

卫星留轨舱微重力防火实验研究

孔文俊 王宝瑞 劳世奇

(中国科学院工程热物理研究所)

摘要 介绍卫星搭载实验项目导线着火前期特性硬件研制以及实验结果。空间飞行实验中获得了导线着火前期的温度和辐射特性,继而研究了导线过载电流、导线捆绑方式对导线绝缘层着火前期特性的影响,同时将微重力下的实验结果与地面功能模拟的实验结果进行了对比。实验结果表明,微重力环境下自然对流基本消失,导线和电子电气元件的散热情况恶化,在过载情况下就可能过热,从而导致失火。空间飞行实验中导线先期着火征兆的获得,将为开发我国微重力下的着火监测和早期报警装置提供新的技术途径。

关键词 微重力 防火 导线着火先兆

1 前言

发展载人航天技术,开发和利用外层空间资源,是我国 21 世纪空间科学技术重点发展的战略目标之一。安全防火是载人航天飞行过程中必须妥善解决的首要问题之一,它可能影响飞行任务的成败,甚至威胁航天员的健康和生命安全。

载人航天飞行器舱内具备着火的三个要素——点火源、氧化剂、燃料,存在着失火的潜在危险。因此,如果处理不当,有可能失火。事实上,载人航天飞行的历史中也确实发生过失火,并造成严重损失^[1-5]。现在仍在使用的航天飞机的最初 50 次飞行中至少发生过 5 次失火事件^[2,4]。但是,资料报导的美国航天飞机发生的 5 次失火事件中,着火监测和早期报警装置均未起作用,而是航天员闻到异味和看到着火后才发现的。

这是因为已有的着火监测系统是基于地面环境的实验结果进行设计的,因此并不能很好地监测微重力环境下的失火事件。基于这样的情况美国国家航空航天局(NASA)和欧洲航天局(ESA)均认为要加强微重力环境中着火征兆的基础研究,为研制切实可行的航天飞行器舱内着火监测和早期报警装置提供坚实的科学依据和基础数据资料。因此,NASA 资助了研究导线绝缘层燃烧特性的空间飞行实验项目^[6,7],日本也在随后利用美国的实验设备在日本原

微重力研究中心的 800m 落井中进行了类似的工作^[8,9]。但不管是美国人进行的空间飞行实验,还是日本人进行的地面落井实验研究都是首先对导线进行通电预热,然后采用外加点火源来点燃导线,研究导线绝缘层表面的火焰传播,这一研究成果与载人航天飞行器中发生的失火事件截然不同,其研究结果并不能说明微重力环境下电子电气元部件由于本身的过载疲劳引起的失火,尤其是无法获得电子电气元部件发生失火前的先期着火征兆,因此要研制实用的载人航天飞行器火焰监测和报警技术,还必须对电子电气元部件由于本身过载疲劳引起失火的先期着火征兆进行细致深入的研究。研制切实可行的航天飞行器舱内着火监测和早期报警装置,这也是我国载人航天工程后续任务发展必须解决的一个重要项目。

由于导线本身电流过载导致温度升高而引起的着火是一个过程,一般需要十几分钟、几十分钟,甚至更长的时间,要在地面上实现这么长时间的微重力环境是不可能的,因此,本文的目的是利用我国返回式卫星提供的搭载实验机会,在微重力下研究导线自身适度过载下绝缘层着火前期的温度和辐射特性,从而获得长时间的微重力环境下导线在自身过载下绝缘层的先期着火征兆。

2 实验系统描述

实验系统按照返回式卫星搭载实验要求设计,

经过初样、正样阶段研制,能满足振动、离心、冲击、热循环、热真空和疲劳等环模实验要求,具有设计紧凑、运行独立等特点。该实验系统如图 1 所示,其外形为一外径 320mm,长 450mm 的不锈钢圆筒,其壁厚为 2mm。实验系统主要包括测试段、过载电流供应段、热电偶温度测量系统、辐射计以及控制系统等部分。这些系统被分别安装在三层中。

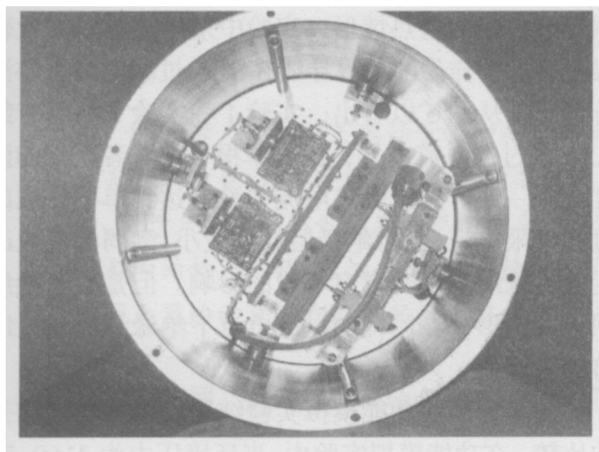


图 1 实验系统图

其中被测导线、测温系统以及热辐射系统安装在第一层中。被测导线为黑色航天导线,绝缘层材料为聚四氟乙烯绝缘,线芯为镀银铜线芯,为一组 19 根直径为 0.12mm 的导线线芯束,线芯束外覆绝缘层厚度为 0.1mm,其额定载流量为 2A。为研究导线过载电流对绝缘层先期着火特性的影响,试验中布置了两组试样,每组试样固定在试样架上,导线单根部分的长度为 100mm,导线被缠绕在绝缘阻燃棒上,形成缠绕导线束,成排线布置。实验中单根导线和排线的温度分别由 K 型热电偶测量,热电偶为铠装细丝热电偶,其外壳直径为 0.5mm。对排线中导线绝缘层的温度测量,热电偶探头被埋入相邻的两根缠绕丝之间。辐射计用于测量导线在自身电流过载下缠绕导线束排线部分导线绝缘层的辐射能。图 2 为该辐射计原理性示意图,它是薄膜热电堆型红外辐射计。之所以采用导线缠绕束成排线布置是为了增大导线绝缘层面积,满足辐射计测量的最小被测面积要求,同时这种布置也可以研究单根导线和导线束在过载下绝缘层的先期着火特性,以研究排线对绝缘层先期着火特性的影响。

控制系统布置在试验架的第二层,它包括中央控制模块、通讯模块、继电器、A-D 数据采集模块和

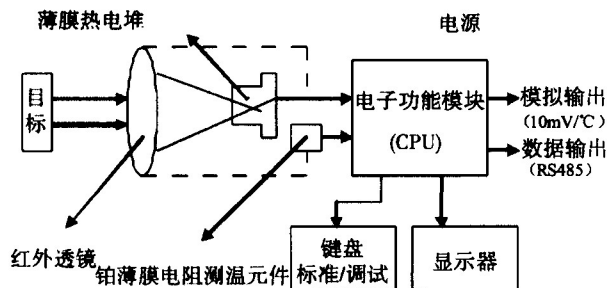


图 2 辐射计原理示意图

DC 供电模块。供电模块用于将卫星提供的电能转换到实验系统所需要的电压值。实验中,导线过载电流由自带电源提供,其他元件供电由卫星本体通过该供电模块提供。所有的温度传感器、辐射计、电流传感器和压力传感器与 AD 数据采集卡相联,以便实时采集数据;所有采集的数据由中央控制模块打包后,通过卫星数据传输系统与地面控制中心通讯,并在卫星过境时将数据下传供进一步分析。

为试验提供过载电流的电源布置在第三层中,它是航天专用电池,由 4 组电池单体组成。

3 结果及分析

空间实验中载荷舱压力如图 3 所示。

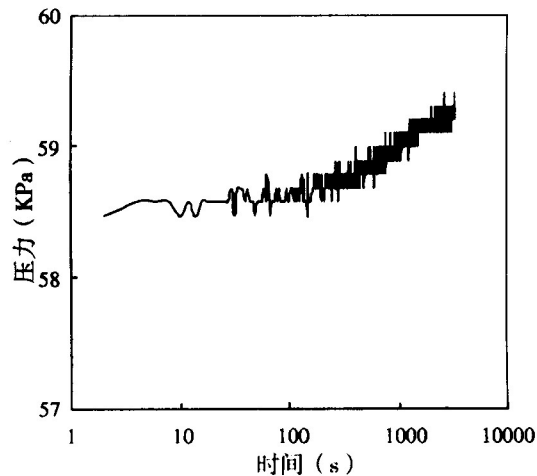


图 3 载荷舱内压力曲线

实验中载荷舱压力不是地面常压,而是 0.58~0.59atm。且随着实验的进行,舱内压力略有上升。这说明在电流过载的情况下,绝缘层的过热引起环境温度略有升高。在地面模拟实验中,由于环境温度上升的幅度较小,因此沿导线径向方向没有布置温度测点。在下一步的卫星实验中,沿径向方向也有必要布置温度测点。

搭载实验中,采用的导线是黑色专用航空导线,

线芯为多股绞合结构,规格为 19mm × 0.12mm,材料为镀银铜丝,其标称截面为 0.2mm²,绝缘层标称厚度为 0.2mm,绝缘层材料为聚四氟乙烯。

搭载载荷中,布置了两组导线和两组电源,分别可以工作 1h,两组实验导线过载电流如图 4 所示。

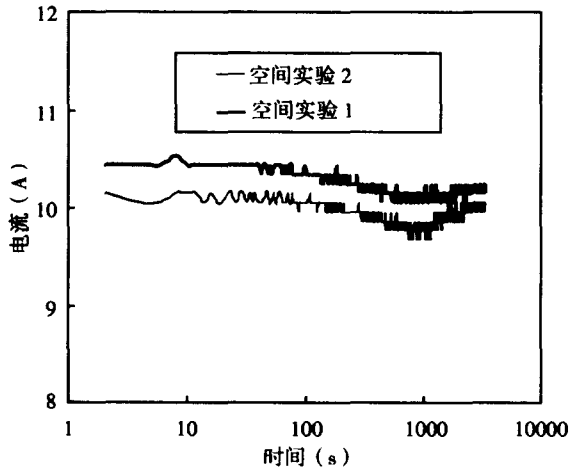


图 4 导线过载电流随时间变化关系

实验中两组实验同时进行。为检测电流微小变化对导线发热的影响,安排了两组一样的导线通以微小差别的电流,该电流差异在 0.2A~0.4A 之间。从图 4 可以看出,在整个实验过程中,导线中的过载电流变化较小,处于相对稳定状态。两组实验中过载电流的差异直接在实验结果中有所反映,空间实验结果如图 5 所示。

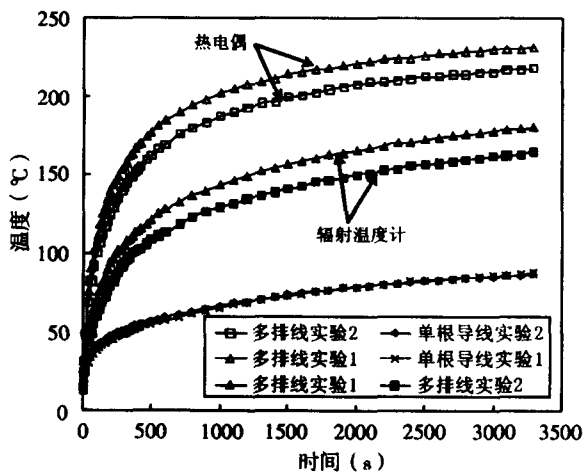


图 5 空间实验实验结果

由于实验 1 中过载电流稍高于实验 2,因此不管是热电偶还是辐射计获得的温度,实验 1 都稍高于实验 2。

由于辐射计测量需要一定的面积,对于单根导

线情形很难测准,因此实验中采用多股导线并排布置的方式,这也是 ASME 要求的电缆布置方式。实验中采用热电偶插入到并列的导线中,并用压片压住,这样做的目的是在大的冲击和振动下,导线和热电偶仍能紧密地接触在一起。这样热电偶测出的温度会比辐射计测出的温度稍高,实验结果也证实了这点。实验中对于同一导线,热电偶测得的温度比辐射计测得的温度高约 50℃。为了比较单根导线与导线捆绑群之间的过热情形,实验中采用热电偶测量获得了每一种样品的单根导线在 10A 过载电流下的温升情况。从图 5 以看出,实验 1 和实验 2 尽管有约 0.3A 的过载电流差异,但对单根导线二者获得的温度几乎一致。这说明该电流并没有达到单根导线的过载极限电流,此时绝缘层温升较小,微弱的电流改变对绝缘层的温升没有本质的影响。但是对于导线捆绑的情形,在同样的过载电流下绝缘层散热状况将变得恶化。

图 6 为地面功能模拟实验结果与空间实验结果的比较。在功能模拟实验中,当环境压力为 316Pa 时可以较好地模拟空间微重力环境的情形。实验结果表明,地面模拟实验结果与空间实验结果符合较好,一步的定量分析仍在进行中。

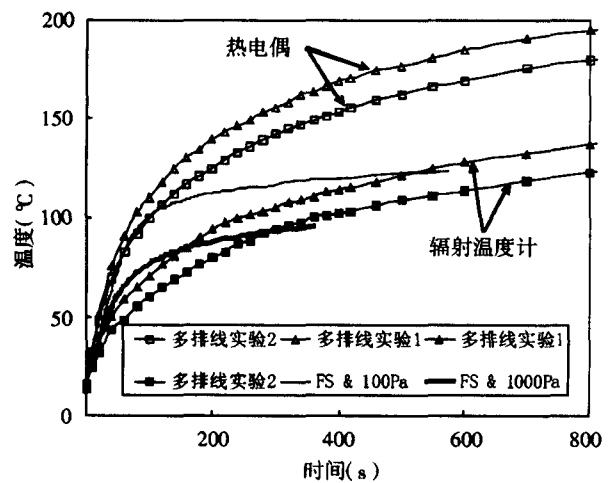


图 6 空间实验结果与地面功能模拟实验结果的对比

4 结论

本文涉及研制的卫星实验装置,在我国首次完成了长时间微重力环境下的防火试验。现有的试验结果表明,微重力下的试验导线绝缘层温度一直随时间的变化而增大,而相对应正常重力下的试验则在

(下转第 59 页)

由于前一艘载人飞船安全性评估采用的是“安全性评估方法 I”，也就是按公式(1)的方法进行计算，计算时只是按划分的任务阶段计算了每一段的安全性指标，没有一个全任务的量化评估值。因此，为了便于比较近一艘飞船在开展了一系列可靠性安全性工作后可靠性数据积累和部分设计改进后整船达到的安全性水平，特采用“安全性评估方法 II”重新对前一艘船的相关数据进行计算，得到前一艘船整船全任务阶段的安全性评估值。

在计算时，为了突出两艘飞船设计和生产等状态的直接比较而将计算用到的运载火箭的数据进行统一化处理，即将后一艘飞船计算用到的发射段运载火箭的相关可靠性数据直接用于前一艘飞船的安全性评估中，按照公式(2)的计算步骤也就可以得到前一艘船航天员安全性保证概率的值。

对两艘船用同一种方法计算的结果进行比较可以看出，两艘船的安全性保证概率都在 0.9 以上，而近一艘飞船的安全性定量评估结果比前一艘船的评估结果高出 0.016，从而也从一定程度上表明在前一艘船发射之后，对后一艘飞船所做的一系列可靠性安全性工作是有成效的。

4 结论

我国发射载人飞船“多人多天”飞行的圆满成功，说明其可靠性安全性设计是合理的、成功的，满足工程总体的要求，同时也说明可靠性安全性的验

(上接第 10 页)

不长的时间内可以达到稳态平衡状态。该稳态平衡温度随着压力的降低而增大。随着导线过载电流的增大，导线绝缘层的温度增大，微小的过载电流变化对单根导线的影响不明显，但排线的影响是明显的。在微重力排线内部的温度变化比排线表面发射的辐射温度要大。◇

参 考 文 献

- [1] Friedman R. Testing and selection of fire-resistant materials for spacecraft use. NASA TM-209773, 2000
- [2] Friedman R. Risks and issues in fire safety on the space station. NASA TM-106430, 1994
- [3] Friedman R. Fire safety in extraterrestrial environments. NASA TM-207417, 1998
- [4] Friedman R, Gokoglu S A, Urban D L. Microgravity combustion re-

证充分、验证方法和验证结果的正确性。因为其它航天型号都不涉及人的问题，所以我国载人飞船的安全性定量评估工作是开创性的，也较其它航天型号更全面深入，效果更好。

但是，同时也要认识到并且在后续的工作中做好两个方面的工作：

(1) 虽然目前使用的安全性评估方法 II 从很大程度上合理地评价了飞船的安全性水平，但它还存在一定的局限性，需要在后续的研制工作中对其开展进一步的研究，对其数据采集方法等进行优化，同时还要深入开展对 PRA 方法的研究；

(2) 用“安全性评估方法 II”在评估过程中所用到的可靠性评估数据的准确性直接影响到安全性评估的结果，要想使安全性评估准确可信，就要提高可靠性评估的准确性，而进行可靠性评估所用到的产品可靠性预计和试验信息以及我们评估所用的软件都将直接影响评估的精度。因此在载人飞船后续工作中，要使安全性评估更能准确地反映系统的安全性水平，必须从搜集基础数据信息开始，严格把关，努力使安全性工作能真正起到应有的作用。◇

参 考 文 献

- [1] 别烈高澳依, 亚罗波洛夫. 俄罗斯.《航天安全指南》.
- [2] Office of safety and Mission Assurance. NASA Headquarters.《PRA procedures guide for NASA managers and practitioners》
- search: 1999 program and results. NASA TM-209198, 1999
- [5] Limero T, Wilson S, Perlot S, James J. The role of environmental health system air quality monitors in space station contingency operations. SAE Transactions, 1992, 101: 1521-1526
- [6] Greenberg P S, Sacksteder K R, Kashiwagi T. Wire insulation flammability experiment: USML-1 1 year post mission summary. In: Proceedings of the Joint Launch Plus One Year Science Review of USML- and USMP-1 with the Microgravity Measurement Group, NASA CP 3272 2: 1994. 631-655.
- [7] Greenberg PS, Sacksteder K R, Kashiwagi T. Wire insulation flammability. 3rd International Microgravity Combustion Workshop, NASA CP 10174: 1995. 25-30.
- [8] Kikuchi M, Fujita O, Ito K, Sato A, Sakuraya T. Experimental study on flame spread over wire insulation in microgravity. Proc. Combust. Inst., 1998, 27: 2507-2514.
- [9] Kikuchi M, Fujita O, Ito K, Sato A, Sakuraya, T. Flame spread over polymeric wire insulation in microgravity. Space Forum, 2000, 6: 245-251