



中华人民共和国国家标准

GB/T 42863—2023

航天器通用试验方法

General test methods for spacecraft

(ISO 15864:2021, Space systems—
General test methods for spacecraft, subsystems and units, MOD)

2023-08-06 发布

2023-12-01 实施

国家市场监督管理总局 发布
国家标准化管理委员会

目 次

前言 III

引言 IV

1 范围 1

2 规范性引用文件 1

3 术语、定义和缩略语..... 1

 3.1 术语和定义 1

 3.2 缩略语 2

4 一般要求 3

 4.1 概述 3

 4.2 剪裁要求 3

 4.3 研制试验 3

 4.4 鉴定试验 3

 4.5 验收试验 4

 4.6 原型飞行试验 4

 4.7 发射前确认试验 4

 4.8 再试验 4

 4.9 试验文件 5

 4.10 试验设施和其他要求 6

5 航天器系统级试验 6

 5.1 试验项目和顺序 6

 5.2 试验量级和持续时间 8

6 分系统/组件级试验..... 8

 6.1 试验项目和顺序 8

 6.2 试验量级和持续时间 8

7 试验要求..... 12

 7.1 通则 12

 7.2 功能/性能试验 12

 7.3 电磁兼容性试验 13

 7.4 磁试验 13

 7.5 天线方向图测试 14

 7.6 光学精度测量 15

 7.7 物理特性测量 15

 7.8 动平衡试验 16

7.9 运载器/航天器接口试验 17

7.10 静载荷试验 17

7.11 加速度试验 18

7.12 模态观测 19

7.13 正弦振动试验 19

7.14 随机振动试验 20

7.15 声试验 21

7.16 冲击试验 22

7.17 热平衡试验 22

7.18 热真空试验 23

7.19 热循环试验 24

7.20 压力试验 25

7.21 检漏试验 26

7.22 微振动试验 26

7.23 老炼和磨合试验 27

7.24 测控系统/航天器兼容性试验 28

附录 A (资料性) 本文件与 ISO 15864:2021 相比的结构变化情况 29

附录 B (资料性) 本文件与 ISO 15864:2021 的技术性差异及其原因 37

前 言

本文件按照 GB/T 1.1—2020《标准化工作导则 第 1 部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

本文件修改采用 ISO 15864:2021《航天系统 航天器系统级、分系统级及组件产品通用试验方法》。

本文件与 ISO 15864:2021 相比，在结构上有较多调整。两个文件之间的结构编号变化对照一览表见附录 A。

本文件与 ISO 15864:2021 相比，存在较多技术差异，在所涉及的条款的外侧页边空白位置用垂直单线(|)进行了标示。这些技术差异及其原因的一览表见附录 B。

请注意本文件的某些内容可能涉及专利。本文件的发布机构不承担识别专利的责任。

本文件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。

本文件起草单位：北京卫星环境工程研究所、中国航天标准化研究所、中国空间技术研究院通信与导航卫星总体部、航天东方红卫星有限公司。

本文件主要起草人：杨晓宁、杨勇、李芳勇、李西园、武南开、高海洋、季启政、泉浩芳、刘守文、周原、周月阁、张陈、尹家聪、冯振伟、刘薇、赵琦。

引 言

本文件为制定航天器系统、分系统及组件产品的试验计划提供依据和指导,目的是对产品进行充分有效的试验,以满足合同规定的性能规范。本文件确定了航天器系统、分系统及组件产品的试验基线,包括要求的、经评估要求的和不要求的试验项目。经评估要求的试验是根据产品的具体研制情况选择做或不做的试验。如果经过评估证明一项“经评估要求的”试验是有效的,则“经评估要求的”试验就是“要求的”试验,反之是“不要求的”试验。本文件规定的试验主要是环境试验,即帮助确定环境应力对产品影响的试验,还包括了其他试验的要求,如功能/性能试验、模态观测、测控系统/航天器兼容性试验等。在型号研制过程中使用本文件时应进行适当剪裁,以满足特定型号的需要。

航天器通用试验方法

1 范围

本文件规定了航天器系统、分系统及组件产品通用试验方法和与试验活动相关的文件要求。
本文件适用于航天器产品的鉴定、验收和原型飞行试验。

2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中，注日期的引用文件，仅该日期对应的版本适用于本文件；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 27025 检测和校准实验室能力的通用要求 (GB/T 27025—2008, ISO/IEC 17025:2005, IDT)

GB/T 32302 运载火箭与航天器接口要求

GB/T 34515 航天器热平衡试验方法

GB/T 34516 航天器振动试验方法

GB/T 34522 航天器热真空试验方法

GB/T 40134 航天系统电磁兼容性要求

GB/T 40541 航天金属压力容器结构设计要求 (GB/T 40541—2021, ISO 14623:2003, MOD)

ISO 19924 航天系统 声试验 (Space systems—Acoustic testing)

ISO 21494 航天系统 磁试验 (Space systems—Magnetic testing)

ISO 23461 航天系统 程序管理 不一致性控制系统 (Space systems—Programme management—Non-conformance control system)

ISO 24411 航天系统 微振动试验 (Space systems—Micro-vibration testing)

3 术语、定义和缩略语

3.1 术语和定义

下列术语和定义适用于本文件。

3.1.1

研制模型 development model

用于提升设计和进行研制试验的系统、分系统或组件产品。

3.1.2

飞行模型 flight model

用于验收试验、发射及在轨运行的系统、分系统或组件产品。

注：也称为正样。

3.1.3

最高预示量级 **maximum predicted level**

产品在工作寿命期间可能经受的与所处工作环境相关的最高预示环境应力量级。

3.1.4

最高预示温度 **maximum predicted temperature**

产品在工作寿命期内所有在轨工作模式下可能经受的最高温度。

3.1.5

最低预示温度 **minimum predicted temperature**

产品在工作寿命期内所有在轨工作模式下可能经受的最低温度。

3.1.6

工作模式 **operational modes**

产品在工作寿命期间可能发生的所有工作形式或状态。

3.1.7

原型飞行模型 **proto-flight model**

试验量级一般低于鉴定级而高于验收级、试验时间与验收试验相同的,即可实现鉴定目的又可用作飞行的产品。

3.1.8

鉴定模型 **qualification model**

用于验证飞行正样满足任务要求能力和进行鉴定试验的系统、分系统和组件产品。

3.1.9

准静态载荷 **quasi-static load**

幅值和方向独立于时间的包括变化缓慢和结构动力学响应不明显的载荷。

3.1.10

航天器 **spacecraft**

由能完成空间工作任务的分系统和组件组成的完整、独立的系统。

注:也称为系统级产品。

3.1.11

分系统 **subsystem**

能够实现航天器特定功能的一些功能上相关联的两个或多个组件的组合。

3.1.12

试验件 **test article**

凡是进行试验的航天器、分系统或组件产品。

3.1.13

试验设施 **test facility**

用于完成试验的试验设备、工装卡具、测试仪器仪表和相关辅助设备等相关仪器设备和工具。

3.1.14

组件 **unit**

具有某种机械、电、热功能的最低装配级别的硬件产品。

3.2 缩略语

下列缩略语适用于本文件。

AT:验收试验(Acceptance Test)

LBB:破坏前泄漏(Leak-Before-Burst)

MEOP:最高预期工作压力(Maximum Expected Operating Pressure)

MPT:最高预示温度和最低预示温度(Maximum and minimum Predicted Temperatures)

PFT:原型飞行试验(Proto-Flight Test)

QT:鉴定试验(Qualification Test)

RF:射频(Radio Frequency)

4 一般要求

4.1 概述

原则上,试验是为确保航天器产品满足所有设计、性能和产品保证要求的一种验证方法。

将规定的功能/性能要求与试验中获得的功能/性能进行比较,并提供判断航天器是否具有规定功能/性能的依据。除了验证功能/性能,试验还可以达成以下目的:

- a) 训练航天器操作人员;
- b) 处理不符合项;
- c) 验证数据处理方法;
- d) 空间模拟环境下开展相关的试验标定;
- e) 验证地面测试设备与航天器的匹配性。

确定试验规范需要考虑的因素包括类似产品的试验经验、成本、可靠性要求和风险承受能力。本文件包含了试验件的工作环境范围和用于验证性能的试验条件。

4.2 剪裁要求

试验要求可根据试验目标进行剪裁。本文件中的规定可根据用户、研制方和运载方之间的协商情况进行剪裁。

4.3 研制试验

研制试验的目的是验证设计方案的正确性并辅助设计改进。确认新设计方案和已经经过考验的方案、技术用于新型号的可行性。研制试验一般要求验证产品的结构及性能余量、工艺性、可试验性、可维修性、可靠性、估计寿命和与系统安全的兼容性。研制试验的要求取决于所采用设计的成熟度和特定任务的工作要求。因此,研制试验不能被作为标准程序。

如可行,研制试验应在超出产品设计极限的工作条件下进行,以验证设计余量。研制试验可以用各种组装级别的研制试验件(如元器件、材料、研制模型等)作为试验对象。

4.4 鉴定试验

鉴定试验的目的是验证用于正样产品的设计方案、工艺方案是否满足要求并具有规定的设计余量、所代表的正样产品硬件、软件性能是否满足设计要求,还要验证用于正样产品验收试验的试验方法、试验程序、试验设备、试验软件和测试仪器的可行性。

为验证产品的设计余量,鉴定模型经受的鉴定环境量级比在工作寿命期间最高预示量级要严酷,工作寿命不仅包括飞行过程,而且还包括在验收试验和再试验中可能积累的最长试验时间或最多循环次数。但是,鉴定试验施加给产品的环境不宜超过使用的设计安全余量或造成不真实的故障模式。

4.5 验收试验

验收试验用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。

4.6 原型飞行试验

相比于专门在鉴定试验件上验证设计裕度的策略,原型飞行试验是一种风险程度更高的替代策略。由于产品生产数量限制、计划进度、经费等因素的影响,不是总能提供专用的鉴定试验件。为了减少没有鉴定试验件而引起的风险,制定了若干种策略,原型飞行试验就是其中的一种。一般而言,原型飞行试验可应用于系统、分系统和组件产品。

在不开展鉴定试验的情况下,原型飞行试验既可以鉴定设计和制造方法,试验后产品又能够用于飞行。通过施加比验收试验和在轨环境更严酷的环境应力来鉴定试验件的设计和制造满足研制要求,通过限制环境暴露时间避免硬件失效,减少对其寿命的影响。因此,原型飞行试验量级一般低于鉴定级而高于验收级。原型飞行试验也能检测在制造和装配过程中引入的材料和工艺潜在缺陷,并验证在类似任务环境条件下的产品性能。

4.7 发射前确认试验

发射前确认试验是指在必要情况下,在发射场进行的用于验证航天器经过运输、装配后功能性能参数没有发生变化,证明航天器与运载系统和测控系统之间接口匹配、工作兼容并处于待发射状态。

4.8 再试验

4.8.1 概述

原则上,再试验包括以下四种情况。

4.8.2 鉴定试验完成后由于设计更改导致的再试验

只要产品设计发生改变,相关更改应进行必要的再试验验证,并修改与设计改动相关的文件。应依据改动的影响范围和程度,评估是否需要部分或全部重复开展鉴定试验。已经完成验收试验的产品,应部分或全部重复进行验收试验以证明更改后没有引入新的问题。

4.8.3 由于试验过程中的产品异常导致的再试验

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,并应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件产生过应力,故障排除后可继续试验,故障前的试验有效。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。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。异常处理按 ISO 23461 执行。

4.8.4 产品修复后的再试验

产品修复后,根据产品的修复和拆卸程度确定修复后的试验件需要进行部分或完整的验收试验。

4.8.5 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。针对失效模式,制定相应的再试验策略。

4.9 试验文件

4.9.1 通则

在合同中应列出所需的试验文件。以下文件是合同中最常用于确定详细试验要求的文件。

4.9.2 试验计划

试验计划应以产品的任务分析及所规定的试验要求为依据制定,试验计划应描述从研制到运行的全过程所需要进行的各项试验,每项试验应切实可行并能达到试验目的,而规定的试验目的应能验证产品是否满足设计要求。根据产品的具体情况制定的试验计划,一般应考虑以下方面:

- a) 试验产品的描述,如技术状态、与试验有关的基本参数、工作模式、安全性要求等;
- b) 对标准的试验基线进行试验剪裁,包括试验项目、试验顺序、试验要求等;
- c) 根据试验目的引用的试验标准、采用的试验原理、试验流程和试验条件、选用的试验设备等;
- d) 按照剪裁后的试验项目列出试验矩阵,该矩阵应表明产品的装配级、试验分类、测量参数和注释说明等。

4.9.3 试验规范

试验规范是定义试验要求和相关试验条件的文件。试验规范应基于试验计划中规定的主要试验项目制定,并对试验要求进行细化。

4.9.4 试验方案

试验方案是执行试验的依据文件。在试验方案中明确试验目的、判读准则和试验成功判据。试验方案与试验规范之间应具有可追溯性。试验方案应至少包含以下内容:

- a) 试验项目;
- b) 试验目的、判读准则、试验假设和限制;
- c) 试验环境和条件;
- d) 初始参数;
- e) 输入数据;
- f) 测试仪器;
- g) 预期的试验过程数据;
- h) 输出数据格式;
- i) 预期的输出数据(通过支撑性的分析和预测获得);
- j) 判定试验成功的有效数据的最低要求;
- k) 用于试验评估的试验通过/不通过判据;
- l) 风险分析和故障预案;
- m) 确认试验和验证成功的步骤;
- n) 任务分工。

4.9.5 试验数据

试验数据包括原始记录、声像资料和其他文字资料(试验时间、试验工况、试验状态、参试人员、异常现象),这些试验数据经过整理后将用在有关的试验文件中。有关的试验数据应以定量形式保存以便对产品在各种规定试验条件下的性能作出评价。应对试验异常现象出现阶段的试验数据进行分析,判断异常现象产生的可能原因,为故障和趋势分析提供证据。在可行的范围内,应记录有关的试验条件、测量结果,以利于数据库数据的积累。

4.9.6 试验记录

试验记录中应记录试验过程。应明确记录参试人员和关键时间点,如开始时间、停止时间、异常出现时间和试验中断时间等。

4.9.7 试验报告

试验报告中应完整总结试验结果,详细说明满足试验计划和规范的试验完成情况,并记录试验结果、试验异常及其处理结果。试验报告将提供给用户,证明产品满足所有设计要求的情况。

4.10 试验设施和其他要求

4.10.1 通则

系统、分系统和组件试验的试验设施应能够满足试验条件和试验容差要求,并能测试产品规定功能性能。所有试验设施应在计量有效期内,具有避免过试验和欠试验的控制措施、经测评的操作软件系统,并满足温度、相对湿度和洁净度要求。

4.10.2 试验条件允许偏差

试验条件允许偏差的确定应基于设计标准和试验设施的性能,其他试验条件应根据设计标准确定。试验设施计量应按 GB/T 32302 执行。

4.10.3 测试仪器

试验中使用的测试仪器应按期计量以保证测量准确性,每个仪器都应注明计量有效期。测试仪器计量应按 GB/T 27025 要求执行。

5 航天器系统级试验

5.1 试验项目和顺序

在型号研制中应尽早制定系统级试验方案,其中至少包括试验项目、试验顺序等内容,试验前应与试验方协商一致。表 1 给出了鉴定试验(QT)、验收试验(AT)和原型飞行试验(PFT)中的常规试验项目。

表 1 航天器鉴定试验(QT)、验收试验(AT)、原型飞行试验(PFT)的试验项目和试验顺序

试验项目	参考章节	建议顺序 ^a	QT	AT	PFT
功能/性能试验	7.2	1,16	R	R	R

表 1 航天器鉴定试验(QT)、验收试验(AT)、原型飞行试验(PFT)的试验项目和试验顺序(续)

试验项目	参考章节	建议顺序 ^a	QT	AT	PFT
电磁兼容性试验	7.3	2	R	O	R
磁试验	7.4	20	O	O	O
天线方向图测试 ^d	7.5	—	—	—	—
光学精度测量	7.6	4,10,17	R	R	R
物理特性测量	7.7	5	R	R	R
动平衡试验	7.8	21	O	O	O
运载器/航天器接口试验	7.9	—	R	R	R
静载荷试验 ^d	7.10	—	—	—	—
加速度试验 ^d	7.11	—	—	—	—
模态观测 ^b	7.12	6	R	O	R
正弦振动试验	7.13	7	R	R	R
随机振动试验 ^c	7.14	8	R	R	R
声试验 ^c	7.15	8	R	R	R
冲击试验	7.16	9	R	O	R
热平衡试验	7.17	14	R	O	R
热真空试验	7.18	15	R	R	R
热循环试验	7.19	13	O	O	O
压力试验	7.20	18	R	R	R
检漏试验	7.21	3,11,19	R	R	R
微振动试验	7.22	12	O	O	O
老炼和磨合试验 ^d	7.23	—	—	—	—
测控系统/航天器兼容性试验	7.24	22	R	R	R
<p>注 1：“R”表示“要求的”的试验。</p> <p>注 2：“O”表示“经评估要求”的试验，是根据产品的具体研制情况选择做或不做的试验。“经评估要求的”试验根据情况逐项分析作出评估。如果经过评估证明一项“经评估要求的”试验是有效的，则“经评估要求的”试验就是“要求的”试验，反之是“不要求的”试验。</p> <p>注 3：“—”表示“不要求”的试验。</p>					
<p>^a 宜试验顺序可以根据试验效率、试验设施时间安排和故障剔除效率等进行调整。但应按照如下原则：</p> <p>1) 在每次环境试验前、后进行功能/性能试验；</p> <p>2) 检漏试验和精度测量至少在环境试验的开始和结束时进行。</p> <p>^b 可以用分析和(或)模态观测结合的方式替代。</p> <p>^c 宜选择随机振动或声试验，即选择较适宜的一种，另一种经评估后进行。</p> <p>^d 试验项目主要应用于分系统和组件级。</p>					

5.2 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航天器经历的环境和相关设计规范确定。发射环境应由运载方确定。

6 分系统/组件级试验

6.1 试验项目和顺序

在型号研制中应尽早制定分系统/组件产品试验方案,其中至少包括试验项目、试验顺序等内容,试验前应与试验方协商一致。其中鉴定试验(QT)项目可从表2中选取,验收试验(AT)项目可从表3中选取,原型飞行试验(PFT)项目可从表4中选取。

6.2 试验量级和持续时间

分系统/组件级试验的试验量级和持续时间通常由型号总体和组件研制方确定,并在型号专用技术文件中规定。

表 2 分系统/组件产品鉴定试验(QT)项目和试验顺序

试验项目	参考 章节	建议 顺序 ^a	电工 电子 组件	天线	机械 活动 组件	太阳 电池 板	蓄电 池	阀门	推进	压力 容器	推力 器	热学 组件	光学 组件	结构 件
功能/性能试验	7.2	4,13,21	R	R ^c	R	R	R	R	R	R	R	R	R	O
电磁兼容性试验	7.3	22	R	O	O	O	O	—	—	O	O	O	O	O
磁试验	7.4	23	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	—
天线方向图测试	7.5	—	—	R ^c	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
光学精度测量	7.6	5,12,19	—	O	—	—	—	—	—	—	O	—	O	O
物理特性测量	7.7	2,25	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
动平衡试验	7.8	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
运载器/航天器接口试验	7.9	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
静载荷试验 ^d	7.10	1	O	O	O	O	O	—	—	O	—	—	O	R
加速度试验 ^d	7.11	3	O	O	O	O	O	—	—	O	—	—	O	O
模态观测	7.12	7	O	R	O	R	O	—	O	O	O	O	O	R
正弦振动试验	7.13	8	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	O
随机振动试验	7.14	9	R	R ^b	R	R ^b	R	R	R	R	R	R	R ^b	O
声试验	7.15	9	O	R ^b	—	R ^b	—	—	—	—	—	O	R ^b	O
冲击试验	7.16	10	R	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O
热平衡试验	7.17	16	O	O	O	O	O	—	O	—	—	O	O	—
热真空试验	7.18	17	R ^c	R	R	R	R	R	R	O	R	R	R	—

表 2 分系统/组件产品鉴定试验(QT)项目和试验顺序(续)

试验项目	参考 章节	建议 顺序 ^a	电工 电子 组件	天线	机械 活动 组件	太阳 电池 板	蓄电 池	阀门	推进	压力 容器	推力 器	热学 组件	光学 组件	结构 件
热循环试验	7.19	15	R ^c	O	O	O	R	O	O	O	O	O	O	O
压力试验	7.20	18	O	—	O	—	R	R	R	R	O	O	—	—
检漏试验	7.21	6,11,20	O	—	O	—	R	R	R	R	O	R	—	—
微振动试验	7.22	14	—	—	O	—	—	—	—	—	—	—	—	—
老炼和磨合试验	7.23	24	—	—	O	—	—	—	—	—	—	—	—	—
<p>注 1: “R”表示“要求的”的试验。</p> <p>注 2: “O”表示“经评估要求”的试验,是根据产品的具体研制情况选择做或不做的试验。“经评估要求的”试验根据情况逐项分析作出评估。如果经过评估证明一项“经评估要求的”试验是有效的,则“经评估要求的”试验就是“要求的”试验,反之是“不要求的”试验。</p> <p>注 3: “—”表示“不要求”的试验。</p>														
<p>^a 宜试验顺序可以根据试验效率、试验设施时间安排和故障剔除效率等进行调整。但应按照如下原则:</p> <p>1) 在每次环境试验前、后进行功能/性能试验;</p> <p>2) 检漏试验和精度测量至少在环境试验的开始和结束时进行。</p> <p>^b 宜选择随机振动或声试验,即选择较适宜的一种,另一种经评估后进行。</p> <p>^c 天线方向图测量一般作为功能/性能试验的一部分开展。</p> <p>^d 宜选择静载荷或加速度试验,即选择较适宜的一种,另一种经评估后进行。</p> <p>^e 宜选择热真空或热循环试验,在真空效应不会导致潜在的失效,且温度近似的前提下,可使用热循环试验替代热真空试验。</p>														

表 3 分系统/组件产品验收试验(AT)项目和试验顺序

试验项目	参考 章节	建议 顺序 ^a	电工 电子 组件	天线	机械 活动 组件	太阳 电池 板	蓄电 池	阀门	推进	压力 容器	推力 器	热学 组件	光学 组件	结构 件
功能/性能试验	7.2	2,15	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	O
电磁兼容性试验	7.3	16	O	O	—	O	O	—	—	—	—	—	—	—
磁试验	7.4	17	O	O	O	—	O	O	O	O	O	O	O	—
天线方向图测试	7.5	—	—	R ^c	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
光学精度测量	7.6	3,13	—	O	—	—	—	—	—	—	—	—	O	—
物理特性测量	7.7	1,19	R	R ^e	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
动平衡试验	7.8	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
运载器/航天器接口试验	7.9	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
静载荷试验	7.10	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

表 3 分系统/组件产品验收试验(AT)项目和试验顺序 (续)

试验项目	参考 章节	建议 顺序 ^a	电工 电子 组件	天线	机械 活动 组件	太阳 电池 板	蓄电 池	阀门	推进	压力 容器	推力 器	热学 组件	光学 组件	结构 件
加速度试验	7.11	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
模态观测	7.12	5	O	O	O	O	O	—	O	O	—	—	O	O
正弦振动试验	7.13	6	O	O	O	O	O	—	O	O	O	O	O	O
随机振动试验	7.14	7	R	R ^b	R	R ^b	R	R	R	O	R	O	R ^b	O
声试验	7.15	7	O	R ^b	—	R ^b	—	—	—	—	—	O	R ^b	O
冲击试验	7.16	8	O	—	O	—	O	—	—	—	O	—	O	—
热平衡试验	7.17	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
热真空试验	7.18	11	R ^d	R	R	R	R	R	O	O	R	R	R	—
热循环试验	7.19	10	R ^d	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	—
压力试验	7.20	12	O	—	O	—	R	R	R	R	O	O	—	—
检漏试验	7.21	4,14	O	—	O	—	R	R	R	R	R	O	—	—
微振动试验	7.22	9	—	—	O	—	—	—	—	—	—	—	—	—
老炼和磨合试验	7.23	18	R	—	O	—	—	R	—	—	R	—	—	—
<p>注 1: “R”表示“要求的”的试验。</p> <p>注 2: “O”表示“经评估要求”的试验,是根据产品的具体研制情况选择做或不做的试验。“经评估要求的”试验根据情况逐项分析作出评估。如果经过评估证明一项“经评估要求的”试验是有效的,则“经评估要求的”试验就是“要求的”试验,反之是“不要求的”试验。</p> <p>注 3: “—”表示“不要求”的试验。</p>														
<p>^a 宜试验顺序可以根据试验效率,试验装置时间安排和故障剔除效率等进行调整。但应按照如下原则:</p> <p>1) 在每次环境试验前、后进行性能试验;</p> <p>2) 检漏试验和精度测量至少在环境试验的开始和结束时进行。</p> <p>^b 宜选择随机振动或声试验,即选择较适宜的一种,另一种经评估后进行。</p> <p>^c 天线方向图测量一般作为性能试验的一部分开展。</p> <p>^d 宜选择热真空或热循环试验,在真空效应不会导致潜在的失效,且温度近似的前提下,可使用热循环试验替代热真空试验。</p>														

表 4 分系统/组件产品原型飞行试验(PFT)项目和试验顺序

试验项目	参考 章节	建议 顺序 ^a	电工 电子 组件	天线	机械 活动 组件	太阳 电池 板	蓄电 池	阀门	推进	压力 容器	推力 器	热学 组件	光学 组件	结构 件
功能/性能试验	7.2	4,13,21	R	R ^c	R	R	R	R	R	R	R	R	R	O
电磁兼容性试验	7.3	22	R	O	O	O	O	—	—	O	O	O	O	O

表 4 分系统/组件产品原型飞行试验(PFT)项目和试验顺序 (续)

试验项目	参考 章节	建议 顺序 ^a	电工 电子 组件	天线	机械 活动 组件	太阳 电池 板	蓄电 池	阀门	推进	压力 容器	推力 器	热学 组件	光学 组件	结构 件
磁试验	7.4	23	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	—
天线方向图测试	7.5	—	—	R ^c	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
光学精度测量	7.6	5,12,19	—	O	—	—	—	—	—	—	O	—	O	O
物理特性测量	7.7	2,25	R	R	—	R	R	R	R	R	R	R	R	R
动平衡试验	7.8	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
运载器/航天器接口试验	7.9	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
静载荷试验 ^d	7.10	1	O ^d	O ^d	O ^d	O ^d	O ^d	—	—	O ^d	—	—	—	R
加速度试验 ^d	7.11	3	O ^d	O ^d	O ^d	O ^d	O ^d	—	—	O ^d	—	—	O	O
模态观测	7.12	7	O	R	O	R	O	—	O	O	O	O	O	R
正弦振动试验	7.13	8	R	R	R	R	R	O	O	R	R	R	R	O
随机振动试验	7.14	9	R	R ^b	R	R ^b	R	R	R	R	R	R	R ^b	O
声试验	7.15	9	O	R ^b	—	R ^b	—	—	—	—	—	R	R ^b	O
冲击试验	7.16	10	R	O	O	O	R	O	O	O	O	O	O	O
热平衡试验	7.17	16	O	O	O	O	O	—	O	—	—	O	O	—
热真空试验	7.18	17	R ^e	R	R	R	R	O	O	O	R	R	R	—
热循环试验	7.19	15	R ^e	O	O	O	R	O	O	O	O	O	O	O
压力试验	7.20	18	O	—	O	—	R	R	R	R	O	O	—	—
检漏试验	7.21	6,11,20	O	—	O	—	R	R	R	R	R	O	—	—
微振动试验	7.22	14	—	—	O	—	—	—	—	—	—	—	—	—
老炼和磨合试验	7.23	24	R	—	O	—	—	R	—	—	R	—	—	—
<p>注 1：“R”表示“要求的”的试验。</p> <p>注 2：“O”表示“经评估要求”的试验，是根据产品的具体研制情况选择做或不做的试验。“经评估要求的”试验根据情况逐项分析作出评估。如果经过评估证明一项“经评估要求的”试验是有效的，则“经评估要求的”试验就是“要求的”试验，反之是“不要求的”试验。</p> <p>注 3：“—”表示“不要求”的试验。</p>														
<p>^a 宜试验顺序可以根据试验效率，试验装置时间安排和故障剔除效率等进行调整。但应按照如下原则：</p> <p>1) 在每次环境试验前、后进行性能试验；</p> <p>2) 检漏试验和精度测量至少在环境试验的开始和结束时进行。</p> <p>^b 宜选择随机振动或声试验，即选择较适宜的一种，另一种经评估后进行。</p> <p>^c 天线方向图测量一般作为性能试验的一部分开展。</p> <p>^d 宜选择静载荷或加速度试验，即选择较适宜的一种，另一种经评估后进行。</p> <p>^e 宜选择热真空或热循环试验，在真空效应不会导致潜在的失效，且温度近似的前提下，可使用热循环试验替代热真空试验。</p>														

7 试验要求

7.1 通则

本章规定的试验要求适用于系统、分系统和组件等所有级别的试验件。对于不同等级的试验件(鉴定级、验收级和原型飞行级),试验规范中的试验量级和持续时间应不同。假定所有试验件已编制了用户和运载方认可的试验规范,因此本章未给出具体试验量级与持续时间的定量要求。

7.2 功能/性能试验

7.2.1 试验目的

功能/性能试验用于验证试验件的电性能和机械性能等性能满足设计要求。

7.2.2 试验设施和基本设置要求

根据功能/性能试验的要求选择合适的试验设施。

电性能试验包括在试验件的电接口加载所预期的电压、电流、电阻、频率、脉冲和波形等参数,并包含所有的冗余电路。机械性能试验应包括扭矩-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。加载的这些参数应在要求范围内并按预期的飞行工作顺序变化。试验结果用来评价试验件性能是否符合规范要求。功能/性能试验也应包括电连续性、稳定性、响应时间以及其他专项测试。

7.2.3 试验件状态

如果试验件(热真空试验中的太阳能电池板、天线、推进组件除外)需要在某环境下运行,则应当进行该环境加载下的功能/性能试验。应采用推进阀与电池的模拟件进行系统/分系统产品的功能/性能试验以验证整体兼容性。

7.2.4 试验过程监测

应建立关键参数的数据库用于趋势分析。应对任何异常或未预期的趋势进行评估以确定是否产生性能超差或早期失效。

7.2.5 试验量级和持续时间

无强制性要求。

7.2.6 试验工况和指导原则

系统、分系统和组件产品功能/性能试验的配置应该包括所有的硬件和应用软件。试验件经过一系列环境试验后,后续的功能/性能试验应确认试验件没有发生性能退化。应确认在规定的试验前、中、后的各类工作模式下满足功能/性能要求。在试验过程中,航天器电子和机械产品工作状态应与发射段和在轨运行段的工作模式一致或近似。如有必要,所有的分系统/组件应处于开机状态。如可能,不仅在环境试验前后要进行功能/性能试验,在试验过程中也要进行功能/性能监测。

7.2.7 剪裁准则

应在试验的开始前和结束后进行完整的功能/性能试验,试验过程中每个工况前后应进行部分功

能/性能测试。

7.3 电磁兼容性试验

7.3.1 试验目的

电磁兼容性试验是模拟航天器所有可能工作模式下的电磁环境,验证试验件与电磁环境的兼容性,并确保有适当的余量。

7.3.2 试验设施和基本设置要求

试验场地和设备应能够满足远场和射频环境要求,可模拟实际的空间环境。应屏蔽外部射频信号,尽量减小散杂射频反射信号。在评估电磁兼容性试验数据时,应识别散杂信号与有意发射信号。遥控/遥测和射频通信信号应使用无线模式进行试验。

7.3.3 试验件状态

需进行在轨和发射阶段两种配置的试验。除了使用桥丝的电起爆装置外,触发航天器部分功能(如展开和分离配件)的电起爆装置应更换为钝感电起爆装置。

7.3.4 试验过程监测

在电磁兼容性试验过程中,应选择关键参数进行监测。

7.3.5 试验量级和持续时间

试验程序(电磁发射及敏感度)应符合 GB/T 40134 要求。研制方的详细说明与接口文件(运载火箭发射手册等)提供试验的补充要求。

7.3.6 试验工况和指导原则

飞行器的工作模式和测量仪器的选择应能在故障、不可接受或非期望的响应导致电磁不兼容状态时,确定相应的裕度。该试验用于验证电气电子设备能够在其他分系统/组件(如其他航天器以及运载火箭)预计产生的电磁辐射与传导条件下正常工作。同时航天器产生的电磁辐射与传导应不干扰运载火箭。如果航天器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。应安装钝感电起爆装置,并在整个试验过程中进行监视。系统与分系统之间的电磁兼容性应有适当的余量。

7.3.7 剪裁准则

无强制性要求。

7.4 磁试验

7.4.1 试验目的

磁试验是确定试验件的磁场(如剩磁场、杂散磁场和感磁场)与磁矩(如剩磁矩、杂散磁矩和感磁矩),并证明符合磁洁净度要求。

对控制磁特性或磁场有专门要求的航天器,特别是带有磁敏感器(如磁强计)的航天器对磁有更严格要求,应进行组件级、分系统级、系统级磁试验,通过试验改进航天器的磁设计方案。

7.4.2 试验设施和基本设置要求

剩磁场、杂散磁场、剩磁矩和杂散磁矩测量一般在零磁场环境中进行,感磁场和感磁矩的测量在可控磁场环境中进行,充磁试验在直流充磁场环境中进行,退磁试验在交流退磁场环境中进行。磁补偿试验用的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满足试验要求。

7.4.3 试验件状态

试验件状态应尽可能模拟在轨状态。

剩磁场测量和剩磁矩测量时,产品在零磁场环境下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,产品是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,产品在可控磁场环境下处于不工作状态。

7.4.4 试验过程监测

无强制性要求。

7.4.5 试验量级和持续时间

试验程序应符合 ISO 21494 要求。研制方需提供详细的磁性要求规范。

7.4.6 试验工况和指导原则

磁试验包括磁场测量、磁矩测量、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。

当需要精确估计航天器磁矩(如搭载磁力矩器或磁矩是主要干扰因素的航天器)和准确测量磁场时,需要进行系统级磁试验。必要时,为了估计或控制系统级磁矩或磁场,应进行组件级磁试验。

建议航天器的鉴定和验收磁试验在振动试验后进行,以便消除振动试验设备对航天器的磁化影响。

7.4.7 剪裁准则

如果对航天器没有严格的磁洁净度要求,则可以通过仿真分析来代替物理试验。

7.5 天线方向图测试

7.5.1 试验目的

验证发射和在轨运行阶段航天器整机级天线的性能,以及天线间的相互影响。

7.5.2 试验设施和基本设置要求

应依据试验程序,在合适的天线试验设施中准确测量航天器各个天线的辐射方向图和相位。

7.5.3 试验件状态

试验应按天线在航天器上的实际工作状态进行。试验件状态应体现航天器外部形状,包括可展开结构。

7.5.4 试验过程监测

无强制性要求。

7.5.5 试验量级和持续时间

无强制性要求。

7.5.6 试验工况和指导原则

无强制性要求。

7.5.7 剪裁准则

如果实际航天器无法参与天线方向图试验,可使用等效模型或缩比模型模拟航天器,或者通过仿真分析进行。

7.6 光学精度测量

7.6.1 试验目的

确定试验件的安装精度是否在航天器规定的误差范围内。

7.6.2 试验设施和基本设置要求

试验设施及设置应保证可在规定容差范围内测量必要角度。应测量试验件的安装位置以及航天器轴线与光学传感器、天线、喷管、推力器之间的角度。试验设施及安装应保证光路通畅,刚度足够,减少变形对测试的影响。

7.6.3 试验件状态

试验件上应安装必要的光学基准和参考点,以测到合适的角度。

7.6.4 试验过程监测

无强制性要求。

7.6.5 试验量级和持续时间

无强制性要求。

7.6.6 试验工况和指导原则

除了初始精度测量外,还应在环境试验(例如振动和热试验)前后、可能影响试验件精度的长途运输后安排精度测量。

7.6.7 剪裁准则

如果精度预测值证明相对于规范要求有足够的余量,则可剪裁热试验前后的精度测量。

7.7 物理特性测量

7.7.1 试验目的

确定试验件的尺寸和质量特性(例如质量、重心和惯量等)。

7.7.2 试验设施和基本设置要求

试验件应安装在具有测量物理特性能力的设备上。

7.7.3 试验件状态

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

7.7.4 试验过程监测

无强制性要求。

7.7.5 试验量级和持续时间

无强制性要求。

7.7.6 试验工况和指导原则

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。如果测试针对不加注燃料的试验件进行,则应利用分析模型(模拟满载燃料)完成相关性分析。

7.7.7 剪裁准则

如果物理特性分析结果有大的余量,则除质量测量外,其他物理特性测量可不进行。

7.8 动平衡试验

7.8.1 试验目的

用于修正由于质心的偏心及绕指定坐标轴(通常为几何旋转轴)的惯性积引起的不平衡量。具有动平衡要求但无法通过分析来验证的传感器、航天器或上面级应进行该项试验。

7.8.2 试验设施和基本设置要求

试验件应安装在适合的动平衡机上。对风阻敏感和动平衡测量与配平精度要求较高的试验件,动平衡机及试验件可置于低真空装置内开展动平衡试验。

7.8.3 试验件状态

试验件应尽可能与任务关键平衡配置状态相当。如果已完成不加注燃料状态的动平衡试验,则可利用满载燃料状态的分析模型来完成两种状态的相关性分析。应通过分析来修正任何不能安装的飞行产品或任何不能移除的非飞行产品(例如试验工装)的不平衡量。

7.8.4 试验过程监测

无强制性要求。

7.8.5 试验量级和持续时间

试验精度与持续时间取决于任务剖面及旋转速率。

7.8.6 试验工况和指导原则

如需要,应核实由初始平衡达到规定的最终平衡的可行性,并评估固定平衡配重的方法以及在环境试验中对试验件工作的影响。在试验程序中适当地调整所有质量的分布以实现最终平衡,例如更换或重新设计组件。建议采取最少改变系统质量分布的方式来完成最终动平衡试验。

7.8.7 剪裁准则

当满足所需精度时,小质量产品在试验中可以不装配,但应通过分析进行说明。

7.9 运载器/航天器接口试验

7.9.1 试验目的

运载器/航天器接口试验用于验证运载器和航天器的接口的匹配性。

7.9.2 试验设施和基本设置要求

试验件应在可支承航天器的设备上进行试验。

7.9.3 试验件状态

试验件的机械/电接口应处于发射配置。

7.9.4 试验过程监测

相关监测要求应根据相应的运载器用户手册和航天器设计标准确定。

7.9.5 试验量级和持续时间

试验量级和持续时间应根据相应的运载器用户手册和航天器设计标准确定。

7.9.6 试验工况和指导原则

由运载器和航天器研制方共同完成该试验。每次试验的场地和时机由运载器和航天器方面协商确定。电接口的验证应在发射场试验前完成。用标准量具进行接口尺寸测量或匹配检查以验证机械接口。可选做脐带电缆连接器的脱拔试验来检查分离性。

7.9.7 剪裁准则

无强制性要求。

7.10 静载荷试验

7.10.1 试验目的

验证航天器主结构或大型结构件在工作寿命期间模拟的准静态载荷下满足设计强度和刚度要求,并具有规定安全余量。

7.10.2 试验设施和基本设置要求

支承和加载工装应与飞行环境的边界条件和加载量级一致。主结构应安装在与航天器适配器有着相同结构特性的试验工装上。大型结构件应安装在与航天器接口一致的支承工装上。

7.10.3 试验件状态

静载荷试验使用的模型应与正样产品具有相同的配置、材料和生产工艺。

7.10.4 试验过程监测

应测量和记录试验过程中和结束加载后试验件的应变量和变形量。如需要,应增加载荷直到结构发生失效,来评估其设计余量。

7.10.5 试验量级和持续时间

载荷应逐级增加至规定的载荷量级。应记录每个载荷量级下的应变量和变形量。考虑到飞行关键温度与力学载荷的耦合作用,载荷量级应按照最严酷应力水平来确定。每级载荷量级的保持时间应是完成应力、应变、变形和温度记录的最短时间。

7.10.6 试验工况和指导原则

试验工况应包络预示的加速度、振动、压力和温度环境等最严重情况下的综合影响。这些环境条件的影响可以统一在试验条件中模拟。

7.10.7 剪裁准则

可采用离心试验或正弦驻留试验替代静载荷试验。

7.11 加速度试验

7.11.1 试验目的

验证组件在工作状态下承受发射阶段产生的持续加速度环境的能力。

7.11.2 试验设施和基本设置要求

试验件应安装在与其在发射阶段一致的试验工装上,并以适合的方向承受加速度。

7.11.3 试验件状态

试验件应通过规定的安装点安装在试验工装上。必要时,试验件上应覆盖护罩加以保护。如果未提出其他试验条件,在三个相互垂直轴的每个方向上进行试验。

7.11.4 试验过程监测

在每次加速度试验前后,应测试试验件的电性能与机械性能。

7.11.5 试验量级和持续时间

试验量级和持续时间应根据相应的运载器用户手册确定。

7.11.6 试验工况和指导原则

在试验件的重心上施加规定的加速度。如使用离心机进行试验,离心机臂长(由试验件的几何中心量起)应大于试验件沿臂长方向的尺寸。作用在整个试验件的加速度梯度不应使试验件的任何关键部分的加速度低于鉴定量级要求。陀螺和平台这类惯性组件要求在离心机臂上安装反向旋转工装。

7.11.7 剪裁准则

无强制性要求。

7.12 模态观测

7.12.1 试验目的

确定试验件在关注频率范围内的固有频率、振型和阻尼因子。验证和修正动力学分析模型,用分析模型预示结构载荷确定结构余量和验证结构静力试验载荷条件的合理性。

7.12.2 试验设施和基本设置要求

典型的激励方法包括基础激励、单点激励和多点激励等。任何一种方法都应慎重地考虑边界条件的影响,防止由于边界条件的不正确而影响试验。

7.12.3 试验件状态

试验件应采用正样或鉴定模型。如果用模拟件替代真实产品,应能够等效被替代产品的质量,且不应使试验件刚度加强。

7.12.4 试验过程监测

测试仪器应足以验证分析模型在关注频率范围内的主结构模态。

7.12.5 试验量级和持续时间

无强制性要求。

7.12.6 试验工况和指导原则

在试验期间,支承试验件的工装应与发射过程中预期的边界条件一致。如不可行,则需要引入其他边界条件,试验频率也需要相应地调整。当使用非工作状态的边界条件时应当考虑界面刚度。任何能够实现试验目标并具有所需精度的测试方法均可以用于模态观测。输入力函数可以是瞬态、定频、正弦扫频波或随机的。

7.12.7 剪裁准则

在模拟结构件上开展了满足程序要求的模态观测后,可不再对其正样和原型飞行模型进行模态观测。模拟结构件在材料、配置、制作和组装方法上与原结构一致,并可模拟安装在主结构上的其他产品的位置、安装方式和物理特性。

7.13 正弦振动试验

7.13.1 试验目的

验证试验件承受运载器的低频激励或其他自激正弦振动环境的能力,检验其在最高预示低频振动环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷。正弦试验应符合 GB/T 34516 的要求。

7.13.2 试验设施和基本设置要求

振动试验设施应满足试验件的正弦振动试验要求。试验件应通过其规定安装点安装在试验工装

上。沿试验件相互正交的三个轴向施加振动,其中一个方向应平行于推力轴方向。

7.13.3 试验件状态

试验件应按照发射状态配置。如果推进剂充液状态已经过试验验证,则可以进行空箱状态试验。天线和其他入轨后展开或改变位置状态的设备在试验时应处于发射状态。应安装适合的动力学传感器以测量试验件的响应。

7.13.4 试验过程监测

在系统级振动试验过程中,试验件状态应与发射阶段相同,并监测遥测信号是否正常,以及在激振过程中其他系统的工作状态。试验方案中应明确规定试验件的详细监测要求。

7.13.5 试验量级和持续时间

试验量级和持续时间应根据相应的运载器用户手册及航天器设计标准确定。试验规范中应明确规定最终的试验要求,并在考虑多种因素后,能够反映出试验方案中规定的验证策略。

7.13.6 试验工况和指导原则

正弦振动试验包括以下试验状态。

- a) 加速度传感器和振动台控制:对于正弦振动试验,至少有一个控制加速度传感器应刚性固定在航天器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:一般情况下,密封组件应充压至发射前压力。若发射阶段内外压力改变引起的强度、刚度和载荷明显变化,应进行专门试验以评估其影响。

如果填充的是有毒的或爆炸性材料,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替换。

7.13.7 剪裁准则

为防止过应力,应进行试验条件下凹。下凹试验条件需由研制方认可。

7.14 随机振动试验

7.14.1 试验目的

验证试验件承受寿命期内的随机振动环境并能正常工作的能力,检验其在最高预示随机振动环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷。随机振动试验应符合 GB/T 34516 的要求。

7.14.2 试验设施和基本设置要求

振动试验设施应满足试验件的随机振动试验要求。试验件应通过其规定安装点安装在试验工装上。沿试验件相互正交的三个轴向施加振动,其中一个方向应平行于推力轴方向。

7.14.3 试验件状态

试验件应按照发射状态配置。如果推进剂充液状态已经过试验验证,则可以进行空箱状态试验。天线和其他入轨后展开或改变位置状态的设备在试验时应处于发射状态。应安装适合的动力学传感器测量试验件的响应。

7.14.4 试验过程监测

在系统级振动试验过程中,试验件状态应与发射阶段相同,并监测遥测信号是否正常,以及在激振过程中其他系统的工作状态。试验方案中应明确规定试验件的详细监测要求。

7.14.5 试验量级和持续时间

试验量级和持续时间应根据相应的运载器用户手册及航天器设计标准确定。试验规范中应明确规定最终的试验要求,并在考虑多种因素后,能够反映出试验方案中规定的验证策略。

7.14.6 试验工况和指导原则

随机振动试验包括以下试验状态。

- a) 加速度传感器和振动台控制:对于随机振动试验,至少有一个控制加速度传感器应刚性固定在航天器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:一般情况下,密封组件应充压至发射前压力。若发射阶段内外压力改变引起的强度、刚度和载荷明显变化,应进行专门试验以评估其影响。

如果填充的是有毒的或爆炸性材料,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替换。

7.14.7 剪裁准则

如开展声试验,当试验件安装位置的声学输入覆盖结构承载输入时,随机振动试验可不开展,各试验件的试验规范中应明确规定试验项目选择结果。

7.15 声试验

7.15.1 试验目的

验证试验件承受运载火箭激发的声环境并能正常工作的能力,检验试验件在最高预示声环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷。声试验应符合 ISO 19924 的要求。

7.15.2 试验设施和基本设置要求

试验件应安装在声试验设施中,试验设施有能力产生达到或超过由运载火箭激发的声场水平。

7.15.3 试验件状态

试验件应按照发射状态配置。在航天器试验过程中,如果推进剂充液状态已经过试验验证,则可以进行空箱状态试验。应在切实可行的范围内复现重要的流体和压力条件。应安装适合的动力学传感器以测量试验件的响应。

7.15.4 试验过程监测

试验过程中,试验件状态应与发射阶段相同,应监视系统工作状态及关键参数是否有间歇性故障。试验方案中应明确规定试验件的详细监测要求。

7.15.5 试验量级和持续时间

试验量级和持续时间应在相应的运载器用户手册及航天器设计标准中规定。

7.15.6 试验工况和指导原则

一般情况下,密封组件应该充压至发射前压力。如果填充的是有毒的或爆炸性材料,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替换。试验中,应测量声室的声压级和试验件结构的响应加速度。

7.15.7 剪裁准则

一般对于结构紧凑、质量密集、对声不敏感的试验件通过对界面传递振动要比声更能有效地激励,可以用随机振动试验代替声试验。

若由内外压力改变引起的强度、刚度和载荷变化不明显或精确可预估,则不需要对受压组件充压。

7.16 冲击试验

7.16.1 试验目的

验证试验件承受冲击环境并能正常工作的能力,检验试验件工艺制造质量,暴露材料和制造缺陷。

7.16.2 试验设施和基本设置要求

试验件应按正样状态配置,并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。如可能,可采用正样结构和真实冲击源进行试验。

7.16.3 试验件状态

试验时,试验件的支承和结构配置尽量接近飞行的真实状态,使冲击载荷幅值、频率分量和传递路径方面与飞行时的动态响应相似。

7.16.4 试验过程监测

在试验过程中,应对试验件的运行状况和故障进行监测。

7.16.5 试验量级和持续时间

试验量级和持续时间应在相应的运载火箭用户手册及航天器设计标准中明确规定。

7.16.6 试验工况和指导原则

试验工况应根据冲击类型和冲击时机确定。

7.16.7 剪裁准则

如果规定的冲击谱被随机振动谱包络,且对其传递路径和阻尼特性非常了解,可不进行冲击试验。

7.17 热平衡试验

7.17.1 试验目的

热平衡试验用于提供必要的数据来验证理论热模型及飞行器热控分系统将组件、分系统和整个飞行器保持在规定的温度范围内的能力。热平衡试验应符合 GB/T 34515 的要求。

7.17.2 试验设施和基本设置要求

系统级产品应进行热平衡试验。当分系统/组件具有独立于热控制分系统的热控能力时,也应进行

相应的热平衡试验。

7.17.3 试验件状态

热平衡试验可与热真空试验结合开展。试验件的外热流可采用吸收外热流方法、入射外热流方法和组合外热流方法进行模拟,应依据试验件的几何形状、内部热耗、外部热流以及外表面的热特性确定外热流模拟方式。除自有温度传感器外,还应根据热分析结果安装试验用温度传感器采集和监测试验件温度。

7.17.4 试验过程监测

在试验过程中,产品应通电工作,连续监测其状态。在试验前后应开展功能/性能试验。

7.17.5 试验量级和持续时间

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、航天器设计、航天器工作模式以及达到温度平衡所需要的时间。

7.17.6 试验工况和指导原则

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,试验工况至少应包括极端高温和极端低温工况,并可根据热分析结果增加瞬态工况、特殊工况等。

7.17.7 剪裁准则

如果热模型的分析 and 试验已经充分证明了热控分系统具有足够的余量,可省略热平衡试验。

7.18 热真空试验

7.18.1 试验目的

验证试验件在模拟飞行的真空和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。热真空试验应符合 GB/T 34522 的要求。

7.18.2 试验设施和基本设置要求

试验件应放置在空间环境模拟器中,并进行必要的功能测试确保真空室关闭前整个试验系统已处于正常的试验准备状态。试验应能模拟飞行器在轨飞行的各种飞行模式,包括所有冗余电路和通道,应经历所有的工作模式和执行工作序列。试验时在试验容器的关键部位放置石英晶体微量天平或其他仪器测量飞行器和试验设备的污染。

7.18.3 试验件状态

试验件应暴露于可覆盖最高和最低试验温度的空间环境模拟器内。为满足温度条件,可以改变局部热边界条件或改变组件工作状态提供辅助的加热或冷却手段,如相邻设备的开关机。但要避免在试验件内部改变试验件技术状态的任何特殊的调整措施,要尽可能利用外部阻挡、遮蔽或加热,以使某些部位达到要求的试验温度。除了产品自有传感器外,还应依据热分析结果安装试验用温度传感器及热流计以监测和获得热试验数据。

7.18.4 试验过程监测

在试验过程中,应对试验件进行全程监测。在试验前、过程中以及试验后,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) 如果航天器在发射段工作,应在抽真空期间开展真空放电测试;
- 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。

7.18.5 试验量级和持续时间

试验温度由工程规范或按以下原则确定：

- a) QT:MPT±鉴定余量;
- b) AT:MPT±验收余量;
- c) PFT:MPT±原型飞行试验余量。

热浸时间、循环次数及试验剖面应根据试验件状态(试验操作模式、热惯性等)在试验规范中规定。同时也应考虑试验工装特性(热容量、加热器配置等)对试验配置的影响。

7.18.6 试验工况和指导原则

在运载器上升段工作的组件,应在试验压力下降过程中开机并监测有无真空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,以证明不存在真空放电和微放电。

7.18.7 剪裁准则

如果组件对真空环境不敏感,可以使用热循环试验替代热真空试验。

7.19 热循环试验

7.19.1 试验目的

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。可选用热循环试验与减周期的热真空试验相结合的方式替代热真空试验。

7.19.2 试验设施和基本设置要求

试验件应放置于常压热试验箱中,试验箱湿度控制能力可覆盖试验件温度极限范围。试验设施应能完成主/备份产品在各个工作模式和全部热工况下的功能测试。

7.19.3 试验件状态

试验件应置于常压热试验箱中,试验箱应具备模拟试验件所经受的极限温度。对于系统级产品,如可行,可以改变局部热边界条件或改变组件工作状态提供辅助的加热或冷却手段,以满足控温要求。

7.19.4 试验过程监测

应进行必要的功能测试确保试验箱关闭前整个试验系统已处于正常的试验准备状态。试验过程中,试验件应处于工作状态,并监测试验件的主要参数。如有必要,为了使试验件达到冷平衡,可关闭试验件的电源。

7.19.5 试验量级和持续时间

组件产品热循环试验的试验量级和持续时间取决于全生命周期的系统分析。热循环试验通常在大

气压力下进行,也可在低气压和真空环境下进行。非密封组件做试验时,应采取必要的措施防止低温在组件表面和内部产生冷凝水。

7.19.6 试验工况和指导原则

试验过程中,应进行湿度控制以避免结露,保持试验箱内的露点温度低于试验箱内的当前温度。一个完整的热循环起始于常温,先转温至一个温度极限并达到稳定,再转温至另一个温度极限并达到稳定,最后回到常温。对于温度敏感组件(如电池),可进行辅助加热或冷却。应在能代表产品平衡温度的位置设置温度监测点。为了满足变温速率要求,如必要,部分产品(如太阳能电池阵和被动热控设备)可不参加系统级热循环试验。应在最后一个热循环的高低温温度停留时间内进行主/备份产品的功能测试。

7.19.7 剪裁准则

热循环试验可与热真空试验结合开展。

7.20 压力试验

7.20.1 试验目的

在鉴定试验中,压力试验可证明受压结构、容器、管路和组件有足够的设计和结构完整性,在最高预期工作压力(MEOP)下不会发生结构失效和变形。在验收试验中,压力试验可检测导致试验件失效的材料和工艺缺陷。

7.20.2 试验设施和基本设置要求

试验件应放置在压力试验装置中,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、相对湿度和PH值。

7.20.3 试验件状态

充压分系统中,非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。

7.20.4 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。

7.20.5 试验量级和持续时间

试验量级和持续时间应满足以下要求。

- 温度和相对湿度:试验应在满足要求的工作温度和相对湿度下开展。如果调整压力会产生材料强度、断裂韧性的温度和相对湿度效应,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,保证可以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至少是最大预期工作压力的2倍。设计爆裂压力保持时间应大于获得合适检验压力的最短时间。

7.20.6 试验工况和指导原则

应按 GB/T 40541 的规定开展压力试验。

7.20.7 剪裁准则

压力容器的鉴定试验应包括破坏前泄漏(LBB)故障模式的验证。如果材料数据可用于破坏前泄漏(LBB)故障模式的分析演示,则可以省略破坏前泄漏试验。

7.21 检漏试验

7.21.1 试验目的

验证充压和密封产品是否满足规定的漏率设计要求。

7.21.2 试验设施和基本设置要求

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、相对湿度和 pH 值。

7.21.3 试验件状态

在开展检漏试验前,应检查钎焊或熔焊以外的连接方式,如应确保螺纹接头的拧紧力矩满足规范要求。

7.21.4 试验过程监测

无强制性要求。

7.21.5 试验量级和持续时间

试验件应置于能够以压力衰减指示漏率的压力环境中。若密封与压力有关,则检漏试验应在组件最大和最小工作压差下进行。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。

7.21.6 试验工况和指导原则

满足任务要求的漏率指标是在分析和研制试验的基础上得到的。试验使用的检漏方法应考虑漏率随着压差及高低温的变化,并且有要求的阈值、分辨率和精度检测出产品的泄漏率。如需要,应装入适当的有代表性的液体在鉴定温度下做检漏试验考虑几何尺寸变化和黏度变化对漏率的影响。

7.21.7 剪裁准则

为达到规定的精度,可能需要容纳航天器的特殊工装、特定的区域或其他特殊的技术。

7.22 微振动试验

7.22.1 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。微振动可能会造成航天器的抖动,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。微振动试验应符合 ISO 24411 的要求。

7.22.2 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。

7.22.3 试验件状态

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。

7.22.4 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。

7.22.5 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。

7.22.6 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。

7.22.7 剪裁准则

用于地球观测、光通信、天文学平台航天器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。航天器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研制方。

7.23 老炼和磨合试验

7.23.1 试验目的

检测发生在组件寿命早期的材料和工艺失效。

7.23.2 试验设施和基本设置要求

无强制性要求。

7.23.3 试验件状态

试验件应是正样或鉴定试验件。

7.23.4 试验过程监测

为获得退化证据，在老炼和磨合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。

7.23.5 试验量级和持续时间

试验条件包括以下内容。

- a) 压力:通常施加环境大气压力。
- b) 温度:如果能够达到试验目的,可在实验室环境温度下试验,否则,应在有代表性的工作运行环境温度下试验。
- c) 持续时间:应根据工程规范确定试验持续时间。对于电子组件,可延长热循环试验时间来累积老炼试验需要的工作小时数。

7.23.6 试验工况和指导原则

对于阀门、推力器和其他试验件,采用工作循环次数较之工作小时数更易于识别早期失效,功能循环测试应在环境温度下进行。推力器产品功能循环为完整的热点火过程,包括启动、稳态工作和关机。利用肼推进剂进行热点火的推力器,在试验点火后应将飞行用阀门内肼的污迹清除干净。

7.23.7 剪裁准则

有严格寿命限制的组件不应进行磨合试验。

7.24 测控系统/航天器兼容性试验

7.24.1 试验目的

验证航天器与地面测控站、指挥控制中心以及其他系统间的接口匹配和工作协调性。

7.24.2 试验设施和基本设置要求

装置应包括用于遥测/遥控信号的电缆和 RF 无线传输设备。

7.24.3 试验件状态

除太阳能电池阵和推进分系统外,试验系统应按飞行状态配置。

7.24.4 试验过程监测

应将试验数据与试验前获得的数据进行对比,以确定性能参数的变化趋势。

7.24.5 试验量级和持续时间

试验量级和持续时间应针对每个航天器任务单独制定,并考虑发射场的发射程序。

7.24.6 试验工况和指导原则

兼容性试验应针对每个航天器任务单独制定,并应遵循发射场的发射程序。

7.24.7 剪裁准则

无强制性要求。

附 录 A
(资料性)

本文件与 ISO 15864:2021 相比的结构变化情况

表 A.1 给出了本文件与 ISO 15864:2021 结构编号对照一览表。

表 A.1 本文件与 ISO 15864:2021 的结构编号对照情况

本文件结构编号	ISO 15864:2021 结构编号
1	1
2	2
3	3
4	4
4.1	4.1
4.2	4.2
4.3	4.3
4.4	4.4
4.5	4.5
4.6	4.6
4.7	4.7
4.8	4.8
4.8.1	4.8.1
4.8.2	4.8.2
4.8.3	4.8.3
4.8.4	4.8.4
4.8.5	4.8.5
4.9	4.9
4.9.1	4.9.1
4.9.2	4.9.2
4.9.3	4.9.3
4.9.4	4.9.4
4.9.5	4.9.5
4.9.6	4.9.6
4.9.7	4.9.7
4.10	4.10

表 A.1 本文件与 ISO 15864:2021 的结构编号对照情况（续）

本文件结构编号	ISO 15864:2021 结构编号
4.10.1	4.10.1
4.10.2	4.10.2
4.10.3	4.10.3
5	5
5.1	5.1
5.2	5.2
6	6
6.1	6.1
6.2	6.2
7	7
7.1	7.1
7.2	7.2
7.2.1	7.2.1
7.2.2	7.2.2
7.2.3	7.2.3
7.2.4	7.2.4
7.2.5	7.2.5
7.2.6	7.2.6
7.2.7	7.2.7
7.3	7.3
7.3.1	7.3.1
7.3.2	7.3.2
7.3.3	7.3.3
7.3.4	7.3.4
7.3.5	7.3.5
7.3.6	7.3.6
7.3.7	7.3.7
7.4	7.4
7.4.1	7.4.1
7.4.2	7.4.2
7.4.3	7.4.3

表 A.1 本文件与 ISO 15864:2021 的结构编号对照情况（续）

本文件结构编号	ISO 15864:2021 结构编号
7.4.4	7.4.4
7.4.5	7.4.5
7.4.6	7.4.6
7.4.7	7.4.7
7.5	7.5
7.5.1	7.5.1
7.5.2	7.5.2
7.5.3	7.5.3
7.5.4	7.5.4
7.5.5	7.5.5
7.5.6	7.5.6
7.5.7	7.5.7
7.6	7.6
7.6.1	7.6.1
7.6.2	7.6.2
7.6.3	7.6.3
7.6.4	7.6.4
7.6.5	7.6.5
7.6.6	7.6.6
7.6.7	7.6.7
7.7	7.7
7.7.1	7.7.1
7.7.2	7.7.2
7.7.3	7.7.3
7.7.4	7.7.4
7.7.5	7.7.5
7.7.6	7.7.6
7.7.7	7.7.7
7.8	7.8
7.8.1	7.8.1
7.8.2	7.8.2

表 A.1 本文件与 ISO 15864:2021 的结构编号对照情况（续）

本文件结构编号	ISO 15864:2021 结构编号
7.8.3	7.8.3
7.8.4	7.8.4
7.8.5	7.8.5
7.8.6	7.8.6
7.8.7	7.8.7
7.9	7.9
7.9.1	7.9.1
7.9.2	7.9.2
7.9.3	7.9.3
7.9.4	7.9.4
7.9.5	7.9.5
7.9.6	7.9.6
7.9.7	7.9.7
7.10	7.10
7.10.1	7.10.1
7.10.2	7.10.2
7.10.3	7.10.3
7.10.4	7.10.4
7.10.5	7.10.5
7.10.6	7.10.6
7.10.7	7.10.7
7.11	7.11
7.11.1	7.11.1
7.11.2	7.11.2
7.11.3	7.11.3
7.11.4	7.11.4
7.11.5	7.11.5
7.11.6	7.11.6
7.11.7	7.11.7
7.12	7.12
7.12.1	7.12.1

表 A.1 本文件与 ISO 15864:2021 的结构编号对照情况（续）

本文件结构编号	ISO 15864:2021 结构编号
7.12.2	7.12.2
7.12.3	7.12.3
7.12.4	7.12.4
7.12.5	7.12.5
7.12.6	7.12.6
7.12.7	7.12.7
7.13	7.13
7.13.1	7.13.1
7.13.2	7.13.2
7.13.3	7.13.3
7.13.4	7.13.4
7.13.5	7.13.5
7.13.6	7.13.6
7.13.7	7.13.7
7.14	7.14
7.14.1	7.14.1
7.14.2	7.14.2
7.14.3	7.14.3
7.14.4	7.14.4
7.14.5	7.14.5
7.14.6	7.14.6
7.14.7	7.14.7
7.15	7.15
7.15.1	7.15.1
7.15.2	7.15.2
7.15.3	7.15.3
7.15.4	7.15.4
7.15.5	7.15.5
7.15.6	7.15.6
7.15.7	7.15.7
7.16	7.16

表 A.1 本文件与 ISO 15864:2021 的结构编号对照情况（续）

本文件结构编号	ISO 15864:2021 结构编号
7.16.1	7.16.1
7.16.2	7.16.2
7.16.3	7.16.3
7.16.4	7.16.4
7.16.5	7.16.5
7.16.6	7.16.6
7.16.7	7.16.7
7.17	7.17
7.17.1	7.17.1
7.17.2	7.17.2
7.17.3	7.17.3
7.17.4	7.17.4
7.17.5	7.17.5
7.17.6	7.17.6
7.17.7	7.17.7
7.18	7.18
7.18.1	7.18.1
7.18.2	7.18.2
7.18.3	7.18.3
7.18.4	7.18.4
7.18.5	7.18.5
7.18.6	7.18.6
7.18.7	7.18.7
7.19	7.19
7.19.1	7.19.1
7.19.2	7.19.2
7.19.3	7.19.3
7.19.4	7.19.4
7.19.5	7.19.5
7.19.6	7.19.6
7.19.7	7.19.7

表 A.1 本文件与 ISO 15864:2021 的结构编号对照情况 (续)

本文件结构编号	ISO 15864:2021 结构编号
7.20	7.20
7.20.1	7.20.1
7.20.2	7.20.2
7.20.3	7.20.3
7.20.4	7.20.4
7.20.5	7.20.5
7.20.6	7.20.6
7.20.7	7.20.7
7.21	7.21
7.21.1	7.21.1
7.21.2	7.21.2
7.21.3	7.21.3
7.21.4	7.21.4
7.21.5	7.21.5
7.21.6	7.21.6
7.21.7	7.21.7
7.22	—
7.22.1	—
7.22.2	—
7.22.3	—
7.22.4	—
7.22.5	—
7.22.6	—
7.22.7	—
7.23	7.22
7.23.1	7.22.1
7.23.2	7.22.2
7.23.3	7.22.3
7.23.4	7.22.4
7.23.5	7.22.5
7.23.6	7.22.6

表 A.1 本文件与 ISO 15864:2021 的结构编号对照情况（续）

本文件结构编号	ISO 15864:2021 结构编号
7.23.7	7.22.7
7.24	7.23
7.24.1	7.23.1
7.24.2	7.23.2
7.24.3	7.23.3
7.24.4	7.23.4
7.24.5	7.23.5
7.24.6	7.23.6
7.24.7	7.23.7
附录 A	—
附录 B	—
—	7.22.5.1,7.22.5.2,7.22.5.3

附 录 B
(资料性)

本文件与 ISO 15864:2021 的技术性差异及其原因

表 B.1 给出了本文件与 ISO 15864:2021 技术性差异及其原因的一览表。

表 B.1 本文件与 ISO 15864:2021 的技术性差异及其原因

本文件 结构编号	技术性差异	原因
1	适用范围取消了“无人航天器”的规定内容	ISO 15864:2021 中规定本文件适用于“无人航天器”，经综合分析，本文件同样适用于“载人航天器”，故取消了对“无人航天器”的规定
3.1.7	修改了“原型飞行模型”的定义	ISO 15864:2021 对原型飞行试验的试验量级规定为“鉴定级试验量级和验收级试验时间”，而国内行业要求“一般不高于鉴定级试验量级，试验时间与验收试验相同”，参照国内行业要求进行了修改
3.2	增加了缩略语“MPT 最高预示温度和最低预示温度 (Maximum and minimum Predicted Temperatures)”	MPT 是表示航天器温度预示量级的通用缩略语，7.18.5 中增加了具体的试验温度量级要求，为了正文表述方便在本条增加了缩略语 MPT
	删除了缩略语“CG: 重心 (Center of Gravity)、EED: 电火工品 (Electroexplosive Devices)、EMC: 电磁兼容性 (Electromagnetic Compatibility)、MMA: 机械活动组件 (Moving Mechanical Assembly)”	正文中未引用
4.6	修改了原型飞行试验的部分描述	ISO 15864:2021 对原型飞行试验的试验量级规定与国内行业要求不一致，参照国内行业要求进行了更改
4.7	删除了“发射前确认试验应覆盖所有可实现的工作模式以确保满足全部任务要求”的相关规定	国内实际并未覆盖所有可实现的工作模式，参照国内实际情况进行了删除
4.8.4	删除了“经过鉴定的产品修复后用作飞行正样件”的相关内容	该规定与国内行业要求差别较大，经评估后删除了相关内容
4.8.5	修改“最低限度情况下，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”为“针对失效模式，制定相应的再试验策略”	原规定不够准确，参照国内行业要求进行了更改
4.9.2	修改了关于试验计划的相关规定	ISO 15864:2021 中关于“试验计划”的相关规定过于简单，描述不够全面，对照国内行业要求进行了补充

表 B.1 本文件与 ISO 15864:2021 的技术性差异及其原因 (续)

本文件 结构编号	技术性差异	原因
4.10.2	将引用标准 ISO 14303 替换为 GB/T 32302	GB/T 32302 是指导我国运载火箭与航天器接口设计要求的标准
4.10.3	将引用标准 ISO/IEC 17025 替换为 GB/T 27025	GB/T 27025 是指导我国仪器计量的标准
5.1	表 1 增加了“微振动”试验项目,并调整了相关试验项目的建议顺序	根据国内航天器产品微振动试验现状和试验要求,增加了微振动试验项目,并对相关内容进行了修改
6.2	表 2 至表 4 增加了“微振动”试验项目,并调整了相关试验项目的建议顺序	根据国内航天器产品微振动试验现状和试验要求,增加了微振动试验项目,并对相关内容进行了修改
6.2	修改了表 2 中的功能/性能、电磁兼容性、磁、加速度、正弦振动、随机振动、声、冲击、热循环、压力、检漏等试验项目的选择策略	根据国内行业要求和航天器产品试验现状,修改了相应试验项目的选择策略,规定了试验项目是要求做、经评估后确定是否做或者不做该试验
6.2	修改了表 3 中的功能/性能、电磁兼容性、磁、正弦振动、随机振动、声、冲击、热真空、热循环、压力、检漏、老炼和磨合等试验项目的选择策略	根据国内行业要求和航天器产品试验现状,修改了相应试验项目的选择策略,规定了试验项目是要求做、经评估后确定是否做或者不做该试验
6.2	修改了表 4 中的功能/性能、电磁兼容性、磁、加速度、正弦振动、随机振动、声、冲击、热循环、压力、检漏等试验项目的选择策略	根据国内行业要求和航天器产品试验现状,修改了相应试验项目的选择策略,规定了试验项目是要求做、经评估后确定是否做或者不做该试验
7.2.2	补充了“应根据功能/性能试验的要求选择合适的试验设施。”	为使相关描述更符合本节标题,进行了补充
7.2.2	在机械性能试验包含的测试项目中增加了“如需要,还包括刚度、阻尼、摩擦和断/开特性测量”	根据国内航天器机械性能试验实际,进行了补充
7.3.5	将引用标准 ISO 14302 替换为 GB/T 40134	GB/T 40134 是指导国内航天器产品电磁兼容性试验的标准
7.3.7	修改为“无强制性要求”	原文“每个试验件在试验流程中只开展一次电磁兼容试验”的说法不符合国内的实际情况
7.4.1	增加了“对控制磁特性或磁场有专门要求的航天器,特别是带有磁敏感器(如磁强计)的航天器对磁有更严格要求,应进行组件级、分系统级、系统级磁试验,通过试验改进航天器的磁设计方案。”	此处针对国内航天器的特点和磁试验技术,增加了有控制磁特性或磁场有专门要求的航天器的特殊磁试验要求
7.4.2	增加了对磁试验设施的规定	ISO 15864:2021 中表述为“无强制性要求”,不具有指导意义。本文件根据国内航天器磁试验技术实际要求补充了相关规定

表 B.1 本文件与 ISO 15864:2021 的技术性差异及其原因 (续)

本文件 结构编号	技术性差异	原因
7.4.3	增加了对磁试验件状态的规定	ISO 15864:2021 规定为“应尽可能模拟在轨状态”,表述过于简单。本文件根据国内航天器磁试验技术实际要求补充了相关规定
7.4.6	增加了磁试验包含的试验项目、试验顺序和系统级磁试验的指导原则	此处根据国内航天器磁试验的实际情况做了适应性修改,对磁试验的规定更加完善
7.4.6	增加了关于磁试验顺序的指导原则	此处针对磁试验的实施顺序进行了补充规定,使标准更具指导意义
7.8.2	增加了“对风阻敏感和动平衡测量与配平精度要求较高的试验件,动平衡机及试验件可置于低真空装置内开展动平衡试验。”	ISO 15864:2021 规定为“试验件应安装在适合的动平衡机上”。要求过于简单,根据国内行业相关要求进行了补充
7.11.1	删除“加速度试验是针对对于静态加速度环境敏感的组件”的相关表述	进行加速度试验一定是面向对静载加速度试验敏感的组件产品,原表述冗余,故删除
7.12.1	删除了“判断是否有频率落在不期望的频率区间”和“调整有限元模型的分析模态”的相关表述,增加了“预示结构载荷确定结构余量和验证结构静力试验载荷条件的合理性”的表述	“确定试验件在关注频率范围内的固有频率、振型和阻尼因子”已经包含了“判断是否有频率落在不期望的频率区间”的意思,根据国内航天器产品模态观测现状和要求,增加了验证分析模型作用的相关表述
7.13.1	增加了“检验其在最高预示低频振动环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷。正弦试验应符合 GB/T 34516 的要求。”	ISO 15864:2021 对正弦振动试验的描述不够全面,补充了“检验其在最高预示低频振动环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷”的相关表述。GB/T 34516 是指导国内航天器产品正弦振动试验的标准
7.13.4	删除了“分系统和组件产品试验时应处于带电状态”的相关描述	分系统和组件产品进行正弦振动试验时,并不一定处于带电状态,根据我国航天器产品正弦振动试验的现状和要求进行了修改
7.13.7	删除了“针对基频低于 100Hz 的组件,允许试验条件下凹”的相关表述	是否进行试验条件下凹与产品基频之间无强相关关系,删除了原标准中的相关内容
7.14.1	增加了“检验其在最高预示随机振动环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷。随机振动试验应符合 GB/T 34516 的要求。”	ISO 15864:2021 对随机振动试验的描述不够全面,补充了“检验其在最高预示随机振动环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷”的表述。GB/T 34516 是指导国内航天器产品随机振动试验的标准
7.14.4	删除了“分系统和组件产品试验时应处于带电状态”的相关描述	分系统和组件产品进行随机振动试验时,并不一定处于带电状态,根据我国航天器产品随机振动试验的现状和要求进行了修改

表 B.1 本文件与 ISO 15864:2021 的技术性差异及其原因 (续)

本文件 结构编号	技术性差异	原因
7.15.1	增加了“检验试验件在最高预示声环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷。”	ISO 15864:2021 对声试验的描述不够全面,补充了“检验试验件在最高预示声环境下的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷”的表述,使其更符合国内现状与要求
7.17.1	增加了“热平衡试验应符合 GB/T 34515 的要求。”	GB/T 34515 是指导国内航天器产品热平衡试验的标准
7.17.5	删除了“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,试验工况至少应包括极端高温和极端低温工况,并可根据热分析结果增加瞬态工况、特殊工况等。”	将相关内容调整到 7.17.6 中
7.17.6	修改为“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,试验工况至少应包括极端高温和极端低温工况,并可根据热分析结果增加瞬态工况、特殊工况等。”	根据国内航天器产品热平衡试验的试验工况和指导原则现状进行了修改
7.18.1	增加了“热真空试验应符合 GB/T 34522 的要求。”	GB/T 34522 是指导国内航天器产品热平衡试验的标准
7.18.5	修改了具体的试验量级要求	ISO 15864:2021 对鉴定试验的试验量级规定为“设计温度+鉴定余量”,验收试验的试验量级规定为“设计温度”,该规定过于宽泛,根据国内实际情况进行了修改
7.20.6	替换 ISO 14623 为 GB/T 40541	GB/T 40541 是指导我国航天器产品压力试验的标准
7.22	增加了“微振动试验”的试验要求	ISO 15864:2021 中未对微振动试验进行规定,根据国内航天器产品微振动试验现状和试验要求,增加了微振动试验项目的相关内容
7.22.1	增加引用了 ISO 24411	微振动试验要求需引用 ISO 24411

中 华 人 民 共 和 国
国 家 标 准

航天器通用试验方法

GB/T 42863—2023

*

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.net.cn

服务热线: 400-168-0010

2023年8月第一版

*

书号: 155066 · 1-73343

版权专有 侵权必究



GB/T 42863-2023

www.bzxz.net

免费标准下载网