

基于热真空环境模拟试验技术的信号 电缆热防护方案研究

刘 岩 张 伟

(北京航天试验技术研究所 北京 100074)

摘 要: 热真空环境模拟试验是在地面上模拟飞行中施加在飞行器表面热载荷的一种方式,为了模拟“高真空”和“高热流”环境,利用石英灯阵作为热源,基于热学理论分析和计算,设计并实现了一套热真空环境模拟试验及测控系统方案。航天器电缆热量过高会造成电缆损坏,影响整星安全,利用热真空环境模拟系统设计并进行了真空环境下的信号电缆隔热材料包覆方案考核试验,对热防护方案进行了试验验证,并得出了满足温控要求的热防护方案。试验结果证明,镀铝薄膜隔热层的热防护效果较好,能够满足航天器对信号电缆的热防护需求。同时,该热真空环境模拟试验系统也为热防护方案的试验验证提供了必要的技术手段。

关键词: 热真空环境模拟试验;石英灯阵;测控系统;热防护方案

中图分类号: TN06 **文献标识码:** B **国家标准学科分类代码:** 470.4017

Research of Signal cables thermal protection scheme based on thermal vacuum environment-simulating test

Liu Yan Zhang Wei

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: The thermal vacuum environment-simulating test provides a way of simulating surface heating load of aircrafts. In order to simulate the high vacuum and high heat, a set of thermal vacuum environment-simulating controlling and detecting system is established. The quartz radiation heating system is utilized as the heating source. High heat and temperature will damage the spacecraft and may even harm the safety of the spacecraft. Therefore, the covering methods of signal cables with thermal insulating materials are evaluated based on the thermal vacuum environment-simulating test. Experimental results indicate that the aluminized film outperforms alkali-free glass fiber in cable protection, which satisfies the thermal control requirements of spacecraft. Thus, this kind of test can be employed in demonstrating the thermal protection scheme within thermal environment.

Keywords: thermal vacuum environment-simulating test; quartz radiation heating system; measuring and controlling system; thermal protection scheme

0 引 言

我国航天事业取得的巨大成就很大程度上依赖于试验的支撑^[1]。航天产品的结构十分复杂,且具有研制周期长、投入成本高、生产数量少、发射后故障无法直接修复等特点。因此,相关产品上天前必须完成系统的试验验证工作。

目前,国内外空间环境模拟试验用于模拟出航天器在天的特殊环境,旨在减少或避免航天器故障,提高航天器工作的可靠性;另一方面,环境模拟试验能够验证设计的合理性,有效节约研制成本。在我国,所有新型号的航天器发射

前必须经过空间环境模拟试验的验证,方能发射。

航天器的热真空环境模拟试验是在规定的真空与热循环条件下验证航天器各种性能及功能的试验。目前,正样产品的热真空环境模拟试验必须进行,即单机、分系统和航天器整体都需要进行这种试验,以考核航天产品的各项指标^[2-3]。试验时,航天器模拟正常工作状态,测量系统获取其工作参数和环境参数。热真空环境模拟试验也成为航天器设计和验证过程中的一项重要内容。

航天器在飞行时,由于气动加热以及发动机燃气在高空的“回流”加热,使得整个系统处于非常恶劣的环境中。

飞船、卫星等航天器在复杂的空间环境下,一方面受到太阳辐射、地球反照、地球辐射而吸收热量;另一方面接受自身功耗转化的热量^[4]。为了保证航天器的性能稳定,需对所有重要部件采取有效的防护措施^[5]。目前,我国已经在真空热环境模拟试验方面建立了基本的试验体系,但在复杂航天器空间环境试验技术研究方面刚起步,已落后于航天器型号设计。因此,结合我国耐高温隔热材料的发展,对航天器组件热防护系统进行初步设计和选型,并进行热真空环境模拟试验,测定航天器各部分的温度等参数是在发射前检验航天器性能的最可靠手段之一,同时还能为进一步改进航天器的热设计提供必要数据。

本文通过搭建热真空环境模拟试验系统,旨在对某型号火箭发动机附近的、处于热环境中表面包覆的信号电缆的热性能进行考核,保证电缆不至因热量失控而受到损害。

1 热真空环境模拟试验系统组成

空间热真空模拟设备是模拟飞行器运行环境的设备。由真空舱、真空抽气系统、热沉套、热流源、控制及测量系统等组成。上述设备能够模拟宇宙空间的低温、真空和热流。

1.1 热流源的设计

本试验的热流源采用石英灯阵的方式。石英灯加热技术^[6]出现较早,技术成熟、热惯性小、便于控制,而且便于组成各种形状,适合对形状较复杂的结构进行加热^[7-8]。试验选用的石英灯规格为直径 10 mm,长 760 mm,额定功率 2.5 kW,并将石英灯管布置在一个矩形面内。利用高度为 800 mm 的支承构件对热流源进行安装固定,灯阵如图 1 所示。试验所用的调压电源采用 3 个自偶变压器^[9],供电电压范围为 0~220 V 交流电压连续可调,采用自动手动切换调节模式;即通过手动调节输出电压改变辐射元件的输出功率^[10]。同时,为了提高加热器效率,在石英灯阵的四周安装了金属材料的镜面反射器,对来自辐射体的部分热量进行反射,本试验选用不锈钢平板作为反射器,反射器为边长为 1 m 的正方形薄板,在其表面进行镀铬和抛光处理,该结构可提高加热效率,同时对灯阵起承力作用^[11]。

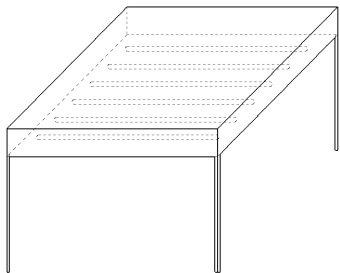


图 1 石英灯阵结构

由于热流源的设计利用了自偶变压器等设备,同时在试验中需要根据热流计测量结果对灯阵的输出进行实时调整,因此,试验前要进行设计计算及调试工作。

1.2 热流源输出计算

现将石英灯阵简化为矩形平面(图 2),假设灯管长度为 l ,灯阵总长度为 L ,测点距灯阵的距离为 H ,测点处 X 轴坐标为 X_p , Y 轴坐标为 Y_p ,设灯阵上某点的 X 轴坐标为 x , Y 轴坐标为 y ,石英灯的热量呈球形均匀扩散。

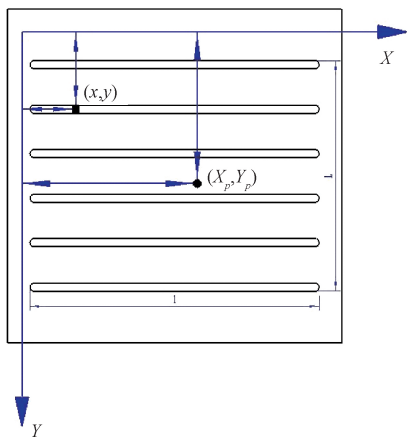


图 2 石英灯阵坐标

测点位于灯阵上该点半径为 R ,角度为 θ 的球面,半径 R 和角度 θ 分别表示为:

$$R = \sqrt{(X_p - x)^2 + (Y_p - y)^2 + H^2} \quad (1)$$

$$\sin\theta = \frac{H}{R} = \frac{H}{\sqrt{(X_p - x)^2 + (Y_p - y)^2 + H^2}} \quad (2)$$

当且仅当热流测量面正对灯阵面时热流最大,热流测量面与灯阵平行时热流最小。类似的,反射面上对应的该点对测点的热流也有相应的影响。设灯阵面距反射面的距离为 S ,则反射面上的点距离灯阵上该点的距离 R' 和角度 θ' 分别为:

$$R' = \sqrt{(X_p - x)^2 + (Y_p - y)^2 + (H + 2S)^2} \quad (3)$$

$$\sin\theta' = \frac{H + 2S}{R'} = \frac{H + 2S}{\sqrt{(X_p - x)^2 + (Y_p - y)^2 + (H + 2S)^2}} \quad (4)$$

设石英灯管的功率为 W ,辐射率为 k ,反射面的反射率为 k_s ,则该石英灯管对测点处产生的热流为:

$$Q = \int_0^l \frac{W \cdot k}{4\pi l^2 R^2} \sin\theta dx + \int_0^l \frac{W \cdot k \cdot k_s}{4\pi l^2 R'^2} \sin\theta' dx = \frac{W \cdot k}{4\pi l^2} \int_0^l \left(\frac{\sin\theta}{R^2} + \frac{k_s \cdot \sin\theta'}{R'^2} \right) dx \quad (5)$$

则有:

$$Q = \frac{W \cdot k}{4\pi l^2} \int_0^l \left(\frac{H + k_s \cdot (H + 2S)}{[(X_p - x)^2 + (Y_p - y)^2 + H^2] \cdot \sqrt{(X_p - x)^2 + (Y_p - y)^2 + H^2}} \right) dx \quad (6)$$

将所有灯管在测点处产生的热流相加,即可得到测点处的热流值,即:

$$Q = \frac{W \cdot k}{4\pi l^2} \int_0^l \int_0^L \left(\frac{H + k_s \cdot (H + 2S)}{[(X_p - x)^2 + (Y_p - y)^2 + H^2] \cdot \sqrt{(X_p - x)^2 + (Y_p - y)^2 + H^2}} \right) dx dy \quad (7)$$

在试验过程中,通过热流源与试验件表面的距离、灯管功率、灯管数量及灯管间距可获得所需的热流值。试验时,通过调整石英灯阵的输出功率,即可调整试验对象所受热量情况。

2 热真空环境模拟试验测量系统

热真空环境模拟试验测量系统由热流测量单元、温度测量单元及稳态数据采集设备组成。其中,测量系统担负着试验对象和环境参数的信号变换与传输功能。由传感器、供电电源、信号变换器以及测量电缆等组成,整体结构如图 3 所示。

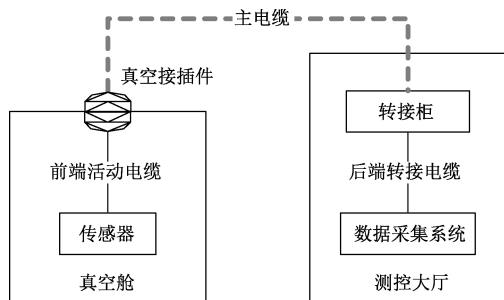


图 3 测量系统整体结构

2.1 热流测量单元

热流测量单元用于测量试验过程中石英灯阵的热流变化情况。热流传感器将热流参数信息转化为电压信号,并通过接插件和电缆输出给稳态数据采集系统。本试验采用圆筒式热流传感器,用于测量纯辐射热流,热流传感器探头结构如图 4 所示。该传感器由康铜箔、热沉体、进出水管、绝缘绝热管和金属外壳组成。绝缘隔热基座位于金属外壳和热沉体之间,防止端面热流通过外壳流入内部结构。同时,为提高传感器的吸热效率,康铜表面涂敷黑色碳化硼,达到充分吸收热量的效果^[12]。为了防止试验过程中出现温漂^[13],冷却水通过进出水管对热流传感器进行冷却。

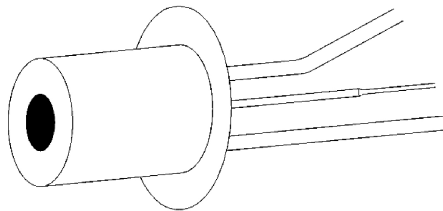


图 4 圆筒式热流传感器外形

2.2 温度测量单元

温度测量单元用于测量试验对象表面的温度变化情况。为了考核试验对象的高温性能,本试验采用 K 型热电偶^[14]进行测温。在被测位置先贴聚酰亚胺胶带底膜,在底膜上粘贴热电偶并用聚酰亚胺胶带固定^[15]。热电偶将温度参数信息转化为电压信号,并通过接插件和电缆、经冰点

参考端后输出给稳态数据采集系统^[16]。

2.3 稳态数据采集设备

稳态数据采集设备用于对测量单元采集的信号进行显示、处理和分析。本试验采用目前火箭发动机试验常用的 Pacific-6000 数据采集装置。它抗干扰能力强,精度高,适于远距离小信号测量^[17]。本试验稳态数据采集装置的采样频率为 1 kHz,温度、热流测量分别采用 10 和 300 Hz 硬件滤波。

试验时,调整石英灯阵的输出功率,即导致热流测量单元的测量结果发生变化,稳态数据采集设备对测量结果进行实时显示,即可根据显示的数据对灯阵的输出做进一步的调整或保持。

3 电缆高温性能考核试验

航天器使用的电缆最高允许温度不超过 110 °C,而电缆的最高耐温为 200 °C 左右^[18]。发动机附近布置的电缆位的防护措施应用耐高温材料进行包覆^[19]。为了分析发动机燃气羽流及喷管辐射对电缆的影响,本试验设计了电缆热性能考核方案,选取的高辐射热流为所有部位在最恶劣工况下的热流再高出 5 kW/m²,为 33 kW/m²。试验时保证热流测量面与电缆表面平齐,试验中的热流状态如图 5 所示。

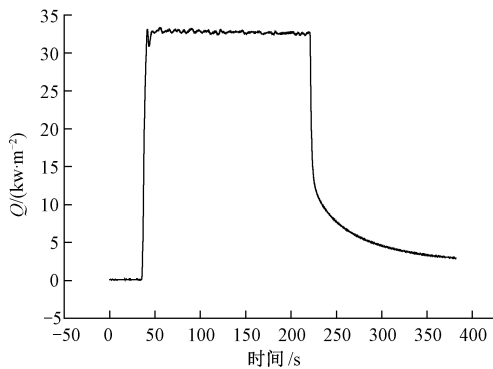


图 5 试验中的热流参数

试验选用两种热包覆方案,分别采用镀铝薄膜和无碱玻璃纤维两种耐热材料包覆试验电缆^[20]。包覆方式及测点位置如图 6 所示,包覆完成的电缆按如下步骤进行热真空辐射试验。

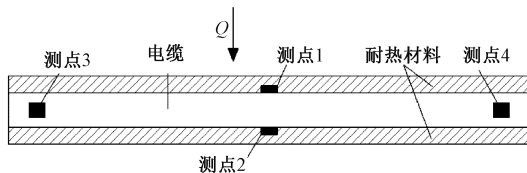


图 6 电缆包覆方案

1) 各系统状态正常后,关闭空间模拟舱门,启动真空抽气系统进行抽真空;

2) 当环境压力降至 3 kPa 时,热沉套内通液氮,使环境温度降到 100 K 以下;

3) 复查试验件及各系统正常后,预冷热沉并控制热沉温度,热沉降温过程中,可适当开启石英灯阵,测量并记录灯阵热流和试验件温度,监视试验件温度不低于规定值;

4) 当环境压力降至 1.3×10^{-3} Pa 时,增大石英灯阵的输出功率,使试验件温度迅速升高,当试验温度达到并稳定在规定的试验高温温度后,保持规定的时间,进行参数采集和监测,高温保持至满足试验规定工况;

5) 在执行步骤 4) 中,监测环境热流和关键测点的温度变化;

6) 完成所有规定的真空环境热流试验并确认试验有效后,关闭石英灯阵,停止参数监测,进入试验结束阶段。

图 7、8 所示为试验准备及试验进行中的状态。

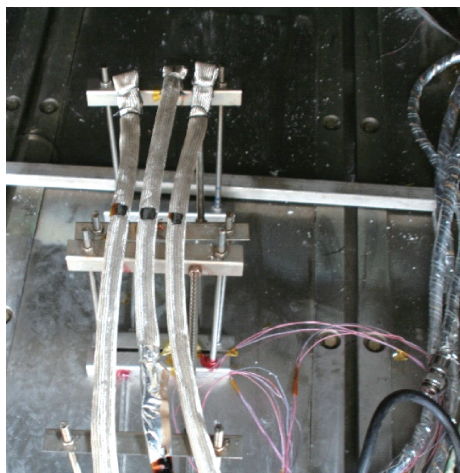


图 7 试验前的被测电缆状态

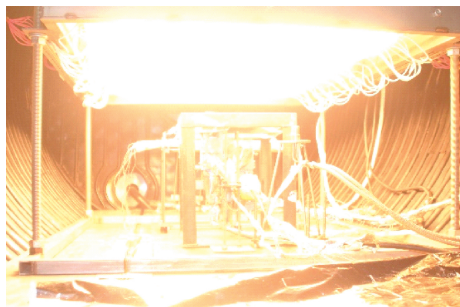
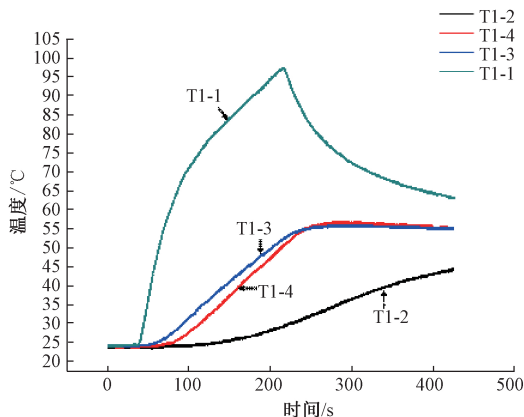


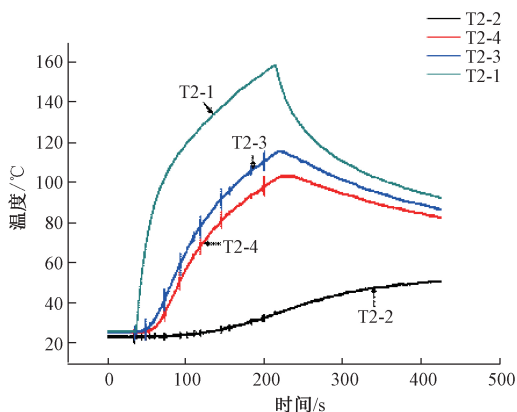
图 8 试验过程中的舱内环境

当试验件表面的辐射热为 33 kW/m^2 ,试验时间为 500 s 时,各测点位置的温度变化情况如图 9 所示。由于舱内真空度较高,电缆表面及内部累积的热量无法传导。从图 9 可知,两种耐热材料包覆的试件温度变化规律一致,变化过程相似,但最终温度有所差别。其中,镀铝薄膜试验件的热流来流方向最高温度为 97.5°C ,无碱玻璃纤维试验件的最高温度为 159.2°C 。根据温度测量结果,镀铝薄膜的防热

效果好,能够满足信号电缆的热防护需求。



(a) 耐热材料为镀铝薄膜的温度变化



(b) 耐热材料为无碱玻璃纤维的温度变化

图 9 不同耐热材料试验件的温度变化

4 结 论

本文阐述了石英灯阵作为热辐射源进行热真空环境模拟试验的可行性。根据高真空度、热流稳定控制的试验环境需求,设计并搭建了空间模拟、局部空间精确热流输出及热量辐射试验系统,并保证了试验环境内热流状态的稳定,实现航天器热环境的热流模拟;同时利用 Pacific-6000 系统进行热流及温度参数的监测,测量系统实时监测热真空环境下的热流及温度等状态参数,实现局部热流的控制和测量;针对所受热量主要是辐射热的信号电缆,进行了热包覆和耐热情况试验,其中镀铝薄膜具有较好的防辐射热效果,满足航天器电缆的热防护需求。

基于上述结论,本文介绍的热真空环境模拟试验设备及方法也可推广应用于其他类似试验,从而为空间环境试验提供相应条件。

参考文献

- [1] 向树红,荣克林,黄迅,等.航天产品环境试验技术体系现状分析与发展建议[J].航天器环境工程,2013,30(3):269-274.
- [2] 王乐善,巨亚堂,吴振强,等.辐射加热方法在结构热试

- 验中的作用与地位[J].强度与环境,2010,37(5):58-64.
- [3] 孙继鹏.卫星地面真空热试验污染模拟软件开发研究[D].长沙:国防科学技术大学,2013.
- [4] 柯受全.卫星环境工程和模拟试验[M].北京:中国宇航出版社,1993:70-76.
- [5] 李强,刘济春,孔荣宗.耐冲刷薄膜铂电阻热流传感器研制[J].电子测量与仪器学报,2017,31(4):623-629.
- [6] 杨蕾,曹恒.一种新型 NDT 技术——双频红外检测的研究与应用[J].仪器仪表学报,2003,24(S1):578-581.
- [7] 黄本诚,马有礼.航天空间环境试验技术[M].北京:国防工业出版社,2002:13-14.
- [8] 王奕荣.红外灯模拟技术研究[D].北京:北京航空航天大学,2002.
- [9] 牛兴伟.新型低压船舶岸电供电电源系统的研究[J].电子测量技术,2017,40(3):45-48.
- [10] QJ 2630.1A-2012 航天器组件空间环境试验方法 第1部分:热真空试验[S].北京:中国航天标准化研究所出版,2013.
- [11] 王智勇,黄世勇,巨亚堂.石英灯辐射加热试验热流分布优化研究[J].强度与环境,2011,38(2):18-23.
- [12] 段文浩,于涛,杨莹.辐射式热流测量系统及其应用[J].火箭推进,2014,40(1):87-91.
- [13] 夏伯雄,杨均青.温度补偿系统使测量仪器更精确[J].国外电子测量技术,2005,24(S1):6-7.
- [14] 孙怀远,宋来全,杨丽英,等.热电偶温度检测系统设计与应用[J].电子测量技术,2014,37(12):86-89.
- [15] QJ 1846-1990 卫星热试验的温度测量及数据处理[S].1990.
- [16] 龚喆,刘国青,裴一飞,等.基于统一建模语言(UML)的航天器真空热试验测控系统电气建模[J].航天器环境工程,2013,30(3):286-291.
- [17] 张伟,陈锋,江雅娟,等.姿控发动机试验数据快速处理技术研究[J].计算机测量与控制,2009,17(7):1334-1336.
- [18] 张沛,吴乐群,姜东升,等.真空环境下航天器电缆温升模型试验研究[J].航天器环境工程,2013,30(3):235-239.
- [19] 季月明.航天器热环境试验温度控制方法的研究[D].北京:北京航空航天大学,2003.
- [20] 任屏源.卫星天线用碳纤维增强复合材料表面金属化研究[D].兰州:兰州大学,2007.

作者简介

刘岩,硕士,工程师,主要研究方向为液体推进剂配套设备研发等。

E-mail:buctliuyan@163.com