

快速响应卫星发射场贮存方法

邓家权¹, 张 芮², 陈 博², 张晓杰², 边小龙², 赵 征¹

(1. 中国人民解放军 63798 部队, 四川 西昌 615606; 2. 上海微小卫星工程中心, 上海 200120)

摘 要: 为适应快速应急发射的需求, 首先对卫星电子元器件、卫星结构、展开装置、蓄电池组和推进系统等关键部件的贮存要求及性能进行分析。然后考虑卫星在发射场贮存时间, 以 6 个月为分界线, 分别对卫星在发射场的长期和短期贮存方法进行了研究。短期贮存方案卫星以整星状态贮存, 所有部件安装到位; 贮存期间, 每 3 个月进行一次整星全面加电状态检查。同时为了保证测试和产品安全性, 地面测试系统屏蔽所有火工品起爆指令、推进阀门开指令, 星表插头连接保护插头。长期贮存方案以平台加部件状态贮存, 对各个部件贮存条件和检查条件均有单独的要求。最后对贮存卫星的快速响应性进行了分析。目前, 卫星在发射场已有近 10 次短期贮存的成功案例, 在地面有长达 7 a 的长期贮存案例。

关键词: 快速响应卫星; 贮存要求; 发射场; 长期贮存; 短期贮存; 滚动备份

中图分类号: V 19

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.02.020

Storage Method for Rapid Response Satellites in Launching Site

DENG Jiaquan¹, ZHANG Rui², CHEN Bo², ZHANG Xiaojie², BIAN Xiaolong², ZHAO Zheng¹

(1. Unit 63798 of People's Liberation Army of China, Xichang 615606, Sichuan, China;

2. Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 200120, China)

Abstract: In order to meet the needs of emergency launch, the storage requirements and performance of key satellite components, e.g., satellite electronic components, satellite structure, deployment devices, storage battery, and propulsion system, are analyzed in this paper. Taking 6 months' storage time of the satellite in the launching site as the boundary, the long-term and short-term storage methods for satellites in the launching site are studied respectively. In the short-term storage scheme, the satellite is stored in the whole satellite state, and all components are installed in place. During the storage, the whole satellite is fully powered every 3 months. At the same time, in order to ensure the safety of test and product, the ground test system shields all initiating instructions of explosive devices and opening instructions of push valves, and connects the protection plug of the star meter plug. In the long-term storage scheme, the satellite is stored in the state of platform plus parts, and there are separate requirements for the storage conditions and inspection conditions of each part. Finally, the rapid responses of the storage satellite are analyzed. Up to now, there have been nearly ten successful short-term storage cases for satellites in the launching site and long-term storage cases up to seven years for satellites on the ground.

Key words: rapid response satellite; storage requirement; launching site; short-term storage; long-term storage; rolling backup

0 引言

在通信、遥感、侦察、科学等领域, 卫星系统应用越来越广泛, 卫星系统快速空间响应的需求也越来越紧迫。美国最先提出快速空间响应(Operation-

ally Responsiveness Space, ORS)的概念, 是指在发生战争或自然灾害等突发事件时, 为满足多样化的应急需求, 在短时间内完成航天器的生产、装配、测试、发射和运行维护任务, 使航天器尽快进入执行

收稿日期: 2021-11-05; 修回日期: 2022-03-14

作者简介: 邓家权(1979—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为航天测试发射总体、卫星测试保障等。

任务的目标轨道,实现应急任务服务^[1]。由于卫星的生产、测试、总装集成测试(AIT)周期较长,快响卫星为适应应急发射的需求,在未接到具体任务的时期就按照出厂前既定计划完成卫星总装、环境试验、大系统对接等。因任务时间不确定,卫星经历的贮存时间从数个月至数年不等。产品经一段时间贮存后,会存在元器件老化、结构形变等问题,卫星发射后的可靠性可能无法得到保证^[2-4]。

美国国家航空航天局(NASA)早在 20 世纪 50—60 年代就开展了航天产品贮存可靠性方面的研究和试验,已形成完备的产品贮存工作程序和方法。NASA 制定了一系列标准,规范对航天产品的贮存管理和工作程序。欧空局在参考学习 NASA 研究成果的基础上,也制定了航天器硬件的防护、贮存、搬运和运输规范^[5]。在中国航天发展过程中,有很多型号在研制过程中涉及了整星贮存和设备贮存的情况,积累了一些经验。但国内对航天产品贮存可靠性开展的专门研究不多,没有形成系统化。本文主要研究基于快速响应模式下,如何开展卫星发射场贮存,为卫星快速发射入轨、快速投入使用并执行相关任务提供理论支撑。

1 卫星主要部件贮存要求及性能分析

卫星系统主要由结构机构、热控、姿轨控、能源、测控、星务及载荷等分系统组成。通过梳理卫星各分系统功能性能,卫星产品按照类别可划分为结构(结构板、设备支架)、热控(加热器、热敏电阻、多层材料)、单机设备(电子设备、推力器、敏感器等)、管路、电缆、波导及舱外大型部件(太阳翼、天线、相机等)^[6]。由于卫星属于精密仪器设备,其生产研制、运输试验过程及贮存都要在有温湿度、洁净度保障的环境中进行,不同的发射场虽然所处位置不同、外部环境不同,但卫星在发射场内部小环境的贮存要求基本相同。卫星贮存影响主要是考虑贮存期间卫星机电热性能变化,包括电子元器件性能、典型结构件形变、展开装置性能、蓄电池组性能影响、推进系统要求等^[4]。

1.1 电子元器件

元器件的贮存失效是由于封装性能退化所致,大致可以分为内部结构失效和外部结构失效。其

中外部结构失效主要和贮存环境有关,特别是环境湿度、温度等因素;内部结构失效则大部分由于元器件生产工艺存在缺陷所引起的,内部失效会在单机、整星热平衡和热真考核中剔除早期失效。由于贮存状态下的电子元器件长期处于非工作状态,影响其可靠性的主要因素主要有温度、湿度和化学因素等^[7-15]。目前,卫星总装测试、加注厂房能够实现温度 $(20\pm 5)^{\circ}\text{C}$ 、湿度 35%~55%、洁净度优于 10 万级且没有有机挥发物的环境要求,在此条件下,电子元器件寿命大于卫星寿命。

1.2 典型结构件

卫星经过贮存后,结构件形变主要取决于卫星结构板复合材料、结构板用胶黏剂的性能变化。引起这些变化的主要原因是蠕变、残余应力释放以及非金属材料性能衰退等^[16-18]。根据实验数据可知:碳纤维复合材料自然放置 8 a 后,抗压强度将下降约 6%;J78 环氧胶贮存 10 a 后,强度性能保持率在 80% 左右。在卫星长期贮存过程中,结构会由于非金属材料性能退化产生形变或破坏。因此结构设计要留有余量,结构板使用寿命大于卫星寿命。

1.3 展开装置

卫星产品存在展开装置,如太阳翼结构与机构、天线展开装置等,平面涡卷弹簧为展开装置提供展开驱动力,其性能下降将影响展开功能。

平面涡卷弹簧长期处于受力状态,发生冷态流动,产生永久变形即所谓“材料蠕变”,失去应有的弹性和作用。目前尚无系统的数据表征平面涡卷弹簧长期收紧状态随贮存时间变化的性能曲线,通常的措施为每隔 6 个月对展开装置、锁紧释放机构、微动开关进行检查测试,主要包括产品外观、紧固件检查、陪片状态、涡簧外观、展开功能、静力矩裕度检查,其中展开功能及静力矩裕度检查需移至展开桁架下进行。因此,卫星展开装置性能变化是卫星贮存方式需要考虑的重要因素,长期贮存期间相关展开装置展开同步机构钢丝绳预紧力应为卸载状态,如太阳翼、大型天线等按照规定的环境要求、采取相应的防氧化及防腐蚀措施可单独贮存^[19-20]。

1.4 蓄电池组

随着技术的进步,以往卫星用镍氢、镍铬电池逐渐被锂离子蓄电池取代^[21-22]。锂离子蓄电池组贮存期间容量的衰降率与时间的平方根线性相关:

$$\frac{C_t}{C_0} = a - b\sqrt{t} \quad (1)$$

式中: C_0 、 C_t 分别为贮存前后锂离子蓄电池组容量; a 、 b 分别为偏移量与平方根老化参数; t 为贮存时间。

满荷电态(State of Charge, SOC)锂离子蓄电池组单体内阻、容量衰降率与温度、贮存时间关系如图1~图2所示^[23]。不同贮存温度与荷电态下电池相对容量值与贮存时间的关系曲线如图3所示。

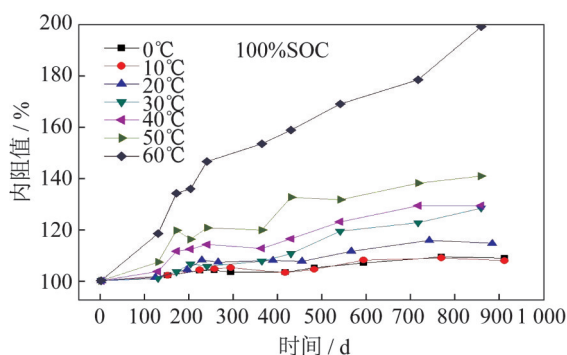


图1 不同贮存温度下锂电池单体电池内阻随贮存时间的变化

Fig.1 Variations of the internal resistance of a single lithium battery with the storage time at different storage temperatures

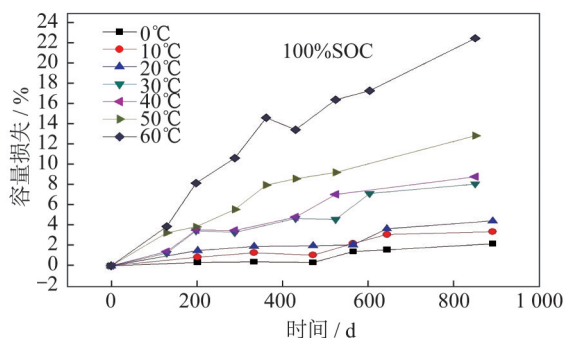


图2 不同贮存温度下锂电池单体电池容量衰降率随贮存时间的变化

Fig.2 Variations of the capacity degradation rate of a single lithium battery with the storage time at different storage temperatures

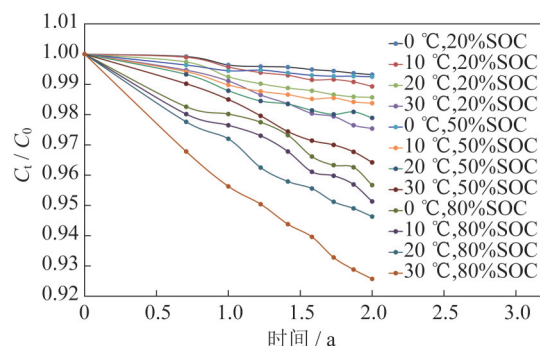


图3 不同贮存温度与荷电态下锂电池单体电池容量衰降率随贮存时间的变化

Fig.3 Variations of the capacity degradation rate of a single lithium battery with the storage time under different storage temperatures and charge states

由图可知,锂离子蓄电池组贮存期间的环境温度、贮存荷电态和时间是影响蓄电池组寿命的主要因素。荷电态越高、贮存温度越高,电池性能衰减越快,因此电池应尽可能在低荷电态及较低温度下贮存。卫星短期贮存,贮存温度控制在25℃以下,电池可随星贮存;卫星长期贮存,为减小蓄电池组性能衰减,影响卫星在轨使用寿命,电池应单独贮存,存储温度控制在0~10℃,贮存期为2 a,每半年进行一次活化处理。

1.5 推进系统

推进剂化验结果有效期为1个月,一般双组元推进剂化验结果可在5 d内给出,单组元化验结果可在3 d内给出,若卫星长期贮存,建议不加注推进剂,根据任务启动时机提前组织化验、加注。

卫星未加注推进剂,推进系统一般充0.2 MPa氮气形成正压保护,单组元推力器因催化剂装置设计原因禁止喷口朝上贮存。在卫星加注推进剂之后,为防止推进系统液路进气并影响推进系统在轨工作,单组元、双组元推力器喷口禁止向上贮存。若星箭对接需要卫星水平放置,则需考虑推力器喷口方向,在卫星设计、火箭滚转等方面采取措施。

推进剂加注后,理论上推进剂可长期贮存,即使系统安全指标满足要求,仍需要在防爆的加注大厅进行贮存,每天进行有害气体浓度监测。某型卫星加注后至发射曾在发射场存放40余天,推进系统指标正常,入轨后工作正常。

1.6 其他部件

1) 热控多层组件表层氧化铜锡在地面贮存使用过程中容易断裂,镀银层容易氧化脱落,因此在地面贮存过程中,需控制多层组件存储的环境湿度,多层应保持平整放置,不允许二次折叠。卫星短期贮存,多层组件可安装好随星贮存;卫星长期贮存,因需要打开舱板安装蓄电池、电爆管等,多层组件无法提前安装,若已安装超过半年需要在任务启动时对多层组件性能进行复验。

2) 星载相机每半年进行一次质量检查,检查表面洁净状况,对有轻微污染的光学表面进行清洁,对高精度的大型光学零件重新测试表面面形及内应力变化。卫星长期贮存,需要单独放入包装箱贮存并充氮气保护。

3) 太阳翼驱动机构、激光通信载荷、地球敏感器等设备对湿度敏感,若长期贮存,需要连接除湿仪对其除湿。

通过对电子元器件性能、典型结构件形变、展开装置及蓄电池组性能变化、推进系统要求进行理论分析,明确了卫星各部组件贮存要求,为单机、整星贮存奠定了理论基础。从上文分析可知,各部组件贮存一般以 6 个月为界区分不同的环境要求,快速响应卫星发射场贮存方案,因此可划分为短期贮存(6 个月以内)和长期贮存(6 个月以上)2 种。贮存方案一般包括如下 3 个阶段:贮存前状态准备、贮存期检查复测、贮存后检查测试。卫星贮存流程如图 4 所示。卫星贮存技术状态分为随整星贮存和单独贮存 2 种状态。

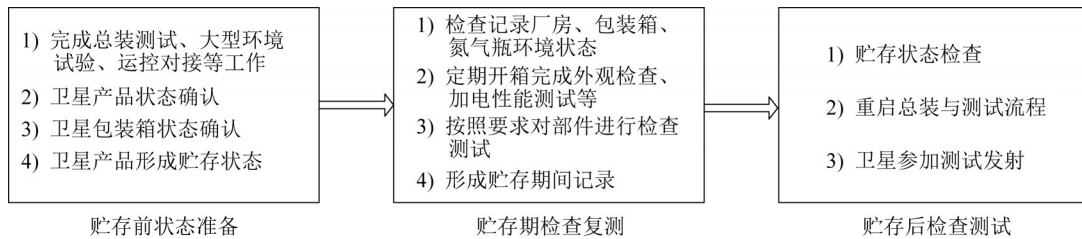


图 4 卫星贮存流程

Fig.4 Satellite storage process

2 短期贮存方案

卫星运输至发射场,完成检漏、技术区电测、天线展开、太阳翼光照、总装、加注准备等工作,转入短期贮存。从上文分析可知,各部件短期贮存仅有环境条件要求,卫星可以以整星状态在总装测试厂房贮存。舱内外所有部件(包括蓄电池组)全部安装到位,舱板全部安装到位,星表多层安装到位,太阳翼安装到位,天线或相机等载荷安装到位,所有

火工品安装到位。

短期贮存方案具体见表 1,对贮存前后的卫星状态、环境要求以及贮存区要求进行了详细的阐述。基于贮存后测试自由度的考虑,短期贮存方案建议不进行推进剂加注,若任务发射形势明确或紧迫,可完成推进剂加注(在加注厂房进行贮存)。极特殊情况下,可以完成星箭对接,待命发射。

表 1 短期贮存方案

Tab.1 Short-term storage scheme

阶段	卫星状态	环境要求	贮存区要求
贮存前	1) 完成太阳翼及火工品安装 2) 完成展开/解锁机构及火工品安装 3) 星上安装星表保护插头,飞行插头检查后装箱贮存 4) 完成蓄电池组安装 5) 完成卫星下裙安装 6) 完成热控多层组件安装 7) 天线或相机等载荷装星 8) 相关产品安装保护罩,完成卫星外观检查与功能性能测试 9) 视情完成推进剂加注	1) 温度: $(20 \pm 5) ^\circ\text{C}$ 2) 相对湿度: 30%~60% 3) 气压: 正压 4) 洁净度: 优于 10 万级 5) 无强电磁场和辐射物质影响,不应有腐蚀性液体和气体	—

续表 1 短期贮存方案

Continue tab.1 Short-term storage scheme

阶段	卫星状态	环境要求	贮存区要求
贮存期	1) 整星以收拢状态停放于厂房移动支架车、两(三)轴转台,产品接地良好 2) 蓄电池组以 50% 以下荷电态随整星贮存,蓄电池组电缆接入整星,放电开关处于断开状态 3) 每 3 个月进行一次整星全面加电状态检查(地面测试系统屏蔽所有火工品起爆指令、推进阀门开指令,星表插头连接保护插头) 4) 测试结束后,蓄电池组放电至 50% 以下荷电态进行贮存 5) 贮存测试结束,将测试结果与贮存前进行比对,确保卫星状态稳定	1) 温度:(20±5)℃ 2) 相对湿度:30%~50% 3) 洁净度:优于 10 万级 4) 气压:正压 5) 无强电磁场和辐射物质影响,不应有腐蚀性液体和气体 6) 包装箱内介质:高纯度合格品氮气,纯度 99.999%,包装箱内必须进行充分的氮气置换,包装箱内放置干燥剂 7) 包装箱内气压:箱内氮气压力高于当地大气压 300~1 000 Pa 范围内(保持正压);其中卫星箱内压差低于 300 Pa 时,包装箱具备自动补气的能力;卫星箱内压差高于 1 000 Pa 时,包装箱具备自动排气的能力 8) 包装箱电源:稳定的 220 V 交流电、接地桩 9) 包装箱监视:具备良好的照明条件,监视设备应具有 24 h 实时监视及记录能力	1) 在贮存区位置周围设置隔离栏和警示标语,隔离栏与卫星包装箱距离 2 m 以上 2) 卫星包装箱上设置有卫星接地桩,在卫星贮存期间,卫星经该接地桩与厂房卫星接地桩连接 3) 相关人员进入贮存区前应触摸防静电棒,穿防静电服
贮存后	1) 卫星外观检查及清洁 2) 进行火工品回路阻值测试,确保火工品通路正常 3) 整星进行全面测试,结果与贮存前进行比对	1) 温度:(20±5)℃ 2) 相对湿度:30%~60% 3) 气压:正压 4) 洁净度:优于 10 万级 5) 无强电磁场和辐射物质影响,不应有腐蚀性液体和气体	—

卫星在发射场已有近 10 次短期贮存的成功案例,天线、太阳翼等舱外部件已安装,部分已加注,部分在塔架上静置,卫星贮存后经测试发射及在轨运行检验,性能稳定。

3 长期贮存方案

卫星运输至发射场,完成检漏、健康状态检查等工作,以平台加部件状态转入长期贮存,可在包装箱内或总装测试厂房贮存。长期贮存对展开装置、蓄电池组性能、热控多层组件、相机、太阳翼等均有单独的要求。贮存前应统计产品有效期,贮存

结束对有效期进行复核,超过有效期或有效期临近的,应对相应产品进行复验或更换。舱内除蓄电池组以外的部件全部安装到位,卫星电子学单机以平台状态进行贮存,蓄电池组、太阳翼及其结构与机构、卫星下裙、多层、火工品、天线或相机等大型载荷均单独在专用包装箱进行贮存。各部件包装箱内充氮气保护,空间密闭性好,对温度湿度的控制更容易,可以单独设立环境指标。长期贮存方案具体见表 2。在卫星包装箱的设计上,可以在内部将卫星相关测试接口通过包装箱箱壁引出,便于贮存期间对卫星进行加电检查。

表 2 长期贮存方案

Tab.2 Long-term storage scheme

阶段	卫星状态	环境要求	贮存地点
贮存前	1) 太阳翼未安装 2) 蓄电池组发射件未安装,星上接蓄电池组工艺件 3) 卫星下裙未安装 4) 火工品未安装 5) 热控多层组件未安装 6) 天线或相机等大型载荷未装星 7) 相关产品安装保护罩,各部件完成外观检查与产品性能测试 8) 飞行插头、火工品电缆等未安装 9) 推进剂未加注	1) 温度:(20±5)℃ 2) 相对湿度:30%~60% 3) 气压:正压 4) 洁净度:优于 10 万级 5) 无强电磁场和辐射物质影响,不应有腐蚀性液体和气体	卫星总装测试厂房
贮存期	平台 1) 平台装入专用充氮包装箱 2) 每 3 个月进行一次加电状态检查,重点检查星上各单机硬件状态,不对软件功能进行测试 3) 将测试结果与贮存前进行比对,确保卫星状态稳定	1) 温度:(20±5)℃ 2) 相对湿度:30%~60% 3) 其他要求与表 1 贮存期条目 3~9 一致	卫星包装箱

续表 2 长期贮存方案

Continue tab.2 Long-term storage scheme

贮存期	蓄电池组	1) 蓄电池组单独低温贮存,采取密封及防潮措施,防止表面结露 2) 每 3 个月检查单体电池电压 3) 每 6 个月进行一次活化处理,并对蓄电池组加热片、热敏电阻进行导通绝缘测试 4) 贮存期检查完毕后,形成详实的操作及检查记录并将其恢复贮存状态继续贮存	1) 温度:0~10℃ 2) 荷电态:20%~30% 3) 开路电压:23.1~24.5 V 4) 相对湿度≤80%	低温电池间或冷藏柜
	太阳翼	1) 太阳翼需固定于模拟墙上、压紧点固定、水平放置 2) 太阳翼结构与机构展开同步机构钢丝绳预紧力为卸载状态 3) 每 6 个月进行一次太阳翼开箱检查,进行手动展开试验,检查产品展开的功能及性能,检查太阳翼外观和裂片、太阳翼电连接器接点、太阳翼分阵的光照测试	1) 温度:(20±5)℃ 2) 相对湿度:≤50% 3) 其他要求与表 1 贮存期条目 3~7 一致	太阳翼包装箱
	热控多层组件	1) 多层应保持平整放置,不允许二次折叠 2) 每 3 个月开箱检查一次多层产品表面状态	1) 温度:15~25℃ 2) 相对湿度:20%~50% 3) 其他要求与表 1 贮存期条目 3~7 一致	多层包装箱
	大型天线	1) 装入专用包装箱贮存 2) 每 6 个月进行一次机构展开/解锁试验,检查天线形变及精度	1) 温度:15~25℃ 2) 相对湿度:20%~50% 3) 其他要求与表 1 贮存期条目 3~7 一致	专用包装箱
	相机	1) 装入专用包装箱贮存 2) 每 3 个月进行一次加电检查,检查相机指标性能,每 6 个月进行一次机构解锁试验	1) 温度:(20±5)℃ 2) 相对湿度:40%~60% 3) 其他要求与表 1 贮存期条目 3~7 一致	专用包装箱
	火工品	火工品/爆炸螺栓(含备件)装入防爆包装箱贮存	1) 温度:0~40℃ 2) 相对湿度:20%~80% 3) 洁净度:优于 10 万级	防爆包装箱
贮存后	其他	1) 飞行插头、电缆装入专用包装箱贮存,存放于库房或厂房 2) 卫星下裙装入专用包装箱贮存,每 6 个月对卫星下裙光亮面进行检查 3) 连接除湿仪对太阳翼驱动机构、激光通信载荷、地球敏感器等设备除湿	1) 温度:(20±5)℃ 2) 相对湿度:30%~50% 3) 包装箱内放置干燥剂	专用包装箱或有环境保障的厂房
		1) 对卫星平台、载荷分别进行加电测试 2) 对太阳翼、天线等展开机构进行手动展开、精度测试,太阳电池片光照测试、裂片检查 3) 蓄电池组完成单体电压测试,热敏电阻、加热器导通绝缘测试 4) 多层外观检查,F46 性能复测 5) 卫星下裙光亮面外观检查 6) 飞行插头、火工品外观检查 7) 整星进行全面测试,结果与贮存前进行比对	1) 温度:(20±5)℃ 2) 相对湿度:30%~60% 3) 气压:正压 4) 洁净度:优于 10 万级 5) 无强电磁场和辐射物质影响,不应有腐蚀性液体和气体	卫星总装测试厂房

卫星在发射场没有长期贮存的案例,但是在出厂前有长期贮存的先例,某型号卫星在总装厂房贮存 7 a 之久,后成功发射。

4 卫星发射场贮存快速响应性分析

短期贮存期满,卫星需开展贮存后电测试(健康状态检查),即可进行加注、星箭对接和电测试,待命发射。

长期贮存期满,卫星重启总装与测试流程如下:

- 1) 重新安装单独贮存的舱内设备;
- 2) 卫星健康状态检查;
- 3) 舱内最终状态确认,安装结构外舱板,星表

实施热控;

- 4) 整星功能与性能测试;
- 5) 安装大型载荷,载荷测试;
- 6) 安装太阳翼,太阳翼展开与光照试验;
- 7) 无线测试;
- 8) 加注前总装,补充实施热控;
- 9) 推进剂加注、星箭对接、电测试,待命发射。

从上述分析可知,卫星在发射场长期贮存后需开展很多工作、经历较长周期才能实施发射,距离快速响应的要求有差距。若要求具备 1 周左右快速发射的能力,则卫星应在发射场完成技术区相关工作,处于短期贮存状态。鉴于快速响应任务的不确定性,可以建立滚动备份机制,发射场建设贮存

与测试库房,多颗卫星分别处于长期贮存状态、等待加注状态、等待星箭对接状态,可在1个月内完成多发快速应急发射。

5 结束语

为适应应急发射的需求,通过分析卫星关键部件的贮存要求和性能,确定了贮存期单机温度、湿度、洁净度以及包装箱条件等,明确了卫星发射场长期贮存和短期贮存方案,为后续卫星发射场贮存提供借鉴经验。

参考文献

- [1] 陈盈果.面向任务的快速响应空间卫星部署优化设计方法研究[D].长沙:国防科学技术大学,2014.
- [2] 廖明,宗益燕,张华.快速响应卫星可靠性保证技术研究[J].上海航天,2014,31(增刊1):91-94.
- [3] 翁正.长期贮存对功率器件性能影响的研究[D].鞍山:辽宁科技大学,2013.
- [4] 杨丹,恩云飞,黄云.电子元器件的贮存可靠性及评价技术[J].电子元件与材料,2005,24(7):61-64.
- [5] 王世清,王靖,俞伟学.小卫星贮存可靠性研究[J].质量与可靠性,2011,3(4):8-11.
- [6] 叶培建,孙泽洲,饶炜.嫦娥一号月球探测卫星研制综述[J].航天器工程,2007,16(6):9-13.
- [7] 罗淑云.非工作贮存期对微电路可靠性的影响[J].电子产品可靠性与环境试验,1996(1):50-56.
- [8] 杨少华.电子元器件的贮存可靠性研究[D].广州:广东工业大学,2006.
- [9] 苏承毅,李胜利,牛天华,等.基于自然贮存性能退化数据的电子装备贮存可靠性估计方法[J].战术导弹技术,2012,9(5):50-53.
- [10] 张阳.集成电路失效分析研究[D].北京:北京邮电大学,2011.
- [11] 李可为.集成电路芯片封装技术[M].北京:北京电子工业出版社,2007:3-27.
- [12] WANG Z B, FU S, SHANG S, et al. Accelerated degradation testing for aerospace electromagnetic relay in long-term stockpile [C]// 28th International Conference on Electric Contacts. 2016: 331-337.
- [13] MENEGHINI M, TREYISANELLO L R, MENEGHESSO G, et al. A review on the reliability of GaN-based LEDs[J]. IEEE Trans Dev Mater Reliab, 2008, 8(2): 323-331.
- [14] TREYISANELLO L, MENEGHINI M, MURA G, et al. Accelerated life test of high brightness light emitting diodes[J]. IEEE Trans Dev Mater Reliab, 2008, 8(2): 304-311.
- [15] 吴洵颖.关于对电子元器件在长期贮存试验中出现的若干失效实例的总结[C]// 第九届全国可靠性物理学术讨论会论文集.延安:中国电子学会,2001:73-76.
- [16] 薛芳.纤维增强树脂基复合材料的蠕变性能[J].航天返回与遥感,2009,30(1):65-70.
- [17] 刘溪源.复合材料的应力松弛特性研究[D].郑州:郑州大学,2016.
- [18] 薛碧洁,邹爽,韩明芬,等.长期贮存对卫星典型结构件的形变影响分析[J].航天器环境工程,2018,35(4): 353-358.
- [19] YUAN X X, PANDY M D. A nonlinear mixed-effects model for degradation data obtained from in-service inspections [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2009, 94(2): 509-519.
- [20] VOLM D, WALESCH R, BACHMANN A. Simulation of the heat transfer mechanism in relays to improve contact reliability at freezing temperatures [C]// Proceedings of the 50th IEEE Holm Conference on Electrical Contacts and the 22nd International Conference on Electrical Contacts. 2004: 488-493.
- [21] 谢守韞,王春艳,李垚,等.空间用镉镍全密封蓄电池贮存方法[J].电源技术,2014,38(8):1510-1515.
- [22] THALLER L H, ZIMMERMAN A H. Overview of the design, development and application of nickel-hydrogen batteries [M]. California: NASA Center for Aero Space Information, 2003: 12-13.
- [23] 李会娟,罗萍,李雅琳,等.NCA锂离子蓄电池长期储存温度影响[J].电源技术,2019,43(6):948-950.