

SJ-10 卫星导线特性箱实验装置研制*

孔文俊^{1,†} 王宝瑞¹ 夏伟^{1,2}

(1 中国科学院工程热物理研究所 中国科学院轻型动力重点实验室 北京 100190)

(2 中国科学院大学 北京 100039)

2016-03-28 收到

† email: wjkong@iet.cn

DOI: 10.7693/wl20160402

Experimental facility for wire insulation combustion in SJ-10

KONG Wen-Jun^{1,†} WANG Bao-Rui¹ XIA Wei^{1,2}

(1 Key Laboratory of Light-Duty Gas-Turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

(2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

摘要 为了研究微重力条件下导线绝缘层着火先期征兆和着火早期烟的析出和烟气流规律,研制了SJ-10卫星导线特性箱有效载荷实验装置。该装置可实现对导线的恒流过载加热,并采用先进的测试技术,获得导线着火先期征兆和烟气浓度分布。地面验证实验表明,该装置安全可靠,同时能充分利用空间实验能力,保障科学目标的实现。

关键词 导线绝缘层, 电流过载, 着火征兆, 碳烟生成, 实践十号卫星

Abstract In order to study pre-ignition characteristics, smoke release and distribution characteristics of wire insulation under microgravity, hardware of the wire insulation was conducted. The facility can achieve the wire insulation preheating by overload. Advanced test technology is adopted to obtain the early signs of ignition and the distribution of smoke concentration in the flue gas. The experimental results valid that the hardware is safe and reliable, and it can make full use of the space experiment ability to ensure the realization of the scientific objectives.

Keywords wire insulation, current overload, early signs of ignition, soot formation, SJ-10 satellite

1 引言

安全防火是发展载人航天,探索、开发和利用空间资源必须妥善解决的最重要的问题之一,它可能影响总任务的完成和威胁航天员的生命安全。载人航天飞行器舱内具备着火的3个要素,存在着失火的潜在危险^[1]。导线、线缆是空间微重力环境下的典型电子电气部件,是火灾隐患的

主要源头,是国外以往载人航天飞行中出现失火事故的主要潜在因素之一^[2]。在电流过载时,导线线芯过热,加热其绝缘层,由于热量在微重力环境下迁移规律发生改变,使得在微重力过载电流下导线更可能诱发火灾。微重力环境下这类火灾的发生条件、演变机理及着火后产物的析出规律依然是燃烧学中未解决的科学问题,却是人类空间探索活动中必须妥善解决的重要问题。因此,研究微重力下导线绝缘层在自身过载电流下的着火先期征兆、着火突变条件及着火早期烟的

* 中国科学院空间科学战略性先导科技专项(批准号: XDA04020202-08, XDA04020408)

析出和析出烟气在受限密闭空间中的分布规律,具有重要的科学意义^[3]。

为研究微重力下导线绝缘层在自身过载电流下的着火先期征兆、着火突变条件及着火早期的可探测参数,我们将要测量微重力下导线绝缘层在自身过载电流作用下的温度特性、着火早期烟气析出特性和析出烟气的分布规律。同时考察过载电流大小、绝缘层厚度和种类等因素对这些参数的影响规律,从而为发展微重力环境下的着火监测和早期报警技术提供基础数据,为解决飞船及空间站防火等国家重大战略需求提供技术支撑。

国外已有的工作是在自身电流预热一段时间后采用外加点火源点燃导线绝缘层,研究导线绝缘层表面的火焰传播特性^[4-6],采用自身过载电流来研究导线绝缘层在微重力下的着火及着火后的烟气分布特性,这一工作与已有的研究有重要的区别。由于导线绝缘层在自身适度过载电流作用下引起的疲劳和热解是一个过程,不是瞬间就能完成的,需要几分钟、几十分钟才能实现,这是现有的所有地基微重力实验设施都无法实现的,只能通过空间微重力实验实现。因此,本研究项目将利用实践十号返回式科学实验卫星(SJ-10),研究导线绝缘层在自身过载电流下的特性,其有效载荷称为导线特性箱。

2 功能和主要技术指标

SJ-10导线特性箱的主要功能是研究导线着火先期突变特性及着火早期烟气析出及分布规律。使用有理论代表性的绝缘层及导线线芯作为试样,具体采用的导线线芯为镍铬丝(Ni—Cr),选

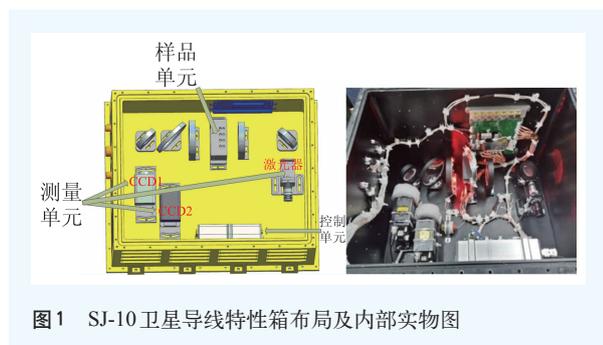


图1 SJ-10卫星导线特性箱布局及内部实物图

用不同材料和不同厚度的绝缘层材料。额定电流与导线工作温度、线芯种类、线芯截面积以及绝缘层的厚度有关。通过更换工况,研究烟的析出及分布规律。导线特性箱能够通过中央处理系统实现对实验过程的自动控制。因此,导线特性箱正样产品主要功能如下:(1)实现测量温度、压力等参数及图像;(2)实现使用激光衰减法获得碳烟的空间分布;(3)获取不同绝缘层厚度、种类、电流大小等参数;(4)具有样品管理及实验进程监控功能;(5)具有实验数据采集、处理及传输功能。

主要技术指标如下:(1)试样材料,采用三种绝缘层材料(聚乙烯、聚四氟乙烯、聚氯乙烯);(2)过载电流,采用三种过载电流(通过地面匹配实验确定);(3)绝缘层厚度,采用三种绝缘层厚度。

3 实验装置设计

根据导线特性箱的功能和技术要求,设计的实验装置应具有多种导线样品和工况设置,通过更换工况,研究碳烟的析出和分布规律。采用热电偶测量导线着火前期及着火跃变的温度特性及突变温度。导线着火早期碳烟的析出特性采用基于激光衰减法的全场温度测量,烟气分布规律采用电荷耦合器件(CCD)照相获得其运动轨迹。导线过载电流采用直流电,通过设置电源变换模块,将卫星供电变换为需要的电流。因此,SJ-10有效载荷导线特性箱系统由样品单元、测量单元与控制单元组成,如图1所示。该设备箱体采用封闭结构,机箱为箱式结构,内部有导线支架等设备,固定在箱体的下板上,主要力学因素考虑为:(1)安装部位采用固定支撑;(2)各部件的自身强度;(3)电缆布线、电装时要考虑抗力学环境措施。

测试系统包括常规的温度、压力测量和基于激光衰减法的碳烟图像测量,能够测量出导线的温度特性,以及导线着火早期碳烟的析出浓度和析出的烟气在实验系统这样一个受限的密闭空间内部的弥散和分布规律。

样品单元中设置样品池,该部分为实验系统的

核心部分，它提供实验样品，实现更换样品功能。根据实验目标我们设置了7个样品，分别研究绝缘层厚度、绝缘层材料和过载电流大小对导线着火及烟气析出特性的影响。为减少运动部件，提高空间实验的可靠性，设计的样品池如图2所示。

在空间微重力环境下，由于浮力和自然对流的极大减弱，样品横放和竖放理论上影响不大，因此将所有的实验工况的样品布置在一样品固定架上，所有样品都位于可测范围内，其中第一排竖直布置4根导线，间距为15 mm；第二排水平布置3根导线，间距为15 mm；横竖两排导线间距为16 mm。

导线供电通过继电器切换电阻，达到改变线路电流大小的目的，通过霍尔元件测量电流大小。该部件的第一代产品已于2006年在实践8号上进行过空间实验^[7]。本装置中使用的导线供电模块是在原有基础上加以改动研制而成，主要改动为原来是自带电源，现改成从卫星系统接收28 V直流电，通过改变导线的占空比，获得不同的电流大小。

测量单元包括温度、压力测量模块，图像观测模块和烟气浓度测量模块。通过热电偶测量导线过载下绝缘层的温度随时间的变化关系，进而获得着火突变温度。通过图像测量，获得导线过载着火早期绝缘层析出的烟气在空间的分布规律。烟气浓度的测量采用基于激光衰减法的烟气浓度全场测量法，该方法的光学原理如图3所示。

碳烟浓度测量原理为低功率激光器出来的光线通过可调中性密度过滤器和斩光器后，经扩束、准直，再进入测试段，从测试段出来的光线，通过滤波器和中性密度过滤器后，经会聚透镜形成虚像，所形成的虚像通过光孔后，由一台高分辨率的黑白摄像机重新成像，经图像采集装置输入计算机，供后处理。其中可调中性密度过滤器的调节目的是使未经衰减的参考光束充满整个接收器。斩光器的目的是消除激光源本身固有的衍射效应及镜片表面的微痕，获得均匀的背景光。这种方法在我们的地面实验中已经成功应用过，唯一的不足是需要外加激光光源，同时要求在有限的空间中实现光路的牢固布置。其特点是能够

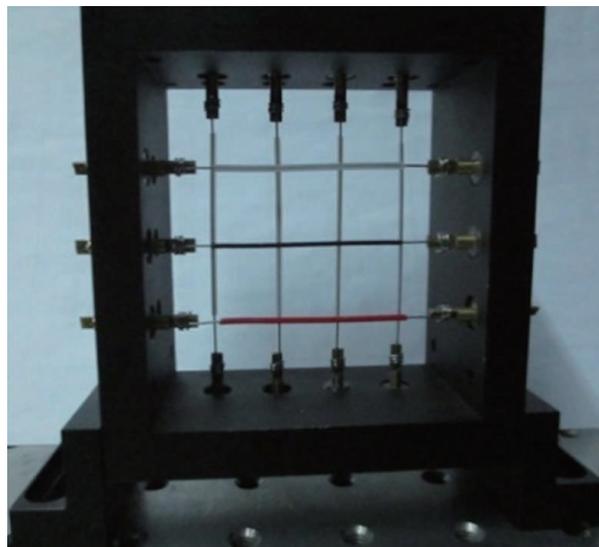


图2 SJ-10卫星导线特性箱样品池

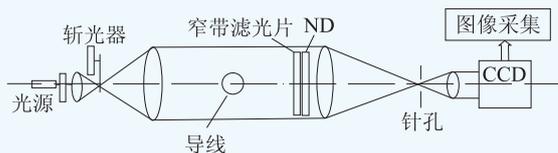


图3 烟气浓度测量光路

获得碳烟体积分数的全场分布。

在热控方面，通过良好的热设计，使得导线特性箱能够在卫星提供的0—35 ℃在轨环境温度范围内正常工作，并且导线特性箱的散热不会对外部环境造成影响。导线特性箱内部的散热设备主要为CCD、激光器、控制模块、电流模块和导线实验模块等。其热设计措施主要通过导热材料和设备表面涂层的应用，以及合理组织元器件散热通道和机箱散热途径，使元器件结温满足国军标规定的I级降额要求，并尽量留有余量。导线特性箱有效载荷设计功耗值为平均功耗，约23 W，峰值功耗81 W；热耗计算时考虑到实验平均燃烧放热功耗5 W，峰值热耗≤86 W。

在电子学方面，根据载荷的功能和技术指标要求，按照模块化设计的原则，控制单元的主要功能逻辑包括控制盒供电模块、可编程门控制器(FPGA)模块、控制盒通信模块、开关量采集模块、模拟量采集模块、开关量控制模块和加热模块，所有功能单元集成在一个机箱内，系统工作原理框图如图4所示。

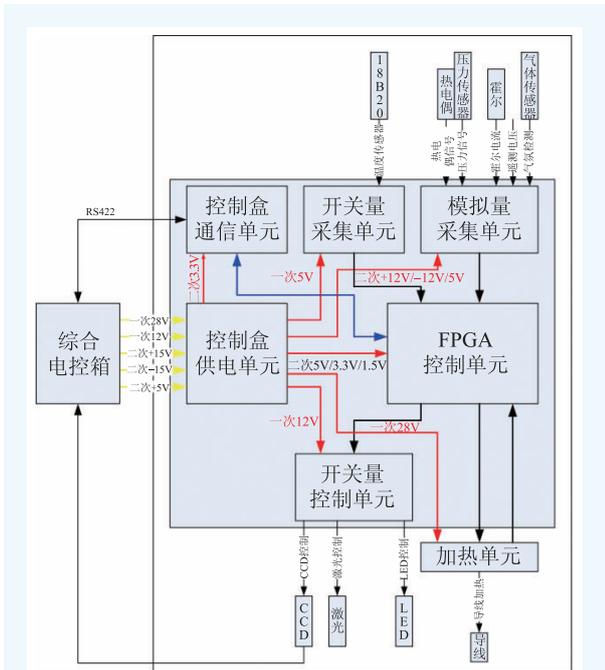


图4 控制系统设计方案

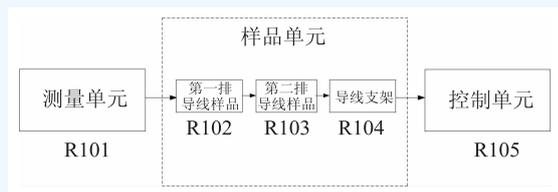


图5 可靠性框图

驱动控制盒主要功能包括模拟量采集，CCD、激光等电平的控制输出，用于驱动导线的PWM信号输出、RS422接口通信等功能，其功能涵盖了控制导线特性箱的全部电子学的硬件接口功能。驱动控制盒共有5路电源输入，分别为一次28V，一次12V，二次+15V，二次-15V以及二次+5V；一次28V为导线加热单元供电，一次12V为组部件驱动电路和逻辑电路等供电，二次+15V为CCD以及模拟量采集模块供电，二次-15V为模拟量采集模块供电，二次+5V为FPGA以及通信等模块供电。所有电源均经过综合电控箱。控制盒供电模块通过采用光耦和磁隔离等措施实现控制电路与驱动电路隔离，一次电源与二次电源隔离，以充分保证包括FPGA在内的逻辑控制模块的安全。FPGA控制模块选用目前航天应用非常广泛的成熟器件。其实现的功能

包括：实现1路RS422异步串行接口全双工链路层通信功能；可产生加热驱动电路的信号；可采集温度传感器的数字量输入信号；可实现数模采集电路全部模拟量通道采集控制，并在内部进行数据缓存和数字滤波；可实现对激光、LED以及CCD等的控制。控制盒通信模块采用RS422异步串行接口全双工链路层通信方式。开关量采集模块实现对温度数字量信号的采集。由于驱动控制盒需要采集的模拟量比较多，故模拟量采集模块采用两级多路开关方式。开关量控制模块可以实现对CCD、LED、激光的控制，控制信号经过光耦或磁隔离芯片实现对各个功能模块的控制，达到电气隔离的目的。加热单元可实现对7路导线加热。

4 设计分析

可靠性分析：根据可靠性、安全性工作项目和要求，从设备安全性、可靠性设计出发，根据设计、实验装置工作时的功能框图以及实验装置任务失效判据，可建立可靠性模型，可靠性框图如图5所示。应用“加权分配法可靠性分配公式”，可得各单元的可靠性指标分配如表1所示。

在此基础上进行了故障模式和失效分析(FMEA)，预计任务可靠性为0.975，满足可靠性分配指标要求。

环境适应性分析：导线特性箱有效载荷在设计完成后分别进行了静力学分析、模态分析、随机振动分析、热分析，其中，最大变形小于1mm，一阶模态282.18Hz，强度裕度大于3，箱体外局部最高温度29℃，均满足设计要求，验证了设计的合理性，这里仅给出静力学分析结果，如图6所示。

表1 子系统可靠性指标分配表

部件代码	部件名称	W_i	$R_i=(R_s)^{W_i}$
R ₁₀₁	测量单元	0.1681	0.9949
R ₁₀₂	样品单元	0.0700	0.9979
R ₁₀₃		0.0700	0.9979
R ₁₀₄		0.0448	0.9986
样品单元合计			0.9944
R ₁₀₅	控制单元	0.5378	0.9838
合计		1	$I=0.97$

5 地面实验验证及结果分析

根据我们提出的地面功能模拟和窄通道实验方法^[8-10],通过地面低压模拟实验和窄通道实验,确定了空间实验的实验工况,如表2所示。

表2 SJ-10卫星导线特性箱实验工况设置

电流	绝缘层材料	绝缘层厚度	工况
3.2 A	聚乙烯	0.2 mm 0.4 mm 0.5 mm	导线1—3
3.9 A	聚乙烯	0.4 mm	导线4
4.5 A	聚乙烯	0.4 mm	导线5
	聚四氟乙烯	0.15 mm	导线6
	聚氯乙烯	0.4 mm	导线7

采用确定的实验工况进行了地面全流程匹配实验,匹配实验中测量了节点阻抗,标定了实际加热电流,并分析了烟气析出结果。

通过比较,匹配实验结果与地面实验结果一致。在全流程匹配实验中,氧气浓度消耗如图7所示。从实验结果看,导线1实验前,环境氧气浓度为9636 μV (21% 空气组分, 1 atm, 25 $^{\circ}\text{C}$),由此估计出6次实验后的总耗氧量占实验前的0.53%。从燃烧角度看,可忽略氧气浓度变化对样品实验结果的影响。

图8为地面实验压力对绝缘层燃烧早期温度的影响。可以看到,当压力低于10 kPa,即弱浮力水平小于 10^{-2}g 时,导线绝缘层燃烧前期的碳烟析出过程明显存在两个阶段,即上述提到的绝缘层完好阶段和绝缘层破坏阶段。

由于低压下浮力水平低,其引起的对流效应远低于常重力下的对流效应,虽然此时氧气浓度较低,在一定程度上会削弱化学反应,但对流效应极大削弱,绝缘层对流散热急剧减小,使得绝缘层产热速率依然远大于对流散热,因此绝缘层温度在绝缘层完好阶段之后依然能快速升高,说明弱浮力所带来的低对流散热对绝缘层碳烟析出过程的影响,远大于氧气浓度降低时对化学反应的削弱作用所带来的影响,即低压下,压力大小为影响绝缘层碳烟析出过程的主要因素。当环境压力处于亚大气压(10—100 kPa),即弱浮力水平为 10^{-2} —1 g时,导线绝缘层燃烧早期的碳烟析出过

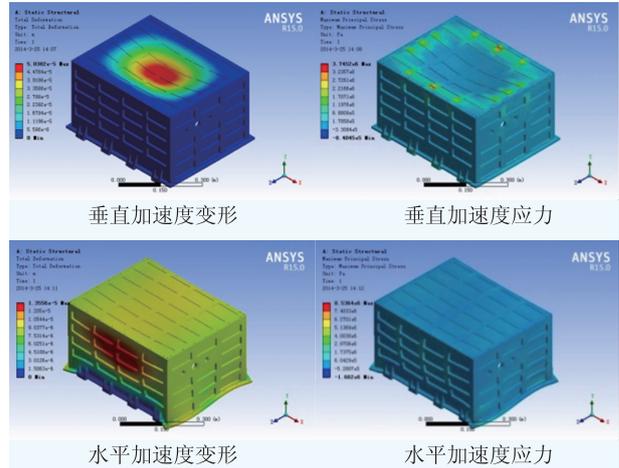


图6 变形云图(放大了3000倍的结果)

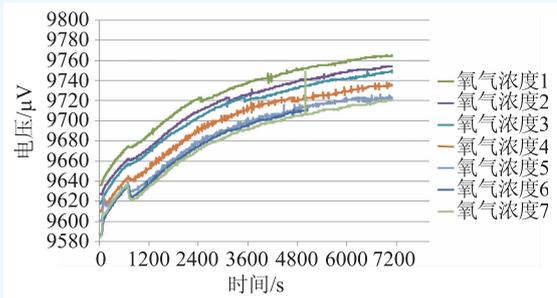


图7 全流程实验中样品实验过程的氧气浓度变化

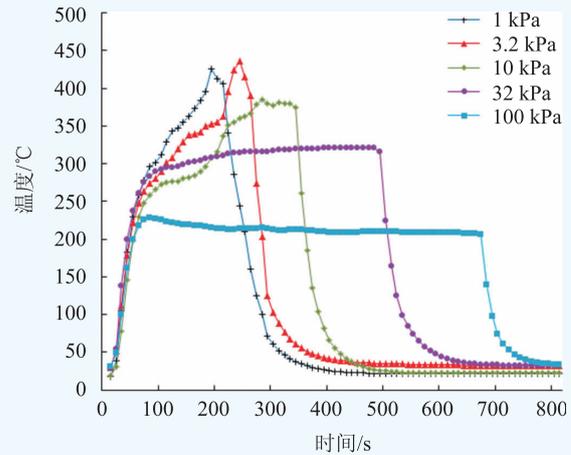


图8 地面实验压力对绝缘层燃烧早期温度的影响

程与低压下完全不同,当线芯温度进入稳定阶段后,绝缘层温度也随之进入稳定阶段,并不会像低压下一样,出现再一次的温度突变过程。此时,绝缘层总反应时间明显变长,且随着压力的升高,绝缘层温度快速降低,当压力达到100 kPa,即常重力水平时,整个反应过程中绝缘层温度均低于线芯温度,且呈逐渐下降的趋势。这是由于亚大

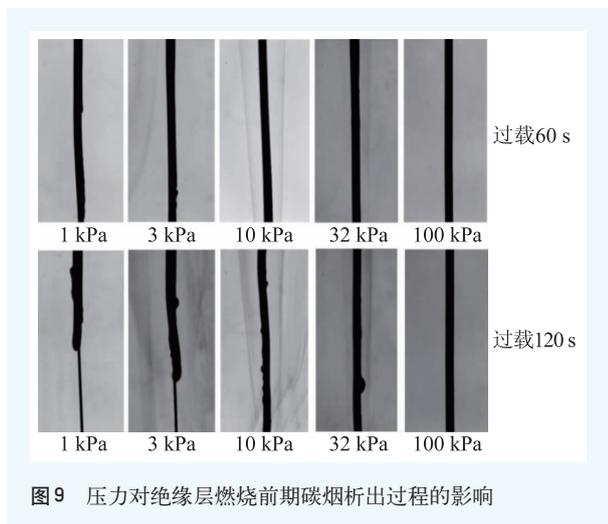


图9 压力对绝缘层燃烧前期碳烟析出过程的影响

气压下浮力水平较高,高浮力引起的强对流效应使得绝缘层的产热速率小于对流散热,导致绝缘层温度一直保持在较低水平,并未达到聚乙烯强烈氧化所需温度。

图9为不同压力下,导线绝缘层电流分别过载60 s和120 s时的碳烟析出过程。从图中可以看到,所有实验压力环境中,10 kPa环境下,碳烟析出过程最均匀且烟气流动迹线最明显,是研究绝缘层碳烟析出和弥散过程最理想的压力。随着实验压力的升高,绝缘层反应剧烈程度逐渐降低,当实验压力不高于3 kPa时,绝缘层破裂很快,并由下至上逐渐“燃尽”,且导线两侧在前期并未出现较为明显的对称烟气,直到绝缘层有部分“燃尽”以后才出现较明显对称烟气。此时的压力降低,总反应时长逐渐变短,温度也逐渐升高,但烟气析出量会明显减少,这可能是由于氧气浓度过低,绝缘层氧化反应较慢,更多的是热解反应,因此生成碳烟较少。当实验压力达到10 kPa

时,反应逐渐平稳,在绝缘层生成气泡之前即有稳定均匀的烟气析出,而当压力增加到100 kPa时,导线绝缘层在整个反应阶段均未出现明显对称烟气,但绝缘层会逐步碳化,紧贴在线芯周围。

从图9可以看到,加载时间为120 s时,除100 kPa环境外,其余压力下均析出对称烟气,且烟气迹线之间的水平张角随压力的减小明显变大,这说明浮力削弱非常明显,在一定程度上证明了降低环境压力对减小浮力水平的有效性,实验结果可以为研究微重力下导线在自身过载时绝缘层燃烧前期的碳烟析出特性提供一定的参考。

6 结论

SJ-10卫星导线特性箱完成了有效载荷的研制,进行了地面全流程匹配实验验证以及地面低压和窄通道实验,确定了空间实验的工况。研制的有效载荷通过了振动、冲击等力学实验和热循环、热真空等环境实验的检验,证明了载荷的可靠性。通过全流程实验证明,实验中氧气消耗量较少,不足以对下一次的实验产生影响。地面实验结果获得了导线着火全程的温度变化特性,获得了着火突变温度和碳烟浓度的测量图像。地面实验和环境实验结果表明,本装置各项技术指标满足设计要求,性能稳定可靠,可以满足SJ-10卫星空间飞行任务和科学目标的需求。

致谢 于强研究员、汪凯博士等同志参与了本载荷研制工作,特此致谢!

参考文献

- [1] 孔文俊,张孝谦. 燃烧科学与技术,1997,3(4):424
- [2] Friedman R. Risks and Issues in Fire Safety on the Space Station. NASA TM-106430, Cleveland Ohio, NASA, 1994, 1—6
- [3] Hu W R, Zhao J F, Long M *et al.* Microgravity Science and Technology, 2014, 26(3):159
- [4] Greenberg P S, Sacksteder K R, Kashiwagi T. Wire Insulation Flammability. 3rd Intl. Microgravity Combust. Workshop, NASA CP 10174, 1995, 25—30
- [5] Kikuchi M, Fujita O, Ito K *et al.* Proceedings of the Combustion Institute, 1998, 27: 2507
- [6] Kikuchi M, Fujita O, Ito K *et al.* Space Forum, 2000, 6: 245
- [7] Kong W J, Wang B R, Zhang W K *et al.* Microgravity Science and Technology, 2008, 20: 107
- [8] 孔文俊,劳世奇,张培元等. 燃烧科学与技术, 2006, 12(1): 1
- [9] Wang K, Wang B R, Ai Y H *et al.* Science China Tech. Sciences, 2012, 55: 2132
- [10] Wang K, Wang B R, Kong W J. Journal of Fire Sciences, 2014, 32: 257