

# 基于 Arrhenius 模型的星载电子产品 加速寿命试验技术

王文平<sup>1</sup>, 王向晖<sup>1</sup>, 张庆君<sup>1</sup>, 董杰<sup>1</sup>, 尚山<sup>2</sup>, 田巍<sup>2</sup>

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 航天长征火箭技术有限公司, 北京 100076)

**摘要:** 为满足“高分三号”卫星 8 年长寿命在轨数据处理需求, 须开展针对数据处理单元 (DPU) 的可靠性设计验证。针对星载 DPU, 采用基于阿伦尼斯 (Arrhenius) 模型的加速因子估计方法进行高温加速寿命试验方案设计与分析, 并给出故障判定及处理准则。8 年加速寿命试验结果验证了 DPU 产品各项功能和性能满足技术指标。加速寿命试验技术能够在较短的时间内用较低的成本快速估计星载电子产品的可靠性, 在航天产品设计中具有广阔的应用前景。

**关键词:** “高分三号”卫星; 数据处理单元; 加速寿命试验; Arrhenius 模型; 可靠性评估

中图分类号: V416.5

文献标志码: B

文章编号: 1673-1379(2018)03-0247-05

DOI: [10.12126/see.2018.03.008](https://doi.org/10.12126/see.2018.03.008)

## Accelerated life test technology for satellite electronic products based on Arrhenius model

WANG Wenping<sup>1</sup>, WANG Xianghui<sup>1</sup>, ZHANG Qingjun<sup>1</sup>, DONG Jie<sup>1</sup>, SHANG Shan<sup>2</sup>, TIAN Wei<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. Aerospace Long March Launch Vehicle Technology Company, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To meet the requirement of the eight-year long life in-orbit data processing for the GF-3 satellite, an accelerated life test should be carried out to validate the reliability design of the onboard data processing unit (DPU). In this paper, a method based on the Arrhenius model is adopted to estimate the accelerating factor of the onboard DPU. The scheme design of the accelerated life test is described. The failure criteria are proposed with suggested measures, as well as the endurance criteria at the end of the lifetime. It is shown that all functions and performances of the DPU of the GF-3 satellite during and after the test meet the technical specifications. In a conclusion, the accelerated life test technology is an effective way to estimate the reliability of the onboard satellite products in a short time with a low cost, thus it can be widely applied in the design of aerospace electronic products in the future.

**Key words:** GF-3 satellite; data process unit; accelerated life test; Arrhenius model; reliability assessment

收稿日期: 2018-01-29; 修回日期: 2018-05-22

基金项目: 国家重大科技专项工程

引用格式: 王文平, 王向晖, 张庆君, 等. 基于 Arrhenius 模型的星载电子产品加速寿命试验技术[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(3): 247-251

WANG W P, WANG X H, ZHANG Q J, et al. Accelerated life test technology for satellite electronic products based on Arrhenius model[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2018, 35(3): 247-251

## 0 引言

当前我国航天器的研制正在经历由单星科研试验到多星组网装备应用模式的重大转型过程,航天型号单机产品在技术功能、性能,以及研制规模、数量等方面都有较大幅度提升,产品研制周期越来越短,对单机产品高可靠和长寿命的需求也愈加迫切,需要开展相应的高效试验技术研究工作。在可靠性试验方面,必须研究能够缩短试验时间、快速评价产品可靠性水平的新方法,才能满足型号研制对产品寿命和可靠性不断提升的需求<sup>[1]</sup>。

加速寿命试验(accelerated life testing, ALT)通过采取逐步递进的方法,使被试产品在预定的时间内经受越来越高量级的温度、振动和电压(流)等方面的应力,以便通过试验找出产品的固有设计缺陷或者薄弱环节,并有针对性地进行完善改进。作为可靠性试验领域最重要的研究内容之一,加速寿命试验技术能够快速评估有高可靠、长寿命需求的产品可靠性水平,并最终确定产品极限耐受力,已经在航天、航空和武器电子等领域得到较为广泛的应用<sup>[2-5]</sup>。

加速寿命试验技术力求在保持产品失效机理不变的前提下,在相对较短的时间内获得电子产品的失效模式、产品寿命与试验应力关系的信息,从而可节约大量地面试验时间,提高产品研制效率<sup>[6-7]</sup>。对于星载电子产品,采用温度应力进行加速试验是一种效率较高、操作便捷且在航天型号研制中较常使用的长寿命加速试验方法。

高分辨率对地观测卫星“高分三号”作为我国首颗C频段多极化高分辨率合成孔径雷达(SAR)卫星,是首颗设计寿命长达8年的低轨遥感卫星<sup>[8-9]</sup>。在卫星数据处理单元(data processing unit, DPU)产品研制中,如果直接对卫星DPU开展长寿命试验,存在试验周期过长问题。本文在总结大量试验数据的基础上,利用航天电子产品寿命与空间温度之间的关系,以空间环境温度作为恒定的加速变量建立基于阿伦尼斯(Arrhenius)模型的电子产品寿命加速试验模型,旨在反映航天电子产品在环境温度影响下的老化特性<sup>[10]</sup>,并探索采用该加速寿命试验技

术来验证DPU产品在轨寿命的方法,为DPU寿命的快速评估提供切实可行的解决方案。

## 1 加速寿命试验

### 1.1 试验方法

“高分三号”卫星的DPU使用了集成电路、电阻、电容、二极管、MOS管、熔断器、连接器等电子元器件。已在验收试验中剔除了电子元件的早期失效和物理加工缺陷,因此累积应力造成的电路短路、断路和元器件失效是引起设备失效的主要原因。

根据研究分析结果,影响DPU寿命的主要因素是所用元器件的结温,而8年寿命末期电路的老化、参数漂移以及整星热控条件的变化,可能会对元器件结温造成一定影响。同时,结温的变化不是孤立的,与元器件所处的电路环境、工作频率等实际状态有关,比如设备采用的DSP和FPGA在全寿命周期内均处于运行状态,而控制加/断电的接口电路在正常情况下一般不工作。由于温度应力对电路有累积效应,可能造成元器件提前失效,而一旦元器件出现故障就会影响DPU的寿命。

目前,国内外开展高温加速寿命试验有3种方法:1)多应力法评估试验法;2)可靠性预计验证试验法;3)激活能预估验证试验法。本文采用激活能预估验证试验法,开展了基于Arrhenius模型的加速寿命试验,通过控制环境条件,使用温度作为加速变量完成DPU的寿命验证。

### 1.2 试验配置

加速寿命试验在满足温度范围要求的高温试验箱中进行。DPU加速寿命试验的参试设备包括:

1) DPU: 1台,包含DSP软件和FPGA软件;

2) 地检设备:地面检测仪(含计算机、检测软件和配套电缆);

3) 直流稳压电源:2台(或1台双路输出),输出0~32V、0~3A。

DPU及试验测试设备连接关系见图1。

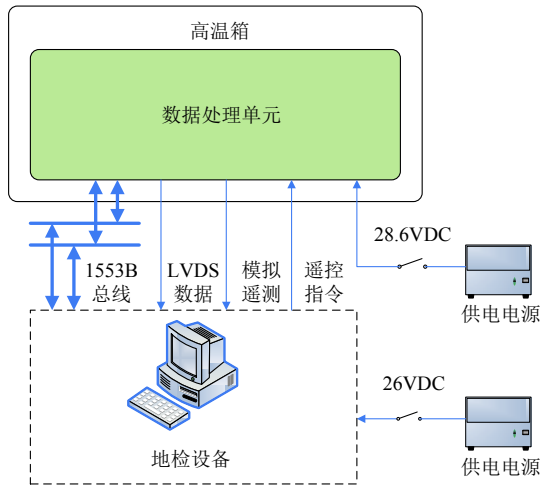


图 1 DPU 及试验测试设备连接关系图  
Fig. 1 DPU and test equipment connection relationship

### 1.3 试验条件

#### 1.3.1 试验温度

DPU 的工作温度为  $-15\sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，结合卫星在轨的实际工作温度，将该单机的使用温度  $T_U$  定为  $50\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $323\text{ K}$ )；为避免改变设备失效模式，取加速温度  $T_A$  为  $80\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $353\text{ K}$ )。

#### 1.3.2 试验时间

根据 Arrhenius 模型，DPU 寿命试验的加速因子 AF(即设备在工作温度下寿命与在加速温度下寿命的比值)的计算公式为

$$AF = \exp\left[\frac{E_A}{k}\left(\frac{1}{T_U} - \frac{1}{T_A}\right)\right],$$

式中： $E_A$  为激活能； $k$  为玻耳兹曼常量 ( $8.623\times 10^{-5}\text{ eV/K}$ )。

激活能的预估主要依据航天型号工程经验提出。根据 ESA 标准 ECSS-Q-30-1(2002) 给出的典型激活能值，半导体器件中砷化镓的激活能为  $1.4\text{ eV}$ ，硅的激活能为  $1.1\text{ eV}$ 。考虑到卫星 DPU 内部元器件集成度较高，生产工艺较复杂，本试验选取的激活能值为  $1.0\text{ eV}$ 。因此，计算得到

$$AF = \exp\left[\frac{1.0}{8.623\times 10^{-5}}\left(\frac{1}{323} - \frac{1}{353}\right)\right] = 21.143。$$

由此可知，星载 DPU 完成 8 年寿命试验需要进行的加速试验时间为  $t=8\times 365\times 24\div 21.143\approx 3315\text{ h}$ 。即，若 DPU 在  $3315\text{ h}$  的试验过程中未出现功能和性能等方面的问题，就认为其能够满足型号 8 年工作寿命的要求。

#### 1.3.3 试验剖面

DPU 加速寿命试验剖面见图 2。

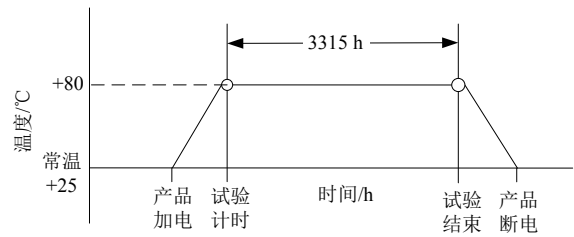


图 2 DPU 加速寿命试验剖面图

Fig. 2 The map of DPU accelerated life test

- 1) 试验压力：常压；
- 2) 试验温度： $80\sim 82\text{ }^{\circ}\text{C}$ ；
- 3) 开始和结束阶段的平均变温速率： $3\sim 5\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ ；
- 4) 连续试验时间： $3315\text{ h}$ 。

### 1.4 试验判据及过程处理

#### 1.4.1 试验故障判据

若试验过程中出现以下 1 种或多种现象，则判定为故障：

- 1) 稳态工作功耗偏离正常值 10% 以上；
- 2) 模拟遥测数据异常；
- 3) 1553B 总线遥测异常；
- 4) 出现误指令。

#### 1.4.2 处理原则

1) 试验中出现故障应及时报告，并做好故障现象的详细记录；

2) 检测设备故障应首先中断试验，待检测设备故障排除后再继续进行试验，故障前后试验时间累加；

3) 试验件产品出现故障应中断试验，在查明故障原因并采取改进措施后再继续进行试验，故障前后试验时间累加；

4) 试验过程允许中断，但当 2 次中断间隔期间设备工作时间少于  $4\text{ h}$  时，中断间隔期间的试验时间无效。

#### 1.4.3 寿命有效的判定准则

1) 寿命试验末期，产品的对外指令和数据接口性能满足技术要求。包括数传通道 LVDS 接口、一次电源接口、遥控接口、测控通道 1553B 总线接口。

2) 寿命试验末期，产品的各项功能正常。包括：卫星星务数据的记录、回放和擦除；卫星重要数据

的记录、回放和擦除;卫星星务数据的实时处理。

3)模拟遥测接口异常仅作为一种故障模式,不作为寿命判据,但该故障仅限于模拟遥测接口电路的硬件故障,并且不能影响设备主要功能和性能指标。

4)寿命试验期间暴露的软件设计缺陷不作为寿命判据。

5)寿命试验末期,FLASH 芯片的坏块数量超过 3276 块(芯片总块数为 32768 块,坏块数达到

3276 块时,有效容量为 3.6 GByte),则判定该产品不能满足 8 年寿命。

## 2 试验结果

对 DPU 在加速寿命试验前、后分别进行详细全面的功能和性能测试,在加速寿命试验期间每天进行 1 次主要的功能和性能测试,测试情况记录参见表 1。

表 1 DPU 加速寿命试验功能和性能测试情况

Table 1 Test results for functions and performances of DPU in ALT

测试项目		要求	实测数值	偏差/%	结论
星务数据记录	功耗/W	7±1	6.00~6.13	1.54	合格
	数据	格式及内容与发送数据一致	一致	—	合格
星务数据数传通道回放	功耗/W	7±1	6.30~6.50	2.47	合格
	帧格式	帧长: 2048 Byte	2048 Byte	—	合格
星务数据擦除	功耗/W	7±1	6.50~6.67	1.62	合格
	时间/s	≤120	84~86	—	合格
A、B 总线功能		A、B 总线冗余功能正常	正常	—	合格
模拟遥测: +5 VA 指示/V		3.41(1±5%)	3.44~3.48	—	合格
模拟遥测: 复位遥测	幅值/V	0	0	—	合格
	高电平宽度/s	3.3(1±5%)	3.24~3.27	—	合格
1553B 总线遥测		正确反映当前工作状态	正常	—	合格
FLASH 坏块数量检测		执行坏块检测,并记录检测结果	24	—	合格

试验过程中,产品稳态工作功耗偏离正常值 < 10%,模拟遥测数据正常,1553B 总线遥测正常,并且没有出现误指令。鉴定件在鉴定试验期间和加速寿命试验后,数传通道 LVDS 接口、一次电源接口、遥控接口、测控通道 1553B 总线接口工作正常,遥测数据的记录、回放和擦除,以及星务数据实时处理功能正常。试验期间,产品没有发生故障,FLASH 存储芯片的坏块没有增加。

结果表明,DPU 鉴定件在加速寿命试验过程中及试验后,各项功能和性能指标满足技术要求。说明卫星 DPU 产品通过了寿命试验的验证考核,满足型号对于高可靠和长寿命的工作要求。

## 3 在轨运行情况

“高分三号”卫星于 2016 年 8 月 10 日从太原卫星发射中心成功发射,属于典型的新一代 SAR 卫星,设计在轨寿命长达 8 年,能够全天候、全天时实现全球海洋和陆地信息的监视监测。目前,经过地面加速寿命试验验证的 DPU 在轨工作稳定。该卫星的成功发射和在轨稳定运行行为我国未来

高性能 SAR 卫星的研制奠定了坚实的基础<sup>[11]</sup>。

## 4 结束语

本文依据加速寿命试验原理,采用激活能预估验证试验法,基于 Arrhenius 模型,使用温度作为加速变量,开展了“高分三号”卫星 DPU 的地面加速寿命试验;并对加速寿命试验模型的试验方法、环境、条件和试验判据、试验结果进行了详细说明。地面试验结果表明 DPU 通过了加速寿命试验的考核,应能满足卫星 8 年长寿命设计的指标要求。当前,卫星 DPU 在轨稳定运行接近 2 年。

加速寿命试验技术能够在较短的时间内用较低的成本快速预估产品的可靠性,可应用于高可靠、长寿命航天电子、电气和机电组件的研制,在未来航天产品研制中具有广阔的应用前景<sup>[12-13]</sup>。

### 参考文献 (References)

- [1] 樊强. 高加速寿命试验和高加速应力筛选试验技术综述[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2011, 29(4): 58-62  
FAN Q. Overview of HALT & HASS[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 2011,

- 29(4): 58-62
- [2] 杨鹏, 毛睿杰, 杨立, 等. 星载 T/R 组件加速寿命试验方法[J]. 空间控制技术与应用, 2016, 42(3): 38-43  
YANG P, MAO R J, YANG L, et al. Spaceborne T/R module accelerated life testing method[J]. Aerospace Control and Application, 2016, 42(3): 38-43
- [3] 刘志全, 李新立, 遇今. 长寿命航天器机构的加速寿命试验方法[J]. 中国空间科学技术, 2008, 28(4): 65-71  
LIU Z Q, LI X L, YU J. Methods of accelerated life tests for long-life spacecraft mechanisms[J]. Chinese Space Science and Technology, 2008, 28(4): 65-71
- [4] 石士进, 董澍, 米海波. 高加速寿命试验技术在宇航单机产品中的应用[J]. 质量与可靠性, 2013(1): 9-12
- [5] 张新洲. 高速冲压机床可靠性试验与增长技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2014: 1-119
- [6] 陈循, 陶俊勇, 张春华. 可靠性强化试验与加速寿命试验综述[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(4): 29-32  
CHEN X, TAO J Y, ZHANG C H. Reliability enhancement testing and accelerated life testing: an introductory review[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2002, 24(4): 29-32
- [7] 吴曼林, 唐其环, 万军. 加速寿命试验与高加速寿命试验的比较分析[J]. 装备环境工程, 2007, 4(2): 43-45  
WU M L, TANG Q H, WAN J. Contrast and analysis of accelerated life test and highly accelerated life test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2007, 4(2): 43-45
- [8] 张庆君, 刘杰. 高分三号卫星总体设计验证[J]. 航天器工程, 2017, 26(5): 1-7  
ZHANG Q J, LIU J. System design and verification of GF-3 satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2017, 26(5): 1-7
- [9] 张庆君. 高分三号卫星总体设计与关键技术[J]. 测绘学报, 2017, 46(3): 269-277  
ZHANG Q J. System design and key technologies of the GF-3 satellite[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2017, 46(3): 269-277
- [10] 申争光, 苑景春, 董静宇, 等. 弹上设备加速寿命试验中加速因子估计方法[J]. 系统工程与电子技术, 2015(8): 1948-1952  
SHEN Z G, YUAN J C, DONG J Y, et al. Research on acceleration factor estimation method of accelerated life test of missile-borne equipment[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015(8): 1948-1952
- [11] 张庆君, 韩晓磊, 刘杰. 星载合成孔径雷达遥感技术进展及发展趋势[J]. 航天器工程, 2017, 26(6): 1-8  
ZHANG Q J, HAN X L, LIU J. Technology process and development trend of spaceborne synthetic aperture radar remote sensing[J]. Spacecraft Engineering, 2017, 26(6): 1-8
- [12] 董澍, 石士进, 李树楨, 等. 高加速寿命试验在航天产品中的应用展望[C]// 第三届中国航天质量论坛论文集. 北京, 2010: 258-262
- [13] 王浩, 黄小凯, 杨晓宁, 等. 航天器电子产品加速试验技术现状及探讨[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(5): 509-514  
WANG H, HUANG X K, YANG X N, et al. Current status of accelerated test techniques for spacecraft electrical products[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(5): 509-514

(编辑: 张艳艳)