

空间引力波探测卫星外热流环境及其热控设计*

夏冰, 陈厚源, 汪一萍, 潘加键, 白伟钢, 常文博, 丁延卫

“天琴计划”教育部重点实验室, 中山大学天琴中心 & 物理与天文学院, 天琴前沿科学中心, 国家航天局引力波研究中心, 广东 珠海 519082

摘要: 轨道外热流是影响空间引力波探测卫星的重要因素之一。总结了日心轨道引力波探测卫星和地心轨道引力波探测卫星的 β 角和外热流变化, 分析了外热流的变化特征。引力波卫星采用以被动热控为主, 辅以主动热控的热设计原则, 对整星和关键载荷 (如空间望远镜) 进行热设计, 同时采取柔性支撑结构解决结构热变形问题, 保证子结构尺寸的稳定性, 最后介绍了空间引力波探测卫星热仿真分析。

关键词: 空间外热流; 整星热设计; 柔性结构; 热仿真分析

中图分类号: V57 **文献标志码:** A **文章编号:** 0529-6579 (2021) 01-0138-08

External heat flux and thermal control design of space gravitational wave detection satellite

XIA Bing, CHEN Houyuan, WANG Yiping, PAN Jiajian, BAI Weigang, CHANG Wenbo, DING Yanwei

MOE Key Laboratory of TianQin Mission, TianQin Research Center for Gravitational Physics & School of Physics and Astronomy, Frontiers Science Center for TianQin, CNSA Research Center for Gravitational Waves, Sun Yat-sen University (Zhuhai Campus), Zhuhai 519082, China

Abstract: The external heat flux is one of the important factors affecting the space gravitational wave detection satellite. In this paper, the β angle and external heat flux of the heliocentric and geocentric gravitational wave detection satellites are summarized, and the variation characteristics of the external heat flux are analyzed. The gravitational wave satellite adopts the thermal design principle of passive thermal control, supplemented by active thermal control. The thermal design of the whole satellite and the key payload (e. g. space telescope) is carried out. At the same time, flexible support structure is adopted to solve the thermal deformation problem of the structure to ensure the stability of the substructure. Finally, the thermal simulation of gravitational wave detection satellite is introduced.

Key words: space external heat flow; satellite thermal design; flexible structure; thermal simulation analysis

1 引言

天琴计划是由罗俊院士提出的空间激光干涉

引力波探测方案, 其科学目标是测量频率在 0.1 mHz~1 Hz 的引力波信号^[1]。这一频段的引力波

* 收稿日期: 2020-11-11

录用日期: 2020-12-29

网络首发日期: 2021-01-15

基金项目: 广东省基础与应用基础研究重大项目 (2019B030302001); 国家自然科学基金 (11973100)

作者简介: 夏冰 (1996年), 男; 研究方向: 空间柔性支撑结构; E-mail: xiab6@mail2.sysu.edu.cn

通信作者: 丁延卫 (1976年), 男; 研究方向: 重力/引力卫星总体设计与机热一体化; E-mail: dingyw3@mail.sysu.edu.cn

信号对应着恒星级致密天体旋近、极端质量比旋近等当前备受关注的天体物理过程。考虑到地球的几何尺寸限制以及地表的测量噪声干扰, 目前普遍认为如此低频率的测量是地面的引力波天文台(如 LIGO 和 VIRGO) 很难做到的。就其中一些低频引力波源而言, 它们所发出的信号波长可能比地球的直径还大, 为了测量这样的信号必须把引力波探测器发射上天, 在空间进行激光干涉测量。

除了天琴计划, 其它推进中的空间引力波探测方案还包括 LISA (Laser Interferometer Space Antenna)、太极等。根据各自的测量目标, LISA 和太极采用日心轨道^[2-3], 天琴采用地心轨道^[1]。天琴计划拟采用的是半径约为 10^5 km 的地心轨道, 利用三颗无拖曳卫星两两之间的激光链路来组成臂长约为 1.7×10^5 km 的激光干涉仪。为了测量到强度极其微弱的引力波信号, 前期的分析论证给天琴卫星内部关键器件的温度稳定性提出了严苛的要求。分析认为, 光学模块在自身的热-光程耦合系数在满足 $C_{\text{Topl}} \leq 5$ nm/K 的条件下, 温度波动不应超过 $100 \mu\text{K}/\text{Hz}^{1/2}$, 检验质量块在敏感轴上温度差异的波动值不应超过 $5 \mu\text{K}/\text{Hz}^{1/2}$ ^[1]。外热流变化以及卫星内器件的热损耗均有可能引起温度波动, 因此必须对卫星外热流进行分析, 为热设计提供参照和约束。

2 空间引力波探测卫星外热流环境

空间/反照外热流指的是卫星在外层空间受到各种热源辐射的热流, 与卫星的轨道以及卫星的构型和姿态有关。外层空间高度真空, 在轨的卫星会在几乎没有对流的情况下仅依靠辐射传热与外部环境进行热交换。外热流的变化会引起在轨卫星的温度波动, 是所有卫星在设计研发阶段都

必须认真分析的因素, 也是对卫星进行进一步的热分析与设计的前提^[4]。

目前国内对在轨卫星的外热流分析主要考虑太阳/地球热流以及卫星进入地球阴影区的时间, 对于部分低轨卫星也会考虑一种简化的地球红外辐射以及地球反照太阳辐射^[5-8]。国际上在计算空间外热流的问题上有较为成熟的流程和软件, 其通常并不单独求解外热流, 而是在建立卫星自身的传热模型并输入轨道参数后直接计算得到卫星内部的温度响应作为结果^[9-11]。

2.1 日心轨道外热流

绕太阳运行的卫星一般仅需要考虑太阳热流, 太阳热流既是各种在轨卫星受到的主要辐射热流, 也是卫星上设备持续运作的能量来源。太阳热流的变化主要是由太阳矢量与卫星轨道面的夹角 (β 角) 以及卫星与太阳距离的变化引起的, 如图 1(a) 所示, 以 LISA 轨道为例, 其轨道面被设计成能保持大约在 60° 的 β 角。LISA 这种类地日心轨道的一个特点是其星座平面也会大体上同步地绕太阳旋转, 以致于 β 角变化很小, 太阳热流在一年内的变化不会很大。现有分析认为 LISA 卫星的太阳电池板在一年内受到太阳热流的波动在 $1150 \sim 1220 \text{ W}/\text{m}^2$, 其相对涨落幅度为 4%, 如图 1(b) 所示, 热流波动的主要贡献是卫星周期运行时与太阳之间距离的变化^[12]。

2.2 地心轨道外热流

地心轨道的卫星与太阳的距离一般可以直接近似为日地距离, 卫星的姿态以及 β 角对表面太阳到达热流的影响会更大^[13]。现阶段天琴卫星拟采用 3 个月测量、3 个月待机的交替运行模式, 如图 2 所示。绕地球运转的天琴卫星的星座平面并不像 LISA 那样绕太阳转动, 而是较稳定地指向远端参考源 RXJ0806.3+1527。在待机阶段, 天琴卫星可

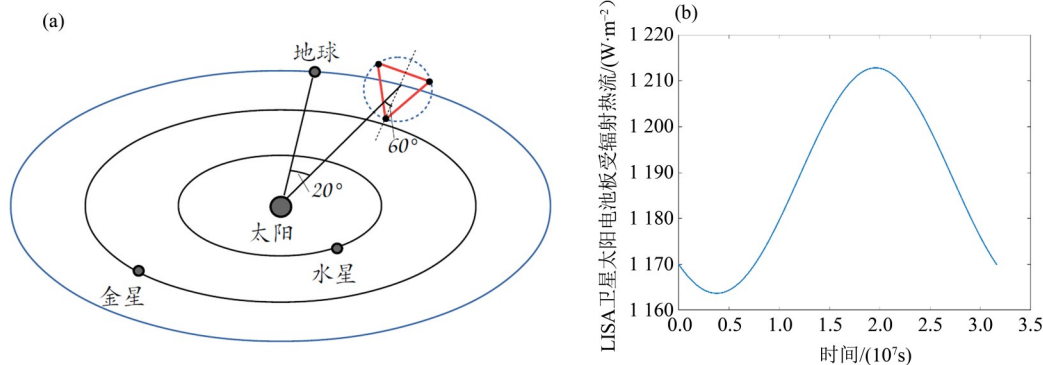


图 1 LISA 卫星轨道示意及太阳能电池板受太阳辐射热流变化曲线图^[2, 10]

Fig. 1 LISA Satellite orbit diagram and solar radiation heat flux curve of solar panels

开启推进系统对卫星姿态调整,保持太阳板接收光照;在测量阶段,天琴卫星为了保持星间链路将锁定自身相对星座平面的指向方向,这会导致 β 角发生周期性变化,从而引起较大的外热流的涨落^[14]。如图3所示,天琴卫星在测量阶段 β 角的变化范围为 $46^\circ\sim 85^\circ$,对应的太阳热流的变化范围为 $950\sim 1400\text{ W/m}^2$,热流的相对波动幅度达到38.5%。如图4所示,采用日心轨道的LISA卫星能对太阳有较为稳定的指向, β 角变化比较小使得太阳热流的涨落幅度较小。

2.3 外热流动态特征

国内外以往对航天器在轨运行中受到空间外热流研究大多关注稳态量或者准稳态量,其中与地球热流和太阳热流的动态特性直接相关的研究很少。在气象观测领域,一个与地球热流和太阳热流密切相关的问题是地球热预算(Global Heat Budget)^[15]。国际上对地球热预算的量化分析问题关注已久,在20世纪70年代就有研究试图以网格化的方式给地球表面的反照率建立模型并积累实

测数据^[16-17]。欧洲气候监测卫星应用设施(CMSAF)和美国国家海洋与大气管理局(NOAA)利用卫星遥测对地球和太阳不间断地观测了40余年(最早公布数据自1978年),使地球热预算模型和相关数据库日趋完善。利用对地观测数据,套用恰当的辐射模型,有望外推得到很多有助于完善航天器空间热流计算的参数,比如大气顶部的反照特性^[18]。近年来,国内也开始提出用卫星遥测数据来计算地表反照率^[19],中国气象局(CMA)和中国国家航天局(CNSA)也提供一些太阳辐照强度和大气顶端长波辐射等的的数据,但数据的覆盖区域与国外相比还有较大差距。

LISA相关的理论分析也指出卫星的轨道运动对应的频率太低,远低于测量频段的下边界 $f = 0.1\text{ mHz}$,所以即便由轨道运动引起的太阳热流变化在数量上很大也并不直接影响测量频段上温度涨落^[10]。此外,LISA装置在外热流分析上还考虑了太阳常数的波动^[10, 13]。受限于实际观测数据的时间分辨率,这些研究使用了经验公式 $\delta S = 1.75 \times$

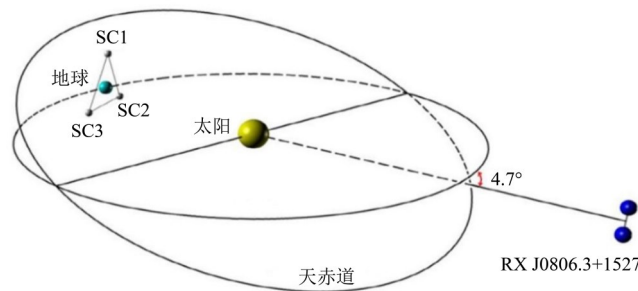


图2 天琴轨道及卫星编队概念^[1]

Fig. 2 Concept of TianQin orbit and satellite formation^[1]

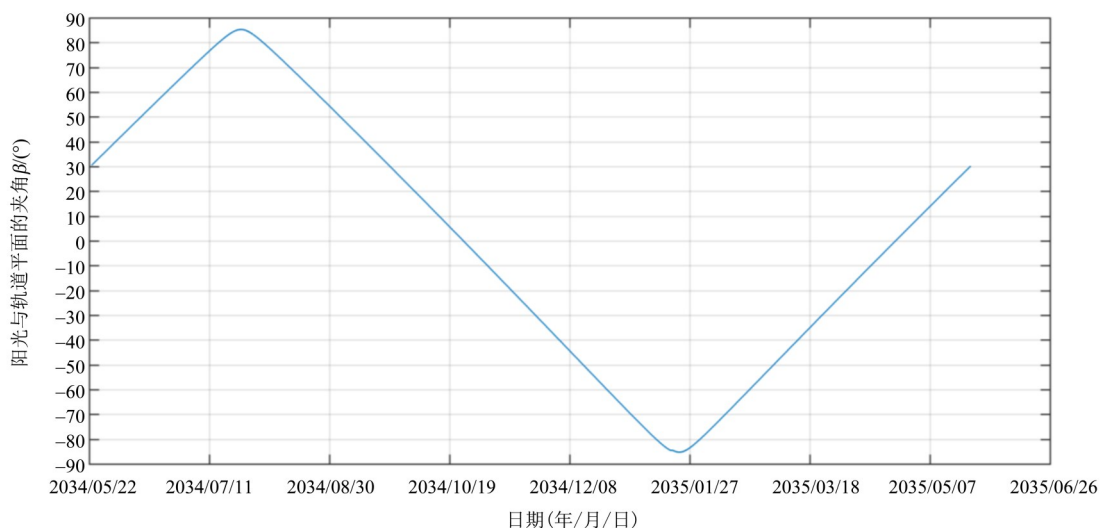
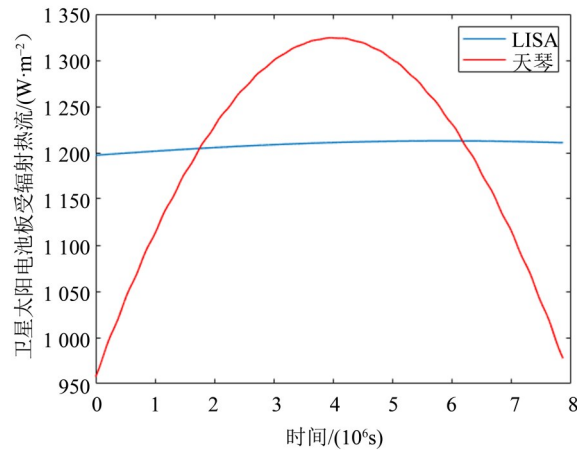


图3 天琴轨道在一年内的 β 角变化规律^[12]

Fig. 3 β angle variation of TianQin orbit in one year^[12]

图4 天琴卫星与 LISA 卫星太阳电池板外热流变化曲线^[12]Fig. 4 Variation curve of external heat flux of solar panels of TianQin satellite and LISA satellite^[12]

$(f/1 \text{ mHz})^{-1/3} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 来近似表示太阳常数在测量频段 (0.1 mHz~1 Hz) 内的功率密度, 并且利用卫星的传热模型计算了各波动频率下温度的传递函数, 最后得到了星内温度对太阳常数的动态响应^[13]。分析认为, 若仅采用传统的被动隔热, 低频外热流在卫星表面引起的温度波动更容易向星内传播, 其中 $f = 0.1 \text{ mHz}$ 附近的太阳热流波动传递到星体内部可引起 $2.2 \mu\text{K}/\text{Hz}^{1/2}$ 的温度波动^[13], 会对检验质量产生影响, 是必须考虑的干扰源。

国际上关于太阳辐射强度的观测数据还不够精准, 从最早 1980 年至今已有多个科学装置试图记录评估太阳常数, 包括国外的 ERB、ACRIM、SOVA 和 TIM 等, 以及国内的 HJ-1A, 不同装置的观测结果并不完全匹配, 综合而言太阳常数的绝对精度仅达到 $10 \text{ W}/\text{m}^2$ ^[20], 数据的最小时间分辨率只达到了 6 h, 当前的数据还不足以直接用于分析外热流涨落, 因此对外热流的分析还需要高分辨率的地球、太阳观测数据以及准确的辐射模型作为参照。

3 空间引力波探测卫星整星热设计与柔性结构隔热设计

3.1 引力波探测卫星热控设计

在轨卫星一方面承受来自不同方向剧烈变化的外热流影响, 另一方面承受自身内部热耗载荷设备短期工作造成剧烈升温^[12], 空间引力波探测对卫星温度稳定性要求极高, 星内关键载荷温度稳定性要求优于 $5 \times 10^{-6} \text{ K}/\text{Hz}^{1/2}$, 因此必须进行高精度热设计和热控制^[12, 21], 否则将导致载荷内部结构和载荷外部支撑结构热变形, 严重影响卫星

在轨期间光轴指向稳定, 对星间激光干涉测量精度及引力波探测精度产生重大影响。空间引力波探测卫星热设计从以上两方面综合考虑, 一般采取被动式和主动式两类热控手段, 达到高精度温控目标。

天琴卫星的部分表面会贴上太阳能电池板为卫星供电。通过合理设计卫星热控、结构及任务方案, 可使太阳能电池板成为卫星在整个空间引力波探测过程中唯一能被太阳光照射的部位。通过隔空安装太阳能电池板的方式, 能做好太阳能电池板和卫星主体间的隔热问题, 保证卫星内部的温度稳定性。

3.1.1 被动热控设计 航天器被动式热控制通过在内外表面及仪器设备上选取不同的热控材料, 合理地组织内外热量交换过程, 降低热环境差异和内热源间歇性工作造成的短期温度剧烈变化^[22]。常采用在卫星内外表面抛光或喷涂、电镀不同性能薄膜的方法, 使卫星表面吸收率和辐射率达到一个最佳配比, 保证卫星吸收太阳热量与向外辐射热量达到平衡。其次通过多层隔热材料包裹和热管传导等方式, 将发热量大的仪器通过热管将热量传导到不发热仪器或散热面上, 实现温度均衡和保温, 实现卫星温度水平和稳定性控制。

LISA 航天器热设计原理图如图 5 所示, 其主要结构 Y 型隔热罩镀金并悬挂以使其与航天器热隔离, 光学组件又与有效负载隔热罩隔离 (图 6)。该隔热罩用来减少太阳光度变化对“Y 型”臂中两个光学组件的影响; 内部载荷设备安装于圆柱体内壁上, 从圆柱体伸出一个遮阳板, 可防止阳光直射到圆柱体壁上。太阳能电池板的大小受发射

器整流罩直径的限制,其他外表面都必须位于太阳能电池阵列后 30° 圆锥内,避免了由于太阳常数变化而引起温度波动,维持整星的温度水平和稳定性^[23]。

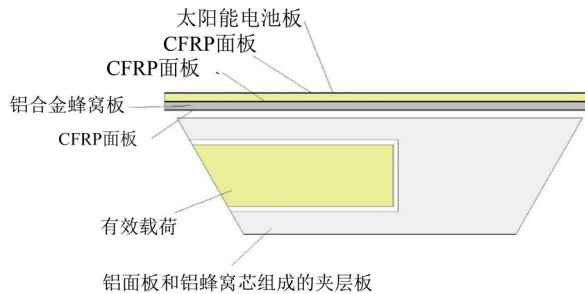


图5 LISA 航天器热设计原理图^[24]

Fig. 5 Schematic of thermal design of LISA spacecraft^[24]

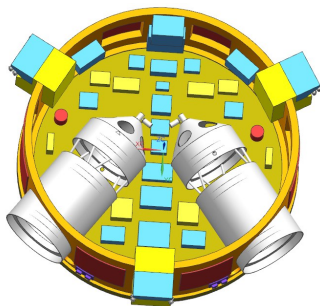


图6 LISA 航天器结构图

Fig. 6 The structure of LISA spacecraft

望远镜稳定性控制的中心思想是阻断由于空间外热流变化而带来的扰动。星体负载部件的功率变化、随着卫星运动引起的太阳常数变化以及一些表面材料属性退化,均可构成扰动源。为了更好地阻隔来自外部空间及星体的传导和辐射热量,LISA 卫星共设置了三级热阻断屏障。第一级屏障是在星体顶板与太阳能电池板之间设置多层 MLI 隔热材料,以最大程度地抑制外部温度扰动传递到星体内。第二级屏障是将星体的负载安装在两层 Y 型管内部,为了便于区分,与负载直接接触的里层“Y 型”管称为负载管,“Y 型”管的材质由碳纤维复合材料和镀金涂层构成。第三级屏障是将望远镜通过低导热率螺栓安装在负载管上,所有的望远镜结构表面均镀金涂层,包括辅助镜片的 SiC 支柱以及两块镜片的背面,以减少向深空空间的热辐射。使用 ESATAN 对热控制方案的负载进行建模,将模型导入 ESARAD 中进行辐射耦合计算。进行了太阳常数最大($1\ 247\ \text{W}/\text{m}^2$)和最小($1\ 128\ \text{W}/\text{m}^2$)两种情况下的稳态计算,以及进行了 10^{-1} 、 10^{-3} 、 10^{-4} Hz 三种频率情况下,由于太阳

常数波动引起温度扰动的非稳态计算^[24]。

稳态计算结果表明,望远镜组件的温度范围介于 $-11\sim-14\ ^\circ\text{C}$ 之间。由于在望远镜表面采用了镀金涂层方案,减少了热量向深空空间的泄露,使得计算结果比之前预研阶段结果高了将近 $15\ ^\circ\text{C}$ 。同样,由于负载管内表面的镀金涂层阻碍了望远镜附近的空辐射泄露,使得“Y 型”管最前端的稳态温度梯度由预研阶段的 $80\ ^\circ\text{C}$ 降到了 $35\ ^\circ\text{C}$ 。非稳态计算结果表明,在频率 10^{-4} Hz,太阳常数波动(0.3%)最剧烈的情况下,望远镜主镜片的温度波动响应为 $9.9\times 10^{-7}\ \text{K}/\text{Hz}^{1/2}$,相比预研阶段的温度波动响应 $1.2\times 10^{-5}\ \text{K}/\text{Hz}^{1/2}$ 降低了将近一个数量级,基本满足 $10^{-6}\ \text{K}/\text{Hz}^{1/2}$ 的温度稳定性目标。辅助镜面的 SiC 支柱热变形导致的光程(OPL)波动为 $1.4\ \mu\text{m}/\text{Hz}^{1/2}$,远远小于 $40\ \mu\text{m}/\text{Hz}^{1/2}$ 的总预算目标。

天琴卫星星座平面几乎垂直于黄道平面,因此在一年中有两个时长为3个月,适合引力波探测的窗口期。在这3个月中星座平面与太阳光矢量夹角较大,进入望远镜内的太阳辐射量极小,从而给内部的光学组件提供了一个较为稳定的热环境。为了提高天琴卫星的探测时长,让其探测期覆盖全年,望远镜及光学组件拟采用超低膨胀系数的 S-PHM52 型光学玻璃材料,以抑制温度对望远镜和光学平台的影响。同时采用太阳光窄频带通滤波器,以阻止太阳光进入到望远镜内部。主动热控制设计用来保持望远镜热波动在一个可接受的范围。

3.1.2 主动热控设计 主动式卫星热控制主要通过热敏元件(即主动热控制热管、冷却器或百叶窗)消耗额外能量达到热量的平衡,实现热控目标^[13]。LISA 和 LISA Pathfinder 卫星热设计的功能是双重的,在整个飞行阶段,既要保护有效载荷和关键任务组件免受恶劣的太空热环境影响,又要在数据带宽内保持热稳定性。LISA 航天器主要结构直径为 $1.8\ \text{m}$,高度为 $0.48\ \text{m}$ 的环,该环由石墨-环氧树脂制成,具有低热膨胀特性,其在巡航阶段,位于电子箱内的恒温器和热敏电阻进行主动热控,在进行科学研究阶段,将关闭应急加热器,并补充电子箱余热。

2019年12月20日,“天琴”引力波探测计划首颗技术验证卫星一天琴一号成功发射,开启了空间引力波探测技术探索之旅,经过在轨测试和试验,实现了对高精度温度控制的稳定性优于

± 50 mk (一个轨道周期内) 的目标。

3.2 柔性结构隔热设计

空间引力波探测卫星是一种超静超稳航天器, 技术指标高, 系统复杂, 实现难度大。结构尺寸稳定性是该类卫星上最关键的环节之一, 采用何种支撑结构是卫星和核心科学载荷面临的主要问题^[23, 25]。

GRACE 卫星上的高精度 K 波段测距仪 (KBR) 和加速度计 (Accelerometer) 通过均衡连接结构 (isostatic support) 与卫星的主结构相连接, 保证

KBR 天线相位中心和加速度计中心之间的结构尺寸稳定性^[26]。GOCE 卫星上重力梯度仪敏感组合与卫星主结构之间采用 X-frame 进行连接^[27-29], 即重力梯度仪所在基板由 3 个 X 形支架 (X-frames) 支撑, 这样, 3 个 X 形支架构成了 2 级 Hexpaod 支撑结构, 可以对底层基板的振动、变形有效隔离, 同时对梯度仪基板不产生过约束, 使设备本身的应力、应变得以释放^[30], GOCE 梯度仪的柔性支撑结构如图 7 所示。

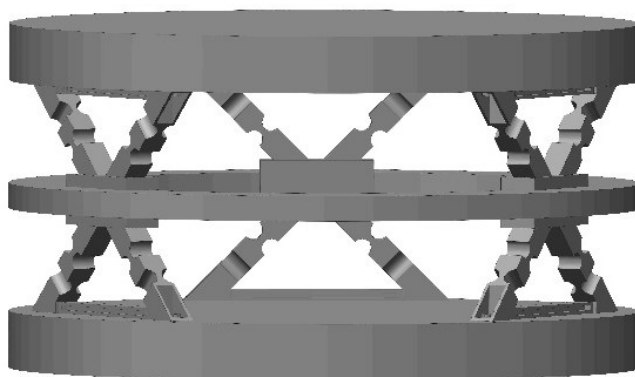


图 7 GOCE 梯度仪上 X-frame 柔性支撑结构

Fig. 7 Flexible support structure of GOCE gradiometer

LISA 卫星的设计方案中, 为保证激光干涉仪结构尺寸稳定性, 每个可移动望远镜组件 (MOSA) 与光学平台的支撑结构 (次结构) 采用了一种 “V 型” 的特殊柔性连接方式^[31]。其中每颗卫星上 3 套, 共 9 套, 光学平台等静压安装在碳纤维增强塑料 (CFRP) 结构上, 同时携带惯性传感器, 所有元件都是热隔离的, 以确保热弹性稳定性。

LISA Pathfinder 卫星为了保证激光干涉仪结构尺寸稳定性, 光学平台与外部结构的连接结构 (次结构) 采用了一种 “V 型” 的特殊柔性连接方式^[32-33]。卫星采用四套超静态的 8 支架安装, 支撑架为碳纤维增强塑料 (CFRP), 侧壁和光学工作台为 Zerodur 材料, 整体解耦支撑提供了极高的稳定性和隔热稳定性。

从 GRACE、GOCE、LISA、LISA Pathfinder 等卫星上支撑核心科学载荷普遍采用的柔性支撑分析, 其主要作用是为了保持结构的高精度尺寸稳定性, 具体功能是:

- (1) 在关键部位起到了至关重要的机械解耦作用, 有效预防过定位等耦合效应;
- (2) 在保证强度刚度的同时, 有效隔离热

变形。

引力波探测卫星采用以被动热控为主, 辅以主动热控的热设计原则, 对整星和关键载荷 (如望远镜) 进行热设计, 实现卫星温度水平和稳定性, 保证引力波探测卫星在轨期间光轴指向稳定, 对星间激光干涉测量精度及引力波探测精度的提升具有重要意义。对于天琴计划后续研究, 可以引入柔性结构以保证天琴卫星的超静超稳指标要求以及结构尺寸的稳定。

4 引力波探测卫星整星热仿真分析

热仿真分析在空间引力波探测中发挥着重要作用, 用于进行从空间热环境、温度场以及热变形等分析计算, 同时还可进行瞬态分析、稳态分析等多种工况^[34]。

仿真分析的方法主要为有限单元和有限差分两种方法。有限单元法的基础是变分原理和加权余量法, 基本求解思想是把计算域划分为有限个互不重叠的单元, 在每个单元内, 选择一些合适的节点作为求解函数的插值点, 将微分方程中的变量改写成由各变量或其导数的节点值与所选用

的插值函数组成的线性表达式,借助于变分原理或加权余量法,将微分方程离散求解。采用不同的权函数和插值函数形式,便构成不同的有限单元法。有限差分方法将求解域划分为差分网格,用有限个网格节点代替连续的求解域。有限差分法利用Taylor级数展开,把控制方程中的导数用网格节点上的函数值的差商代替进行离散,从而建立以网格节点上的值为未知数的代数方程组。

TMG (Thermal Model Generator) 和 Thermal-Desktop 是两种常用的用于整星热仿真软件。TMG 在有限体积表面生成有限差分网格,在每个单元的节点(即单元边界和中点)之间插入计算点,在计算点和单元质心处解决热传导(或混合传导)问题,可以通过细化网格来减小误差。Thermal-Desktop 通过生成一个可解的有限元方程组并使用熟悉的蒙特卡罗射线追踪技术来解决热分析问题,它测量的是实际节点位置的温度,不会产生 TMG 中因节点温度而造成的相关误差。有限元仿真软件由于计算方法的差异会与实际结果产生偏差,

未来将对这些差异的性质以及它们对结果准确性的影响进行进一步的研究。

5 结 论

整星热控的主要目标是给引力波探测卫星内部载荷提供一个合适的温度环境,确保有效载荷和分系统正常工作。对于天琴卫星而言,外热流环境主要受太阳以及地球月球的影响,规律复杂,给整星的热分析与热控带来极大的挑战。其次引力波探测卫星要求实现超静、超稳、超高精度,要实现这“三超”目标,必须要求一个稳定温度环境,天琴卫星以被动热设计为主,同时辅以主动热设计。在结构上采用柔性结构隔热设计,在激光望远镜镜壁上采用热控涂层来控制温度变化,此外还要分别对望远镜和整星进行热仿真分析。当前面临的问题除了地心轨道外热流环境的特殊性,还包括超精温度的测量与控制。为实现空间引力波探测任务,这些难题都亟需进一步的研究攻关。

参考文献:

- [1] LUO J, CHEN L S, DUAN H Z, et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2016, 33(3): 035010.
- [2] WEISE D, CORDERO J, SCHULD T, et al. A high sensitivity heterodyne interferometer as a possible optical readout for the LISA gravitational reference sensor and its application to technology verification [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2009, 154(1). DOI: 10.1088/1742-6596/154/1/012030.
- [3] MEN J R, NI W T, WANG G. Design of ASTROD-GW orbit [J]. *Chinese Astronomy & Astrophysics*, 2010, 34(4):434-446.
- [4] 苗建印, 钟奇, 赵啟伟, 等. 航天器热控制技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018.
- [5] 杜卓林, 江海, 陈少华, 等. 上面级发射中高轨道卫星外热流分析[J]. *宇航学报*, 2018, 39(10):1107-1115.
DU Z L, JIANG H, CHEN S H, et al. Analysis of external heat flux of medium-high orbit satellite launched at upper stage [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 39(10): 1107-1115.
- [6] 杨炜平, 李德富, 朱尚龙, 等. 上面级在发射轨道的辐射外热流分析[J]. *航天器环境工程*, 2014, 31(1): 57-61.
YANG W P, LI D F, ZHU S L, et al. Analysis of radiative external heat flow of upper stage in launch orbit [J]. *Spacecraft Environmental Engineering*, 2014, 31(1): 57-61.
- [7] 吴晓迪, 凌永顺, 杨明, 等. 卫星红外特性及空间热流对其的影响[J]. *光电工程*, 2010, 37(6):58-64.
WU X D, LING Y S, YANG M, et al. Satellite infrared characteristics and the influence of space heat flow on it [J]. *Optoelectronic Engineering*, 2010, 37(6):58-64.
- [8] 刘巨. 太阳同步圆轨道空间相机瞬态外热流计算[J]. *中国光学*, 2011, 5(2):148-153.
LIU J. Calculation of transient external heat flow of space camera in solar synchronous circular orbit [J]. *China Optics*, 2011, 5(2):148-153.
- [9] LI J L, YAN S Z, CAI R Y. Thermal analysis of composite solar array subjected to space heat flux [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2013. DOI: 10.1016/j.ast.2012.06.010.
- [10] MORGENROTH L, HONNEN K, HEYS S, et al. Thermal study of laser interferometer space antenna (LISA) [C]//SAE technical paper series—31st International conference on environmental systems, 2001.
- [11] ALLISON C, DIAZADUAGO M, JAROUX B. Sat-Therm: A thermal analysis and design tool for small spacecraft [J]. *Analytical Chemistry*, 2009, 31(11): 29-34.

- [12] 郑浩颖. 天琴卫星的空间外热流分析与隔离控制研究[D]. 广州:中山大学, 2020.
- [13] TREFOR E, AXEL H. LISA project internal report number ESTEC Contract No. 13631/99/NL/MS, Report No. LI-RP-DS-009— Final technical report of the (Phase A) [R]. Study of the laser interferometer space Antenna, 2000.
- [14] 张雪峰, 李洪银, 梅健伟. 基于 LISA 卫星概念的天琴卫星热稳定性估算 [R]. 2018.
- [15] TRENBERTH K E, FASULLO J T, KIEHL J. Earth's global energy budget [J]. Bulletin of the American Meteorological Society, 2009, 90(3):311-323.
- [16] HUMMEL J, RECK R A. A global surface albedo model [J]. Journal of Applied Meteorology, 1979, 18(3): 239-253.
- [17] PAYNE R E. Albedo of the sea surface [J]. Technical report, 1972. 29(5): 959-970.
- [18] SONG Z, LIANG S, WANG D, et al. Long-term record of top-of-atmosphere albedo over land generated from AVHRR data [J]. Remote Sensing of Environment, 2018, 211:71-88.
- [19] 李强, 孙先伟, 林乐天, 等. 近地卫星地球反照系数的一种估计方法 [J]. 航天器工程, 2015, 24(3): 17-21.
LI Q, SUN X W, LIN L T, et al. An estimation method of earth albedo coefficient of near Earth satellite [J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(3):17-21.
- [20] KOPP G, LAWRENCE G, ROTTMAN G. The total irradiance monitor (TIM): Science results [J]. Solar Physics, 2005, 230(1/2):129-139.
- [21] 殷亚州, 傅伟纯, 卢清荣, 等. 高分七号卫星基于尺寸稳定的整星热设计 [J]. 航天器工程, 2020, 29(3):82-88.
YIN Y Z, FU W C, LU Q R, et al. Whole satellite's thermal design based on dimensional stability of Gaofen-7 Satellite [J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(3):82-88.
- [22] 王晓宇, 祁首冰, 赵汉卿. 天琴奏响, 空间引力波探测技术验证传来佳音——访天琴一号技术试验卫星总设计师张立华 [J]. 国际太空, 2020(7):33-37.
WANG X Y, QI S B, ZHAO H Q. Tianqin played, space gravitational wave detection technology verification came good news —— Interview with Chief designer Zhang Lihua of Tianqin 1 Technology Test Satellite [J]. International Space, 2020(7):33-37.
- [23] DING Y W, ZHANG X M. Gravity exploration satellites—a promising field for small satellite [C] // Small Satellite Technology Conference, 2011.
- [24] PEABODY H, MERKOWITZ S. LISA thermal design [J]. Classical and Quantum Gravity, 2005, 22(10): S403.
- [25] DING Y W, HU L Y, ZHANG X M, et al. Gravity satellites and ultra-quiet and ultra-stable satellite technology [C] // Proceedings of the symposium on the development of high-performance spacecraft and new conceptual spacecraft technology, 2012.
- [26] KIM J. Simulation study of a low-low satellite-to-satellite tracking mission [M]. USA: The University of Texas at Austin, 2000:1100-1106.
- [27] DRINK M R, FLOBER R, HAAGMANS R, et al. GOCE: ESA's first earth explorer core mission [J]. Space Sciences Series, 2003, 108(1):419-432.
- [28] FEHRINGER M, ANDRE G, LAMARRE D G, et al. A jewel in ESA's crown – GOCE and its gravity measurement systems [J]. ESA Bulletin-European Space Agency, 2008,133:14-23.
- [29] RUMMEL R, YI W, STUMMER C. GOCE gravitational gradiometry [J]. Journal of Geodesy, 2011, 85(11): 777-790.
- [30] VALENTINI D, VACANCE M, BATTAGLIA D, et al. SAE Technical paper series [C] // SAE international conference on environmental systems, 2006.
- [31] EJSM Laplace. EJSM-Laplace assessment study report (Yellow Book) [R]. European Space Agency, 2011.
- [32] MCNAMARA P. LISA Pathfinder: First steps to observing gravitational waves from space [C] // APS April Meeting, 2017.
- [33] ARMANO M, BENEDETTI M, BOGENSTAHL J, et al. LISA Pathfinder: the experiment and the route to LISA [J]. Classical & Quantum Gravity, 2009, 26(9): 1159-1165.
- [34] MERKOWITZ S M, CONKEY S, HAILE W B, et al. Structural, thermal, optical and gravitational modelling for LISA [J]. Classical & Quantum Gravity, 2004, 21(5):S603-S610.

(责任编辑 秦社彩)