



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108528760 A

(43)申请公布日 2018.09.14

(21)申请号 201810202214.5

(22)申请日 2018.03.12

(71)申请人 上海卫星工程研究所

地址 200240 上海市闵行区华宁路251号

(72)发明人 陈彬彬 俞洁 付鑫 康奥峰
胡炳亭 江世臣 杨剑 刘炜葳
程梅苏 王彦 袁荣钢 夏远镜
曹建光

(74)专利代理机构 上海汉声知识产权代理有限公司 31236

代理人 庄文莉

(51)Int.Cl.

B64G 1/10(2006.01)

B64G 1/22(2006.01)

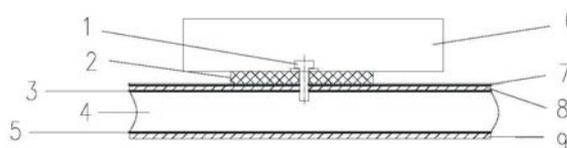
权利要求书1页 说明书2页 附图1页

(54)发明名称

一种卫星顶板精细化热设计装置

(57)摘要

本发明公开了一种卫星顶板精细化热设计装置,包括卫星顶板、多层结构、隔热垫片、螺钉;多层结构包括星内多层隔热组件和星外多层隔热组件,星内多层隔热组件包覆在卫星顶板下侧,且朝向星内侧设置,星外多层隔热组件包覆在卫星顶板上侧,且朝向星外侧设置;卫星顶板上通过螺钉连接有载荷,隔热垫片位于载荷和卫星顶板之间。本发明能够极大程度上减小空间环境和内部外热流对顶板的影响,减小顶板的温度梯度和波动,满足顶板在转移段和在轨期间的不同温度需求;顶板与载荷隔热设计能够有效减少载荷向顶板的漏热,减小顶板的温度梯度和波动;热设计方法合理可行,材料来源充分,可靠性高,工艺操作简单,易于实现,成本较低。



1. 一种卫星顶板精细化热设计装置,其特征在于,包括卫星顶板、多层结构、隔热垫片、螺钉;所述多层结构包括星内多层隔热组件和星外多层隔热组件,所述星内多层隔热组件包覆在卫星顶板下侧,且朝向星内侧设置,星外多层隔热组件包覆在卫星顶板上侧,且朝向星外侧设置;卫星顶板上通过螺钉连接有载荷,所述隔热垫片位于载荷和卫星顶板之间。

2. 如权利要求1所述的一种卫星顶板精细化热设计装置,其特征在于,所述卫星顶板从上而下包括依次连接的上蒙皮、蜂窝芯和下蒙皮,上蒙皮和下蒙皮均为低导热系数的0.3mm碳纤维蒙皮。

3. 如权利要求1所述的一种卫星顶板精细化热设计装置,其特征在于,所述星内多层隔热组件由10单元隔热组件组成,每个隔热单元由双面镀铝聚酯薄膜和锦纶网巾相间隔组成。

4. 如权利要求1所述的一种卫星顶板精细化热设计装置,其特征在于,所述星外多层隔热组件由20单元隔热组件和聚酰亚胺镀铝二次表面镜组成,每个隔热单元由双面镀铝聚酯薄膜和锦纶网巾相间隔组成,朝向星外最外层为聚酰亚胺镀铝二次表面镜。

5. 如权利要求1所述的一种卫星顶板精细化热设计装置,其特征在于,所述隔热垫片为低导热系数隔热垫片,选用10mm厚聚酰亚胺垫片。

6. 如权利要求1所述的一种卫星顶板精细化热设计装置,其特征在于,所述螺钉为低导热系数的螺钉,选用钛合金螺钉。

一种卫星顶板精细化热设计装置

技术领域

[0001] 本发明涉及航天航空技术领域,具体是一种卫星顶板精细化热设计装置。

背景技术

[0002] 顶板作为卫星载荷的主承载面,对温度均匀性和稳定性有着极其苛刻的需求。特别是光学载荷,顶板温度变化会影响载荷的结构稳定性,进而影响其观测精度,任何微量变形都会引起光轴的指向差之千里。卫星在飞行过程中,顶板受照角度一直变化,导致外热流复杂多变。同时,卫星存在多种工作模式,星内单机发热随工作模式不同而变化。另外,顶板面积较大,这使得顶板各区域温度不均,且温度变化较大。

发明内容

[0003] 为解决上述问题,本发明提供了一种卫星顶板精细化热设计装置,采用包覆多层隔热组件结合隔热安装的方式可以有效减小顶板温度波动,提高其稳定性。

[0004] 本发明的目的通过以下技术方案来实现:一种卫星顶板精细化热设计装置,包括卫星顶板、多层结构、隔热垫片、螺钉;所述多层结构包括星内多层隔热组件和星外多层隔热组件,所述星内多层隔热组件包覆在卫星顶板下侧,且朝向星内侧设置,星外多层隔热组件包覆在卫星顶板上侧,且朝向星外侧设置;卫星顶板上通过螺钉连接有载荷,所述隔热垫片位于载荷和卫星顶板之间。

[0005] 优选地,所述卫星顶板从上而下包括依次连接的上蒙皮、蜂窝芯和下蒙皮,上蒙皮和下蒙皮均为低导热系数的0.3mm碳纤维蒙皮。

[0006] 优选地,所述星内多层隔热组件由10单元隔热组件组成,每个隔热单元由双面镀铝聚酯薄膜和锦纶网巾相间隔组成。

[0007] 优选地,所述星外多层隔热组件由20单元隔热组件和聚酰亚胺镀铝二次表面镜组成,每个隔热单元由双面镀铝聚酯薄膜和锦纶网巾相间隔组成,朝向星外最外层为聚酰亚胺镀铝二次表面镜。

[0008] 优选地,所述隔热垫片为低导热系数隔热垫片,选用10mm厚聚酰亚胺垫片。

[0009] 优选地,所述螺钉为低导热系数的螺钉,选用钛合金螺钉。

[0010] 与现有技术相比,本发明具有以下有益效果:

[0011] 满足载荷对卫星顶板温度稳定性和精度的温控需求,能够极大程度上减小空间环境和内部外热流对顶板的影响,减小顶板的温度梯度和波动,满足顶板在转移段和在轨期间的不同温度需求;顶板与载荷隔热设计能够有效减少载荷向顶板的漏热,减小顶板的温度梯度和波动;热设计方法合理可行,材料来源充分,可靠性高,工艺操作简单,易于实现,成本较低。

附图说明

[0012] 图1为本发明实施例卫星顶板精细化热控设计装置的结构示意图;

[0013] 图2是某卫星顶板采用本发明的热控精细化设计和措施,在轨时卫星顶板热敏电阻测点的在轨温度数据。

具体实施方式

[0014] 下面结合具体实施例对本发明进行详细说明。以下实施例将有助于本领域的技术人员进一步理解本发明,但不以任何形式限制本发明。应当指出的是,对本领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明构思的前提下,还可以做出若干变形和改进。这些都属于本发明的保护范围。

[0015] 如图1所示,本发明实施例提供了一种卫星顶板精细化热设计装置,包括卫星顶板、多层结构、隔热垫片2、螺钉1;所述多层结构包括星内多层隔热组件9和星外多层隔热组件8,所述星内多层隔热组件8包覆在卫星顶板下侧,且朝向星内侧设置,星外多层隔热组件9包覆在卫星顶板上侧,且朝向星外侧设置;卫星顶板上通过螺钉1连接有载荷6,所述隔热垫片3位于载荷6和卫星顶板之间,所述卫星顶板从上而下包括依次连接的上蒙皮3、蜂窝芯4和下蒙皮5,上蒙皮3和下蒙皮5均为低导热系数的0.3mm碳纤维蒙皮,所述蜂窝芯4为铝蜂窝;所述星内多层隔热组件由10单元隔热组件组成,每个隔热单元由双面镀铝聚酯薄膜和锦纶网巾相间隔组成。所述星外多层隔热组件由20单元隔热组件和聚酰亚胺镀铝二次表面镜7组成,每个隔热单元由双面镀铝聚酯薄膜和锦纶网巾相间隔组成,朝向星外最外层为聚酰亚胺镀铝二次表面镜7,所述隔热垫片为低导热系数隔热垫片,选用10mm厚聚酰亚胺垫片,所述螺钉为低导热系数的螺钉,选用钛合金螺钉。

[0016] 根据如图2的在轨温度数据可知,采用本发明所述的热设计方法和措施后顶板温度控制在合理的水平,并且其温度波动范围远小于技术指标要求,验证了本发明所述的热设计方法和措施的有效性和合理性。。

[0017] 以上对本发明的具体实施例进行了描述。需要理解的是,本发明并不局限于上述特定实施方式,本领域技术人员可以在权利要求的范围内做出各种变形或修改,这并不影响本发明的实质内容。

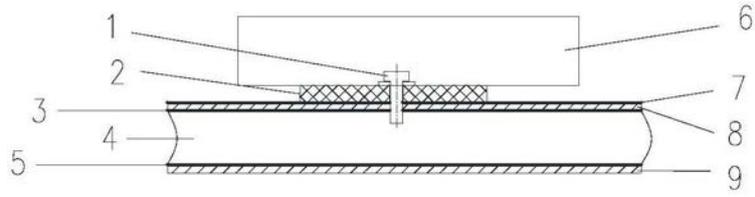


图1

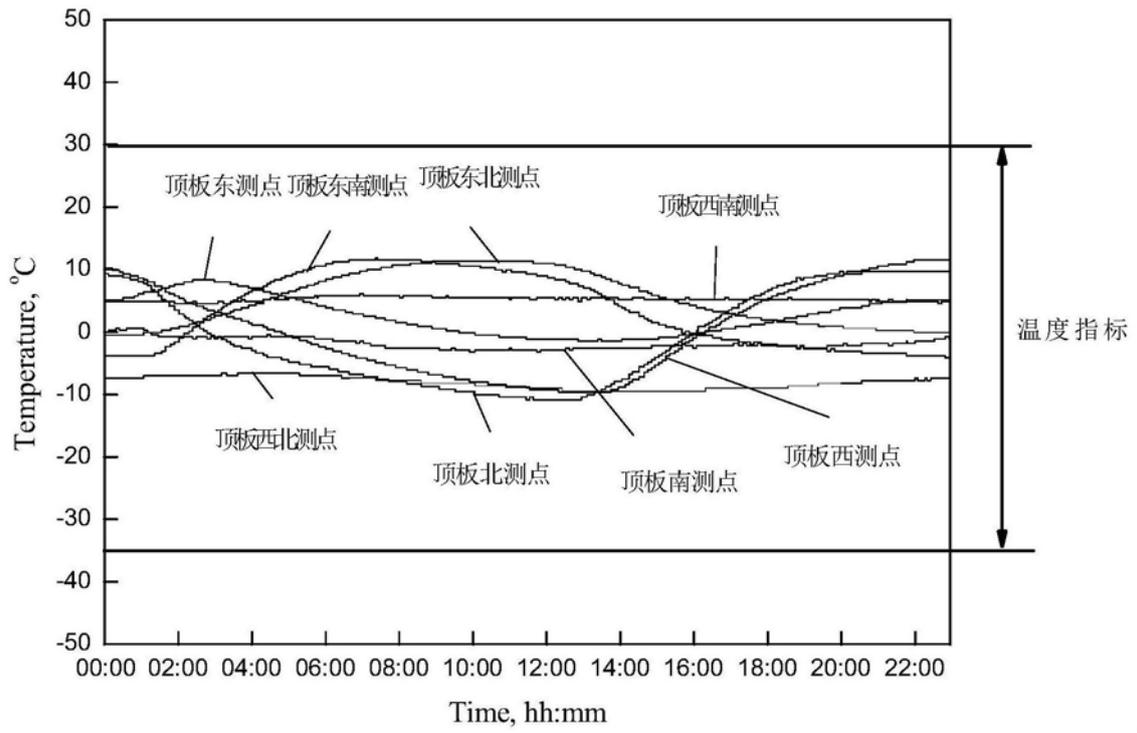


图2