



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110108272 A

(43)申请公布日 2019.08.09

(21)申请号 201910291486.1

(22)申请日 2019.04.12

(71)申请人 北京控制工程研究所

地址 100080 北京市海淀区北京2729信箱

(72)发明人 余成武 刘婧 武延鹏 谌颖

隋杰 陈建峰 钟红军 王龙

孙鹏 孙建波 孙艳 洪帅

吕文华 戴舒颖 杜伟

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 张丽娜

(51)Int.Cl.

G01C 21/02(2006.01)

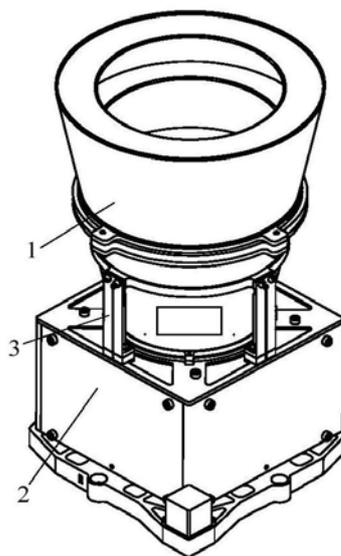
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

一种温度稳定的星敏感器热设计方法

(57)摘要

本发明涉及一种温度稳定的星敏感器热设计方法,特别涉及一种温度高度稳定的星敏感器热设计方法,属于航天器姿态控制技术领域。本发明提出的一种温度高度稳定的星敏感器热设计方法,实现了星敏感器本体较高的温度稳定度,在阳照区、阴影区,星敏感器本体温度均处于19℃~21℃温度范围内;本发明实现了星敏感器遮光罩组件与星敏感器本体结构的温度解耦,实现了遮光罩前段与后段约30℃的温差,还实现了遮光罩组件后段与星敏感器本体结构之间最少约15℃的温差,大大降低了星敏感器遮光罩组件对星敏感器本体的温度影响。



1. 一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:该方法包括对星敏感器遮光罩组件的热设计方法和对星敏感器光学镜头的热设计方法;

所述的对星敏感器遮光罩组件的热设计方法是指在星敏感器遮光罩组件前段和星敏感器遮光罩组件后段之间添加隔热垫。

2. 根据权利要求1所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:对星敏感器遮光罩组件的热设计方法还包括在星敏感器遮光罩组件后段的表面贴加热片。

3. 根据权利要求1或2所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:对星敏感器遮光罩组件的热设计方法还包括使用支撑组件对星敏感器遮光罩组件进行支撑。

4. 根据权利要求1所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:对星敏感器光学镜头的热设计方法是指在光学镜头的镜筒外表面贴有一层镀金铜箔。

5. 根据权利要求1所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:隔热垫的材料为聚酰亚胺,隔热垫为圆环结构。

6. 根据权利要求2所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:加热片为聚酰亚胺薄膜型加热片。

7. 根据权利要求1或2所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:星敏感器遮光罩组件前段、隔热垫与星敏感器遮光罩组件后段通过螺钉固定连接。

8. 根据权利要求3所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:星敏感器遮光罩组件后段外表面加工有凸台,凸台上带有螺纹孔;

支撑组件包括支撑架和隔热块,支撑架的一端与星敏感器遮光罩组件后段的凸台通过螺钉固定连接,支撑架的另一端与星敏感器本体结构的顶盖板通过螺钉固定连接,支撑架的另一端与星敏感器本体结构的顶盖板有隔热块进行隔热。

9. 根据权利要求8所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:支撑架的材料为钛合金,隔热块的材料聚酰亚胺,。

10. 根据权利要求3所述的一种温度稳定的星敏感器热设计方法,其特征在于:星敏感器遮光罩组件后段与星敏感器本体结构之间留有间隙,星敏感器遮光罩组件后段外表面包覆有隔热层。

一种温度稳定的星敏感器热设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种温度稳定的星敏感器热设计方法,特别涉及一种温度高度稳定的星敏感器热设计方法,属于航天器姿态控制技术领域,所述的温度稳定是指星敏感器的温度为19-21℃。

背景技术

[0002] 星敏感器是航天器进行高精度姿态和轨道控制的重要部件,其姿态测量精度和可靠性对航天器姿态控制起着至关重要的作用。星敏感器以恒星为测量目标,通过光学系统将恒星成像于图像探测器上,输出信号经过A/D转换送至数据处理单元,经星点提取和星图识别,确定星敏感器光轴矢量在惯性坐标系下的指向,通过星敏感器在航天器上的安装矩阵,确定其在惯性坐标系下的三轴姿态。星敏感器一般由遮光罩组件、光学系统、图像探测器组件及其电路、数据处理电路、二次电源、软件(系统软件、应用软件及星表)、主体结构和基准镜等组成。

[0003] 星敏感器的姿态测量精度对温度十分敏感,温度是影响其姿态测量精度的关键因素之一。

[0004] 空间热环境(太阳热辐射、空间冷背景)和星敏感器内部热耗会使得星敏感器产品安装法兰、光学镜头、图像探测器等与测量精度相关的零件、组件的温度发生改变,同时导致其内部温度不均匀,从而产生温度热变形,影响其测量精度。其中温度变化、温度不均匀对光学系统性能的影响,与下述三个主要因素有关:第一、玻璃的折射率依赖于温度;第二、光学元件随着温度的变化而膨胀和收缩,这将改变镜头的-温度、曲率半径以及曲面面型;第三、光学元件之间的间隔会由于镜头材料的热胀冷缩而改变。温度变化、温度不均匀引起的光学元件的光学、结构等参数发生的变化,还会导致光学系统的焦距改变,焦距的变化引起光学系统的离焦量变化。同时,由于光学镜头与图像探测器之间的温差,还会导致光学镜头与图像探测器之间的距离发生改变,即光学焦平面的漂移也会产生离焦量。这些离焦量会使得光学系统星点光斑的弥散半径和能量分布随之发生变化,对质心提取产生影响,从而影响星敏感器的测量精度。

[0005] 温度变化、温度不均匀还会导致星敏感器产品安装法兰产生翘曲,也会使得光学系统的光轴指向发生改变。

[0006] 因此,必须采取相应的星敏感器热设计措施,使星敏感器获得稳定、均匀的温度环境,以减小温度变化对星敏感器姿态测量精度的影响。

[0007] 现有的星敏感器热设计方法为:为保证星敏感器的抗力学强度,将遮光罩组件直接安装于星敏感器本体结构,同时为了降低温度变化较为剧烈的遮光罩对星敏感器本体结构直接导热的不利影响,在遮光罩与本体结构之间配置有聚酰亚胺材质的隔热垫以实现相对的热隔离。

[0008] 目前星敏感器热设计存在以下不足:

[0009] (1) 遮光罩组件内部前段与后段直接导热安装,耦合较大,造成后段温度波动范围

较大；

[0010] (2) 遮光罩组件与星敏感器本体结构隔热能力较差；

[0011] (3) 温度波动较大的遮光罩后段对光学镜头的辐射影响较大；

[0012] (4) 环绕在光学镜头四周的电路板组件对光学镜头的辐射影响较大。

发明内容

[0013] 本发明解决的技术问题是：克服现有技术的不足，提供一种温度稳定的星敏感器热设计方法，解决了星敏感器遮光罩内部前段与后段温度耦合较大、遮光罩组件与星敏感器本体结构之间隔热较差、遮光罩后段和环绕在光学镜头四周的电路板组件对光学镜头辐射影响较大的问题。

[0014] 本发明的技术方案是：

[0015] 一种温度稳定的星敏感器热设计方法，该方法包括对星敏感器遮光罩组件的热设计方法和对星敏感器光学镜头的热设计方法；

[0016] 所述的星敏感器遮光罩组件包括前段、后段、隔热垫、加热片和支撑组件；

[0017] 所述的对星敏感器遮光罩组件的热设计方法，该方法包括在星敏感器遮光罩组件前段和星敏感器遮光罩组件后段之间添加隔热垫、在星敏感器遮光罩组件后段的表面贴加热片和使用支撑组件对星敏感器遮光罩组件进行支撑；

[0018] 隔热垫的材料为聚酰亚胺，隔热垫为圆环结构；

[0019] 加热片为聚酰亚胺薄膜型加热片，通过对加热片加热以实现遮光罩组件后段的控温；

[0020] 星敏感器遮光罩组件前段、隔热垫与星敏感器遮光罩组件后段通过螺钉固定连接；

[0021] 星敏感器遮光罩组件后段外表面加工有四个凸台，凸台上带有螺纹孔；

[0022] 支撑组件包括四个支撑架和八个隔热块，支撑架的材料为钛合金，隔热块的材料聚酰亚胺，支撑架的一端与星敏感器遮光罩组件后段的凸台通过螺钉固定连接，支撑架的另一端与星敏感器本体结构的顶盖板通过螺钉固定连接，支撑架的另一端与星敏感器本体结构的顶盖板有隔热块进行隔热；

[0023] 星敏感器遮光罩组件后段与星敏感器本体结构之间留有间隙，通过在星敏感器遮光罩组件后段外表面包覆多层隔热组件以实现遮光罩组件与星敏感器本体结构之间的闭光。

[0024] 所述的对星敏感器光学镜头的热设计方法包括在光学镜头的镜筒外表面贴有一层镀金铜箔，镀金铜箔的红外发射率低于0.05。

[0025] 本发明与现有技术的优点在于：

[0026] (1) 本发明提出的一种温度高度稳定的星敏感器热设计方法，实现了星敏感器本体较高的温度稳定度，在阳照区、阴影区，星敏感器本体温度均处于19℃~21℃温度范围内；

[0027] (2) 本发明实现了星敏感器遮光罩组件与星敏感器本体结构的温度解耦，实现了遮光罩前段与后段约30℃的温差，还实现了遮光罩组件后段与星敏感器本体结构之间最少约15℃的温差，大大降低了星敏感器遮光罩组件对星敏感器本体的温度影响；

[0028] (3) 本发明实现了遮光罩的柔性支撑,可以减小遮光罩变形导致的应力向星敏感器本体的传递,可以大大提升星敏感器的热稳定性;

[0029] (4) 该发明提出的一种温度高度稳定的星敏感器热设计方法,可以推广到所有星敏感器、空间相机乃至光电产品的热设计中,这对于提高星敏感器的热稳定性能以降低星敏感器的在轨热漂移有较好的示范作用,这对于现有星敏感器进行热设计改造以提升热稳定性能,研制甚高精度星敏感器、超高精度星敏感器等更高精度的星敏感器具有重要的作用,具有很好的推广应用前景。

附图说明

[0030] 图1为本发明星敏感器结构示意图;

[0031] 图2为本发明遮光罩组件示意图;

[0032] 图3为本发明支撑组件的结构示意图;

[0033] 图4为本发明星敏感器光学镜头镜筒贴镀金铜箔示意图。

具体实施方式

[0034] 下面结合附图和具体实施例对本发明做进一步详细的描述。

[0035] 一种温度稳定的星敏感器热设计方法,该方法包括对星敏感器遮光罩组件的热设计方法和对星敏感器光学镜头的热设计方法;

[0036] 如图1所示,所述的星敏感器包括星敏感器遮光罩组件1、星敏感器本体结构2、支撑组件3(4套);

[0037] 如图2所示,所述的遮光罩组件包括前段4、后段5、隔热垫6和加热片7;

[0038] 所述的对星敏感器遮光罩组件的热设计方法,该方法包括在星敏感器遮光罩组件前段和星敏感器遮光罩组件后段之间添加隔热垫、在星敏感器遮光罩组件后段的表面贴加热片和使用支撑组件对星敏感器遮光罩组件进行支撑;

[0039] 隔热垫的材料为聚酰亚胺,隔热垫为圆环结构;

[0040] 加热片为聚酰亚胺薄膜型加热片,通过对加热片加热以实现遮光罩组件后段的控温;

[0041] 星敏感器遮光罩组件前段、隔热垫与星敏感器遮光罩组件后段通过螺钉固定连接;

[0042] 星敏感器遮光罩组件后段外表面加工有四个凸台,凸台上带有螺纹孔;

[0043] 如图3所示,支撑组件包括四个支撑架8和八个隔热块9,支撑架的材料为钛合金,隔热块的材料聚酰亚胺,支撑架的一端与星敏感器遮光罩组件后段的凸台通过螺钉固定连接,支撑架的另一端与星敏感器本体结构的顶盖板通过螺钉固定连接,支撑架的另一端与星敏感器本体结构的顶盖板有隔热块进行隔热;

[0044] 星敏感器遮光罩组件后段与星敏感器本体结构之间留有间隙,通过在星敏感器遮光罩组件后段外表面包覆多层隔热组件以实现遮光罩组件与星敏感器本体结构之间的闭光。

[0045] 如图4所示,所述的对星敏感器光学镜头的热设计方法包括在光学镜头10的镜筒外表面贴有一层镀金铜箔11,镀金铜箔的红外发射率低于0.05,以减小电路板组件对光学

镜头的辐射影响。

[0046] 通过以上方法,可实现星敏感器在轨时星敏感器本体结构、光学系统镜筒处于常温 $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 温度范围内。

[0047] 本发明说明书中未作详细描述的内容属于本领域技术人员的公知技术。

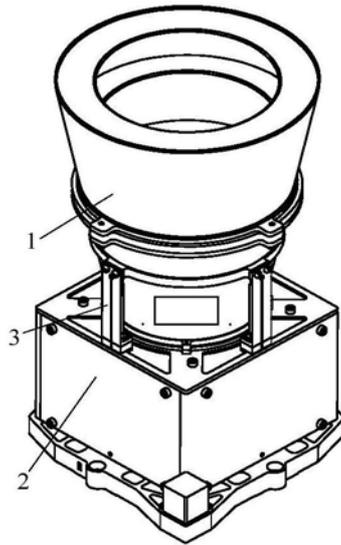


图1

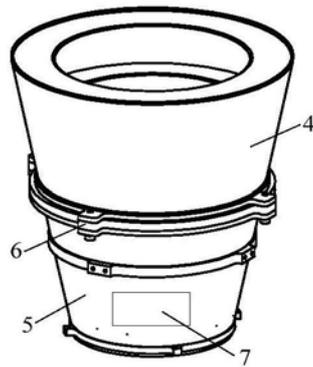


图2

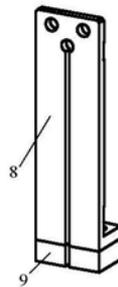


图3

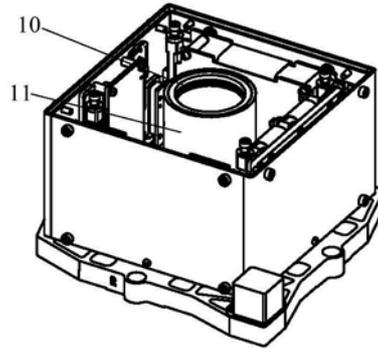


图4