

空间光学遥感器真空热试验地球 外热流模拟器

申请号：[201320673164.1](#)

申请日：2013-10-28

申请(专利权)人 [中国科学院长春光学精密机械与物理研究所](#)

地址 [130033 吉林省长春市东南湖大路3888号](#)

发明(设计)人 [关奉伟](#) [刘巨](#) [于善猛](#) [崔抗](#)

主分类号 [G01D18/00\(2006.01\)I](#)

分类号 [G01D18/00\(2006.01\)I](#)

公开(公告)号 [203550988U](#)

公开(公告)日 [2014-04-16](#)

专利代理机构 [长春菁华专利商标代理事务所 22210](#)

代理人 [南小平](#)



(12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 203550988 U

(45) 授权公告日 2014. 04. 16

(21) 申请号 201320673164. 1

(ESM) 同样的发明创造已同日申请发明专利

(22) 申请日 2013. 10. 28

(73) 专利权人 中国科学院长春光学精密机械与
物理研究所

地址 130033 吉林省长春市东南湖大路
3888 号

(72) 发明人 关奉伟 刘巨 于善猛 崔抗

(74) 专利代理机构 长春菁华专利商标代理事务
所 22210

代理人 南小平

(51) Int. Cl.

G01D 18/00(2006. 01)

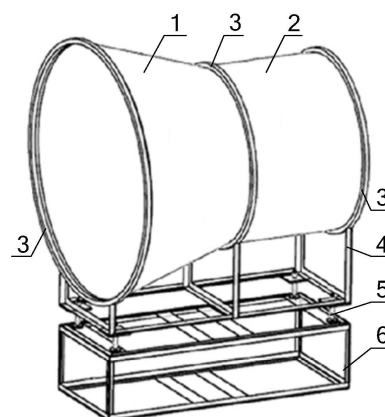
权利要求书1页 说明书3页 附图2页

(54) 实用新型名称

空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟
器

(57) 摘要

空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器属于空间光学遥感器地面试验技术领域,目的在于解决现有技术存在的不能满足光学遥感器热平衡试验和热光学试验同步进行的问题。本实用新型包括筒体和支架,筒体为中空结构,筒体内表面涂有发射率 ≥ 0.85 的黑漆,筒体外表面粘贴有薄膜型电加热器,支架包括上支架和下支架,上支架和下支架之间通过 n 个高度调节螺栓连接,上支架与支撑圆环焊接在一起。本实用新型的筒体前端端面直径与空间光学遥感器入光口口径相同,柱形筒体后端的直径不小于光学遥感器视场角在柱形后端近平行光源端面处的投影直径,可以使热平衡试验和热光学试验一并进行规划,试验工况交叉进行,既缩短试验周期,又节约试验成本。



1. 空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器,其特征在于,包括筒体和支架,所述筒体为中空结构,所述筒体内表面涂有发射率 ≥ 0.85 的黑漆,所述筒体外表面粘贴有薄膜型电加热器,所述筒体固定在支架上。

2. 根据权利要求1所述的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器,其特征在于,所述筒体包括筒体前端(1)和筒体后端(2),所述筒体前端(1)为锥形,筒体后端(2)为柱形,所述筒体前端(1)端面、中部和筒体后端(2)端面分别设置有支撑圆环(3),所述筒体通过支撑圆环(3)固定在支架上。

3. 根据权利要求2所述的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器,其特征在于,所述柱形的筒体后端(2)与锥形的筒体前端(1)的小端面接触,所述筒体前端(1)端面直径与空间光学遥感器(7)入光口口径相同,所述柱形筒体后端(2)的直径不小于视场角在柱形后端近平行光源端面处的投影直径,所述筒体后端(2)的长度为筒体后端(2)的直径的1-1.5倍,所述筒体前端(1)的张角为 $30^{\circ}-60^{\circ}$ 。

4. 根据权利要求2所述的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器,其特征在于,所述支架包括上支架(4)和下支架(6),所述上支架(4)和所述下支架(6)之间通过n个高度调节螺栓(5)连接,所述上支架(4)与支撑圆环(3)焊接在一起。

5. 根据权利要求4所述的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器,其特征在于,所述n的取值为: $n=4$ 。

6. 根据权利要求1所述的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器,其特征在于,所述筒体外表面电加热器外侧和支架包覆有热绝缘材料。

空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器

技术领域

[0001] 本实用新型属于空间光学遥感器地面试验技术领域,具体涉及一种空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器。

背景技术

[0002] 空间光学遥感器是一种应用广泛的航天成像有效载荷,可以执行国土勘察、海洋监视、对地侦察等工作任务。在其产品实际研制的过程中,需要对整机进行充分、严格的地面真空热试验验证,真空热试验不仅要验证遥感器的热控设计,还要对模拟在轨工作温度环境条件下的成像质量进行预示。

[0003] 真空热试验一般在空间环境模拟器中进行,进行在轨温度环境模拟时需要模拟空间外热流,外热流模拟的装置包括太阳模拟器、红外加热笼、红外灯阵、电加热器等,其中遥感器入光口处的地球外热流模拟以红外加热笼为主,因其结构简单,易于实现,应用较为普遍,但是红外加热笼仅能满足验证遥感器热控设计的热平衡试验要求,并不适用于预示在轨成像质量的热光学试验,因为红外笼的加热带对遥感器入光口有间隔性的遮挡,使试验的平行光源入射能大幅衰减,对检测预示结果会造成很大影响,甚至无法进行光学检测。

实用新型内容

[0004] 本实用新型的目的在于提出一种空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器,解决现有技术存在的不能满足光学遥感器热平衡试验和热光学试验同步进行的问题。

[0005] 为实现上述目的,本实用新型的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器包括筒体和支架,所述筒体为中空结构,所述筒体内表面涂有发射率 ≥ 0.85 的黑漆,所述筒体外表面粘贴有薄膜型电加热器,所述筒体固定在支架上。

[0006] 所述筒体包括筒体前端和筒体后端,所述筒体前端为锥形,筒体后端为柱形,所述筒体前端端面、中部和筒体后端端面分别设置有支撑圆环,所述筒体通过支撑圆环固定在支架上。

[0007] 所述柱形的筒体后端与锥形的筒体前端的小端面接触,所述筒体前端端面直径与空间光学遥感器入光口口径相同,所述柱形筒体后端的直径不小于光学遥感器视场角在柱形后端近平行光源端面处的投影直径,所述筒体后端的长度为筒体后端的直径的1-1.5倍,所述筒体前端的张角为 30° - 60° 。

[0008] 所述支架包括上支架和下支架,所述上支架和所述下支架之间通过n个高度调节螺栓连接,所述上支架与支撑圆环焊接在一起。

[0009] 所述n的取值为:n=4。

[0010] 所述筒体外表面电加热器外侧和支架包覆有热绝缘材料。

[0011] 本实用新型的有益效果为:本实用新型的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器通过电加热器对筒体施加功耗,通过筒体内表面对光学遥感器入光口进行红外加热,将筒体外表面加热器划分多个区域,分别进行控制,可以实现大范围热流密度的模拟需

要,同时对筒体进行多区域控制,便于精确调节入光口处外热流;通过筒体外表面及支架的隔热措施,可以将热损失降到最低,节约资源的同时,还可以有效减低地球外热流模拟器对空间环境模拟器热沉温度的影响;地球外热流模拟器的锥形前端靠近光学遥感器入光口,柱形后端靠近平行光源,柱形的筒体后端与锥形的筒体前端的小端面接触,筒体前端靠近空间光学遥感器入光口处的端面直径与空间光学遥感器入光口口径相同,柱形的筒体后端的直径不小于空间光学遥感器视场角在柱形后端靠近平行光源的端面处的投影直径,筒体后端的长度为筒体后端的直径的1-1.5倍,筒体前端的张角或圆锥顶角为 30° - 60° ,既可以满足光学遥感器热平衡试验入光口外热流模拟的需要,同时又不遮挡光路,可以满足热光学试验光学检测的需要,在空间环境模拟器提供的“冷黑”环境下,可以正常使用,所以进行热试验时,可以将上述两个试验一并进行规划,试验工况交叉进行,这样既可以缩短试验周期,又可以节约试验成本。

附图说明

[0012] 图1为本实用新型的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器结构示意图;

[0013] 图2为本实用新型的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器工作原理图;

[0014] 图3为本实用新型的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器使用示意图;

[0015] 图4为本实用新型的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器工作方式示意图;

[0016] 其中:1、筒体前端,2、筒体后端,3、支撑圆环,4、上支架,5、高度调节螺栓,6、下支架,7、空间光学遥感器,8、入光口,9、地球外热流模拟器,10、热耗,11、红外热流,12、热流计;13、空间环境模拟器,14、载物台,15、平行光源。

具体实施方式

[0017] 下面结合附图对本实用新型的实施方式作进一步说明。

[0018] 参见附图1,本实用新型的空间光学遥感器真空热试验地球外热流模拟器包括筒体和支架,所述筒体为喇叭形的中空结构,筒体材料为2mm厚铝合金板,所述筒体内表面喷涂发射率 ≥ 0.85 的黑漆,黑漆的发射率与空间环境模拟器13的热沉内表面发射率相当,筒体前端1和筒体后端2各划分四个加热分区,对筒体进行分区加热,若需提高外热流模拟精度可对加热区进一步细分,电加热器根据需要可采用双加热回路加热器,主备份加热回路均启动工作时,可将加热功耗提升一倍,以满足高热流密度的需求。

[0019] 所述筒体外表面粘贴有薄膜型电加热器,实现对模拟器分区域加载功耗,所述筒体固定在支架上。

[0020] 所述筒体包括筒体前端1和筒体后端2,所述筒体前端1为锥形,筒体后端2为柱形,所述筒体前端1端面、中部和筒体后端2端面分别设置有支撑圆环3,对筒体起到定型及固定作用,支撑环与筒体沿周向焊接为一体,材料为2cm厚钢带,所述筒体通过支撑圆环3固定在支架上。

[0021] 所述柱形的筒体后端2与锥形的筒体前端1的小端面接触,所述筒体前端1端面直径与空间光学遥感器入光口8口径相同,所述柱形筒体后端2的直径不小于光学遥感器视场角在柱形后端近平行光源端面处的投影直径,以不遮挡入光口光路为原则,所述筒

体后端 2 的长度为筒体后端 2 的直径的 1-1.5 倍,所述筒体前端 1 的张角或圆锥顶角为 30° - 60° 。

[0022] 所述支架包括上支架 4 和下支架 6,

[0023] 所述上支架 4 为角钢结构,通过六个连接点对筒体进行支撑,每个支撑圆环 3 设置两个连接点,上支架 4 与支撑圆环 3 焊接为一体,所述上支架 4 和所述下支架 6 之间通过四个高度调节螺栓 5 连接,根据试验需要进行高度调节,使地球外热流模拟器中心与光学遥感器入光口中心对准,高度调节螺栓 5 规格根据试验需要选取,高度调节螺栓 5 行程须满足试验需要,下支架 6 为角钢结构,试验中地球外热流模拟器 9 置于空间环境模拟器 13 的载物台 14 上。

[0024] 所述筒体外表面电加热器外侧和支架包覆有 15 单元多层隔热材料,有效减少通过筒体外表面及支架的辐射热损失,并降低地球外热流模拟器 9 对空间环境模拟器 13 热沉温度的影响。

[0025] 参见附图 2,对地球外热流模拟器 9 外表面施加热耗 10,筒体温度上升,内表面的红外热流 11 增加,对空间光学遥感器 7 的入光口 8 进行红外加热,由入光口 8 处的热流计 12 进行热流监测,通过调整地球外热流模拟器 9 的外表面各区域的加热功耗,使热流计 12 监测值达到目标值,各位置的热流密度均匀一致。

[0026] 参见附图 3,实际使用时,筒体前端 1 正对空间光学遥感器 7 入光口 8,筒体中心轴对准光学遥感器入光口 8 中心,依据使用经验,筒体前端 1 与光学遥感器入光口 8 距离保持在 10cm 左右较为合适。试验中光学遥感器入光口 8 中心、地球外热流模拟器 9 筒体中心以及平行光源 15 中心三者同轴。热试验时,空间光学遥感器 7 及地球外热流模拟器 9 均置于空间环境模拟器 13 的载物台 14 上,在外热流模拟器下支架 6 与载物台 14 之间加装 20mm 厚聚酰亚胺或聚四氟乙烯隔热垫,以减少通过模拟器支架向载物台 14 的传导热损失。

[0027] 参见附图 4,使用该地球外热流模拟器 9 模拟外热流时,在光学遥感器入光口 8 处设置热流计 12 测量到达外热流,模拟器试验系统通过程控电源、热流计 12、测温系统以及计算机系统组成控制回路,通过程控电源对地球外热流模拟器 9 外表面施加功耗,模拟器内表面对光学遥感器入光口 8 进行红外加热,通过热流计 12 及温度采集系统采集温度数据,由计算机系统将温度值换算成热流密度值,再反馈给程控电源调整加载功耗,直至入光口 8 处达到目标热流值。

[0028] 以上为本实用新型的具体实施方式,但绝非对本实用新型的限制。

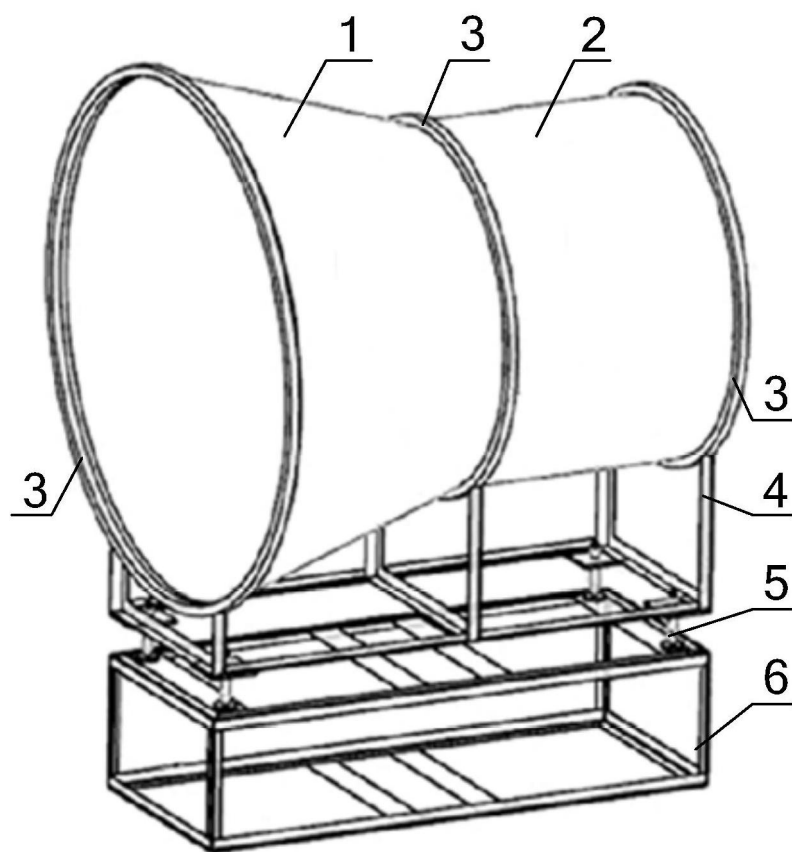


图 1

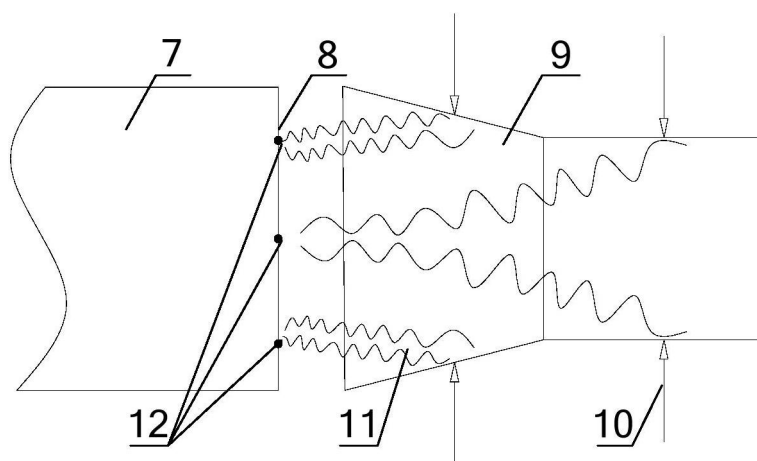


图 2

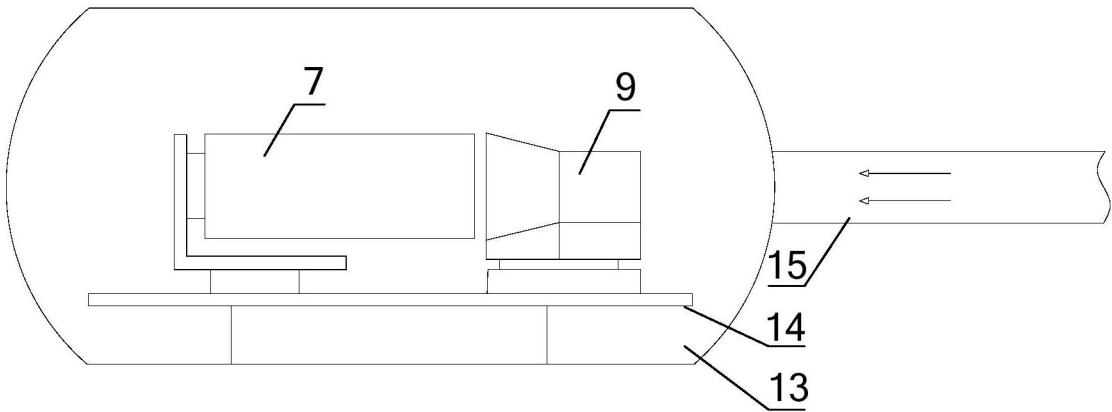


图 3

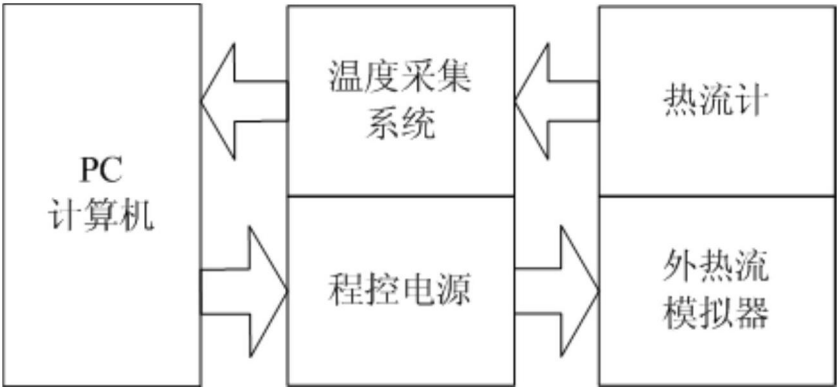


图 4