



# 中华人民共和国国家标准

GB/T 38027—2019

---

## 微纳卫星试验要求

Test requirements for micro-nano satellites

(ISO 19683:2017, Space systems—Design qualification and acceptance tests of small spacecraft and units, MOD)

2019-08-30 发布

2020-03-01 实施

国家市场监督管理总局  
中国国家标准化管理委员会 发布



## 目 次

前言 .....	Ⅲ
引言 .....	Ⅳ
1 范围 .....	1
2 规范性引用文件 .....	1
3 术语和定义 .....	1
4 缩略语 .....	2
5 一般要求 .....	2
5.1 剪裁 .....	2
5.2 鉴定试验 .....	2
5.3 验收试验 .....	2
5.4 准鉴定试验 .....	2
5.5 再试验 .....	2
5.6 试验文件 .....	3
5.7 试验条件、容差和准确度 .....	4
5.8 功能/性能试验 .....	4
5.9 试验策略 .....	4
6 微纳卫星系统级试验 .....	5
6.1 试验项目 .....	5
6.2 试验量级和持续时间 .....	6
7 组件级试验 .....	6
7.1 试验项目 .....	6
7.2 试验量级和持续时间 .....	8
8 详细要求 .....	10
8.1 电接口试验 .....	10
8.2 功能/性能试验 .....	11
8.3 任务试验 .....	12
8.4 单粒子效应试验 .....	12
8.5 空间静电放电试验 .....	13
8.6 电磁兼容性试验 .....	14
8.7 展开试验 .....	15
8.8 磁试验 .....	15
8.9 天线方向图试验 .....	16
8.10 校准测量 .....	17
8.11 物理特性测量 .....	17
8.12 运载器/微纳卫星接口试验 .....	18
8.13 准静态载荷试验 .....	18

8.14 模态观测试验 ..... 19

8.15 正弦振动试验 ..... 20

8.16 随机振动试验 ..... 21

8.17 声试验 ..... 22

8.18 冲击试验 ..... 22

8.19 热平衡试验 ..... 23

8.20 热真空试验 ..... 24

8.21 热循环试验 ..... 25

8.22 压力试验 ..... 26

8.23 检漏试验 ..... 27

8.24 微振动试验 ..... 27

8.25 老炼和磨损试验 ..... 28

8.26 端到端任务仿真 ..... 29

8.27 烘烤和出气试验 ..... 30

附录 A (资料性附录) 本标准与 ISO 19683:2017 相比的结构变化情况 ..... 31

附录 B (资料性附录) 本标准与 ISO 19683:2017 的技术性差异及其原因 ..... 33

## 前 言

本标准按照 GB/T 1.1—2009 给出的规则起草。

本标准使用重新起草法修改采用 ISO 19683:2017《航天系统 小型航天器及其组件的设计鉴定和验收试验》。

本标准与 ISO 19683:2017 相比在结构上有较多调整,附录 A 列出了本标准与 ISO 19683:2017 的章条编号对照一览表。

本标准与 ISO 19683:2017 相比存在技术差异,这些差异涉及的条款已通过在其外侧页边空白位置的垂直单线( | )进行了标示,附录 B 中给出了相应技术差异及其原因的一览表。

本标准还做了下列编辑性修改:

- 将标准名称修改为《微纳卫星试验要求》;
- 删除了 ISO 19683:2017 的 8.5.7,与其他试验项目一样,增加了“试验剪裁”;
- 删除了 ISO 19683:2017 的附录 A“剪裁指南”,将相应内容添加到本标准正文,成为每个试验项目的第 7 条“试验剪裁”;
- 删除了 ISO 19683:2017 的附录 B~附录 F 等 5 个资料性附录;
- 删除了 ISO 19683:2017 的参考文献。

本标准由全国宇航技术及其应用标准化技术委员会(SAC/TC 425)提出并归口。

本标准起草单位:北京卫星环境工程研究所、哈尔滨工业大学、航天东方红卫星有限公司、深圳航天东方红海特卫星有限公司。

本标准主要起草人:杨晓宁、曹喜滨、尚永红、黄首清、刘明辉、李西园、杨勇、向树红、王海明、张迎春、张立伟、李涛。

## 引 言

本标准 of 低成本、快速交付的微纳卫星制定试验计划提供依据和指导,目的是通过开展试验计划规定的鉴定试验和验收试验,保证微纳卫星高概率完成预定飞行任务。

本标准 of 首次制定,章条编排主要参考 ISO 19683:2017《航天系统 小型航天器及其组件的设计鉴定和验收试验》。结合国内微纳卫星试验实践经验,本标准对部分内容适当进行了删减和补充。

依据卫星质量对其进行分类,质量为 10 kg(不含)~100 kg 的是微小型卫星,质量为 1 kg~10 kg 的是纳型卫星,微小型卫星和纳型卫星统称为微纳卫星。本标准涉及 of 微纳卫星主要基于商业现货供应(COTS)产品制造,其典型质量为 1 kg~100 kg,但并不严格限于此范围。

本标准旨在为 by COTS 产品建造 of 微纳卫星提供可在空间工作的最低等级保证,在保证其低成本和快速交付优势的同时,指导微纳卫星设计、制造和试验单位更高效地开展试验工作。

# 微纳卫星试验要求

## 1 范围

本标准规定了微纳卫星及其组件试验的一般要求、微纳卫星系统级试验、组件级试验和详细要求。本标准适用于微纳卫星及其组件试验计划的制定与实施。

## 2 规范性引用文件

下列文件对于本文件的应用是必不可少的。凡是注日期的引用文件,仅注日期的版本适用于本文件。凡是不注日期的引用文件,其最新版本(包括所有的修改单)适用于本文件。

GB/T 35203—2017 航天产品通用试验文件(ISO 17566:2011, MOD)

GJB 3590—1999 航天系统电磁兼容性要求

## 3 术语和定义

下列术语和定义适用于本文件。

### 3.1

**平面卫星 flat-sat**

**桌面卫星 table-sat**

不用安装在卫星结构上,只是由组件或者裸露的线路板在桌面上搭建的构型。

### 3.2

**正样 flight model**

飞行模型

代表产品的最终飞行状态,用于飞行的微纳卫星产品。

### 3.3

**试验件 test article**

用于试验的卫星或组件产品。

### 3.4

**组件 unit**

由多个零件或部件或它们之间的任意组合组成的具有某种功能的产品。

注:从制造、维修的角度看,组件是一个完整和独立的整体。

### 3.5

**部署发射器 payload orbital deployer**

入轨后将立方体卫星释放分离的装置。

### 3.6

**立方体卫星 cubesat**

由尺寸为 10 cm×10 cm×10 cm 立方体单元组成的盒状卫星。



4 缩略语

下列缩略语适用于本文件。

- AT:验收试验 (acceptance test)
- COTS:商业现货供应 (commercial-off-the-shelf)
- EMC:电磁兼容性 (electromagnetic compatibility)
- MMA:移动机械装配 (moving mechanical assembly)
- PFT:准鉴定试验 (proto-flight test)
- PSD:功率谱密度 (power spectral density)
- QT:鉴定试验 (qualification test)
- SEE:单粒子效应 (single event effect)
- SRS:冲击响应谱 (shock response spectrum)

5 一般要求

5.1 剪裁

本标准中的规定可根据用户、制造商和运载方之间的协商情况进行剪裁。

5.2 鉴定试验

鉴定试验目的在于验证产品满足设计要求并具有适当的余量。对于没有试验经验的卫星,鉴定试验还可为后续进行的验收试验提供很好的示范,提前验证试验方法、程序、设备状态和地面支持设备可用于后续验收试验。鉴定试验的量级应超过最大预测值(考虑安全系数或鉴定余量)。除非特别指定,鉴定试验的持续时间应长于最大环境应力持续时间(考虑适当的鉴定余量)。微纳卫星组件级鉴定试验只是为组件提供最基本的保证,即验证产品具有规定等级的空间环境耐受能力。如果使用了 COTS 组件,微纳卫星研制方应根据本标准进行鉴定试验获取产品裕度。

5.3 验收试验

验收试验的目的在于验证正样产品没有工艺缺陷和装配错误,且产品在工作范围内的功能和性能满足预定任务要求。验收试验通过测量功能和性能参数以检测在制造和装配过程中引入的潜在材料和工艺缺陷。选取的这些参数应能够识别可能影响任务目标实现的功能和性能退化,并建立和确认历史数据中没有退化的基线。

5.4 准鉴定试验

微纳卫星准鉴定试验通过施加比地面和在轨环境更严酷的环境应力对硬件的设计和制造满足研制要求进行验证。采取准鉴定试验策略的任务相对于已被鉴定试验验证设计余量的任务风险更高。如果由于研制成本或研制周期限制,微纳卫星无法进行全面的地面试验验证,可采用准鉴定试验策略尽可能将任务风险最小化。原则上,准鉴定试验可应用于微纳卫星的各级产品。

5.5 再试验

一般下列四种情况下应进行再试验:

- a) 鉴定试验完成后由于设计更改导致的再试验:当硬件设计改变时,相关硬件应做必要的再试验,并修改与设计改动相关的文件。依据生效的改动类别和范围,评估是否需要部分或全部重复开展鉴定试验。验收试验应部分或全部重复以证明更改后没有引入新的问题。



- b) 由于试验过程中的产品异常导致的再试验：
  - 1) 如果试验过程中产品出现异常,应根据试验程序采取必要的措施保证产品安全,并确认导致异常的原因。如果异常由试验设备配置、测试软件或测试设备失效引起,只要异常不会对试验试样产生过应力,故障排除后可继续进行出现异常时的试验。处置试验件发生的异常后,还应在再试验前进行初步的失效分析,采取恰当的改正措施。
  - 2) 如果环境试验中发生异常,只要异常不影响试验进行,试验应继续。制定再试验策略应考虑实际情况,如果试验件必须被大幅度重新设计,应重复所有已完成的鉴定试验。根据再设计重新生产的产品应进行所有的验收试验。
- c) 产品修复后的再试验:经过鉴定试验的产品也经常被修复后用作飞行正样(特别是需要超过1件正样件时)或作为备份,这往往受项目经费和研制周期所约束。产品设计师和质量工程师应进行详细的评估,确保修复对于保证产品成功应用能发挥积极作用(例如替换鉴定试验中的过应力组件和潜在过应力组件)。根据产品修复的程度,确定修复后的试验件进行部分或完整的验收试验。
- d) 产品长期贮存及贮存后的再试验:长期贮存期间或者贮存后的再试验取决于贮存中可能出现的失效模式。最低限度,这些试验应验证活动机械部件、检查预紧力、确保润滑、验证接口和所要求的功能。

## 5.6 试验文件

### 5.6.1 概述

为降低项目成本,可适当简化微纳卫星研制过程中的试验文件,但应确保卫星研制方或后续操作阶段试验文件的可追溯性。

微纳卫星 COTS 组件主要从市场上采购,试验文件是卫星研制方考虑从组件制造方购买相关产品的重要依据。因此,对于微纳卫星组件级产品的鉴定试验,应提供必要的试验文件证明 COTS 组件具备足够的空间环境耐受能力。

### 5.6.2 试验计划、规范和流程

可将微纳卫星系统或组件的试验计划、规范和流程文件合并成一个文件,具体见 GB/T 35203—2017。有些试验应将试验计划/规范和试验流程分成两个单独的文件,具体情况如下:

- a) 对于复杂试验,应与研制团队进行多次讨论和迭代,从而确定试验规范;
- b) 如果不是在产品研制方进行试验,应在试验前与试验方协商一致;
- c) 试验应得到用户认可,试验计划/规范可作为证明文件;
- d) 其他。

试验计划、规范和流程的内容应基于 GB/T 35203—2017 中表 2 和表 3 的内容制定。必要时,规范中的部分内容可纳入到试验流程文件中。随着试验准备工作的推进,可对试验文件进行同步修订,并应对文件版本号、修订内容和修订日期进行持续跟踪。

### 5.6.3 试验报告

试验报告的内容应基于 GB/T 35203—2017 中相关要求制定。试验期间的任何异常及其处理均应在试验报告中记录。试验报告应清楚记录下列信息或指明规定这些信息的试验文件:

- a) 热试验(例如热循环、热真空、热平衡试验等)中的温度测量点和温度测量剖面;
- b) 力学试验(例如振动、冲击试验等)的加速度和应变测量点;
- c) 用于控制试验量级(例如温度、振动、噪声等)的参考点(热电偶或加速度计);
- d) 真空环境试验期间测量的压力剖面,如热真空试验、微放电试验等;
- e) 随机振动试验或模态观测试验时,加速度测量参考点的功率谱密度波形;



- f) SEE 试验中的辐射粒子源、能量和总通量；
- g) 冲击试验中通过加速度测量参考点测量结果计算出的冲击响应谱；
- h) 环境试验前、中和后的功能/性能试验结果。

如果试验失败，试验报告应准确记录以便进行原因分析或其他检查。

#### 5.6.4 组件级试验结果数据单

如果进行了相关试验，则组件级试验结果数据单应包含以下信息：

- a) 随机振动试验每个振动方向的功率谱密度、均方根加速度值和持续时间；
- b) 正弦振动试验每个振动方向的振动量级、扫描速率和频率范围；
- c) EMC 试验的辐射和传导发射谱；
- d) 常压热循环试验温度剖面、循环次数、热浸和冷浸温度以及持续时间、升降温速率和气体环境；
- e) 热真空试验温度剖面、循环次数、热浸和冷浸温度以及持续时间、升降温速率和压力剖面；
- f) 冲击试验每个振动方向的冲击响应谱和实施冲击的方法；
- g) SEE 试验的辐射粒子源、能量和总通量；
- h) 微振动试验中不同旋转速度下测量的扰动力功率谱密度。

### 5.7 试验条件、容差和准确度

#### 5.7.1 一般要求

微纳卫星和组件试验时应使用满足试验规定容差要求的设备。所有的试验设备应有效校准，以控制、避免过试验和欠试验，应验证软件操作程序，并控制温度、湿度和洁净度。

#### 5.7.2 试验容差

试验容差和准确度应基于试验设备的工作能力，或由设计标准决定。设计标准的试验量级和持续时间应与运载器的发射环境一致。

#### 5.7.3 仪表

应周期性校准试验中使用的仪表以保证精确性，且仪表应在有效期内。

### 5.8 功能/性能试验

在一系列试验开始和结束时应进行完整的功能/性能试验。每次环境试验前、后均应开展部分功能/性能试验。

### 5.9 试验策略

微纳卫星试验策略的选择取决于卫星项目特点。新设计的单颗卫星应进行鉴定和验收试验，或准鉴定试验。对于只是进行过设计改进的卫星，将取消鉴定试验，尤其是组件级产品的鉴定试验。对于星座卫星，在第一颗卫星经过鉴定试验之后，后续其他卫星只需要进行验收试验即可发射。

对于单颗微纳卫星，即使确定采用鉴定试验加验收试验的策略，由于质量管理的不确定性也会造成验收试验模型与鉴定试验模型不完全相同。即使正样通过了验收试验，如果增加了与鉴定试验相同的余量也可能导致试验失败。准鉴定试验与验收试验相比有余量优势，如相比鉴定试验加验收试验模式不需要单独研制鉴定件，从而可降低试验件采购成本，缩短试验周期和降低试验成本，但是选择准鉴定试验策略却增加了由于耗损正样产品寿命带来的潜在风险。为了规避准鉴定试验策略的风险，对单颗卫星项目可只进行验收试验，但是这样的试验策略又导致不易在低装配层级产品上尽早发现产品设计缺陷，而这些缺陷有可能将在更高装配层级产品试验中暴露出来，从而导致在研制成本、进度方面付出更大的代价。总之，不同的试验策略各有利弊，选取哪种试验策略取决于项目能够承受的风险。

对于微纳卫星星座,前序卫星获得的飞行数据可用于确定后续卫星的预期环境条件,如温度范围,这将有助于确定更合理的环境试验量级。因而,调整环境应力余量将是优化准鉴定试验的可行途径,此类卫星准鉴定试验采用的余量比单颗卫星小,可不考虑飞行预估不确定性产生的余量,从某种程度上可减轻由准鉴定试验引起的正样产品潜在老化风险。

## 6 微纳卫星系统级试验

### 6.1 试验项目

微纳卫星系统级试验项目见表1。首发星在选择试验项目时,对于选做的试验项目应综合考虑多方面因素后从严选择。

表1 系统级试验项目

试验项目	QT	AT	PFT
电接口试验	R	R	R
功能/性能试验	R	R	R
任务试验	R	R	R
单粒子效应试验	O	—	O
电磁兼容性试验	R	O	R
展开试验	R	R	R
磁试验	O	O	O
校准测量	O	O	O
物理特性测量	R	R	R
运载器/卫星接口试验	R	R	R
准静态加载试验	O	O	O
模态观测试验	O	—	O
正弦振动试验	O	O	O
随机振动试验	R	R	R
声试验	O	O	O
冲击试验	O	O	O
热平衡试验	O	—	O
热真空试验	R	O	R
热循环试验	O	O	O
压力试验	O	O	O
检漏试验	O	O	O
端到端任务仿真	—	R	R
烘烤和出气试验	—	O	O
注:“R”代表必选项;“O”代表可选项;“—”代表无要求。			



6.2 试验量级和持续时间

系统级试验的试验量级和持续时间应根据不同卫星遇到的环境和任务目标确定。在力和热试验中,验收试验的试验量级应覆盖预估的最大温度范围和加速度。鉴定试验或准鉴定试验的力和热试验应增加适当的余量。

各项试验的试验持续时间在第 8 章关于试验的详细要求中分别给出。对于同样的试验项目,鉴定试验的持续时间一般不低于验收试验的持续时间。针对具体型号,其系统级试验的试验量级和持续时间由型号总体确定,部分试验条件应与运载方协商确定。

7 组件级试验

7.1 试验项目

组件级试验项目列在表 2、表 3 和表 4。

表 2 组件级鉴定试验项目

试验项目	电气电 子组件	天线	MMA	太阳 电池阵	蓄电池	阀门	压力 容器	推力器	光学 组件	结构 组件
电接口试验	在整星总装、集成时完成									
功能/性能试验	R	R	R	R	R	R	R	R	R	—
单粒子效应试验	O	—	—	—	—	—	—	—	—	—
空间静电放电试验	O	—	—	O	—	—	—	—	—	—
电磁兼容性试验	R	O	O	—	—	—	—	—	—	—
展开试验	—	O	O	O	—	—	—	—	O	O
磁试验	—	—	O	—	—	O	O	O	O	—
天线方向图试验	—	R	—	—	—	—	—	—	—	—
物理特性测量	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
模态观测试验	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O
正弦振动试验	—	O	—	O	—	—	—	—	O	O
随机振动试验	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
声试验	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
冲击试验	O	O	O	O	O	O	—	O	O	O
热平衡试验	—	O	O	O	—	—	—	—	O	O
热真空试验	O	O	O	O	O	O	O	O	O	—
热循环试验	R	O	O	O	R	O	O	O	O	O
压力试验	—	—	O	—	—	R	R	R	—	—
检漏试验	—	—	O	—	R	R	R	O	—	—
微振动试验	—	—	O	—	—	—	—	—	—	—
老炼和磨损试验	—	—	O	—	—	—	—	—	—	—
注:“R”代表必选项;“O”代表可选项;“—”代表无要求。										

表 3 组件级验收试验项目

试验项目	电气电子组件	天线	MMA	太阳能电池阵	蓄电池	阀门	压力容器	推力器	光学组件	结构组件
电接口试验	在整星总装、集成时完成									
功能/性能试验	R	R	R	R	R	R	R	R	R	—
单粒子效应试验	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
空间静电放电试验	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
电磁兼容试验	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
展开试验	—	O	O	O	—	—	—	—	O	O
磁试验	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
天线方向图试验	—	R	—	—	—	—	—	—	—	—
物理特性测量	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
模态观测试验	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O
正弦振动试验	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
随机振动试验	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
声试验	—	—	—	O	—	—	—	—	—	—
冲击试验	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
热平衡试验	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
热真空试验	O	O	O	O	O	O	O	O	O	—
热循环试验	O	O	O	O	R	O	O	O	O	—
压力试验	—	—	O	—	—	R	R	R	—	—
检漏试验	—	—	O	—	R	R	R	O	—	—
微振动试验	—	—	O	—	—	—	—	—	—	—
老炼和磨损试验	R	—	O	—	—	R	—	R	—	—
注：“R”代表必选项，“O”代表可选项，“—”代表无要求。										

表 4 组件级准鉴定试验项目

试验项目	电气电子组件	天线	MMA	太阳能电池阵	蓄电池	阀门	压力容器	推力器	光学组件	结构组件
电接口试验	在整星总装、集成时完成									
功能/性能试验	R	R	R	R	R	R	R	R	R	—
单粒子效应试验	O	—	—	—	—	—	—	—	—	—
空间静电放电试验	O	—	—	O	—	—	—	—	—	—
电磁兼容性试验	R	O	O	—	—	—	—	—	—	—
展开试验	—	O	O	O	—	—	—	—	O	O



表 4（续）

试验项目	电气电 子组件	天线	MMA	太阳 电池阵	蓄电池	阀门	压力 容器	推力器	光学 组件	结构 组件
磁试验	—	—	O	—	—	O	O	O	O	—
天线方向图试验	—	R	—	—	—	—	—	—	—	—
物理特性测量	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
模态观测试验	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O
正弦振动试验	—	O	—	O	—	—	—	—	O	O
随机振动试验	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
声试验	—	—	—	O	—	—	—	—	—	—
冲击试验	O	O	O	O	O	O	—	O	O	O
热平衡试验	—	O	O	O	—	—	—	—	O	O
热真空试验	O	O	O	O	O	O	O	O	O	—
热循环试验	O	O	O	O	R	O	O	O	O	O
压力试验	—	—	O	—	—	R	R	R	—	—
检漏试验	—	—	O	—	R	R	R	O	—	—
微振动试验	—	—	O	—	—	—	—	—	—	—
老炼和磨损试验	R	—	O	—	—	R	—	R	—	—
注：“R”代表必选项；“O”代表可选项；“—”代表无要求。										

7.2 试验量级和持续时间

表 5 给出了组件级鉴定试验的试验量级和持续时间。针对具体产品，其组件级验收试验或准鉴定试验的试验量级和持续时间通常由型号总体和组件制造商定，并在型号专用技术文件中规定。

表 5 组件级鉴定试验量级和持续时间

试验项目	试验量级和 持续时间	要求	备注
EMC	电源总线传导干扰， 感应负载，信号频域	10 kHz~10 MHz	—
	辐射电场发射	10 kHz~1 GHz 或更高	—
正弦振动	幅值	最高预示正弦振动环境的 1.5 倍	—
	频率	5 Hz~2 000 Hz	—
	扫描速度	2 oct/min	—
	应用数量	每个轴一次	—
随机振动	PSD	最高预示随机振动环境加 4 dB	—
	持续时间	每个正交轴 2 min	—
	频率	20 Hz~2 000 Hz	—

表 5 (续)

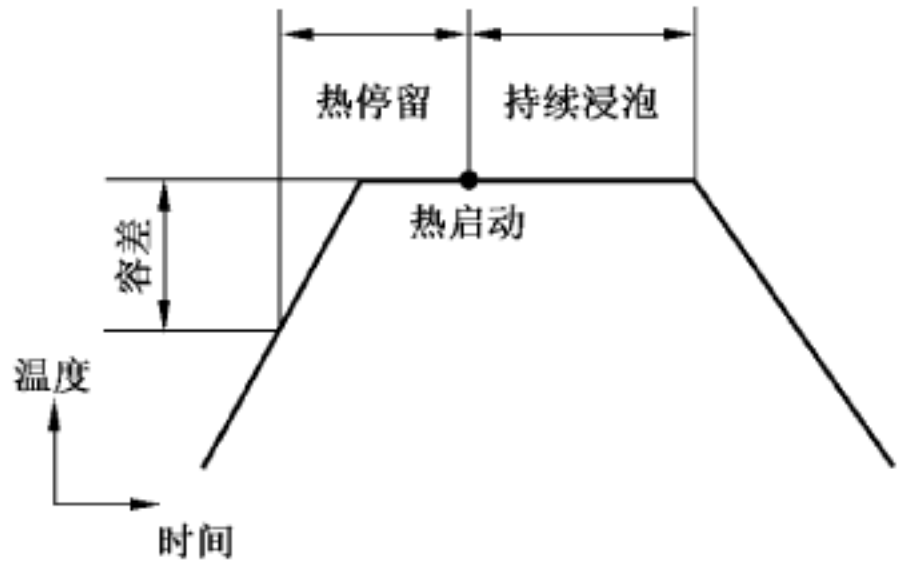
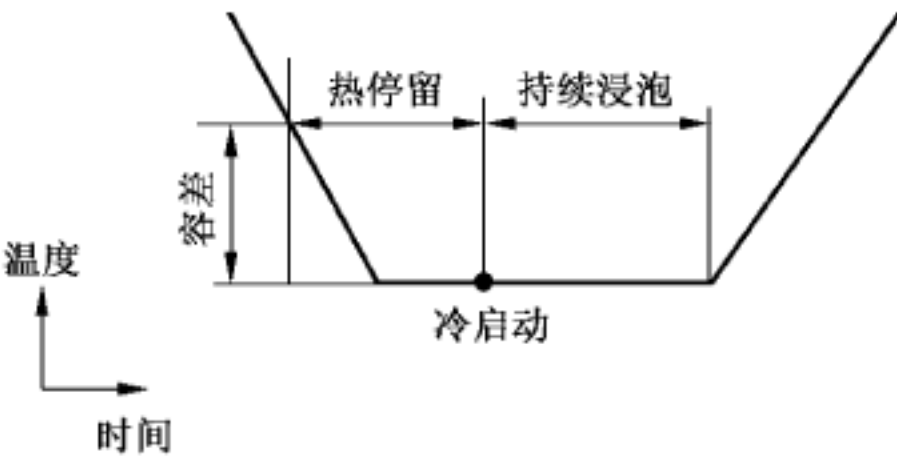
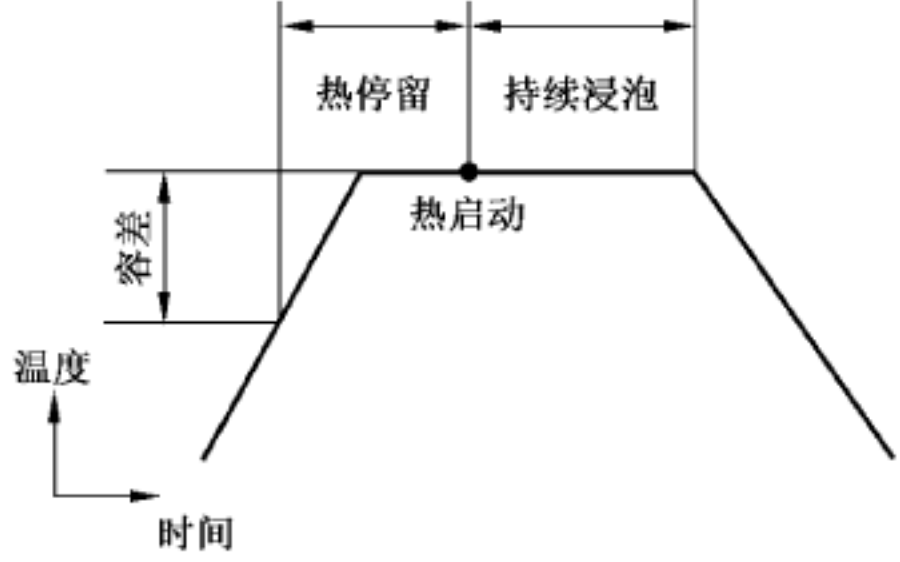
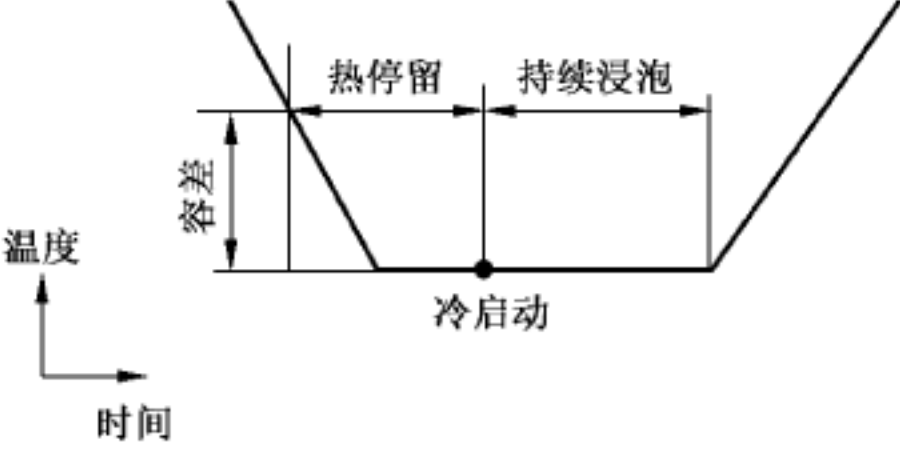
试验项目	试验量级和持续时间	要求	备注
冲击	SRS	最高预示谱加 6 dB	—
	冲击数量	每轴三次	—
	Q 因子	10	—
热真空	温度范围	$-15\text{ }^{\circ}\text{C} \sim +50\text{ }^{\circ}\text{C}$	在数据表上制定测量点
	循环次数	$\geq 2$ 次	—
	实际浸泡持续时间	$\geq 1\text{ h}$	—
	热停留	$\geq 1\text{ h}$	—
	允许偏差	$\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$	—
	温度变化率	$+5\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 或更慢 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 或更慢	—
	真空压力	$\leq 1.0 \times 10^{-3}\text{ Pa}$	—
	高温端的温度剖面		—
	低温端的温度剖面		—
热循环	温度范围	$-15\text{ }^{\circ}\text{C} \sim +50\text{ }^{\circ}\text{C}$	—
	循环次数	$\geq 2$ 次	—
	实际浸泡持续时间	$\geq 1\text{ h}$	—
	热停留	$\geq 1\text{ h}$	—
	允许偏差	$\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$	—
	温变率	$+5\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 或更慢 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 或更慢	—

表 5（续）

试验项目	试验量级和持续时间	要求	备注
热循环	高温端的温度剖面		—
	低温端的温度剖面		—

8 详细要求

8.1 电接口试验

8.1.1 试验目的

电接口试验的目的在于验证全部接口信号是否在实际应用性能规范的允许限值内。该试验可有效降低因集成过程或集成后发现缺陷而引起的计划推迟和费用增加。

8.1.2 试验设施及安装基本要求

无具体要求。

8.1.3 试验件配置

无具体要求。

8.1.4 试验过程监视

无具体要求。

8.1.5 试验量级及持续时间

无具体要求。

8.1.6 试验工况及指导原则

试验应在组件、部件被集成进入更高装配层级前进行。与其他硬件匹配安装前，应开展电子设备的

特性试验,验证如电信号的路由、阻抗、隔离及整体工艺等是否满足要求。

#### 8.1.7 试验剪裁

无具体要求。

### 8.2 功能/性能试验

#### 8.2.1 试验目的

功能/性能试验的目的在于验证试验件的电子和机械性能是否满足设计要求。

#### 8.2.2 试验设施及安装基本要求

电功能测试包括在试验件的电接口施加所预计的电压、电阻、频率、脉冲和波形,包含所有的冗余电路。

机械功能测试应包括施加所估计机构的力矩、载荷和运动。这些参数将根据预计的飞行操作中的特定范围以及顺序进行改变,试验结果用于验证试验件性能与规范的符合性。

功能/性能试验应包括电连续性、稳定性、响应时间以及其他特殊功能试验。

#### 8.2.3 试验件配置

试验件应根据各个被测功能进行相应的操作配置。对于系统级试验,所有组件或者其模拟件应尽量按照有代表性的飞行状态进行组装。从单纯的质量模拟件到正样的精细复制都可能作为模拟件。除非被试验的功能要求真空环境,试验可在大气中进行。

#### 8.2.4 试验过程监测

进行产品电功能/性能试验时,一般在组件电路(包括冗余电路)的电接口施加预期的电压、阻抗、频率、脉冲和波形(指令、数据、时钟、极性等)并测量产品输出。

进行产品机械功能/性能试验时,一般对产品(包括冗余件)进行扭矩-角度、时间-角度测量,如需要,还包括刚度、阻尼、摩擦和断/开特性测量。

除了电、机械功能/性能试验外,具有其他功能和性能的组件还应进行相应的功能/性能试验,如光学、磁特性功能/性能等。

#### 8.2.5 试验量级及持续时间

无具体要求。

#### 8.2.6 试验工况及指导原则

系统和组件功能/性能试验的硬件配置应包括所有的产品和应用软件。试验件经过一系列环境试验后,后续功能/性能试验应确认没有发生性能退化。应证明在指定环境试验前、中、后的各类工作模式下有满足要求的电性能。在试验过程中,星上产品应在与发射和在轨配置近似的各种工作模式下工作。如有必要,所有的组件应开机。不仅在环境试验前、后应进行功能/性能试验,在试验过程中也应进行功能、性能验证。

#### 8.2.7 试验剪裁

无具体要求。



## 8.3 任务试验

### 8.3.1 试验目的

任务试验的目的在于验证集成后的卫星在所有工作模式下(含故障模式)是否满足设计要求。

### 8.3.2 试验设施及安装的基本要求

任务试验可在常压环境进行。如果工作模式需要在真空环境下进行(如推力器点火),可通过相应手段模拟。可通过有线或射频链路等方式实现与卫星之间的通信。

### 8.3.3 试验件配置

试验件应按每种操作模式进行相应的操作配置。

### 8.3.4 试验过程监视

应对卫星状态进行监测,并与遥测数据进行比较。

### 8.3.5 试验量级及持续时间

应给规定的操作模式留有足够的试验时间,以检测那些只有经过特定运行时间才能暴露的潜在软件错误。试验持续时间应与用户协商一致。

### 8.3.6 试验工况及指导原则

在地面模拟条件限制范围内,任务试验应尽可能涵盖对标称场景所有操作模式的模拟,如星箭分离、早期轨道操作、任务操作以及离轨等。从星箭分离至早期轨道操作间的试验序列应按照真实飞行程序进行模拟。如果采用热发射模式,应开展发射前倒计时、发射和上升期间的模式试验。

在地面模拟条件限制范围内,任务试验还应包含对偶发事件的操作模拟,时间紧迫的偶发事件如:当卫星处于或可能处于危险时、从安全模式恢复、重大故障后对卫星进行重新配置等。

### 8.3.7 试验剪裁

除了星箭分离、展开和推力器点火以外,任务试验可作为端到端任务仿真试验的一部分开展。对于在鉴定件上进行的任务试验,如果软件开发尚未完成,可忽略某些工作模式。

## 8.4 单粒子效应试验

### 8.4.1 试验目的

单粒子效应试验的目的在于在轨发生单粒子事件时,测试整个卫星系统或单个组件的表现,并验证所设计的防护措施是否能够按照设计要求发挥作用。

### 8.4.2 试验设施及设置的基本要求

试验件应放置在辐射试验设施内,例如质子束、重离子束、铜-252等。

### 8.4.3 试验件配置

试验件应为电路板和可用的飞行软件。应去除组件外罩,不包含星体结构。电路板应相互连接在一起,即处于桌面卫星状态。试验件应由备份件中的电子部件构成,电路板应尽可能代表飞行状态。由于辐射累计损害导致这些试验件不可再用于飞行,因而其仅可作为专用鉴定试验件。



高能粒子(质子、重离子等)可能会集中于特定电子部件,应采用能够改变原位辐照区域的装置。应将重点关注的电子部件敞开以便使底层集成电路板可直接暴露在辐射中。

试验件可由外部电源供电,电源应放置在辐射区之外,以便在试验期间无需进入辐射区便可通过电源重启进行控制和操作硬件。

#### 8.4.4 试验过程监视

辐照时,试验件应按在轨标称操作模式持续工作。应实时监测与试验件健康状态以及发生单粒子效应时试验件状态相关的关键参数,应重点监测功率变化以探测闩锁现象的发生。

#### 8.4.5 试验量级及持续时间

质子是引发低轨卫星单粒子效应的主要因素。如果使用质子束作为单粒子效应试验的辐射源,试验持续时间应使接收的总剂量等同于预测的在轨总剂量。如果使用重离子作为单粒子效应试验的辐射源,其总剂量应为  $10^5$  粒子/cm<sup>2</sup>。

#### 8.4.6 试验工况及指导原则

如果设计中包括从单粒子效应中的自动恢复,应对恢复进程进行监视。由于在轨期间很少会在短时间内连续发生单粒子事件,因而在恢复进程期间可将辐射源关闭。

如果设计中包含地面参与的异常操作(如重启指令),该指令应从模拟地面网络发至试验件,以演示试验件能够从单粒子效应中恢复。

#### 8.4.7 裁剪指南

无具体要求。

### 8.5 空间静电放电试验

#### 8.5.1 试验目的

空间静电放电试验的目的在于验证试验件是否不受空间静电放电影响,或者即使遭受静电放电也能满足功能与性能要求。

#### 8.5.2 试验设施及设置的基本要求

试验件应放在能够模拟试验件在空间充电条件的真空室内。

#### 8.5.3 试验件配置

试验件应能尽量代表飞行状态。由于试验可能会损坏试验件,因而应使用非飞行件作为试验件。

#### 8.5.4 测试过程监视

应通过合适的检测方法对放电发生进行严密监视,如在试验件中插入电压/电流探针,将其连接至示波器或摄像机以识别与静电放电有关的闪光。应尽量测量放电电流波形。

#### 8.5.5 测试量级及持续时间

应模拟试验件在轨预计的最大充电条件。

#### 8.5.6 试验工况及指导原则

根据试验件的电接地,将试验件充电为特定的正电位或负电位。充电电位应使用高阻抗电压探针

(含非接触类表面电位计)进行测量。对于每种充电状态,应等待特定时间判断是否发生静电放电。应不断提高充电电位,直至发现潜在的静电放电开始门限。

一旦发现静电放电开始门限,可对试验件重复施加静电放电,以观察静电放电是否会对试验件产生有害影响,如发生电弧放电、材料退化、电磁干扰等。放电的重复次数可从在轨预计发生冲放电次数中得到。

#### 8.5.7 裁剪指南

如果能够描述放电电流的特征,并且空间静电放电的影响仅限于电磁干扰,则空间静电放电试验可作为电磁兼容耐受试验的一部分,其中预计由静电放电产生的脉冲或者作为传导噪声接入试验件,或者作为辐射噪声辐射至试验件。

### 8.6 电磁兼容性试验

#### 8.6.1 试验目的

系统级 EMC 试验的目的在于验证微纳卫星与其自身感生的电磁环境的兼容性,以及与接口文件(发射手册等)的符合性。组件级 EMC 试验验证试验件产生的电磁干扰(EMI)及其敏感度是否符合要求。组件级鉴定试验用于表征传导和辐射的噪声。

#### 8.6.2 试验设施及安装基本要求

应屏蔽外部射频信号,尽量减小杂散的射频反射信号。为避免从接口引入外部传导噪声,卫星宜使用其内部电池工作,通过无线链路与卫星通信。

组件产品的 EMC 试验应满足 GJB 3590—1999 的要求。

#### 8.6.3 试验件配置

试验件应按在轨配置。

#### 8.6.4 试验过程监测

对于系统级 EMC 试验,应监测试验件工作时的关键参数。

#### 8.6.5 试验量级及持续时间

组件级产品的 EMC 试验(发射和敏感度)应满足 GJB 3590—1999 的要求。

#### 8.6.6 试验工况及指导原则

系统级 EMC 测试时,如果电池工作条件允许,应使卫星满功率状态工作。以证明当在卫星组件因工作而产生的电磁辐射与传导的条件下,其电子电气设备可正常工作的能力。对于非冷发射卫星,其产生的电磁辐射与传导不应干扰运载器。

如果微纳卫星可能受到在轨静电放电引起的干扰,应进行静电电弧放电敏感度试验。应安装钝感电爆器,并在整个试验过程中进行监视。

#### 8.6.7 试验剪裁

系统 EMC 试验可作为功能/性能试验的一部分进行。

## 8.7 展开试验

### 8.7.1 试验目的

展开试验的目的在于验证天线、太阳帆板等展开机构是否能够按照设计要求正常工作。

### 8.7.2 试验设施及安装基本要求

该试验可在大气环境中进行,而环境(例如真空、温度、微重力等)差异带来的影响应在试验设计时进行适当评估。如果可能,展开试验应在模拟最低预计温度的真空环境中进行,以模拟最坏工况。

### 8.7.3 试验件配置

如果展开试验中包含一次性设备,可使用专用试验模型开展试验。不仅应对与展开有关的单个部件功能进行试验,还应对整个展开流程进行试验。任何与展开有关的硬件组件和软件都应尽可能包含在试验件内。如果展开流程由来自地面站网络的指令发起,卫星与地面站网络之间射频链路的兼容性也应进行测试。

### 8.7.4 试验过程监测

应对展开动作进行严密监视。如果可能,应对展开流程的功耗和指令数据流进行监测。

### 8.7.5 试验量级及持续时间

无具体要求。

### 8.7.6 试验工况及指导原则

许多微纳卫星都使用展开机构补偿其小尺寸的不足,展开对于任务成功往往非常重要。如果展开机构涉及具有不确定质量变化的部件,则可能需要重复进行展开试验。展开的重复次数应从确保安全性的角度并结合试验开销/预算进行确定。

### 8.7.7 试验裁剪

无具体要求。

## 8.8 磁试验

### 8.8.1 试验目的

磁试验的主要目的在于测定试验件的固有和感生磁矩,并验证试验件是否符合磁洁净度要求。

### 8.8.2 试验设施及安装基本要求

剩磁场、杂散磁场、剩磁矩和杂散磁矩测量应在零磁场环境中进行;感磁场和感磁矩的测量应在可控磁场环境中进行;充磁试验应在充磁场环境中进行;退磁试验应在退磁场环境中进行;充磁试验应在直流磁场环境中进行;退磁试验应在交流磁场环境中进行。磁补偿试验用补偿磁体应选用具有高磁极化强度矫顽力的硬磁材料,一般选用钕铁硼永磁体。零磁场和可控磁场均匀区范围应大于试验件的最大外廓尺寸,磁场均匀性和稳定性应满足试验要求。

### 8.8.3 试验件配置

剩磁场测量和剩磁矩测量时,产品在零磁场环境下应分别处于不工作和工作状态。杂散磁场测量



和杂散磁矩测量时,产品应在零磁场环境下处于工作状态。感磁场测量和感磁矩测量时,产品应在可控磁场环境下处于不工作状态。

#### 8.8.4 试验过程监测

磁场测量参数包括剩磁场测量、杂散磁场测量和感磁场测量。磁矩测量参数包括剩磁矩测量、杂散磁矩测量和感磁矩测量。

#### 8.8.5 试验量级及持续时间

充磁试验在直流磁场环境中进行,充磁感应强度为  $0.15\text{ mT}\sim 2.5\text{ mT}$ ,充磁时间为  $5\text{ s}\sim 60\text{ s}$ 。

退磁试验在交流磁场环境中进行,最大退磁场振幅为  $3.0\text{ mT}\sim 5.0\text{ mT}$ ,频率为  $0.1\text{ Hz}\sim 1.0\text{ Hz}$ ,退磁时间为  $60\text{ s}\sim 600\text{ s}$ 。

#### 8.8.6 试验工况及指导原则

磁试验包括磁场测量试验、磁矩测量试验、充磁试验、退磁试验和磁补偿试验。试验一般应先进行组件磁矩(场)测量。如需要,可对组件进行充磁和退磁试验。如果试验结果不符合磁特性参数设计要求,则应进行磁补偿试验。

当需要精确估计系统级磁矩时(如搭载磁力计或磁矩是主要干扰因素的卫星),应进行卫星的磁试验。必要时,为了估计或控制整星级磁矩,应进行组件级磁试验。

#### 8.8.7 试验剪裁

如果试验件没有磁洁净度要求,可用仿真分析替代物理试验。

### 8.9 天线方向图试验

#### 8.9.1 试验目的

天线方向图试验的目的在于验证发射和在轨运行阶段整星状态下的天线特性。

#### 8.9.2 试验设施及安装基本要求

卫星应依据试验程序,在合适的天线试验设施中准确确定各个卫星天线的辐射方向图和相位。

#### 8.9.3 试验件配置

试验应依据卫星外部状态配置进行,天线处于工作状态。试验件配置应体现卫星外部形状,包括可展开结构。

#### 8.9.4 试验过程监测

无具体要求。

#### 8.9.5 试验量级及持续时间

无具体要求。

#### 8.9.6 试验工况及指导原则

如果卫星结构、实体模型或相似模型不进行方向图试验,可通过仿真分析。

### 8.9.7 试验剪裁

如果无法进行天线方向图物理试验,可用仿真分析替代。

## 8.10 校准测量

### 8.10.1 试验目的

校准测量的目的在于确定试验件光学校准是否在卫星指定的误差范围内。

### 8.10.2 试验设施及安装基本要求

试验设施及安装应保证可在指定的误差范围内以必要角度测试。应测量试验件的安装位置以及卫星轴线与光学传感器、天线、喷管、推力器之间的角度。

### 8.10.3 试验件配置

试验件上应安装必要的光学仪表校准和参照位置,以测到合适的角度。

### 8.10.4 试验过程监测

无具体要求。

### 8.10.5 试验量级及持续时间

无具体要求。

### 8.10.6 试验工况及指导原则

除了最初的基准校准测量,试验还应在环境试验(例如振动和热试验)前、后进行,且还应在可能影响试验件校准的长途运输后进行校准。

### 8.10.7 试验剪裁

如果校准预测值证明相对于制定要求有足够的余量,则可剪裁热试验前、后的校准试验。

## 8.11 物理特性测量

### 8.11.1 试验目的

物理特性测量的目的在于确定试验件的物理特性(例如尺寸、质量、质心和惯量)。

### 8.11.2 试验设施及安装基本要求

试验件应安装在具有测量物理特性能力的设备上。

### 8.11.3 试验件配置

试验件应按照发射状态配置。应通过分析弥补任何不能安装的飞行项目或任何不能移除的非飞行项目(例如试验工装)。

### 8.11.4 试验过程监测

无具体要求。



#### 8.11.5 试验量级及持续时间

无具体要求。

#### 8.11.6 试验工况及指导原则

应测量尺寸、质量、质心和惯量用于预测飞行器在升空、入轨和在轨时的性能。如果试验针对不加注燃料的试验件进行,则应说清楚与分析模型(模拟满载燃料)之间的相关性。

#### 8.11.7 试验剪裁

如果物理特性分析结果具有大的余量,则除了质量测试之外,其他物理特性试验可不做。此外,如果物理特性的仿真分析或数值阶段结果足够准确,可不进行相关物理特性试验。

### 8.12 运载器/微纳卫星接口试验

#### 8.12.1 试验目的

运载器/微纳卫星接口试验的主要目的在于验证运载器和微纳卫星之间的接口。

#### 8.12.2 试验设施及安装基本要求

试验件应在可安装微纳卫星的设备上进行试验。

#### 8.12.3 试验件配置

试验件的物理/电子接口应处于发射配置。

#### 8.12.4 试验过程监测

无强制要求。

#### 8.12.5 试验量级及持续时间

试验量级及持续时间应根据运载器用户手册和卫星设计标准确定。

#### 8.12.6 试验工况及指导原则

由运载器和微纳卫星研制方共同完成该试验。每次试验的位置和时间由运载器和卫星方面协商确定。电接口验证应在发射场试验前完成,用标准量规进行接口尺寸测量或匹配检查以验证机械接口。可选用脐带电缆连接器的拔出试验检查分离性。

#### 8.12.7 试验剪裁

无具体要求。

### 8.13 准静态载荷试验

#### 8.13.1 试验目的

准静态载荷试验的目的在于验证卫星主结构对运载火箭引起的准静态载荷的承受能力。

#### 8.13.2 试验设施及安装基本要求

试验件应放置在能够产生满足试验要求的正弦振动试验设备上。试验件应安装在夹具上。应在三

个相互正交的方向上施加正弦振动,其中一个方向平行于推力轴。

#### 8.13.3 试验件配置

试验件应按照发射状态配置。如果推进剂满箱状态已经经过试验验证,则可进行空箱状态试验。天线和其他入轨后展开或改变位置的设备在试验时应处于发射状态。

对立方体卫星系统级试验,应在立方体卫星集成装配到部署发射器后进行试验。

#### 8.13.4 试验过程监测

试验件应处于与发射阶段相同的状态。对于冷发射情况,应对每个功率阻止开关的颤震进行独立监视。每次准静态载荷试验前、后均应进行特征试验(低量级随机振动或 5Hz 起的正弦扫描振动),以检查结构完整性变化。在振动试验前和后的功能/性能试验中,应通过开路电压、充/放电特性或其他参数检测电池的健康状况。

#### 8.13.5 试验量级及持续时间

试验量级应根据运载器用户手册确定。

#### 8.13.6 试验工况及指导原则

如果要在同一结构件上施加几种设计载荷条件,应确定加载顺序,对每种条件依次地逐步增加到较高的载荷量级,并测量和记录关键部位的应变和变形数据。应在加载前和卸载后测量应变和变形,中间的几个加载量级也应测量应变和变形,以供试验后分析诊断用。

#### 8.13.7 试验剪裁

为防止过应力,保证试验件的加速度不超过运载器接口控制文件中规定的最大准静态载荷,允许下凹。可使用相同的冲击装置联合进行准静态载荷试验与系统振动试验。

### 8.14 模态观测试验

#### 8.14.1 试验目的

模态观测试验的目的在于确定产品的固有频率以验证结构分析结果的准确性。结构分析结果经验证后,可用于预示主结构承受准静态载荷的能力。对于微纳卫星,结构分析较为简单,不包含振型或阻尼系数等细节。因此试验方法不像传统卫星那样细致。通常仅辨识固有频率即可满足试验目的。

#### 8.14.2 试验设施和安装基本要求

试验件应放置于振动试验装置上。试验件应安装在夹具上。

#### 8.14.3 试验件配置

试验件应为正样或初样。如果用模拟件替代组件,应能够等效被替代的组件的质量,且重心设计不应使试验件刚度加强。

对立方体卫星系统级试验,应将立方体卫星与部署发射器装配后进行试验。

#### 8.14.4 试验过程监测

试验测量应足以验证理论模型在关注范围内的主要结构振型。

#### 8.14.5 试验量级及持续时间

无具体要求。

#### 8.14.6 试验工况及指导原则

使用低量级随机振动或正弦扫频进行激励。

#### 8.14.7 试验剪裁

如果能够通过其他力学环境试验获得固有频率,通常不需要进行模态观测试验。只有当需要非常高准确度的结构分析时,才应作为特例开展该试验。

在准静态、正弦振动和随机振动试验过程中,高量级试验前、后均应开展低量级振动以观察固有频率是否有变化。

### 8.15 正弦振动试验

#### 8.15.1 试验目的

正弦振动试验的目的在于验证试验件承受运载器的低频振动和其他自激正弦振动环境的能力。

#### 8.15.2 试验设施及安装基本要求

试验件应被放置在能够产生满足试验要求的振动试验设备上。试验件应被安装在工装的标准安装点。沿试验件相互正交的三个轴向的每一个轴施加振动,其中一个方向应平行于推力轴。

#### 8.15.3 试验件配置

试验件应按照发射状态配置。如果推进剂满箱状态已经经过试验验证,则可进行空箱状态试验。天线和其他入轨后展开或改变位置的设备在试验时应处于发射状态。

对立方体卫星系统级试验,应将立方体卫星与部署发射器装配后进行试验。

#### 8.15.4 试验过程监测

在系统级振动试验过程中,试验件应处于与发射阶段相同的状态。对于冷发射情况,应对每个电源控制开关的颤震进行独立监视。每次振动试验前、后均应进行特征试验(低量级随机振动或 5 Hz 起的正弦扫描),以检查结构完整性是否有变化。在振动试验前、后的功能/性能试验过程中,应通过开路电压、充/放电特性或其他参数检测电池的健康状况。

#### 8.15.5 试验量级及持续时间

对于系统级振动试验,试验量级及持续时间应根据相应的运载火箭用户手册确定。大型柔性结构组件(例如太阳能电池板)的鉴定试验见表 5。对于组件验收试验或准鉴定试验,振动量级与持续时间应由卫星设计方与组件制造方协商确定。

#### 8.15.6 试验工况及指导原则

正弦振动试验所需的试验工况包括:

- a) 加速度传感器和振动台控制:对于正弦振动试验,至少一个控制加速度传感器应刚性固定在卫星与试验工装对接面上,并与振动方向一致,正弦激励应施加在试验工装的底部。
- b) 压力容器需求:通常,密封组件应被加压至发射前压力。发射阶段内外压力改变引起强度、刚

度和载荷明显变化的情况下,应进行专门试验以评估这些影响,如果填充材料是有毒的或爆炸性的,应使用具有等效物理特性且无毒、对试验件无负面影响的液体或气体。

### 8.15.7 试验剪裁

针对基频低于 100 Hz 的试验件,为防止过应力,允许试验条件下凹。

大部分微纳卫星组件的基频远高于 100 Hz。如果模态观测试验和/或结构分析结果显示第一阶基频大于 200 Hz,可不开展组件正弦振动试验。

当随机振动试验无法验证试验件在低频的强度时,应进行正弦振动试验。

## 8.16 随机振动试验

### 8.16.1 试验目的

随机振动试验的目的在于验证试验件承受服役期内的随机振动环境的能力。

### 8.16.2 试验设施及安装基本要求

试验件应被放置在能够产生满足试验要求的振动试验设备上。试验件应被安装在工装的标准安装点。沿试验件相互正交的三个轴向的每一个轴施加振动,其中一个方向应平行于推力轴。

### 8.16.3 试验件配置

试验件应按照发射状态配置。如果推进剂满箱状态已经经过试验验证,则可进行空箱状态试验。天线和其他入轨后展开或改变位置的设备在试验时应处于发射状态。

对立方体卫星系统级试验,应将立方体卫星与部署发射器装配后进行试验。

### 8.16.4 试验过程监测

在系统级振动试验期间,试验件应处于与发射阶段相同的状态。对于冷发射情况,应对每个电源控制开关的颤震进行监视。每次振动试验前、后均应进行特征试验(低量级随机振动或 5 Hz 起的正弦扫描),以检查结构完整性是否有变化。在振动试验前、后的功能/性能试验过程中,应通过开路电压、充/放电特性或其他参数检测电池的健康状况。

### 8.16.5 试验量级及持续时间

系统级振动试验的试验量级及持续时间应根据相应的运载火箭用户手册中确定。组件鉴定试验的试验量级和持续时间见表 5。组件验收试验或准鉴定试验的振动量级与持续时间由卫星设计方与组件制造方协商确定。如果组件验收试验或准鉴定试验作为环境应力筛选进行,振动量级应包络最大预计环境。

### 8.16.6 试验工况及指导原则

随机振动试验所需的试验工况包括:

- a) 加速度传感器和振动台控制:对于随机振动试验,至少一个控制加速度传感器应刚性固定在卫星与试验工装对接面上,并与振动方向一致,随机激励应施加在试验工装的底部;
- b) 压力容器需求:一般情况下,密封组件应被加压至发射前压力。发射阶段内外压力改变引起强度、刚度和载荷明显变化的情况下,应进行专门试验以评估这些影响,如果填充材料是有毒的或爆炸性的,应使用具有等效物理特性且无毒、对试验件无负面影响的液体或气体。



#### 8.16.7 试验剪裁

为防止过应力,允许试验条件下凹。对于振动试验,在试验件的共振频率,如果通过对各种频谱取包络的方式得到试验量级,则由于动力吸振效应,可能会应用在实际中不会产生的过度应力。为了保护试验件不受这类非实际应力影响,在特定频率可对试验量级进行剪裁。

对于微纳卫星,由于其外形尺寸较小,可用随机振动试验代替声试验。

### 8.17 声试验

#### 8.17.1 试验目的

声试验的目的在于验证试验件承受运载火箭激发的声环境的能力,也验证组件随机振动试验的量级。

#### 8.17.2 测试设施及设置基本要求

试验件应被安装在声试验设备中,试验设备应有能力产生达到或超过由运载火箭激发的声场水平。

#### 8.17.3 试验件及配置

试验件应按照发射状态配置。如果已进行过贮箱充液状态的试验验证,则在系统级试验过程中推进剂贮箱可是空箱状态。试验前安装必要的动力学传感器用以测量试验过程中试验件的响应。

#### 8.17.4 试验过程监测

声试验使用单个传声器进行单点控制,或使用多个传声器进行多点平均控制。试验过程中星上电子、电工组件应尽可能通电工作,包括所有的主份、备份电路和起飞期间不工作的电路,监视组件的参数,如功率、电压、电流、继电器触点等是否有间歇性故障。

#### 8.17.5 试验量级及持续时间

试验量级及持续时间应在运载器用户手册和设计规范中明确规定。一般按运载方给的声谱进行声试验。

#### 8.17.6 试验工况及指导原则

密封组件应被加压至发射前压力。如果填充材料有毒或具有爆炸性,应使用无毒、无害,具有等效物理特性的液体或气体替代。试验中应测量声压和试验件结构响应。

#### 8.17.7 试验剪裁

对小型、紧凑的试验件,可用随机振动试验替代声试验。如果由内外压力改变引起的强度、刚度和载荷变化不明显或精度可预估,则不需要对受压组件加压。

### 8.18 冲击试验

#### 8.18.1 试验目的

冲击试验的目的在于验证试验件寿命期内满足冲击环境要求的能力。

#### 8.18.2 试验设施及设置基本要求

试验件按照飞行状态配置,安装在能够产生瞬态冲击和冲击响应谱的冲击试验设备上,以模拟冲击



环境。在可能的情况下,可采用飞行结构和真实冲击源。

### 8.18.3 试验件及配置

试验时飞行器的支撑和结构状态尽量接近飞行的真实状态,使冲击载荷在振幅、频率分量和传递路径方面与飞行时的动态响应相似。

对立方体卫星系统级试验,应将立方体卫星与部署发射器装配后进行试验。

### 8.18.4 试验过程监测

针对整流罩分离或卫星分离时的系统冲击试验,试验件应处于与发射阶段相同的技术状态。当模拟冷发射卫星的整流罩分离时,应对电源控制开关的颤震分别进行独立的监测。在卫星分离冲击试验之后,试验件应开机运行,并监视故障情况。在冲击试验前和后的功能/性能测试中,应通过开路电压、充/放电特性或其他参数检测电池的健康状况。

### 8.18.5 试验量级及持续时间

系统级冲击试验的试验量级及持续时间应根据相应的运载火箭用户手册确定;组件鉴定级试验的要求见表5。组件验收级试验或准鉴定级试验的冲击响应谱量级及试验次数应由卫星研制方与组件制造方协商确定。

### 8.18.6 试验工况及指导原则

试验工况应根据冲击类型和冲击阶段确定。可使用结构热模型进行预试验,建议使用模拟件寻找适合的试验条件,以提供所要求的冲击响应谱。应注意的是,如果在预试验中使用的模拟结构类型与试验件不同,冲击响应谱可能相差很大。

### 8.18.7 试验剪裁

如果所规定的冲击频率被随机振动频率包络,且对其传播路径和阻尼特性非常了解,可不进行冲击试验。转接设备及晶体通常对冲击敏感。如果组件中包含这类部件,则应进行组件鉴定试验或准鉴定试验。

## 8.19 热平衡试验

### 8.19.1 试验目的

热平衡试验的目的在于提供必要的数据对理论热模型和卫星热控分系统工作性能进行验证。

### 8.19.2 试验设施及安装基本要求

受空间环境模拟器的容积限制,可展开组件可单独进行组件级热平衡试验。

### 8.19.3 试验件配置

试验件放置在可模拟在轨飞行任务的空间环境模拟器内。依据试验件的构型和尺寸、内热源与外热流的关系以及试验件表面的热特性,可通过选择入射热流法或吸收热流法模拟外热流。应依据热分析结果确定试验件自有和试验用温度传感器及热流计的安装位置。

### 8.19.4 试验过程监测

在试验过程中,应监测试验操作过程。应在试验前、后开展功能/性能试验。

#### 8.19.5 试验量级及持续时间

热平衡试验应基于热控分系统所经受的极端热环境或最窄可接受温度范围组件(例如电池)进行模拟。试验剖面取决于任务、卫星设计、卫星工作模式以及达到温度平衡所需要的时间。应对多种运行工况进行测试以验证热模型。为了考核热控分系统的功能,应在极端冷热工况开展试验以验证温度分布,使试验件暴露时间达到稳定或稳态周期变化。

#### 8.19.6 试验工况及指导原则

试验成功判据包括:

- a) 热控硬件满足设计要求;
- b) 建立试验数据与理论热模型之间的关联。

如果与理论模型之间缺乏关联,可能意味着试验模式、试验设置、试验件硬件存在缺陷,或者数学模型自身有误。应使用关联后的热模型对各任务阶段进行最终的温度预测。

#### 8.19.7 试验剪裁

当热分析足够准确时,可用热分析代替热平衡试验。

### 8.20 热真空试验

#### 8.20.1 试验目的

热真空试验的目的在于证明试验件在模拟飞行的真空和极端温度条件下满足设计要求,暴露与真空和热应力相关的材料、制造和工艺缺陷。

#### 8.20.2 试验设施及安装基本要求

试验件应放置在空间环境模拟器中。应实现试验要求的所有试验工况,工况顺序应符合所经历的环境条件。试验过程中应监测试验件的功能和性能(含备份组件和管路)。

#### 8.20.3 试验件配置

试验件应暴露于可超出最高和最低试验温度能力的空间环境模拟器内。为达到极端温度,可通过改变局部热边界或试验件内设备的开关机及操作顺序。应注意试验件外表面的遮挡、阴影对外部加热设备的影响。应依据热分析结果确定试验件自有和试验用温度传感器及热流计的安装位置。

#### 8.20.4 试验过程监测

在试验过程中,应对试验件进行全程监测。在试验之前、过程中以及之后,应进行功能/性能测试。在热真空试验过程中开展的功能/性能测试应包含以下要求:

- a) 卫星在发射段工作时,在抽真空期间开展放电测试;
- b) 工作在极端低温工况;
- c) 工作在极端高温工况;
- d) 工作状态下在温度极限之间的转换;
- e) 在极端条件下冷/热启动能力。

#### 8.20.5 试验量级及持续时间

对于系统级试验,可依据下列情况确定试验量级:



- a) 鉴定试验:具有 2 个或更多循环的设计温度和鉴定余量(最小为 $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$ );
- b) 验收试验:具有 2 次或更多循环的设计温度。

沉浸时间,试验剖面及试验配置应根据诸如试验件设计(试验操作模式、热惯性特性等)多种因素在试验规范中规定。试验工装的特性(热容量、加热器配置等)也会影响配置。

对于组件级鉴定试验,见表 5。对于组件级验收试验或准鉴定试验,试验量级及持续时间应由卫星研制方与组件制造商磋商后确定。

#### 8.20.6 试验工况及指导原则

在火箭上升段工作的组件,应在试验压力下降过程中开机并监测有无低气压放电和微放电现象发生。射频组件应工作在最大功率和设计频率,以证明不存在低气压放电和微放电。

#### 8.20.7 试验剪裁

如果产品对真空环境不敏感,可不做热真空试验,用热循环试验替代。

### 8.21 热循环试验

#### 8.21.1 试验目的

热循环试验的目的在于验证产品承受常压热循环环境条件的能力,暴露产品的设计和制造缺陷,是电子、电工产品环境应力筛选的有效手段。

#### 8.21.2 试验设施及安装基本要求

试验件应置于常压热试验箱中,试验箱可进行程序设置以满足试验所要求的温度极限顺序。该顺序的执行应符合预期的环境条件,且应进行全试验周期的产品硬件操作,包括对冗余组件及路径的操作与监控。

#### 8.21.3 试验件配置

试验件应置于常压热试验箱中,具备将试验件暴露在等于或超出最大、最小试验温度的能力。为了使某些产品的特定位置获得极限温度,应通过改变局部热边界条件或改变操作顺序提供额外的加热或降温能力。应根据热分析结果确定试验件自带传感器、试验用传感器的安装位置,以便于监控和获得热数据。

#### 8.21.4 试验过程监测

试验过程中应对试验件进行操作和监控。在试验前、试验过程中、试验后开展功能/性能试验。在热循环试验过程进行的功能/性能试验应包括以下最低要求:

- a) 工作在极端低温工况;
- b) 工作在极端高温工况;
- c) 工作状态下在极限温度之间转换;
- d) 在极端条件下的冷/热启动能力。

#### 8.21.5 试验量级及持续时间

对于系统级试验,可依据下列情况确定试验温度和循环次数:

- a) 鉴定试验:具有 2 个或更多循环的设计温度及鉴定余量(最小为 $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$ );
- b) 验收试验:具有 2 个或更多循环的设计温度。



沉浸时间、试验剖面以及试验配置应基于诸如试验件设计(试验操作模式、热惯性特征等)多种因素在试验规范中规定。试验工装的特征参数(热容量、加热器配置等)也会影响配置。

对于组件级鉴定试验,见表5。对于组件级验收试验或准鉴定试验,试验量级及持续时间应在卫星研制方与组件制造商进行磋商后确定。如果组件级验收试验或准鉴定作为环境应力筛选进行,温度范围应涵盖最大预计温度。

#### 8.21.6 试验工况及指导原则

试验过程中,为避免结露应进行湿度控制,以保持露点温度低于当前试验箱内最低温度。对于温度敏感组件(如电池),可进行辅助加热或冷却。

#### 8.21.7 试验剪裁

对于不宜做热循环试验的组件级产品(机电、机光电组件产品等),其内部的电子部件应先进行热循环或热真空试验,组装成整机组件后再进行其他项目试验。

### 8.22 压力试验

#### 8.22.1 试验目的

在鉴定试验中,压力试验的目的在于证明受压结构、容器和组件有足够的设计和结构完整性,在最大预期工作压力下不会发生结构失效和变形。

在验收试验中,压力试验的目的在于检测导致试验件失效的材料和工艺缺陷。

#### 8.22.2 试验设施及设置基本要求

为保护试验件和操作危险液体的人员,试验件应置于具备安全状态的设备上。应检查试验件的洁净度、湿度和pH值。

#### 8.22.3 试验件配置

充压分系统中,不是通过钎焊或熔焊装配连接的部位应在首次泄漏检测前验证接口处满足设计要求的扭矩值。

#### 8.22.4 试验过程监测

试验件应暴露在正常推进负载的内部压力下,并监测是否存在泄漏导致的压力下降。有特定要求时,应在压力试验前、试验过程中、试验后进行功能/性能试验。对爆裂试验应测量实际压力。

#### 8.22.5 试验量级及持续时间

试验量级及持续时间要求如下:

- 温度和湿度:试验应在满足要求的工作温度和湿度下开展,如果调整压力会产生材料强度、断裂韧性的温度和湿度效应,压力试验可在常温常湿条件环境下替代进行;
- 检验压力:所有受压项目的最小检验压力应乘以所需的安全系数,受压分系统应被加压至耐受压力并在一个短的持续时间内保持恒定,以保证获得在允许试验误差内合适的检验压力;
- 压力循环:压力循环次数应等于最大工作循环数乘以所需的系数;
- 爆裂压力:压力容器和组件的最小设计爆裂压力应不小于最大预期工作压力的2倍。设计破裂压力保持时间应大于获得合适检验压力的最短时间。

#### 8.22.6 试验工况及指导原则

用洁净的试验气体将试验件压力充至规定压力并保持一定时间,然后将压力降至正常大气压,构成一个加压循环,经过相关详细规范规定的循环次数后,检验残余变形和破坏形式。

#### 8.22.7 试验剪裁

压力容器的鉴定试验应包括证明爆裂前泄漏的失效模式。如果通过理论可分析出爆裂前泄漏的失效模式,则可不做爆裂前泄漏压力试验。

### 8.23 检漏试验

#### 8.23.1 试验目的

检漏试验的目的在于验证充压和密封电磁继电器是否满足规定的设计漏率要求。

#### 8.23.2 试验设施及设置基本要求

试验件应放置在检漏装置中,在试验期间和处理危害性液体时该装置能起到保护人员和设备工作安全的作用。应检查试验件的洁净度、湿度和 pH 值。

#### 8.23.3 试验件配置

在开展检漏试验前,应检查螺纹接头,确认试验件的螺纹接头符合规定的装配扭矩值。

#### 8.23.4 试验过程监测

无具体要求。

#### 8.23.5 试验量级及持续时间

应在大于组件最大工作压差条件下进行检漏试验,如果密封与压力有关,应在最小工作压差下开展试验。试验持续时间应足以检测出有超过最大允许漏率的任何泄露。

#### 8.23.6 试验工况及指导原则

验收试验的漏率应基于研制试验和分析评估基础上并满足任务要求。所选择的检漏技术应考虑到漏率随压力和温度的变化因素,并应有试验所需要的阈值、分辨率和精度,以发现任何大于允许漏率的泄露。检漏试验应在鉴定试验的高低温条件下的流体开展试验,充分考虑流体几何特性和黏度的变化。

#### 8.23.7 试验剪裁

可采用将卫星密封在特殊的罩子中、或置于特定区域、或采用特殊的技术手段满足试验精度要求的替代方法。

### 8.24 微振动试验

#### 8.24.1 试验目的

微振动试验的目的在于获取微振动源组件(例如反作用轮)所产生的机械扰动特性。微振动可能会造成卫星的抖动,这对任务所要求的精确指向精度产生不利影响。微振动试验应由组件制造方进行,试验结果应包含在数据包中。

#### 8.24.2 试验设施及安装基本要求

试验件应放置在与试验室环境和外部扰动隔离的基础试验台上。

#### 8.24.3 试验件配置

试验件应放置在基础试验台上。通过一系列合适的传感器测量试验件引起的振动。宜使用力传感器。在试验前应掌握测试系统环境的背景振动噪声。

#### 8.24.4 试验过程监测

传感器的输出应同时在时域、频域进行监测和分析,例如在频域通过快速傅里叶变换和功率谱密度显示试验件噪声和本征频率特性。

#### 8.24.5 试验量级及持续时间

试验持续时间应考虑测试精度、环境条件和寿命因素。

#### 8.24.6 试验工况及指导原则

扰源运动机构应根据任务剖面开展工作,考虑环境和寿命因素(例如重力、真空、温度)。反作用轮的转速应在工作转速范围之内变化。

#### 8.24.7 试验剪裁

用于地球观测、光通信、天文学卫星的组件可开展微振动试验。应通过理论分析从系统设计中得出最大允许机械抖动要求。卫星研制方可要求组件承制方提供包含各种转速工况下扰动力的功率谱密度数据。由于这类数据可能与单个组件相关,该数据应作为组件验收试验数据包的一部分提交给卫星研制单位。

### 8.25 老炼和磨损试验

#### 8.25.1 试验目的

老炼和磨损试验的目的在于检测发生在组件寿命早期的材料和工艺失效。

#### 8.25.2 试验设施及设置基本要求

无具体要求。

#### 8.25.3 试验件配置

试验件应是飞行件或鉴定件。

#### 8.25.4 试验过程监测

为获得退化证据,在老炼和磨损试验中应监测敏感参数,并应在有代表性的工作循环、负载、速度和环境等工况下进行。

#### 8.25.5 试验量级及持续时间

试验量级及持续时间要求如下:

- a) 压力:通常施加大气压力;



- b) 温度:一般情况下试验应在环境温度条件下开展,当有特殊要求时应在试验件的最具代表性使用工作温度下开展;
- c) 持续时间:试验循环次数应基于工程标准,如果对热循环试验的时间有所裁剪,应将热循环试验的时间累计计入电子组件老炼试验所需操作时长。

#### 8.25.6 试验工况及指导原则

对于阀门、推力器和其他项目,采用工作循环次数较之工作小时数更易于识别早期失效,工作循环应在环境温度下进行。推力器热点火测试完整的循环包括启动、稳态工作和关机。利用肼推力器的热测试,应采取措施彻底清洁肼工作路径上的飞行阀门。

#### 8.25.7 试验剪裁

有严格寿命限制的组件不应进行老炼试验。

### 8.26 端到端任务仿真

#### 8.26.1 试验目的

端到端任务仿真的目的在于验证卫星能够被专用地面网控制与操作的能力,重点在于验证卫星的星载飞行软件以及卫星与地面站之间的通信。

#### 8.26.2 试验设施及安装基本要求

试验设施应配备供遥测/遥控信号使用的有线和射频链路。如果获得许可且不展开天线也可获得足够的信号强度,则至少应在发射前开展一次卫星与地面网之间的射频链路兼容性试验。卫星可放置在大气中开展测试。如有操作工况需要在真空环境下开展的测试(推力器点火)可通过其他方式进行模拟。

#### 8.26.3 试验件配置

除了可展开组件以及推进分系统,其他应要求采用飞行件。

#### 8.26.4 试验过程监测

试验数据应与之前获取数据进行比较,以发现性能参数的趋势。

#### 8.26.5 试验量级及持续时间

应对标称操作模式开展足够时长的试验测试,以便检测出仅通过特定运行时长才会显现的潜在软件错误。持续时间应获得用户的同意。

#### 8.26.6 试验工况及指导原则

在轨系统兼容性试验应包含对标称状态下所有操作模式(如早期轨道操作、任务操作及退役)的模拟,在限制条件下可在地面开展。在轨系统兼容性试验还应包括对异常操作的模拟。异常操作指卫星处于或可能处于危险时所进行的操作,该类操作时间紧急,如当卫星处于或可能处于危险时、从安全模式恢复、重大故障后对卫星进行重新配置等。

在轨系统兼容性试验是对卫星操作与控制的一种重要模拟试验。实际负责卫星操作与控制的人员应参与试验,操作人员应熟悉检测地面网及其软件的用户接口,熟悉标称状态的期望数据以及异常处理流程。

应与发射提供方在接口控制文件中规定从发射到分离期间卫星跟踪的责任方。如果该责任由卫星开发方承担,则用于检测通信兼容性的在轨系统兼容性试验应符合接口控制文件规定。

#### 8.26.7 试验剪裁

无具体要求。

### 8.27 烘烤和出气试验

#### 8.27.1 试验目的

烘烤和出气试验的目的在于验证卫星在搭载发射过程中是否能够满足出气要求的能力。

#### 8.27.2 试验设施及设置基本要求

试验件应置于真空度优于  $1.0 \times 10^{-3}$  Pa 的真空容器内。应在真空容器内配置测量可测量出气沉积物的设备,如石英微量天平或污染物光学试片。真空容器应配置红外灯等可控加热组件。

#### 8.27.3 试验件配置

试验件应为飞行硬件。

#### 8.27.4 试验过程监视

应实时监测真空容器的真空度和试验件温度。

#### 8.27.5 试验量级及持续时间

烘烤温度的量级及持续时间应按运载方提供的接口控制文件执行。

#### 8.27.6 试验工况及指导原则

试验前、后应开展功能/性能试验,以确保未对试验件造成有害影响。应采取污染预防措施,防止试验件受到出气物质的污染。

#### 8.27.7 剪裁指南

烘烤和出气试验可与热真空试验结合开展或累计高温热浸时间。在热真空试验之前的烘烤时间可累计入总烘烤时间。

附 录 A  
(资料性附录)

本标准与 ISO 19683:2017 相比的结构变化情况

本标准与 ISO 19683:2017 相比在结构上有较多调整,具体章条编号对照情况见表 A.1。

表 A.1 本标准与 ISO 19683:2017 的章条结构差异

本标准章条编号	对应的 ISO 19683:2017 章条编号
8.1.7	—
8.2.7	—
8.3.7	8.32、A.1
—	8.4
8.4	8.5
8.4.7	8.32、A.3
8.5	8.6
8.5.7	8.32、A.4
8.6	8.7
8.6.7	8.32、A.5
8.7	8.8
8.7.7	8.32、A.6
8.8	8.9
8.8.2	8.9.2
8.8.3	8.9.3
8.8.5	8.9.5
8.8.6	8.9.6
8.8.7	—
8.9	8.10
8.9.7	—
8.10	8.11
8.10.7	—
8.11	8.12
8.11.7	—
8.12	8.13
8.12.7	—
8.13	8.14
8.13.7	8.32、A.7
8.14	8.15
8.14.7	8.32、A.8
8.15	8.16



表 A.1（续）

本标准章条编号	对应的 ISO 19683:2017 章条编号
8.15.7	8.32、A.9
8.16	8.17
8.16.7	8.32、A.10
8.17	8.18
8.17.4	8.18.4
8.17.7	8.32、A.11
8.18	8.19
8.18.7	8.32、A.12
8.19	8.20
8.19.7	8.32、A.13
8.20	8.21
8.20.7	8.32、A.14
8.21	—
—	8.22
—	8.23
—	8.24
—	8.25
8.22	8.26
8.22.7	—
8.23	8.27
8.23.7	—
8.24	8.28
8.24.7	8.32、A.19
8.25	8.29
8.25.7	—
8.26	8.30
8.26.7	—
8.27	8.31
8.27.7	8.32、A.20
附录 A	—
附录 B	—
—	附录 A
—	附录 B
—	附录 C
—	附录 D
—	附录 E
—	附录 F

**附 录 B**  
(资料性附录)

**本标准与 ISO 19683:2017 的技术性差异及其原因**

表 B.1 给出了本标准与 ISO 19683:2017 的技术性差异及其原因。

**表 B.1 本标准与 ISO 19683:2017 的技术性差异及其原因**

本标准 章条号	技术性差异	原 因
引言	删除了 ISO 19683:2017 关于卫星分类的介绍	本标准名称与 ISO 19683:2017 标准名称不完全一样,直接使用微纳卫星
引言	增加了根据卫星重量进行卫星分类和微纳卫星重量范围	本标准是关于微纳卫星的试验要求,为了避免混淆,有必要明确微纳卫星重量范围
1	删除了 ISO 19683:2017 关于国际标准使用范围	该内容是从国际角度叙述的,我国不适于这种叙述
1	增加了本标准的适用范围	根据国标编制要求,同时结合国内航天器试验要求类标准使用范围的规定方法给出本标准适用范围
2	关于规范性引用文件,本标准做了具有技术性差异的调整,调整的情况集中反映在第 2 章“规范性引用文件”中,具体调整如下: ——用修改采用国际标准的 GB/T 35203—2017 代替了 ISO 17566:2011; ——删除 ISO 19683:2017 中引用的 ISO 11221:2011、ISO 14302、ISO 15864:2004; ——增加引用了 GJB 3509—1999	ISO 19683:2017 中引用的 ISO 11221:2011、ISO 14302、ISO 15864:2004 在国标体系中无对应标准。引用 GJB 3509—1999,便于标准使用者更好的理解航天器试验要求
3.6	删除了术语中的示例	该内容是国际标准叙述的特点,我国不适于这种叙述
4	删除了 ISO 19683:2017 的部分英文缩略语,只保留了 9 个在本标准使用的英文缩略语	在本标准中没有使用那些删除的英文缩略语
5.1	删除了 ISO 19683:2017 中 5.1 引用附录 A 的内容	本标准中已经删除了 ISO 19683:2017 的附录 A。ISO 19683:2017 中附录 A 的内容已经直接放到了本标准各试验项目的第 7 条
5.2	删除了 ISO 19683:2017 中关于鉴定试验的介绍性文字	该内容是国际标准叙述的特点,我国不适于这种叙述。根据国内对鉴定试验的共识进行修改,有利于本标准在应用过程中更好的被理解
5.3	删除了 ISO 19683:2017 中关于验收试验的介绍性文字	该内容是国际标准叙述的特点,我国不适于这种叙述。根据国内对验收试验的共识进行修改,有利于本标准在应用过程中更好的被理解
5.4	删除了 ISO 19683:2017 中关于准鉴定试验的介绍性文字	该内容是国际标准叙述的特点,我国不适于这种叙述。根据国内对准鉴定试验的共识进行修改,有利于本标准在应用过程中更好的被理解



表 B.1 (续)

本标准 章条号	技术性差异	原因
5.6.3	删除了 ISO 19683:2017 中 5.6.3h)项	本标准中不包括电离总剂量试验项目
5.6.4	删除了 ISO 19683:2017 中 5.6.4h)项	本标准中不包括电离总剂量试验项目
5.9	将 ISO 19683:2017 中 5.9 的标题从“设计、验证和试验策略”修改为“试验策略”。增加了关于微纳卫星试验策略的内容	ISO 19683:2017 中 5.9 引用的资料性附录 C 在本标准中已删除。微纳卫星试验策略对于本标准应用很重要,能更好的保证本标准的适应性和可操作性,也能更好的指导微纳卫星研制方更好的制定试验计划
6.1	删除了 ISO 19683:2017 表 1 中的电离总剂量试验、真空功能试验、热循环功能循环试验、冷热启动试验、热循环耐久性试验等试验项目。增加了热循环试验项目	在我国航天器试验时间中,不进行系统级电离总剂量试验,只进行器件和材料级电离总剂量试验,ISO 19683:2017 表 1 中规定的电离总剂量试验主要是在系统级和组件级产品上进行,这与国内实际情况不符;我国航天器试验实践中,不单独做真空功能试验试验、热循环功能循环试验、冷热启动试验、热循环耐久性试验,而是在热真空试验、热循环试验中一并进行。热循环试验是常规的航天器产品试验项目,在本标准中补充热循环试验项目于国内工程实践保持一致
6.1	删除了 ISO 19683:2017 表 1 中 a~q 等脚注	在本标准中,每个试验项目增加了第 7 条“试验剪裁”,其内容与 ISO 19683:2017 表 1 中的脚注意思一致
6.2	增加了第二段关于试验持续时间的内容	ISO 19683:2017 表 1 中 6.2 没有对试验持续时间作出具体规定,在本标准中给出了关于试验持续时间的原则性规定
7.1	删除了 ISO 19683:2017 表 2、表 3、表 4 中的电离总剂量试验、真空功能试验、热循环功能循环试验、冷热启动试验、热循环耐久性试验等试验项目	在我国航天器试验时间中,不进行组件级电离总剂量试验,只进行器件和材料级电离总剂量试验,ISO 19683:2017 表 1 中规定的电离总剂量试验主要是在系统级和组件级产品上进行,这与国内实际情况不符;我国航天器试验实践中,不单独做真空功能试验试验、热循环功能循环试验、冷热启动试验、热循环耐久性试验,而是在热真空试验、热循环试验中一并进行。热循环试验是常规的航天器产品试验项目,在本标准中补充热循环试验项目于国内工程实践保持一致
7.2	删除了 ISO 19683:2017 表 2、表 3、表 4 中 a~q、a~j、a~s 等脚注	在本标准中,每个试验项目增加了第 7 条“试验剪裁”,其内容与 ISO 19683:2017 表 1 中的脚注意思一致
7.2	删除 ISO 19683:2017 表 5 中随机振动谱和冲击响应谱	随机振动谱和冲击响应谱应结合具体的运载器,并根据预示环境进行确定,国际标准和本标准适用的范围不一样不宜引用 ISO 19683:2017 的规定



表 B.1 (续)

本标准 章条号	技术性差异	原因
8.8.2	增加了对试验设施及安装基本要求的规定	ISO 19683:2017 没有给出具体规定,不具有指导意义。本标准根据国内卫星磁试验技术实际要求补充相关规定,将有利于本标准更好的应用
8.8.3	增加了对试验件配置的规定	ISO 19683:2017 没有给出具体规定,不具有指导意义。本标准根据国内卫星磁试验技术实际要求补充相关规定,将有利于本标准更好的应用
8.8.4	增加了试验过程监测的规定	ISO 19683:2017 没有给出具体规定,不具有指导意义。本标准根据国内卫星磁试验技术实际要求补充相关规定,将有利于本标准更好的应用
8.8.5	增加了试验量级及持续时间的规定	ISO 19683:2017 没有给出具体规定,不具有指导意义。本标准根据国内卫星磁试验技术实际要求补充相关规定,将有利于本标准更好的应用
8.8.6	增加了试验工况及指导原则的规定	ISO 19683:2017 没有给出具体规定,不具有指导意义。本标准根据国内卫星磁试验技术实际要求补充相关规定,将有利于本标准更好的应用
8.17.4	补充了试验过程监测的具体规定	ISO 19683:2017 规定得过于简单,不具有指导意义。本标准根据国内卫星声试验技术实际要求补充相关规定,将有利于本标准更好的应用
8.21	增加了热循环试验项目,并对试验目的、试验设施及安装基本要求、试验件配置、试验过程监测、试验量级及持续时间、试验工况及指导原则、试验剪裁的具体要求	热循环试验是常规的航天器产品试验项目,在本标准中补充热循环试验项目于国内工程实践保持一致。同时,热循环试验也能实现 ISO 19683:2017 中规定的热循环功能循环试验、冷热启动试验、热循环耐久性试验等试验的目的
—	删除 ISO 19683:2017 中 8.3.2 关于试验项目剪裁指南的内容	ISO 19683:2017 中的 8.32 主要是引用附录 A,将剪裁指南直接列入各试验项目,便于标准使用







中 华 人 民 共 和 国  
国 家 标 准

微纳卫星试验要求

GB/T 38027—2019

\*

中国标准出版社出版发行  
北京市朝阳区和平里西街甲2号(100029)  
北京市西城区三里河北街16号(100045)

网址: [www.spc.org.cn](http://www.spc.org.cn)

服务热线: 400-168-0010

2019年8月第一版

\*

书号: 155066 • 1-63450

版权专有 侵权必究



GB/T 38027-2019