

基于 G-M 制冷机的大尺寸冷屏设计方法

龚 洁^{1,2}

- (1. 北京卫星环境工程研究所 航天器试验装备事业部, 北京 100094;
2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 介绍了基于 Gifford-McMahon (G-M) 制冷机的大尺寸冷屏的设计方法。该低温冷屏配合真空环境模拟室共同使用, 为遥感卫星的星载传感器等部件的红外定标试验提供 20 K 的低温冷背景。该冷屏采用 5 台 G-M 制冷机进行制冷, 外形尺寸达到 1 m×1 m, 是目前国内同类型冷屏中尺寸最大的。详细介绍了冷屏在容器内的安装布置、冷缩时的补偿等结构设计方法、冷屏的表面温度分布以及降温时间等计算分析。成功解决了大尺寸冷屏在低温环境下的冷缩补偿难题, 试验结果表明: 冷屏主要测点温度为 15 K, 温度均匀性误差为 ±1 K, 达到并超过设计要求。

关 键 词: 冷屏; G-M 制冷机; 红外定标试验; 卫星; 空间环境模拟

中图分类号: V416.8

文献标志码: A

Design method of large dimension cold shield based on G-M cryocooler

GONG Jie^{1,2}

- (1. Test Equipment of Spacecraft Department,
Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The design methods of the 20 K large dimension cold shield based on Gifford-McMahon (G-M) cryocoolers used for infrared calibration test in space environment simulation test were introduced. The cold shield with 1 m×1 m boundary condition, the largest dimension in China, was cooled by five G-M cryocoolers. The installation and distribution of cold shield were introduced, and the method of compensator for contraction on cooling was also described in detail. The temperature distribution and cool-down time of cold shield surface were calculated and analyzed. The design of cold shield resolved the difficulty of compensator for contraction on cooling successfully. Test results showed that the temperature on the cold shield was 15 K, and the temperature uniformity was ±1 K. This indicated that the actual technical performance of the cold shield met and even exceeded the design requirements.

Key words: cold shield; G-M cryocooler; infrared calibration test; satellite; space environment simulation

收稿日期: 2018-04-12

作者简介: 龚洁(1978—), 女, 高级工程师, 硕士, 主要从事空间环境模拟试验技术的研究工作。

引用格式: 龚洁. 基于 G-M 制冷机的大尺寸冷屏设计方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2): 341-347. GONG Jie. Design method of large dimension cold shield based on G-M cryocooler[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 341-347.

遥感卫星是利用遥感技术观测地球和大气层的各种特征及现象的人造地球卫星^[1]。为了实现地球散射和反射的太阳辐射以及地球红外辐射的定量测量,遥感卫星发射前必须在能够模拟相应的空间环境条件、地球辐射特性以及反射太阳辐射特性的专用设备中对星载遥感器进行性能检验试验和辐射定标试验^[2]。一般来说用于卫星辐射定标试验的试验设备,要求真空度优于 10^{-3} Pa,热沉温度低于 100 K^[3-4],对于星载遥感器还需要提供低于 25 K 的局部冷背景^[5-6],一般这种局部的冷背景通过冷屏来获得。

经过调研,冷屏有多种设计方式,如中国科学院等离子体物理研究所等单位对应用于超导核磁控制的托卡马克冷屏进行过研究^[7],其主要应用铺设于冷屏表面的低温氦气管路冷却冷屏表面,从而获得冷屏蔽效应来降低超导核磁体的环境热负荷,谢韩等^[8-9]对其进行了表面温度分布规律研究。李炜等^[10]则应用二级 G-M 制冷机冷屏来降低电子束离子阱装置液氮的蒸发量,用低温制冷机冷头与冷屏表面直接接触并主动冷却冷屏表面从而实现冷屏蔽效应。于涛等^[11]在面板上焊接管路,并在管路中通入液氮,通过液氮来冷却管路及面板,将这种结构用于空间辐冷器的地面模拟研究中,并对其传热特点进行研究从而得到管路及流量等参数。以上冷屏蔽系统均应用于地面环境。对于卫星的红外定标试验,根据试验需求,需要同时为多台星载遥感器提供温度低于 25 K 的局部冷背景,且试验持续时间长,要求冷屏的温度均匀性高,正是基于这样的型号需求,对冷屏的研制提出了更高的要求。

国内目前的红外定标用试验设备绝大多数冷屏采用氦制冷系统^[12]作为冷源,这种制冷方式系统复杂,运行稳定性差。本文采用 G-M 制冷机^[13]给冷屏制冷,靠制冷机冷头与冷屏传导制冷,这种制冷方式可以避免复杂操作,可靠性高。目前,国内已成功研制出了使用单台 G-M 制冷机作为冷源的冷屏^[14-15],但冷屏尺寸较小。本文研制的红外定标用冷屏,其尺寸达到 $1\text{ m}\times 1\text{ m}$,是目前国内同类型冷屏中尺寸最大的,由此带来的冷屏安装、真空下的密封、制造等都是需要解决的难题。本文重点针对大尺寸冷屏研制中的安装、真空下的密封、冷屏的冷缩补偿等关键技术开展研究,采用多台 G-M 制冷机作为冷源,并设计了特殊的真空密封方式和安装方式,成功研制了尺寸达到 $1\text{ m}\times 1\text{ m}$ 的大尺寸冷屏,研究工作解决了星

载遥感器红外定标试验大尺寸冷屏的研制难题,对同类型的冷屏研制有很大的帮助。

1 冷屏的结构设计

1.1 制冷机冷头

冷屏选用 G-M 制冷机进行制冷,靠制冷机冷头与冷屏传导制冷。选用冷头的型号是 Leybold 公司的 10 MD 制冷机,为双级制冷冷头,单台制冷机冷头提供的制冷量为:二级冷头在制冷温度 20 K 时,制冷量为 18 W(简称为“18W@20K”,以 $a\text{ W}@b\text{ K}$ 的形式表示在 $b\text{ K}$ 温度时的制冷量为 $a\text{ W}$),一级冷头 110 W@80 K。由于设计指标要求的制冷量为 80 W@20 K,故选用 5 台制冷机,10 MD 型双级冷头外形图如图 1 所示。



图 1 冷头外形图

Fig. 1 Schematic diagram of the cold head shape

1.2 冷屏外形结构

图 2 为整个冷屏的结构示意图。冷屏遮挡板弯折向下,与冷屏形成封闭腔体。冷屏遮挡板上开孔,供二级冷头穿过,和一级冷头的法兰面通过螺钉相连。冷屏遮挡板作用就是将冷屏和容器隔开,防止容器和冷屏直接辐射换热,从而降低冷屏

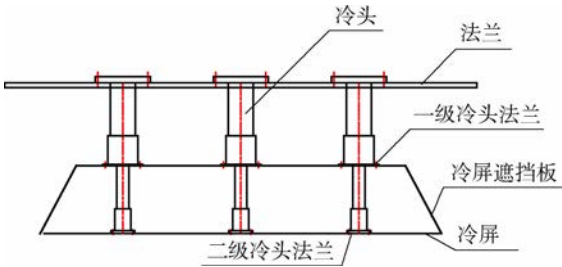


图 2 冷屏结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the cold shield configuration

的热负荷,冷屏遮挡板吸收容器和热沉的辐射热,然后通过传导传给一级冷头的法兰面,由制冷机带走。冷屏上表面和二级冷头的法兰面通过螺钉相连,下表面为蜂窝,冷屏的冷却通过二级冷头实现。

1.3 安装和布置

冷屏和容器安装位置示意图如图 3 所示,在容器上开孔,安装法兰组件从容器的开孔往下沉,上法兰面与容器上的法兰面为真空密封连接,冷头和安装法兰面真空密封连接。

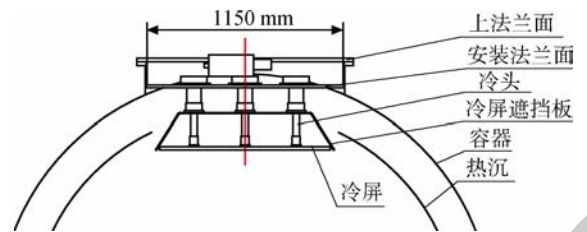


图 3 冷屏和容器安装位置示意图
Fig. 3 Schematic diagram of the installtion positions of the cold shield and the container

冷头的具体布置如图 4 所示,为了节省空间,让容器上面开孔尽可能小,同时要为氦管的安装留出较充裕的空间(氦管直管头和弯曲后长度为 150 mm,留出 170 mm),为此将冷头水平旋转 50°,最后确定开孔直径 $\phi=1150\text{ mm}$ 。

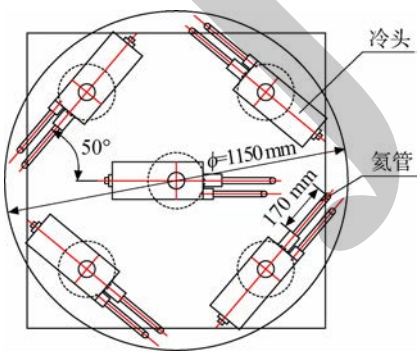


图 4 冷头布置图
Fig. 4 Schematic diagram of the layout of the cold heads

1.4 冷屏冷缩时补偿结构

冷屏(蜂窝材料为铝箔)从常温下降到 20 K 时的收缩量约为 4.8‰,冷屏遮挡板(材料为铝板)从常温下降到 40 K 的收缩量约为 4‰,如果采取常规的安装方式,通过冷头的安装法兰面将 5 个冷头固定安装法兰上,温度下降时冷屏和遮挡

板所产生的收缩必将对冷头产生剪切力,而冷头允许的横向切力不大于 6 kg,为解决冷屏冷缩给冷头带来的剪切力的补偿问题,本文将冷屏做成一个整体,冷头与容器的连接处设计成可横向移动的结构。将波纹管组件一端与固定法兰焊接,另一端法兰与冷头法兰螺接,构成真空密封,支撑座起到支撑波纹管的作用,避免在大气压下波纹管轴向压缩,在波纹管与支撑座之间安装滚珠,使冷头在横向移动时与支撑块间成滚动摩擦,减小摩擦力。同时,冷屏遮挡板分为 5 块分别安装在冷头上,使因温度变化产生的应力可以减小到冷头允许范围内。

根据冷头分布位置以及冷屏的外形尺寸可以计算出,温度从常温下降到 20 K 时每个冷头间的移动距离不超过 2 mm,为了验证设计工作的可行性和可靠性,本文专门设计了试验工装(如图 5 所示),对拉动冷头移动 2 mm 横向位移所需的力进行了测量,试验结果显示,采取本文结构,横向 2 mm 的变形力不超过 49 N,小于冷头的允许剪切力,成功地解决了冷屏冷缩时的补偿问题。



图 5 拉力测量试验装置
Fig. 5 Test device of the pulling force measurement

1.5 冷屏表面敷设层——蜂窝结构

为了提高冷屏的表面发射率,尽可能多地吸收试验件(如卫星辐冷器等)发出的辐射热,在面

对试验件的冷屏表面,采用增大辐射换热面积的结构——六边形蜂窝,使其近似形成一个黑体^[16],每一个蜂窝均类似辐射理论中的黑体空腔。从试验件发出的辐射射线进入六边形蜂窝后,在蜂窝内多次反射,每经一次反射,就有部分能量被蜂窝表面吸收,经过多次反射,辐射热几乎

全部被蜂窝吸收。

另一方面为了使蜂窝状结构更好地吸收辐射能量,提高蜂窝结构的吸收率,还可以通过在其表面喷涂特殊黑漆来解决。该黑漆有较高的吸收率,一般大于 0.9。另外,蜂窝结构的材料应具有较大的导热率和厚度,保证整个蜂窝表面温度均匀性,本文选用铝合金作为蜂窝结构材料,其厚度 $\delta=0.1\text{ mm}$,六边形蜂窝结构的边长为 2 mm ,蜂窝结构的高度为 8 mm 。

2 冷屏的热设计及计算

2.1 冷头制冷量与温度关系

10 MD 冷头制冷量与温度的关系如图 6 所示,横坐标为一级冷头温度,纵坐标为二级冷头温度,图中的数据表示制冷量(单位为 W)。从图 6 可以看出,一级冷头和二级冷头都具有同样的性质:要获得较低的温度,制冷量也较小。二级冷头 $18\text{ W}@20\text{ K}$,一级冷头 $110\text{ W}@80\text{ K}$ 。

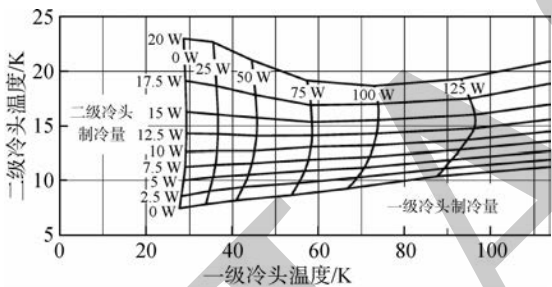


图 6 冷头制冷量与温度曲线图

Fig. 6 Relationship between cold head refrigeration capacity and temperature-curve graph

2.2 冷屏材料选择

冷屏材料要求在低温环境下具有一定的强度和可塑性,而且焊接性能要好,一般选用不锈钢、紫铜及纯铝。用不锈钢制作焊接性能好,不容易变形,但导热性差,加工困难,质量大。用紫铜制作,导热与焊接性能较好,加工容易,但容易变形,质量大;用铝材料制作,其导热与加工性能好,质量轻,不易变形,但焊接性能差,关键是如何解决铝和紫铜蜂窝的焊接工艺问题。经过深入细致的调研,选用了导热性能好,质量轻的铝材制作冷屏基体。为了提高冷屏的发射率,降低冷屏表面温度,采用了铝箔制作蜂窝。铜和铝导热率随温度的降低而增加,40 K 时铝的导热系数为 $2300\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})^{[17]}$ 。

2.3 冷屏遮挡板热计算

为了降低冷屏热负荷,冷屏遮挡板的温度要

尽可能低,从图 6 可以看出,二级冷头要获得较低温度,制冷量也会较小,从而要求冷屏遮挡板尽量少接受辐射热。从图 3 可以看出,冷屏遮挡板上表面正对着常温容器,吸收来自容器的辐射热量 Q_1 。 Q_1 按式(1)进行计算^[18]

$$Q_1 = \epsilon_{1,1} A_1 \times 5.67 \left[\left(\frac{T_0}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_1}{100} \right)^4 \right] \quad (1)$$

其中 $\epsilon_{1,1}$ 为冷屏遮挡板上表面的发射率; A_1 为冷屏遮挡板表面积,经计算得 $A_1 = 1.5\text{ m}^2$; T_0 为容器表面温度,取 $T_0 = 300\text{ K}$; T_1 为冷屏遮挡板表面温度, K;

从式(1)可以看出,要使 Q_1 小,就应该使 $\epsilon_{1,1}$ 小,为此,选择发射率较小铝板,通过磨光处理,发射率为 0.1。 T_1 相对与 T_0 来说较低,式(1)简化为

$$Q_1 = \epsilon_{1,1} A_1 \times 5.67 \times \left(\frac{T_0}{100} \right)^4 \quad (2)$$

经计算 $Q_1 = 69\text{ W}$ 。由于冷屏遮挡板上开孔,和一级冷头法兰面接触面减少,为 82.7%,考虑到接触热阻等因素,需要单个一级冷头提供的制冷量为 $Q = \frac{69}{5 \times 0.827 \times 0.8} = 21\text{ W}$,通过查图 6 可得二级冷头法兰面温度为 35 K。

冷屏的 5 个一级冷头相当于 5 个环形肋片,以单个的环形肋片为例来建立热物理模型,如图 7 所示。冷屏遮挡板吸收来自容器的辐射热量 Q_1 ,吸热后热量通过传导传给与一级法兰面接触的铝板(如导热 Q_{d1} 所示的方向传递),然后传给一级法兰面(如导热 Q_{d2} 所示的方向传递),由制冷机带走。一级冷头法兰面和冷屏遮挡板连在一起,中间加钢片,钢片具有良好的导热性,而且有较好的伸缩性,这样就可以保证两者良好的接触导热。考虑到钢片与冷头之间有一定的接触热阻,认为接触部分铝板温度比法兰面高 0.5 K,为 35.5 K。

这里选用的铝板厚度为 2 mm,通过以上的计算与分析,可以通过 ANSYS 计算得出稳定状态下冷屏遮挡板的温度分布,如图 8 所示。从图中

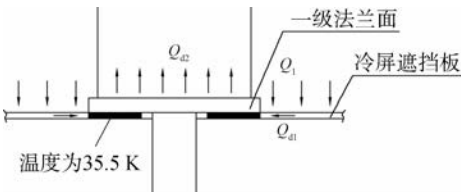


图 7 一级冷头环形肋热物理模型图

Fig. 7 Physical model of a ring fin of the first stage cold head

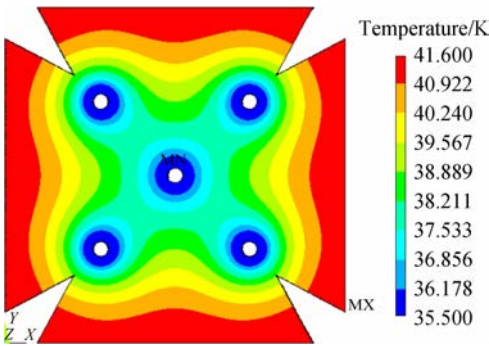


图 8 冷屏遮挡板温度分布图

Fig. 8 Distribution diagram of cold shield baffle temperature

可以看出,冷屏遮挡板各个点上温度最高点为 41.6 K。在本文中,气体压力低于 10^{-3} Pa,气体十分稀薄,其流动、导热等换热极为微弱,可以忽略不计。因此仿真计算时只考虑固体材料内部的导热过程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho T) = \nabla \cdot \left(\frac{\lambda}{c_p} \text{grad } T \right) \quad (3)$$

物体表面之间的辐射换热采用 discrete ordinates(DO)辐射模型,对任一表面,其辐射换热方程如下所示:

$$\nabla \cdot [I(\mathbf{r}, \mathbf{s}) \mathbf{s}] + (a + \sigma_s) I(\mathbf{r}, \mathbf{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\mathbf{r}, \mathbf{s}') \Phi(\mathbf{s} \cdot \mathbf{s}') d\Omega \quad (4)$$

其中 $\mathbf{r}$ 为位置矢量; $\mathbf{s}$ 为方向矢量; $\mathbf{s}'$ 为散射方向矢量; a 为吸收率; n 为折射率; σ_s 为散射率; σ 为黑体辐射常数; T 为表面温度; Φ 为相函数; Ω 为立体角; I 为辐射强度。

2.4 冷屏热计算

由于最终稳定状态下,冷屏温度为 20 K 左右,遮挡板的温度为 40 K 左右,即使两者表面发射率很高的情况下,两者之间的辐射换热量也会很小,但是开始阶段,由于冷屏遮挡板较薄,而且一级冷头制冷量较大,所以它的温度下降很快,对于冷屏来说,它相当于一个冷背景,因此,为了降低冷屏预冷时间,将冷屏上表面和遮挡板下表面都刷黑漆,增加其发射率。

冷屏要带走遮挡板的辐射热量 Q_2 按式(5)计算^[18]

$$Q_2 = \frac{A_2}{\frac{1}{\epsilon_{2,1}} + \frac{A_2}{A_1} \left(\frac{1}{\epsilon_{1,2}} - 1 \right)} \times 5.67 \left[\left(\frac{T_1}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_2}{100} \right)^4 \right] \quad (5)$$

其中 $\epsilon_{2,1}$ 为冷屏上表面的发射率,取 0.9; $\epsilon_{1,2}$ 为冷屏遮挡板下表面的发射率,取 0.9; A_1 为冷屏遮挡板表面积, $A_1 = 1.5 \text{ m}^2$; A_2 为冷屏表面积, $A_2 = 1 \text{ m}^2$; T_1 为冷屏遮挡板表面温度, $T_1 = 42 \text{ K}$; T_2 为冷屏表面温度,取 $T_2 = 20 \text{ K}$; 经计算, $Q_2 = 0.11 \text{ W}$, 很小,忽略不计。

按要求,冷屏要带走辐射制冷器的热量为 80 W,辐射制冷器的热量主要集中在中心 540 mm 的圆内,没有被制冷器辐射的冷屏要接收来自热沉的热量,约为 5 W,这样需要单个二级冷头提供的制冷量为 17 W,通过查图 6 可得二级冷头法兰面温度为 18.5 K。

冷屏的 5 个二级冷头相当于 5 个环形肋片,以单个的环形肋片为例来建立热物理模型,如图 9 所示。冷屏吸收来自遮挡板的辐射热量 Q_2 ,吸热后热量通过传导传给与二级法兰面接触的铝板(如导热 Q_{d3} 所示的方向传递),然后传给二级法兰面(如导热 Q_{d4} 所示的方向传递),由制冷机带走。二级冷头法兰面和冷屏连在一起,两者具有良好的接触导热。考虑到铜片与冷头之间有一定的接触热阻,认为接触部分铝板温度比法兰面高 0.5 K,为 19 K。

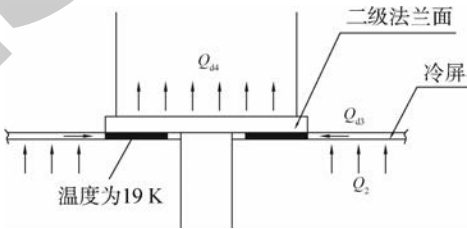


图 9 二级冷头环形肋热物理模型图

Fig. 9 Physical model of a ring fin of the second stage cold head

通过 ANSYS 计算得出稳定状态下冷屏的温度分布,如图 10 所示。从图中可以看出,冷屏各个点上温度最大不均匀度为 0.769 K,满足指标小于 3 K 的要求。这里冷屏的导热系数按 40 K 时进行计算的,在 20 K 左右时,铝板的导热系数会更大,这样,冷屏的均匀性会更好。还可以看出,最高温度为 19.769 K,满足指标最高点温度为 20 K 的要求。

2.5 冷屏预冷时间计算

冷屏和遮挡板预冷时受热情况如图 11 所示。冷屏预冷主要通过带走 3 部分热量来预冷。三部分热量为:向冷屏遮挡板的辐射热量 Q_2 、二级冷头带走的热量 Q_{22} 、部分向热沉的辐射热量 Q_3 。

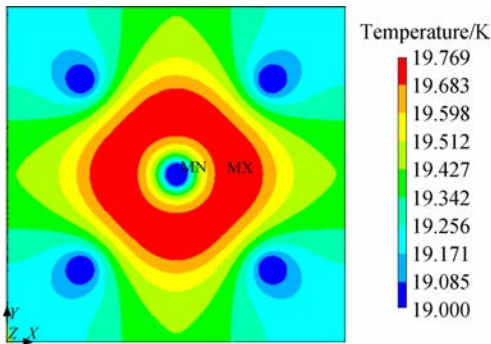


图 10 冷屏的温度分布图

Fig. 10 Distribution diagram of cold shield temperature

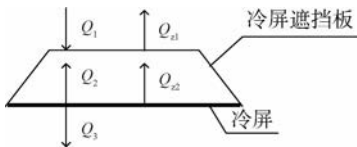


图 11 冷屏和遮挡板受热情况示意图

Fig. 11 Schematic diagram of the heated cold shield and baffle

遮挡板一方面接受来自容器的辐射热 Q_1 、冷屏辐射热 Q_2 ，另一方面由一级冷头带走热量 Q_{z1} 。两者的综合作用来使遮挡板预冷。

由于遮挡板较薄，而且一级冷头制冷量比二级制冷量大的多，遮挡板冷却也会快得多。从图 6 可以看出，刚开始一级冷头会以最大的制冷量来预冷遮挡板至 116 K。假设此过程中，冷屏的温度保持不变(实际会变低，但不是很明显)，来计算遮挡板的温度变化情况。通过计算，遮挡板温度随时间的变化情况如图 12 所示。从图中可以看出，大约 3 300 s，遮挡板温度降到 116 K。此时，冷屏向遮挡板的辐射热量 Q_2 会变得明显，从此刻开始计算冷屏的温度下降情况。通过计算，冷

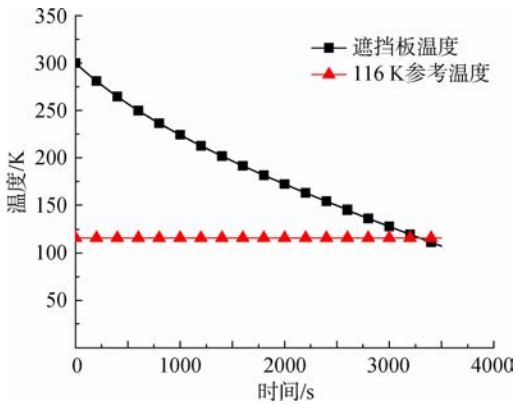


图 12 遮挡板温度变化曲线

Fig. 12 Variation curve of the baffle temperature

屏温度随时间的变化情况如图 13 所示。

从图 13 可以看出，冷屏达到 20 K 所需要的时间为 27 000 s，即 7.5 h。满足指标预冷时间小于 8 h 的要求。刚开始 3 300 s 直线段就是因为假设此时间段内冷屏温度不变，实际上，冷屏的温度从预冷开始就开始下降，这样，冷屏实际预冷时间会小于 7.5 h。

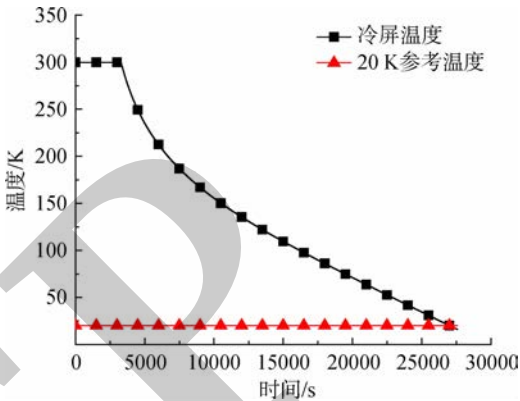


图 13 冷屏温度变化曲线

Fig. 13 Variation curve of the cold shield

3 试验应用

冷屏研制成功后，在卫星光学遥感仪器的多次红外定标试验中得到应用。

在试验期间，在 G-M 制冷机开始工作 4 h 后，冷屏主要测点温度平均为 15 K，温度均匀性误差为 ± 1 K，达到并超过设计要求，满足试验要求。冷屏温度变化曲线如图 14 所示，横坐标为时间，纵坐标为测点温度。

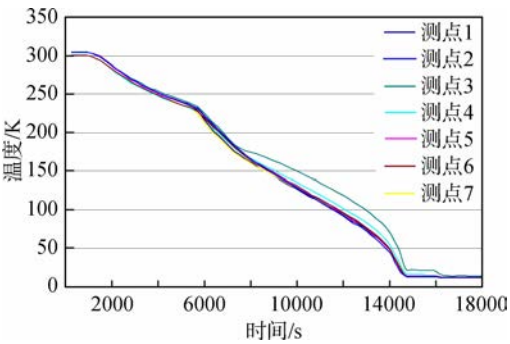


图 14 试验时冷屏温度变化曲线

Fig. 14 Variation curve of the cold shield temperature in test

4 结 论

本文以卫星型号任务的需求为牵引，进行了

大尺寸冷屏的研制工作,利用 G-M 制冷机作为冷屏的冷源,设计了特殊的安装方式和真空下的密封结构,解决了大尺寸冷屏的冷缩问题,同时通过对冷头位置的合理布局以及安装遮挡屏的方式,使冷屏表面温度均匀性控制在要求范围之内,经过试验验证,达到热平衡后,该冷屏温度平均温度为 15 K,温度均匀性误差为±1 K,满足并优于设计指标,有效地保证了型号任务的顺利完成,同时本文的设计思路和方法对今后其他更大尺寸冷屏的设计可以起到一定的参考和借鉴作用。

参考文献:

[1] 陈林,徐娜,胡秀清,等. 基于深对流云目标的风云二号可见光通道辐射定标[J]. 光谱学与光谱分析,2016,36(8): 2639-2645.
CHEN Lin,XU Na,HU Xiuqing,et al. Study on orbit radiometric calibration for FY-2 visible band based on deep convective cloud[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2016,36(8):2639-2645. (in Chinese)

[2] 李志刚,郑玉权. 基于激光的光谱辐射定标[J]. 光谱学与光谱分析,2014,34(12):3424-3428.
LI Zhigang,ZHENG Yuquan. Laser-based radiometric calibration[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis,2014,34 (12):3424-3428. (in Chinese)

[3] 柯授全,黄本诚,熊云霞,等. 卫星环境工程与模拟试验[M]. 北京:宇航出版社,1993.

[4] 黄本诚,马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.

[5] 景加荣,F3H 红外定标试验用空间环模设备[J]. 航天器环境工程,2008,25(4):77-80.
JING Jiarong. Experimental equipment for F3H space environment simulation for calibration of remote sensing infrared instrument[J]. Spacecraft Environment Engineering,2008,25(4):77-80. (in Chinese)

[6] 景加荣,姜建,陈剑霞. 红外及微波定标试验用空间环模设备研制[J]. 航天器环境工程,2012,29(1):104-107.
JING Jiarong,JIANG Jian,CHEN Jianxia. Design of space environmental simulation facility for calibration of microwave and infrared instruments[J]. Spacecraft Environment Engineering,2012,29(1):104-107. (in Chinese)

[7] 赵庆荣,武松涛. EAST 托卡马克装置主机装配工艺分析[J]. 机械设计与制造,2008,1(3):140-141.
ZHAO Qingrong,WU Songtao. The analysis of EAST toka mak device assembly technology[J]. Machinery Design and Manufacture,2008,1(3):140-141. (in Chinese)

[8] 谢韩,王小明,廖子英. EAST 托卡马克装置冷屏的真空要求与受热分析[J]. 真空与低温,2006,12(3):157-161.
XIE Han,WANG Xiaoming,LIAO Ziying. The analyze of

vacuum and heat load for TS of EAST Tokamak[J]. Vacuum and Cryogenics,2006,12(3):157-161. (in Chinese)

[9] 谢韩,廖子英. EAST 托卡马克装置外冷屏的热负荷分析[J]. 低温与超导,2004,32(1):59-62.
XIE Han,LIAO Ziying. Analysis of thermal load for EAST Tokamak cryostat thermal shield design[J]. Cryogenics and Superconductivity,2004,32(1):59-62. (in Chinese)

[10] 李炜,施锦,丁怀况. EBIT 装置低温系统的设计与实验研究[J]. 低温与超导,2005,33(1):1-4.
LI Wei,SHI Jin,DING Huaikuang. Design and experiment research of cryogenic system for EBIT[J]. Cryogenics and Superconductivity,2005,33(1):1-4. (in Chinese)

[11] 于涛,刘敏. 辐射器冷屏辐射热分析[J]. 航天器环境工程, 2005,22(6):347-349.
YU Tao,LIU Ming. Thermal analysis of radiator cooling plate[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2005, 22 (6):347-349. (in Chinese)

[12] 李高,丁文静,单薇薇,等. 大型氦制冷机的净化系统[J]. 航天器环境工程,2011,28(2):157-160.
LI Gao,DING Wenjing,SHAN Weiwei,et al. Impurity removal system for a large helium refrigerator[J]. Spacecraft Environment Engineering,2011,28(2):157-160. (in Chinese)

[13] 陈进,王惠龄,王健,等. G-M 制冷机辐射屏温度随动控制[J]. 真空与低温,2004,32(1):52-54.
CHEN Jin,WANG Huiling,WANG Jian,et al. The temperature tracking control of thermal shield of G-M cryocooler[J]. Cryogenics and Superconductivity,2004,32(1): 52-54. (in Chinese)

[14] 杨志达,刘华军,孙浩伟,等. G-M 制冷机冷却的超导磁体研制及性能试验[J]. 哈尔滨工程大学学报,2009,30(10): 1199-1203.
YANG Zhida,LIU Huajun,SUN Haowei,et al. Set-up and performace testing of a superconducting magnet cooled by a G-M cryocooler[J]. Journal of Harbin Engineering University,2009,30(10):1199-1203. (in Chinese)

[15] 唐志,黄廷庆,汪良斌. 热载荷下 LEYBOLD G-M 制冷机制冷性能测试[J]. 低温与超导,2010,38(8):25-27.
TANG Zhi,HUANG Tingqing,WANG Liangbin. Test of the cooling performace of LEYBOLD G-M cooler under thermal load[J]. Cryogenics and Superconductivity,2010, 38(8):25-27. (in Chinese)

[16] 杨建斌,张文瑞,柏树,等. 面源红外定标黑体控温热分析[J]. 真空与低温,2011,17(1):23-27.
YANG Jianbin,ZHANG Wenrui,BAI Shu,et al. Temperature analysis for infrared radiation calibration plane blackbody[J]. Vacuum and Cryogenics,2011,17(1):23-27. (in Chinese)

[17] 成大先. 机械设计手册[M]. 北京:化学工业出版社,2002.

[18] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社,1998.