



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110395411 A

(43)申请公布日 2019.11.01

(21)申请号 201910742382.8

B64G 1/10(2006.01)

(22)申请日 2019.08.13

H01Q 1/28(2006.01)

B64G 1/42(2006.01)

(71)申请人 中国科学院微小卫星创新研究院
地址 201203 上海市浦东新区海科路99号
申请人 上海微小卫星工程中心

(72)发明人 刘鎏 王慧元 张晓峰 宋炜胥
李晓莉 徐雨

(74)专利代理机构 上海智晟知识产权代理事务
所(特殊普通合伙) 31313
代理人 李镛的

(51)Int.Cl.

B64G 1/58(2006.01)

B64G 1/50(2006.01)

B64G 1/66(2006.01)

B64G 1/36(2006.01)

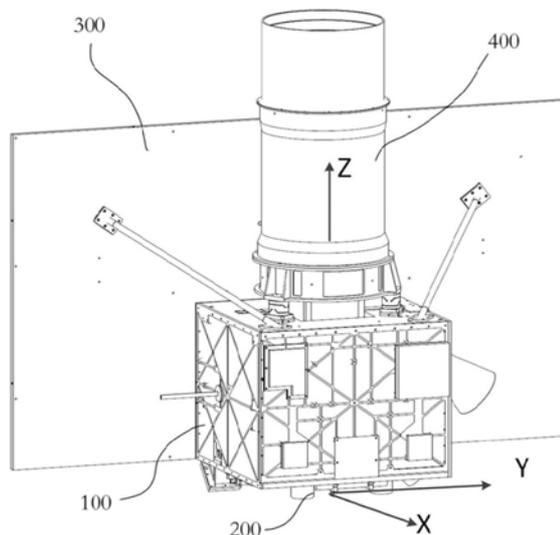
权利要求书2页 说明书6页 附图5页

(54)发明名称

一种低轨遥感微纳卫星及其热设计方法

(57)摘要

本发明提供了一种低轨遥感微纳卫星及其热设计方法。卫星包括卫星平台、体装帆板、光学载荷。热设计方法包括卫星平台热设计和光学载荷热设计;其中,卫星平台热设计进一步包括散热面设计、隔热设计、等温性设计;光学载荷热设计进一步包括调焦环与主次镜、矫正镜热控设计,主次镜支撑筒热控设计,以及,电子学热控设计。本发明的有益效果:通过对该型号低轨遥感卫星的研制,实现了小型微纳卫星在平台与载荷上的一体化热控设计,热控设计合理可行,满足各项指标要求,达到预期热控效果,并留有足够的余量。



1. 一种低轨遥感微纳卫星,其特征在于,所述卫星包括卫星平台、体装帆板、光学载荷;以火箭分离面中心点为原点,将垂直于所述火箭分离面并且从运载指向所述卫星方向作为Z轴,所述Z轴与所述光学载荷的光轴平行;平行于所述火箭分离面并且对应所述卫星在轨飞行方向作为X轴;按右手法则,与所述X轴及所述Z轴正交的方向作为Y轴;

所述体装帆板布置在所述卫星平台的-X侧,在所述卫星平台的-X侧的侧板表面布置有电池组;

所述光学载荷布置在所述卫星平台的顶部,所述光学载荷的载荷电子学布置在所述卫星平台内部;

所述卫星平台的+Y侧布置星敏感器;所述卫星平台的+X侧的侧板外表面布置有数传、测控天线;所述卫星平台的-Z侧的侧板外表面布置GPS天线、磁力矩器、太阳敏感器、星敏感器探头;所述卫星的内部仪器设备安装在所述卫星平台的顶板和底板内表面上。

2. 根据权利要求1所述的一种低轨遥感微纳卫星,其特征在于,所述光学载荷包括外遮光罩、热调焦组件、次镜组件、主次镜支撑筒组件、主镜组件、载荷安装组件、矫正镜组件;所述载荷电子学包括焦平面、电控箱组件、电路模块。

3. 根据权利要求2所述的一种低轨遥感微纳卫星的热设计方法,其特征在于,包括卫星平台热设计和光学载荷热设计;其中,所述卫星平台热设计进一步包括散热面设计、隔热设计、等温性设计;所述光学载荷热设计进一步包括调焦环与主次镜、矫正镜热控设计,主次镜支撑筒热控设计,以及,电子学热控设计。

4. 根据权利要求3所述的一种低轨遥感微纳卫星的热设计方法,其特征在于,所述散热面设计包括:

选取所述卫星平台的±Y侧的侧板作为主散热面,选取所述卫星平台的+X侧的侧板作为辅助散热面;

在所述电池组的底部设置扩热板,用于将所述电池组产生的热量传导至所述辅助散热面进行散热;

在所述体装帆板的背阴面喷涂白漆;将舱外底板上以及安装支架喷涂白漆;火箭分离后留在星上的分离结构外表面喷涂白漆后隔热安装。

5. 根据权利要求3所述的一种低轨遥感微纳卫星的热设计方法,其特征在于,所述隔热设计包括:

所述星敏感器的遮光罩、所述星敏感器探头、所述磁力矩器、所述测控天线的支架、所述GPS天线的支架、分离插头均包覆多层隔热组件;

所述体装帆板及其支撑杆分别与所述卫星平台隔热安装,所述体装帆板所在舱内表面包覆多层隔热组件;

所述电池组的扩热板、载荷探测器辐射板、载荷安装面、所述测控天线及其支架、所述GPS天线及其支架均与所述卫星平台隔热安装。

6. 根据权利要求3所述的一种低轨遥感微纳卫星的热设计方法,其特征在于,等温性设计包括:

所述卫星的内部仪器设备和结构件表面喷涂黑漆或进行黑色阳极氧化处理;

对于需要导热安装的设备,提高设备与结构安装面之间的平面度及接触面积,并在安装面填涂导热硅脂。

7. 根据权利要求3所述的一种低轨遥感微纳卫星的热设计方法,其特征在於,调焦环与主镜、矫正镜热控设计包括:

在所述调焦环主体上对称设置PID控温加热器,并在 $\pm X$ 向各设置测温点;

所述调焦环与其周边结构进行隔热处理,隔热处理方法包括:减小接触面积,增加隔热垫厚度与隔热性能;

在主镜外框、次镜安装支架、矫正镜所在芯轴套环表面设计电加热器;

在主镜框外环 $\pm X$ 向与主镜中央芯轴 $\pm X$ 向设置测温点,用于同时监测主镜中心与矫正镜温度;

对次镜外部结构进行二次温控,并采用最外层为消光黑膜的多层隔热组件对次镜外部结构主体进行包覆。

8. 根据权利要求3所述的一种低轨遥感微纳卫星的热设计方法,其特征在於,主镜支撑筒热控设计包括:

主镜支撑筒采用碳纤维复合材料,支撑筒在 $+Z$ 方向与外遮光罩接触, $-Z$ 方向与主镜框接触,支撑筒两端温度一低一高,需要分三段进行过渡温控:在上段控制靠近遮光罩的支撑筒温度,在中段控制支撑筒主体温度,在下段控制靠近主镜框的支撑筒温度;同时对每个段位按照 $\pm X$ 向进行分区温控;

将外遮光罩与主镜支撑筒隔热安装,遮光罩与支撑筒、主镜框外表面包覆多层隔热组件。

9. 根据权利要求3所述的一种低轨遥感微纳卫星的热设计方法,其特征在於,电子学热控设计包括:

电子学两侧布置铜条,所述铜条由内部铜条与外部铜条连接组成;所述内部铜条与探测器导热接触,所述外部铜条与探测器散热面导热接触;在铜条表面缠绕条形多层隔热组件,与铜条相关的散热结构均采用隔热安装方式;

将电子学机壳表面发黑处理,在电子学机壳表面设计导热结构用于将热量导出至所述卫星平台的顶板。

一种低轨遥感微纳卫星及其热设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种低轨遥感微纳卫星及其热设计方法,属于航天技术领域。

背景技术

[0002] 热控分系统是卫星的服务保障系统,在总体设计条件下,为卫星在轨运行提供一个良好的热环境,使星上设备以及光学载荷保持在合理的温度水平。

发明内容

[0003] 本发明所要解决的技术问题是:为低轨遥感微纳卫星在轨运行提供一个良好的热环境。

[0004] 为了解决上述技术问题,本发明的第一方面,提供了一种低轨遥感微纳卫星,卫星包括卫星平台、体装帆板、光学载荷;

[0005] 以星箭分离面中心点为原点,将垂直于星箭分离面并且从运载指向卫星方向作为Z轴,Z轴与光学载荷的光轴平行;平行于星箭分离面并且对应卫星在轨飞行方向作为X轴;按右手法则,与X轴及Z轴正交的方向作为Y轴;

[0006] 体装帆板布置在卫星平台的-X侧,在卫星平台的-X侧的侧板表面布置有电池组;

[0007] 光学载荷布置在卫星平台的顶部,光学载荷的载荷电子学布置在卫星平台内部;

[0008] 卫星平台的+Y侧布置星敏感器;卫星平台的+X侧的侧板外表面布置有数传、测控天线;卫星平台的-Z侧的侧板外表面布置GPS天线、磁力矩器、太阳敏感器、星敏感器探头;卫星的内部仪器设备安装在卫星平台的顶板和底板内表面上。

[0009] 在一些实施例中,光学载荷包括外遮光罩、热调焦组件、次镜组件、主次镜支撑筒组件、主镜组件、载荷安装组件、矫正镜组件;载荷电子学包括焦平面、电控箱组件、电路模块。

[0010] 本发明的第二方面,提供了上述低轨遥感微纳卫星的热设计方法,包括卫星平台热设计和光学载荷热设计;卫星平台热设计进一步包括散热面设计、隔热设计、等温性设计;光学载荷热设计进一步包括调焦环与主次镜、矫正镜热控设计,主次镜支撑筒热控设计,以及,电子学热控设计。

[0011] 在一些实施例中,散热面设计包括:

[0012] 选取卫星平台的 $\pm Y$ 侧的侧板作为主散热面,选取卫星平台的+X侧的侧板作为辅助散热面;

[0013] 在电池组的底部设置扩热板,用于将电池组产生的热量传导至辅助散热面进行散热;

[0014] 在体装帆板的背阴面喷涂白漆;将舱外底板上以及安装支架喷涂白漆;星箭分离后留在星上的分离结构外表面喷涂白漆后隔热安装。

[0015] 在一些实施例中,隔热设计包括:

[0016] 星敏感器的遮光罩、星敏感器探头、磁力矩器、测控天线的支架、GPS天线的支架、

分离插头均包覆多层隔热组件；

[0017] 体装帆板及其支撑杆分别与卫星平台隔热安装,体装帆板所在舱内表面包覆多层隔热组件；

[0018] 电池组的扩热板、载荷探测器辐射板、载荷安装面、测控天线及其支架、GPS天线及其支架均与卫星平台隔热安装。

[0019] 在一些实施例中,等温性设计包括：

[0020] 卫星的内部仪器设备和结构件表面喷涂黑漆或进行黑色阳极氧化处理；

[0021] 对于需要导热安装的设备,提高设备与结构安装面之间的平面度及接触面积,并在安装面填涂导热硅脂。

[0022] 在一些实施例中,调焦环与主次镜、矫正镜热控设计包括：

[0023] 在调焦环主体上对称设置PID控温加热器,并在 $\pm X$ 向各设置测温点；

[0024] 调焦环与其周边结构进行隔热处理,隔热处理方法包括:减小接触面积,增加隔热垫厚度与隔热性能；

[0025] 在主镜外框、次镜安装支架、矫正镜所在芯轴套环表面设计电加热器；

[0026] 在主镜框外环 $\pm X$ 向与主镜中央芯轴 $\pm X$ 向设置测温点,用于同时监测主镜中心与矫正镜温度；

[0027] 对次镜外部结构进行二次温控,并采用最外层为消光黑膜的多层隔热组件对次镜外部结构主体进行包覆。

[0028] 在一些实施例中,主次镜支撑筒热控设计包括：

[0029] 主次镜支撑筒采用碳纤维复合材料,支撑筒在 $+Z$ 方向与外遮光罩接触, $-Z$ 方向与主镜框接触,支撑筒两端温度一低一高,需要分三段进行过渡温控:在上段控制靠近遮光罩的支撑筒温度,在中段控制支撑筒主体温度,在下段控制靠近主镜框的支撑筒温度;同时对每个段位按照 $\pm X$ 向进行分区温控；

[0030] 将外遮光罩与主次镜支撑筒隔热安装,遮光罩与支撑筒、主镜框外表面包覆多层隔热组件。

[0031] 在一些实施例中,电子学热控设计包括：

[0032] 电子学两侧布置铜条,铜条由内部铜条与外部铜条连接组成;内部铜条与探测器导热接触,外部铜条与探测器散热面导热接触;在铜条表面缠绕条形多层隔热组件,与铜条相关的散热结构均采用隔热安装方式；

[0033] 将电子学机壳表面发黑处理,在电子学机壳表面设计导热结构用于将热量导出至卫星平台的顶板。

[0034] 本发明的有益效果:通过对该型号低轨遥感卫星的研制,实现了小型微纳卫星在平台与载荷上的一体化热控设计,热控设计合理可行,满足各项指标要求,达到预期热控效果,并留有足够的余量。其设计思路对后续型号的微纳卫星整体热控设计具有借鉴意义。

附图说明

[0035] 通过结合附图对于本发明的实施方式进行描述,可以更好地理解本发明,在附图中：

[0036] 图1是本发明一个较佳实施例中的卫星整体结构示意图及坐标系定义；

- [0037] 图2是本发明一个较佳实施例中的卫星平台内部结构布局示意图；
- [0038] 图3是图2所示卫星平台内部结构布局示意图(不同视角)；
- [0039] 图4是本发明一个较佳实施例中的卫星指向示意图；
- [0040] 图5是本发明一个较佳实施例中的光学载荷系统内部结构示意图；
- [0041] 图6是本发明一个较佳实施例中的电子学热控设计示意图；
- [0042] 以上各图的附图标记如下：
- [0043] 100 卫星平台
- [0044] 200 分离机构
- [0045] 300 体装帆板
- [0046] 400 光学载荷
- [0047] 410 外遮光罩
- [0048] 420 热调焦组件
- [0049] 430 次镜组件
- [0050] 440 主次镜支撑筒组件
- [0051] 450 主镜组件
- [0052] 460 载荷安装组件
- [0053] 470 矫正镜组件
- [0054] 480 焦平面及电控箱组件
- [0055] 481 焦平面
- [0056] 482 电控箱
- [0057] 483 电子学机壳导热铜条
- [0058] 484 探测器内部导热铜条
- [0059] 485 探测器外部导热铜条
- [0060] 486 探测器散热面

具体实施方式

[0061] 以下将描述本发明的具体实施方式,需要指出的是,在这些实施方式的具体描述过程中,为了进行简明扼要的描述,本说明书不可能对实际的实施方式的所有特征均作详尽的描述。本说明书用具体实施例来描述本申请,并且可以帮助任何熟悉本发明工艺或系统的人员进行实验操作,但不旨在限制其保护范围。

[0062] 该低轨遥感微纳卫星是由中科院微小卫星创新研究院研制的一颗高性能、低成本的微纳卫星。整星重量66公斤,轨道高度700公里,采用降交点地方时为1点30分的太阳同步轨道,卫星设计寿命一年。卫星的光学载荷由中科院计算光学成像技术重点实验室抓总研制并由中科院微小卫星创新研究院负责载荷热设计。

[0063] 1 卫星概况

[0064] 1.1 构型布局

[0065] 卫星本体坐标系定义如图1所示,以星箭分离面中心点为原点,将垂直于星箭分离面并且从运载指向卫星方向作为Z轴,Z轴与载荷光轴平行;平行于星箭分离面并且对应卫星在轨飞行方向作为X轴;按右手法则与X轴、Z轴正交的为Y轴。

[0066] 如图2、图3所示,卫星选择了板架式箱体结构作为主结构方案。-X侧板表面为体装电池片;星敏感器布置于+Y侧;+X侧板外表面布置有数传、测控天线;-Z板外表面布置GPS天线、磁力矩器、太阳敏感器、星敏感器探头等;卫星内部仪器设备主要安装在卫星的顶板和底板上;光学载荷布置于卫星平台顶部,载荷电子学下沉至卫星平台内部。

[0067] 1.2卫星指向

[0068] 如图4所示,根据任务要求,卫星在轨运行期间,需要如下指向:

[0069] (1)帆板对日定向:在没有任务时,卫星帆板保持惯性对日定向,即-X轴正对日指向,+Z轴对准天球北极。

[0070] (2)载荷对地指向:载荷工作期间,+Z光轴对地面进行成像。

[0071] (3)数传对地指向:数传工作期间,+X轴数传天线对准地面站。

[0072] 1.3温度要求

[0073] 在平台舱内,电池组设计温度在 $0\sim 30^{\circ}\text{C}$,其余单机设计温度在 $-20\sim 45^{\circ}\text{C}$;舱外星敏感器温度 $-30\sim 30^{\circ}\text{C}$,太阳敏感器温度 $-20\sim 60^{\circ}\text{C}$ 。

[0074] 光学载荷要求光机整体(遮光罩除外)在正常模式下的温度控制在 21°C ,各光学部件测温点单点温度波动控制在 3°C 以内。

[0075] 在正常模式下,要求载荷次镜调焦环的周向温差在 1°C 以内;主镜周向、径向温差分别在 2°C 以内;主次镜支撑筒主体温差在 5°C 以内。探测器温度在 $-5\sim 15^{\circ}\text{C}$ 之间;载荷电子学布置在平台舱内,设计温度为 $-20\sim 45^{\circ}\text{C}$ 。

[0076] 1.4卫星环境特点

[0077] 根据轨道条件输入,计算一年内太阳光照角 β 的变化情况, β 角在 $16\sim 28$ 度之间,平均 21.3 度。计算一年中轨道阴影区时长,最长阴影时间为 34.4min ,最短时间为 33min ,阴影时间最大变化为 1.4min ,平均 33.8min 。从太阳光照角以及轨道阴影时间数据可以看出全年内轨道环境相对稳定。

[0078] 2卫星设计概述

[0079] 2.1卫星平台热设计

[0080] 2.1.1散热面设计

[0081] 根据轨道环境特点以及卫星姿态,以1点30分为降交点的太阳同步轨道,卫星沿着X方向飞行,由于平台+Z面作为载荷安装面不能有较大温度波动,-Z面分离机构对轨道环境反应敏感,所以选取 $\pm Y$ 侧板作为平台主散热面。电源管理器、综合电子等长期工作且热耗较大的设备导热安装在主散热面。+X侧板作为辅助散热面,将间断性工作的大功率设备导热安装在此面。

[0082] 电池组安装于卫星底板中部,在卫星执行数传、成像等任务时,电池组附近的大功率单机开始工作,使电池组温度升高,因此在电池组底部设置扩热板,将热量传导至+X面进行散热。

[0083] 卫星-X面为体装帆板,需要长期对日,温度较高,所以在帆板背阴面喷涂白漆,加强帆板对空间的热辐射,降低帆板温度。

[0084] 舱外底板上,太阳敏感器长期对日,将其以及安装支架喷涂白漆进行散热;星箭分离后,留在星上的分离结构外表面喷涂白漆后隔热安装,以减小对舱体影响。

[0085] 2.1.2隔热设计

[0086] 为了减小外热流对星内设备温度的影响,平台结构板上除了散热面外其余外表面包覆多层隔热组件。对于舱外设备,如星敏感器遮光罩及星敏感器探头、磁力矩器、天线支架、分离插头等均包覆多层隔热组件。

[0087] 为了减小帆板高温对舱内设备的影响,体装帆板、帆板支撑杆分别与平台隔热安装,帆板所在舱内表面包覆多层隔热组件。

[0088] 为了弱化导热效果,电池组扩热板、载荷探测器辐射板、载荷安装面、天线或天线支架均与平台隔热安装。

[0089] 2.1.3等温性设计

[0090] 为了加强舱内设备的辐射热交换,星内设备和结构件表面喷涂高辐射率的黑漆或进行黑色阳极氧化处理;对需要导热安装的设备,提高设备与结构安装面之间的平面度及接触面积,在安装面之间填涂导热硅脂,增强传热效果。

[0091] 2.2载荷热设计

[0092] 载荷系统结构如图5所示,主要分为光学结构及电子学两部分。由+Z向-Z方向排序,光学结构包括外遮光罩、次镜与热调焦组件、主次镜支撑筒组件、主镜组件、载荷安装组件、矫正镜组件。电子学包括焦平面、电控箱组件及其他电路模块。

[0093] 根据轨道环境以及整星姿态分析,载荷光轴+Z方向长期交替指向地球与深空环境;帆板高低温交替,使载荷光机结构与帆板背面产生明显的辐射换热作用;载荷安装于平台顶板,顶板温度波动会对载荷温度产生影响。

[0094] 基于以上影响因素,载荷结构需与平台顶板隔热安装,光机结构外表面采用多层隔热组件包覆,按照载荷温度要求对光机内部结构进行独立控温,控温对象主要有调焦、主镜与次镜结构、主次镜支撑筒结构、矫正镜结构、焦平面等。

[0095] 2.2.1调焦环与主次镜、矫正镜热控设计

[0096] 根据调焦环温度要求,在调焦环主体上对称设置PID控温加热器,并在 $\pm X$ 向设置两个测温点,以监测其周向温差。由于次镜是通过调焦环温度变化导致膨胀收缩产生位移来实现调焦作用的,所以调焦环结构需与其他结构进行隔热处理,隔热方法包括减小接触面积,增加隔热垫厚度与隔热性能。在研制过程中,针对热调焦结构开展了仿真分析与地面试验,根据试验结果对调焦结构进行了优化。

[0097] 主次镜以及矫正镜是光机重要的组成部分,需要根据就近原则在镜组安装结构上开展温控设计。分别在主镜外框、次镜安装支架、矫正镜所在芯轴套环表面设计电加热器;由于主镜在径向与周向上均有温度要求,所以在主镜框外环 $\pm X$ 向与主镜中央芯轴 $\pm X$ 向设置测温点,其中,芯轴测温点同时监测主镜中心与矫正镜温度。

[0098] 由于次镜与调焦结构热容较小,且与其他结构安装接触,存在导热和辐射漏热,所以对次镜外部结构进行二次温控,并采用最外层为消光黑膜的多层隔热组件对次镜外围结构主体进行包覆,以保证其温度环境相对稳定。

[0099] 2.2.2主次镜支撑筒热控设计

[0100] 主次镜支撑筒采用碳纤维复合材料,热容小且温度波动大,需要对其进行温控设计。支撑筒在+Z方向与外遮光罩接触,-Z方向与主镜框接触,两端温度一低一高,需要分三段进行过渡温控,即在上段控制靠近遮光罩的支撑筒温度,在中段控制支撑筒主体温度,在下段控制靠近主镜框的支撑筒温度;同时,考虑到帆板热辐射影响,对每个段位按照 $\pm X$ 向

进行分区温控。

[0101] 由于外遮光罩不做温度要求,所以不对其进行温控设计,将外遮光罩与主次镜支撑筒隔热安装,同时遮光罩与支撑筒、主镜框等结构外表面包覆多层隔热组件,保证光机主体温度处于合理区间。

[0102] 2.2.3电子学热控设计

[0103] 载荷在观测任务时工作约1分钟,载荷总热耗80W,其中焦平面热耗6W,其余时间载荷不工作。根据电子学布局特点,将电子学热控设计分为焦平面模块与其他电路模块两部分。

[0104] 如图6所示,在单机内外两侧采用两段导热连接的铜条,内部铜条与探测器良好导热接触,外部铜条与探测器散热面良好导热接触。探测器不工作时,通过对铜条的主动控温使焦平面维持在一定温度;探测器工作时,焦平面产生的热量通过铜条及散热面导出。为了减小其他结构向铜条及散热面漏热,防止探测器温度高于控制目标,需要在铜条表面缠绕条形多层隔热组件,与铜条相关的散热结构均采用隔热安装方式。

[0105] 电子学位置处于平台舱内部,将电子学机壳表面发黑处理,加强与舱内环境的辐射换热,同时考虑到载荷成像时其他电路模块有瞬时热耗产生,因此在机壳表面设计导热结构将热量导出至平台顶板。

[0106] 3卫星在轨分析

[0107] 3.1平台主要设备温度分析

[0108] 根据在轨温度数据,电池组通过主动控温温度维持在 $15 \pm 1^\circ\text{C}$;顶板温度维持在 $4 \sim 14^\circ\text{C}$,底板温度维持在 $12 \sim 25^\circ\text{C}$,从结构板数据推算安装在顶底板的单机温度应处于合理区间;舱外太阳敏感器支架温度维持在 $5 \sim 25^\circ\text{C}$;安装于+X侧板上的射频发射机在非工作状态时温度维持在 $1 \sim 6^\circ\text{C}$,工作时瞬态温度最高达到 17°C 左右,相对非工作状态有约 10°C 温升;安装于-Y侧板上的数传发射机在非工作状态时温度维持在 $0 \sim 20^\circ\text{C}$,工作时瞬态温度最高达到 37°C 左右,相对非工作状态有约 20°C 温升。

[0109] 从以上平台温度数据分析,各主要设备、结构测温点数据均处于合理温度区间,满足设计需求。

[0110] 3.2载荷温度分析

[0111] 光机整体在正常模式下的温度控制在 21°C ,各光学部件测温点单点温度波动在 2°C 以内;同时,载荷次镜热调焦环的周向温差小于 0.2°C ;主镜周向温差小于 0.2°C ,径向温差小于 0.5°C ;主次镜支撑筒主体温差在 2°C 以内;探测器温度在 $1 \sim 9^\circ\text{C}$ 之间。

[0112] 根据载荷热控需求,载荷所有测点温度、单点温度波动、温差等指标均在要求范围内,并且温控稳定性良好,为光学成像任务提供良好的温度环境。

[0113] 以上详细描述了本发明的较佳具体实施例。应当理解,本领域的普通技术人员无需创造性劳动就可以根据本发明的构思作出诸多修改和变化。因此,凡本技术领域技术人员依本发明的构思在现有技术的基础上通过逻辑分析、推理或者有限的实验可以得到的技术方案,皆应在由权利要求书所确定的保护范围内。

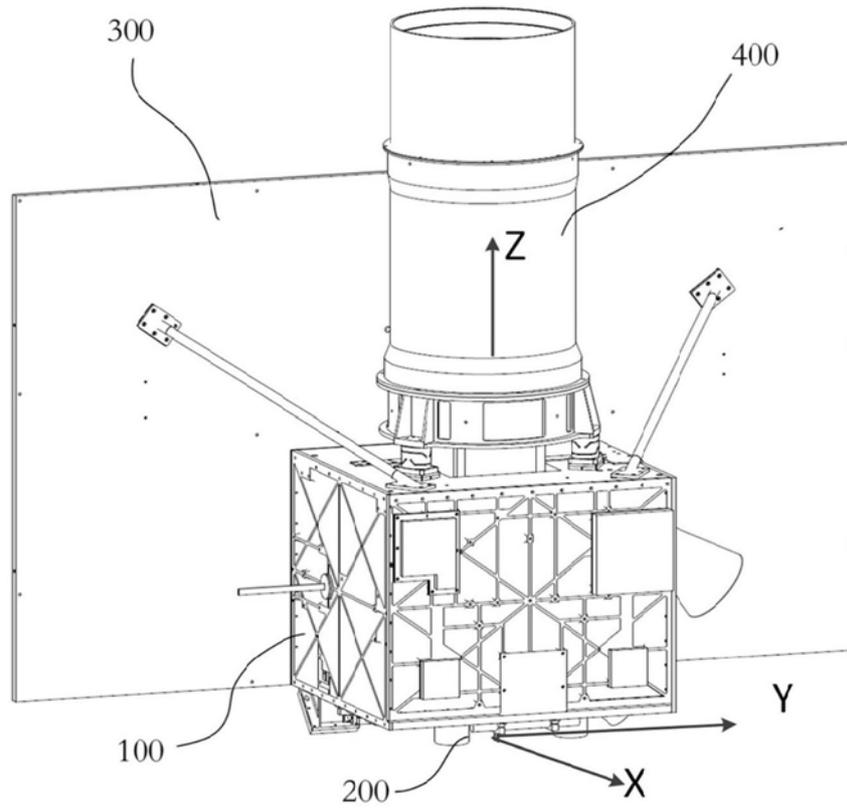


图1

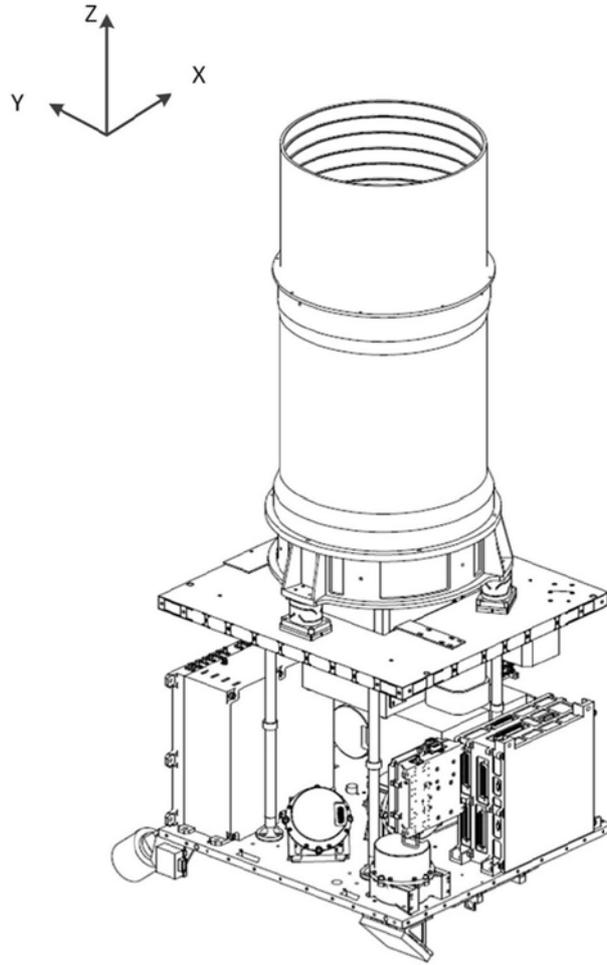


图2

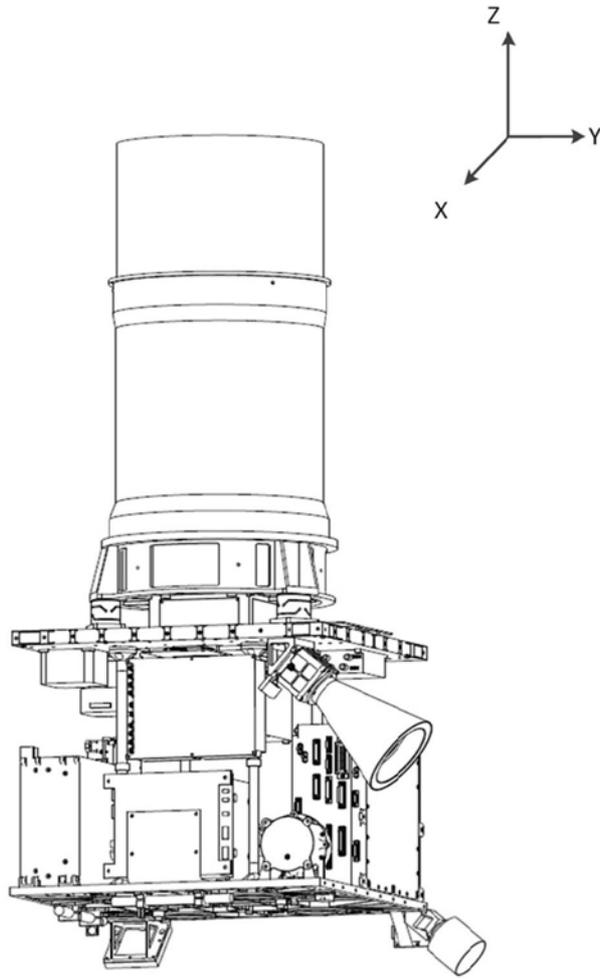


图3

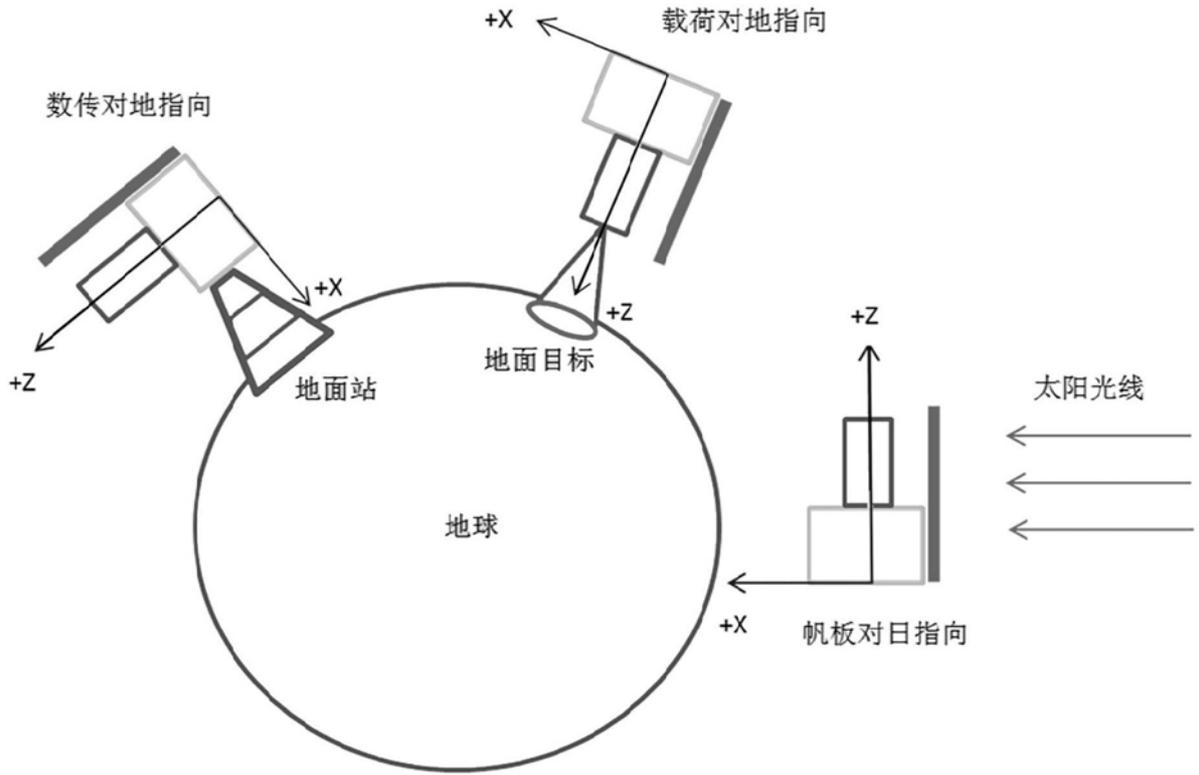


图4

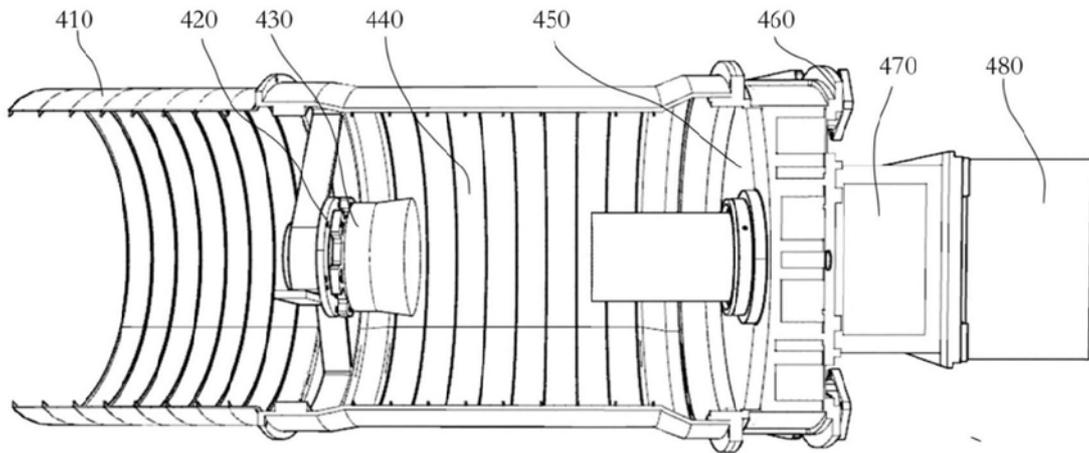


图5

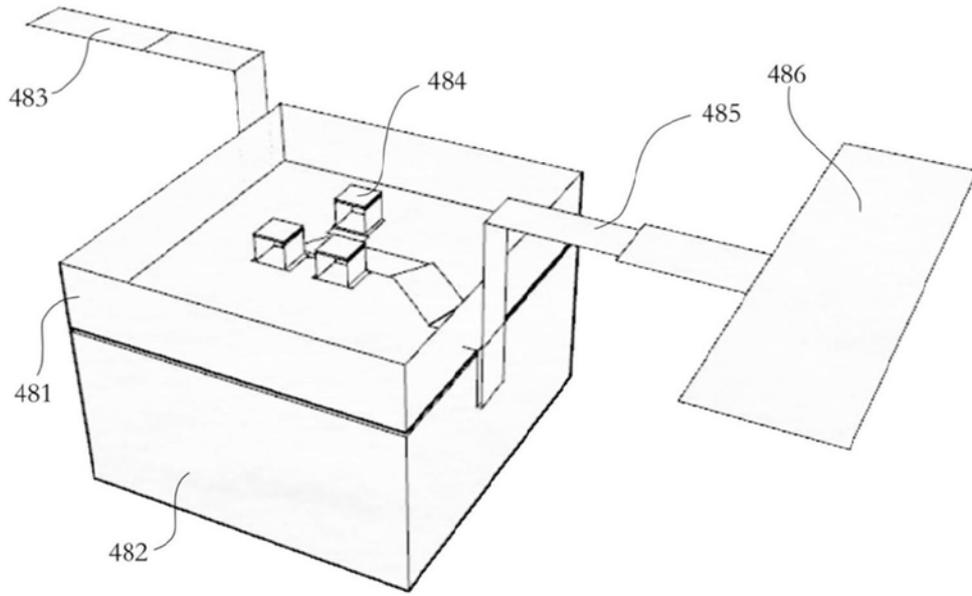


图6