选定瞬态积分控制方法及计算 时间,对地球静止轨道甚高分辨率成像系统进行详 细的仿真分析。

图 9 给出了圆锥形遮光罩在四种极端工况下的 温度分布图,图 10(a)、(b)分别给出了主镜在低温工 况1和高温工况1下的热流分布情况。



(a) 低温工況 1(a) Working condition 1 of low temperature



(b) 高温工況 1(b) Working condition 1 of high temperature



(c) 低温工况 2

(c) Working condition 2 of low temperature









由图 10 可知,在各工况下,圆锥形遮光罩起到 了很好的遮光作用,使得伸展臂所处环境温度变动 幅度减小,基本上处于-80~60℃内。且在每个工况 下,圆锥形遮光罩内温度均匀性较好,某一时刻,圆 锥形遮光罩内部温度梯度为±1.6℃,可以满足温度 均匀性的要求。还需在伸展臂上布置电加热、电制冷 装置,才能满足伸展臂温度要求,但是鉴于伸展臂需 要地面折叠、在轨展开,如何布置电加热、电制冷装 置还需进一步论证。

如图 10 所示,为主镜裸露在静止轨道环境下时 主镜所受到的太阳热流。可以看出,靠近主镜中心部 位,热流较大,主镜边缘处,热流较小,且从中心到边 缘,主镜受到热流呈递减规律。所以,布置在子镜面 四周框架结构上的热电控温装置功耗应从主镜中心 向外边缘递增。

4 结 论

通过对伸展臂圆锥形遮光罩和主镜在各工况下

的热分析,确定了圆锥形遮光罩、电控制装置的大致 布局特征,圆锥形遮光罩内部温度均匀性较好,需布 置热电控温装置以达到温度要求;主镜上布置的热 电控温装置功耗应从主镜中心向外边缘递增。这些 结论为后续工作奠定基础,后续工作需在结构设计 的基础上,确定热控部件的可折叠与可展开性之后,通 过仿真计算确定圆锥形遮光罩、电加热/制冷装置等热 控部件的具体布置位置、尺寸、热控系统质量、功耗等 关键性指标,以及控温部件的温度分布等。

参考文献:

- Deng Guobing. Reliability analysis on movement of space cable – strut deployable articulated mast [D]. Hangzhou: Zhejiang University of Science and Technology, 2012. (in Chinese)
- [2] Guo Hongwei, Liu Rongqiang, Deng Zongquan, et al. Mechanics analysis and simulation on the spreading process of space cable –rod typed stretching arm [J]. *Journal of Machine Design*, 2008, 25(7): 31–34. (in Chinese)
- [3] David W Robinson, Ryan S McClelland. Mechanical overview of the international X-ray observatory [R]. NASA Report: 20090005039. US: Goddard Space Flight Center, 2009.
- [4] William D Tandy Jr, Paul Atcheson, Jeanette Domber, et al. MOIRE gossamer space telescope –structural challenges and solutions[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA 2012– 1670, 2012.
- [5] Rose Hansen. Developing lightweight optics for space [J]. Transmissive Diffractive Optics, 2013: 20–23.
- [6] Xu Yan, Guan Fuling. The design and simulation research of new inflatable sunshield structure [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2011, 32(2): 55-63. (in Chinese)
- [7] Giulia Pica, Luca Ciofaniello, Stefania Mattei, et al. High resolution deployable telescope for satellite application [C]// SPIE, 2004, 5234: 531–538.
- [8] Dean D Waldie, Larry N Gilman. Technology development for large deployable sunshield to achieve cryogenic environment [C]//Space 2004 Conference and Exhibit, AIAA 2004–5987, 2004.
- [9] Jiang Fanming, Sha Shengchun, Chen Fansheng. Deployable and rotatable baffle system for optical system with large aperture on geostationary satellite [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 39(S): 340–343. (in Chinese)