DOI: 10.13382/j.jemi.B1902645

红外测温设备的空间环境影响及防护研究

刘泽元 尚永红 林博颖 吴东亮 朱 琳
(北京卫星环境工程研究所 北京 100094)

摘 要:随着航天器结构与热设计复杂性的提升,结构表面测温工艺实施难度增大,测温区域趋于多元化,对航天器热试验中非接触测温技术的应用需求日益增多。以红外测温设备在真空、高低温环境中的应用为研究对象,对设备热防护方案与装置进行设计,并基于节点网络法对红外测温设备热防护进行仿真分析,通过物理试验验证,该防护装置能够有效实现设备在真空、高低温环境中热防护,确保设备处于正常工作温度区间且其测温算法模型不受影响,测温准确度优于±2℃,满足设备在空间环境试验中的使用需求。

关键词: 热试验;红外测温;热防护;装置试验
中图分类号: V416.5 **文献标识码**: A **国家标准学科分类代码**: 140.2599

Research on space environment influence and protection of infrared temperature measurement equipment

Liu Zeyuan Shang Yonghong Lin Boying Wu Dongliang Zhu Lin
(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: With the increasing complexity of spacecraft structure and thermal design, it is more difficult to implement surface temperature measurement technology, and the temperature measurement area tends to diversify. Therefore, there is an increasing demand for the application of non-contact temperature measurement technology in spacecraft thermal test. This paper takes the application of infrared temperature measuring equipment in vacuum and high-low temperature environment as the research object, designs the thermal protection scheme and device of the equipment, and simulates and analyses the thermal protection of infrared temperature measuring equipment based on node network method. Through physical test, the device can effectively realize the thermal protection of equipment in vacuum and high-low temperature environment, and ensure that the equipment is in the normal working temperature range and its temperature measurement algorithm model is not affected, the accuracy of temperature measurement is better than ±2℃. It meets the requirements of equipment in space environment test.

Keywords: thermal test; infrared temperature measurement; thermal protection; device test

0 引 言

真空热试验作为航天器研制过程中技术状态较为复杂的试验项目之一,其温度数据是试验过程中的关键技术参数,用于为航天器热设计与热分析提供有效的数据支撑[1-2]。温度数据的测量方法主要分为接触式和非接触式,其中,接触式测温主要包括热电偶、铂电阻和热敏电阻等方式,容易实现,测温准确,在现有航天器热试验中广泛使用。随着航天器结构及热设计复杂度的提升,表面结构更为复杂,测温传感器工艺实施难度增强,测温要求不再限于某个测量点。鉴于常规非接触式测温方法的局限性,这就要求采用非接触式测温方法来实现上述测温需求[3-4]。目前常用的非接触测温方法主要有红外辐射测温法和光学干涉测温法,其中,红外辐射测温法抗干扰能力较强、技术成熟度高、可靠性好,可作为航天器热试验非接触测温的有效技术手段。

红外热像仪以其响应速度快、测温范围广、灵敏度高等优点在非接触测温领域得到了广泛的应用,然而,当前红外热像仪多采用工业行业标准进行设计,其工作温度

收稿日期: 2019-09-30 Received Date: 2019-09-30

范围为-10 ℃~+50 ℃,难以满足其在航天器热试验用空间环境模拟设备(环模设备)内真空、高低温苛刻环境中的正常应用。为解决上述问题,本文以红外热像仪的空间环境试验应用为研究对象,结合设备应用场景,设计了低温和高温热防护方案与装置,并基于热辐射理论对设备热防护进行热仿真分析,通过物理试验验证,该装置的设计有效实现了红外热像仪在-180 ℃~100 ℃环境条件下的热防护,消除了设备受外界温度变化而对其本体热模型和工作温度区间的影响,其测温准确度优于±2 ℃,满足了航天器热试验非接触测温技术的需求。

1　空间环境影响因素分析

红外热像仪主要由光学系统、红外探测器系统、电子处理系统以及显示系统组成,其工作原理为通过接收被测物表面红外辐射能量,并将辐射度转化为电信号量,进而实现被测物温度的测量。红外探测器接收的有效辐射主要包括被测物自身辐射、环境反射辐射、大气辐射以及热像仪自身辐射4部分。红外热像仪探测器一般工作于3~5 μm(短波)或8~14 μm(长波)两个波段,本文所研究红外热像仪探测器工作于长波波段,热像仪红外热像仪接收到的单色(波长为λ)辐射度如式(1)所示[4]。

$$E_\lambda = A_0 d^{-2}[\tau_{\partial\lambda}\varepsilon_\lambda E_{b\lambda}(T_0) + \tau_{\partial\lambda}(1-\alpha_\lambda)E_{b\lambda}(T_u) + \varepsilon_{\partial\lambda}E_{b\lambda}(T_\partial)] \tag{1}$$

式中:T_0 为被测物实际温度;T_u 为环境温度;T_∂ 为大气温度;A_0 为热像仪最小空间分辨率所对应的被测物可视面积;d 为探测器到被测物的距离;$\tau_{\partial\lambda}$ 为大气的光谱透射率;ε_λ 为被测物表面发射率;α_λ 为被测物表面吸收率;$\varepsilon_{\alpha\lambda}$ 为大气发射率;$E_{b\lambda}$ 为黑体的单色辐射能力密度。由式(1)可知,对红外热像仪测温即接收热辐射度影响因素主要包括大气光谱透过率、环境温度、大气温度和测量距离等[5-6]。

当红外热像仪在环模设备内部进行应用时,内部环境为高真空状态,测量距离处于0.4~5 m的范围内,因此其大气光谱透过率、大气温度和测量距离对热像仪的影响因素可基本忽略[7]。然而,在航天器热试验过程中,容器内环境温度将处于-180 ℃~+100 ℃的温度范围区间,上述温度变化将会对热像仪接收辐射的环境温度参数以及本体温度造成一定程度的影响,其中环境温度参数对热像仪测温准确度的影响可通过测温软件算法进行修正,但容器环境温度变化对热像仪本地温度的影响远大热像仪-10 ℃~+50 ℃的正常工作温度区间,造成热像仪本体温度模型的紊乱,引入自身热辐射误差量,对热像仪测温准确性造成影响,因此,为保证热像仪在真空、高低温环境条件下的正常使用,需对其进行热防护分析与设计。

2　设备热防护设计

2.1　低温防护设计

航天器热试验过程中,环模设备内部热沉最低环境温度为-180 ℃,为保证热像仪工作于正常工作温度区间,需对其进行低温防护设计。结合热像仪实际使用场景,低温防护设计主要采用主动热防护和被动热防护两种方式。主动热防护采用薄膜加热器结合热像仪机体温度传感器、控温仪及控温电源,实现热像仪机体的闭环温度控制,控温原理如图1所示;被动热防护采用热像仪表面包覆多层镀铝膜隔热组件方式。

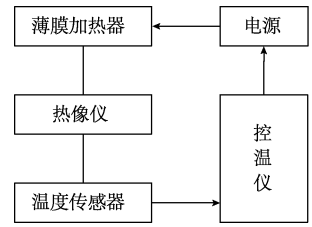


图1　主动热防护控温原理示意图

Fig. 1　The Schematic diagram of active thermal protection

在红外热像仪的低温主动热防护中,为保证热像仪机体在低温环境条件下维持20 ℃的热平衡状态,需对薄膜加热器的功率值进行设计。将热像仪近似于黑体,其近似黑体辐射功率如式(2)所示。

$$E=\sigma(T_c^4-T_0^4)S \tag{2}$$

式中:σ 为黑体辐射常数5.67×10^{-8} W/(m^2·K^4);T_c 为黑体温度,即热像仪机体热平衡温度值;T_0 为背景温度,即容器热沉极限低温值;S 为黑体表面积,即热像仪机体表面积。已知热像仪自身发热功率,并充分保证热像仪热控功率,薄膜加热器设计功率值为15 W。

2.2　高温防护设计与仿真分析

用于航天器热试验的BZ级环模设备容器内部含热沉和红外笼,其中红外笼包覆在热沉内部,低温采用热沉进行降温,高温采用红外笼模拟外热流进行加热,红外笼最高温度为100 ℃,远高于热像仪最高使用工作温度。鉴于环模设备内部真空低温背景,若使用气冷或水冷等冷却装置对热像仪设备进行高温防护,其技术实施难度相对较大,如果发生气体或液体泄漏故障,易对航天器试件产品安全造成影响,因此,本文从实用性与可靠性角度出发,采用护罩与热流遮板相结合的被动热防护方式,其中遮板主要实现对容器内红外加热笼产生的红外热流进行有效遮挡,护罩在实现对辐射热流二次遮挡的同时,还起到对热像仪结构可靠性强化的作用。

通过对热像仪高、低温防护的结构设计,热像仪及其

热防护装置组成一个整体模块,该模块包括热像仪、热控附件(薄膜加热器、多层镀铝膜)、护罩、遮板及模块支架,模块设计组成原理如图 2 所示。结合环模设备与热像仪机械尺寸,护罩设计为 100 mm×124 mm×184 mm 的立体箱型,护罩采用铝材质,为减少护罩对红外热流的吸收,护罩表面做抛光处理,处理后发射率约为 0.13。遮板设计为直径为 300 mm、长度 200 mm 的半圆筒型装置,遮板结构采用不锈钢板,并在其表面粘贴发射率约为 0.026 的单层镀铝膜,以提高对红外热辐射的反射率。

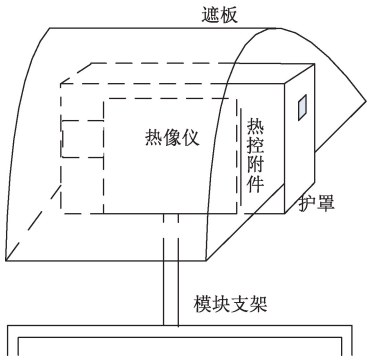


图 2　热像仪模块设计组成原理

Fig. 2　The principle diagram of thermal imager module design

为初步验证热像仪热防护设计的有效性,本文采用热分析软件 TD(Thermal Desktop)对热像仪模块进行仿真分析[8-9]。TD 软件核心原理是采用基于节点网络法的热网络模型 Sinda 程序,针对每一个节点 i 建立热平衡方程,实现温度的求解,热平衡方程如式(3)所示。

$$(mc_p)_i \frac{\mathrm{d}T_i}{\mathrm{d}t} = \sum_j G_{i,j}(T_i - T_j) + \sum_j GR_{i,j}(T_i^4 - T_j^4) + Q_i \quad (3)$$

式中:T 为节点 i 温度;mc_p 为节点 i 的热容;Q 为节点 i 的内外热源功率;$G_{i,j}$ 为节点 i 与节点 j 的线性热导;$GR_{i,j}$ 为节点 i 与节点 j 之间的非线性热导,即辐射传热。TD 软件可内置于 AutoCAD 软件中,可实现对热分析模型的建模、模型系数计算、结果显示、批量计算及可靠性分析等功能。

采用 TD 软件对热像仪模块及环模设备内壁热源(红外笼)进行建模,热分析模型如图 3 所示,模型自外至内依次为红外笼、遮板和护罩,其中环模设备为卧式圆柱体,圆柱直径 0.78 m、长 0.8 m,圆柱面及内端面装有热沉和红外笼,外端面无冷板和红外笼。热像仪模块安装于环模设备外端面部位,其前端镜头朝向环模设备内部,处于红外笼热辐射范围内。

热仿真分析时,对红外热像仪本体及护罩建立热节点,热节点设置位置如图 4 所示,其中 Camera.2、Camera.7 分别为热像仪机体前后端温度监视点,Al.1、Al.6 分别护罩前后端温度监视点。热像仪表面材质为铁,其表面发射率取 0.85,内部热源功率取值 4 W,热源位于其前端;护罩发射率为 0.13,热像仪与护罩间通过卡箍固定,卡箍位置的传热模型简化为接触热导,根据热阻计算公式取热导取值 1.2 W/K;护罩通过模块支架及环模设备底部导轨与外界环境存在漏热通路,分析中简化为位于热像仪两端与环境节点的热导,热导取值 0.06 W/K;环境节点温度取值 20 ℃;红外笼内表面发射率为 0.88,为恒定温度边界[10-11]。

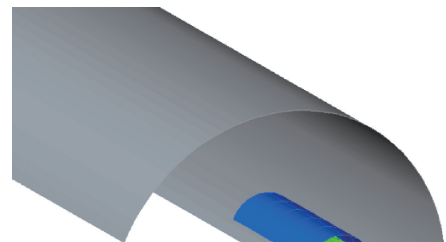


图 3　热像仪模块热分析模型

Fig. 3　The thermal analysis model of thermal imager module

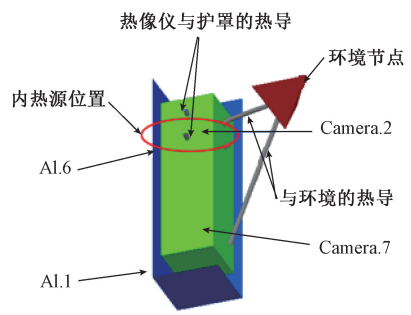


图 4　热像仪本体及护罩模型热节点设置

Fig. 4　The hot node setting diagram of thermal imager body and sheath model

若热分析模型仿真中不考虑遮板结构,在环模设备高真空、红外笼为最高温度 100 ℃的条件下,热像仪护罩起始温度为 20 ℃,30 min 后的护罩表面温度分布如图 5 所示。

由图 5 可知,在无遮板情况下,热像仪护罩在 30 min 内迅速升温至 50 ℃以上,高于热像仪最高允许工作温度,无法满足对热像仪的高温防护。若考虑遮板结构,在环模设备高真空、红外笼为最高温度 100 ℃的条件下,热像仪护罩起始温度仍为常温 20 ℃,热像仪模块在约 40 h 后得到热平衡稳态,热平衡稳态温度分布如图 6 所示。

由图 6 可知,在红外笼温度为 100 ℃时,热像仪及护罩在持续约 40 h 后可达热平衡稳定状态,稳定后热像仪

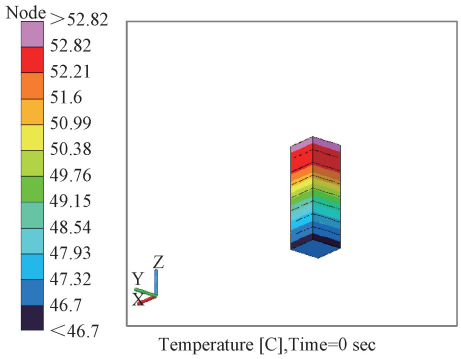


图5　无遮板情况下热像仪护罩温度分布

Fig. 5　The temperature distribution map of thermal imager cover without shade

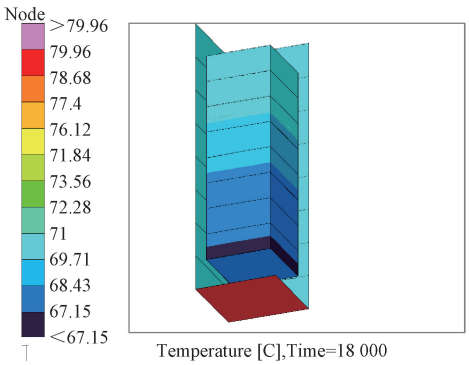


图6　有遮板情况下护罩及热像仪热平衡稳态温度分布

Fig. 6　The temperature distribution map of thermal balance steady state of sheath and thermal imager with shield

基体温度处于67.1 ℃~80 ℃。对热像仪模块温度节点的数值变化分析可知,护罩前端热分析节点 Al. 1 在 5 h 左右达到 50 ℃,热像仪基体前端热分析节点 Camera. 2 在 8 h 左右达到 50 ℃,热像仪由 20 ℃升温至 50 ℃所用时间为约 8 h,远大于无遮板设计方案的升温时间,且该时长满足航天器部件级热试验高温工况时间要求。

3　试验验证与结果分析

3.1　试验方法

为验证红外测温设备热防护装置设计的可行性,本文设计并开展了性能验证试验,在环境模拟设备真空低温和真空高温两种环境条件下,对热像仪热防护装置温度模型及热像仪测温数据进行了测试与分析[12-13],试验现场如图7所示。

为实现热像仪高温热防护装置温度模型的分析,分别在热像仪遮板前端上表面、护罩前端上侧、遮板后端上表面和护罩后端上侧布置热电偶测温点 T5、T6、T7 和

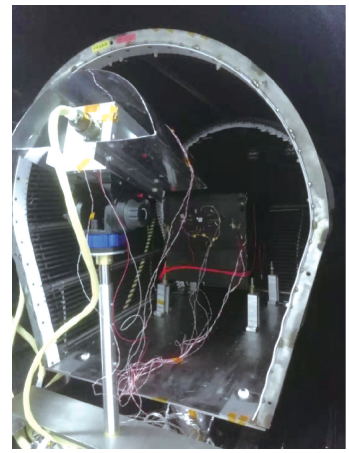


图7　试验现场效果

Fig. 7　The test site

T8,布置点如图8所示,并结合热像仪低温防护用机体温度传感器 T9 以及热像仪机体内部自带温度传感器 T10,实现对热防护分析温度模型关键点温度的提取[14-15]。

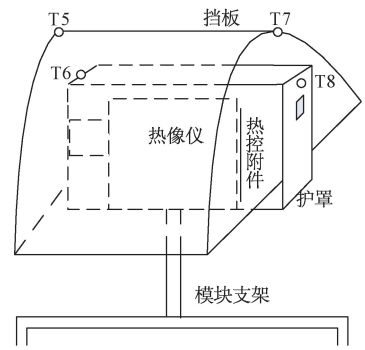


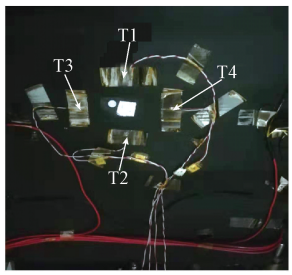
图8　热像仪护罩及遮板测温点布置示意图

Fig. 8　The schematic diagram of temperature measuring Point arrangement of thermal imager cover and shield

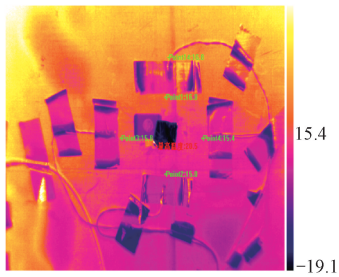
试验采用边长为 30 cm 的立方体铜箱作热像仪测温试件,铜箱各面两侧涂覆黑漆,表面发射率约为 0.88,黑体自带独立控温功能,最高控温值为 150 ℃。试验过程中以铜箱某面作为测温目标区域,并以该面某光学靶标点为基准,在其四周取 4 个位置点粘贴 T 型热电偶 T1~T4,以热电偶所测温度值作为标准温度,与热像仪画面中同样位置设置的 Point1~Point4 点模式测温对象的温度数据进行对比,实现对热像仪测温准确度的分析,热电偶粘贴点与红外热像测点效果如图9所示。

3.2　真空低温工况数据分析

在红外测温设备真空低温工况试验时,环境模拟设备真空度小于 5×10^{-3} Pa、容器内部热沉按最大低温能力运行,热沉均温低于-180 ℃。为保证铜箱黑体处于热像仪-20 ℃~150 ℃的测温区间,在铜箱黑体温度低于-20 ℃后,采用铜箱黑体独立控温装置将其整体控温至



(a) 铜箱黑体表面
(a) The surface of copper box blackbody



(b) 红外热像
(b) Infrared thermal image

图 9　铜箱黑体测温面热电偶布点实施效果与红外热像对比

Fig. 9　The comparing of the effect of thermocouple distribution on copper box blackbody temperature measuring surface and infrared thermal image

20 ℃,铜箱黑体升温段和保持段共计时约 1 h,热像仪机壳温度 T9 在低温环境中可控温且保持 10 ℃,机体内部测温值 T10 处于 9.5 ℃~10.5 ℃温度范围内,故薄膜加热器设计功率可有效满足热像仪低温防护的实际需求。此外,低温铜箱测温面测温点的红外热像测温值、热电偶测温值以及热像仪测温误差分别如图 10(a)~(c)所示。

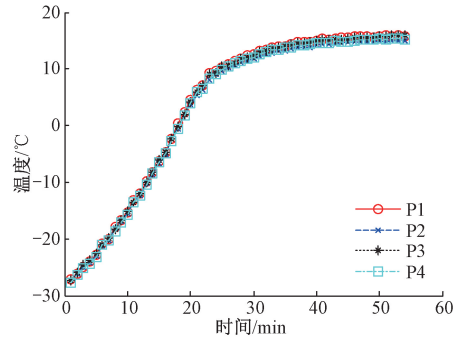
由图 10 可知,在测温面温度高于-20 ℃时(热像仪测温区间最低值),热像仪红外测温值与热电偶标准温度误差基本小于±2 ℃,保证了热像仪在低温环境的正常使用和测量准确度。

基于上述低温工况试验结果可知,实际工程中,采用将热像仪作为近似黑体所得到的对背景温度的理论近似黑体辐射功率作为其低温主动热防护的加热功率,可充分使热像仪在该背景温度环境中达到目标控制温度,进而保证热像仪的正常工作性能。

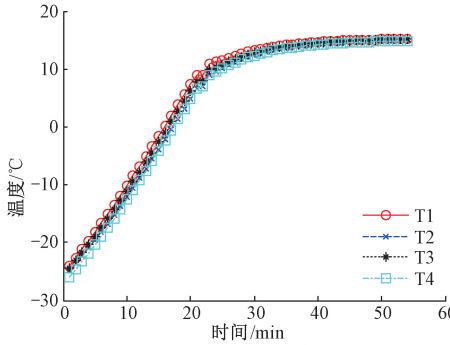
3.3　真空高温工况数据分析

在环模设备真空度保持低于 5×10^{-3} Pa 的情况下,将环模设备红外笼控制到最高温度值 100 ℃,升温段时间耗时 2 h,在红外笼 100 ℃保持段计时 1 h。高温保持阶段,热像仪热防护装置温度模型温度曲线如图 11 所示。

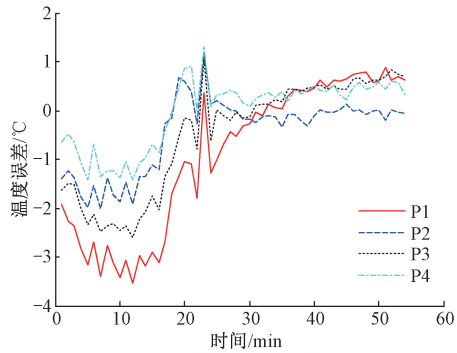
由图 11 可知,在高温工况结束时,遮板前端上表面、护罩前端上侧处于红外笼内部,温度值分别为 58.6 ℃和 38.5 ℃,遮板后端上表面、护罩后端上侧位于红外笼外



(a) 红外热像测温值
(a) Measurement value of infrared thermal imaging temperature



(b) 热电偶测温值
(b) Temperature measurement value of thermocouple



(c) 热像仪测温误差
(c)The temperature measurement error of thermal imager

图 10　低温环境工况条件下热像仪测温准确度分析

Fig. 10　Accuracy analysis of thermal imager temperature measurement under low temperature conditions

部,其温度值分别为 24.6 ℃和 18.5 ℃,另知高温工况保持结束时热像仪机壳温度 T9 和机体内部温度 T10 分别为 34.2 ℃和 36.6 ℃。由上述数据可得,1)热像仪遮板和护罩温度模型后端温度点均低于前端温度点;2)护罩前端温度点温度 38.5 ℃明显低于遮挡前端温度点温度 58.6 ℃,且低于高温热仿真分析中高温 3 h 时护罩热分析节点 Al.1 温度值 40 ℃;3)热像仪机壳温度值 34.2 ℃也低于高温热仿真分析中高温 3 h 时机壳热分析节点 Camera.2 温度值 36.7 ℃。

由此可知,热防护装置实际工作状态满足设计要求及仿真结果,能够保证热像仪高温环境条件下的正常工

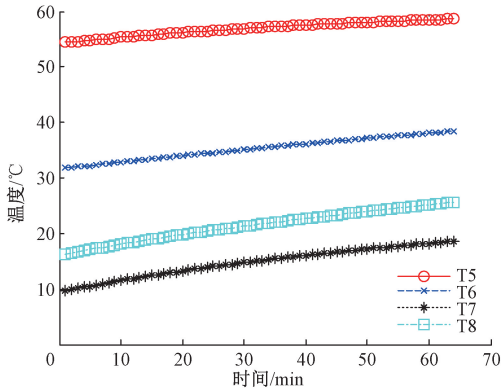


图11　高温环境工况条件下热防护装置温度模型数据曲线

Fig. 11　The temperature model data curve of thermal protection device under high temperature conditions

作时间长度。

此外,高温保持阶段,红外热像测温误差如图12所示,由图12可知,热像仪在环境条件下测温准确度仍可处于±2 ℃范围内,进一步说明热像仪设备高温防护装置设计的有效性,保证了热像仪设备自身温度模型在设计范围内,未对热像仪的温度修正造成影响,满足其在真空高温环境条件下的正常使用条件。

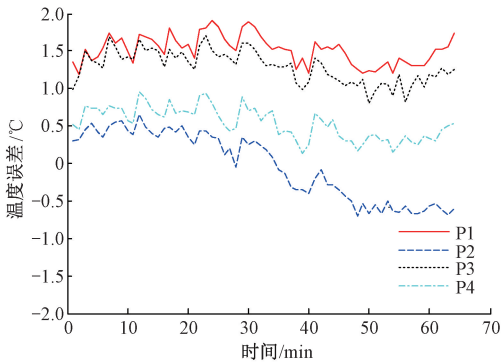


图12　高温环境工况条件下热像仪测温误差

Fig. 12　The temperature measurement error of thermal imager under high temperature conditions

由上述高温工况试验结果可知,添加热流遮板设计所产生的热流遮挡效果明显优于抛光护罩单一防护的热流反射效果。因此,在系统可靠性要求较高且空间允许的情况下,热流遮板的高温被动防护设计可满足热像仪在较长时间内的高温防护需求,进而保证热像仪的工作性能。

4　结　论

本文对红外测温设备热防护技术进行研究,建立热分析模型对热防护设计进行仿真分析,设计了基于近似黑体辐射功率理论的低温防护方案,以及基于热流遮板和基体护罩的高温防护方案,并设计了物理装置。通过物理试验验证,试验结果表明该装置在未引入试验风险的情况下,能够保证设备在真空、-180 ℃~100 ℃的器壁环境下处于正常工作温度区间,测温精度优于±2 ℃且在最高100 ℃真空环境下至少正常工作8 h,有效实现了红外测温设备在航天器部件级热试验空间环境中的应用。

参考文献

[1] 张景川,谢吉慧,王奕荣,等. 航天器真空热试验测控系统应用现状及发展趋势[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(3):263-267.
ZHANG J CH, XIE J H,WANG Y R, et al. The application and the development trend of the measurement and control system in the spacecraft vacuum thermal test [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(3):263-267.

[2] 徐峰,罗军,彭飞. 火箭发动机试验红外测温技术应用[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 78-84.
XU F, LUO J, PENG F. Application of infrared temperature measurement technology in liquid rocket engine test [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1):78-84.

[3] 石东平,吴超,李孜军,等. 基于反射温度补偿及入射温度补偿的红外测温影响分析[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(8): 2321-2326.
SHI D P, WU CH, LI Z J, et al. Analysis of the influence of infrared temperature measurement based on reflected temperature compensation and incidence temperature compensation [J]. Infrared and Laser Engineering: 2015, 44(8): 2321-2326.

[4] 焦浩然,施斌,魏广庆,等. 基于BOFDA的感测光纤温度系数影响因素研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2018,32(1):73-80.
JIAO H R, SHI B W, GUANG Q W, et al. Study on influence factors of temperature coefficient of sensing optical fiber based on BOFDA [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2018,32(1):73-80.

[5] QUAN Y M, XU H, KE ZH Y. Research on some influence factors in high temperature measurement of metal with thermal infrared imager [J]. Physics Procedia,2011,19:207-213.

[6] SH J L, ZH Y C, X T T. The study on the measurement accuracy of non-steady state temperature field under different emissivity using infrared thermal image [J]. Infrared Physics & Technology, 2018,94:207-213.

[7] ZHANG Y C, CHEN Y M, FU X B, et al. A method for reducing the influence of measuring distance on infrared thermal imager temperature measurement accuracy [J].

Applied Thermal Engineering, 2016, 100:1095 - 1101.

[8] ESTÁK J. Thermal science and analysis [J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2013, 113(3): 1049-1054.

[9] 魏然, 孙鹏, 周宇鹏,等. 应用双层集总参数法的微小卫星简化热分析方法[J] 航天器工程,2019, 28(3): 64-69.
WEI R, SUN P, ZHOU Y P, et al. simplified thermal analysis method to microsatellite based on double-layer aggregate model [J]. Spacecraft Engineering, 2019, 28(3): 64-69.

[10] 杨艳静, 商圣飞, 向树红,等. 基于主动气膜冷却的射流热防护技术仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2019, 36(5):428-433.
YANG Y J, SHANG SH F, XIANG SH H, et al. Numerical simulation of jet thermal protection based on active film cooling [J]. Spacecraft Environment Engineering,2019, 36(5):428-433.

[11] 方俊,张翠平. 基于 Abaqus 的热流传感器非稳态传热研究[J]. 仪器仪表学报,2018, 39(1):152-161.
FANG J, ZHANG C P. Study on unsteady heat transfer of heat flux sensor based on Abaqus [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2018, 39(1):152-161.

[12] 杨桢,张士成,杨立. 非朗伯体红外测温计算研究[J]. 光谱学与光谱分析, 2010, 30(8): 2093-2096.
YANG ZH ZHANG SH CH, YANG L. Calculation of infrared temperature measurement on non-lambertian objects [J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2010, 30(8): 2093-2096.

[13] 刘中华. 热真空试验标准与方法分析 [J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2016, 34(4): 16-20.
LIU ZH H. Analysis of the standards and methods of thermal vacuum test [J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing,, 2016, 34(4): 16-20.

[14] 杨强,解维华,彭祖军,等. 热防护设计分析技术发展中的新概念与新趋势[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 142-146.
YANG Q, XIE W H,PENG Z J,et al. New concepts and trends in development of thermal protection design and analysis technology [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 142-146.

[15] ALBANO M, MICHELI D, GRADONI G, et al. Electromagnetic shielding of thermal protection system for hypersonic vehicles [J]. Acta Astronautica, 2013, 87: 30-39.

作者简介

刘泽元,分别在 2012 年和 2015 年于南京航空航天大学获得学士学位和硕士学位,现为北京卫星环境工程研究所工程师,主要研究方向为航天器热试验测控技术。

E-mail:zeyuannuaa@ 163. com

Liu Zeyuan received B. Sc. and M. Sc. from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics in 2012 and 2015, respectively. Now he is an engineer in Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering. His main research interests include measurement and control technology of spacecraft vacuum thermal test.