

QJ

中华人民共和国航天行业标准

FL 1610

QJ 20711—2018

航天器结构与验证通用要求

General requirements of design and verification for structural of spacecraft

2018—01—18 发布

2018—05—01 实施

国家国防科技工业局 发布

目 次

前言.....II

1 范围.....1

2 规范性引用文件.....1

3 术语和定义.....1

4 设计要求.....1

4.1 一般原则.....1

4.2 功能要求.....2

4.3 性能要求.....3

4.4 重量要求.....4

4.5 寿命要求.....4

4.6 接口要求.....4

4.7 可靠性要求.....4

4.8 材料选用要求.....5

4.9 环境适应性要求.....5

5 验证要求.....5

5.1 概述.....5

5.2 验证方法.....5

5.3 验证原则.....6

5.4 类比验证要求.....6

5.5 分析验证要求.....6

5.6 试验验证要求.....8

5.7 检验验证要求.....10

前 言

本标准由中国航天科技集团有限公司提出。

本标准由中国航天标准化研究所归口。

本标准起草单位：中国航天科技集团有限公司第五研究院总体部。

本标准主要起草人：柴洪友、石文静、高峰、陈海峰、梁东平。

航天器结构与验证通用要求

1 范围

本标准规定了航天器结构设计的功能要求、性能要求、重量要求、寿命要求、接口要求、可靠性要求、材料选用要求、环境适应性要求以及类比验证要求、分析验证要求、试验验证要求和检验验证要求。

本标准适用于航天器主结构（以下简称结构）的设计与验证。

2 规范性引用文件

下列文件中的条款通过本标准的引用而成为本标准的条款。凡是注日期的引用文件，其随后所有的修改单（不包含勘误的内容）或修订版均不适用于本标准，然而，鼓励根据本标准达成协议的各方研究是否可使用这些文件的最新版本。凡是不注日期的引用文件，其最新版本适用于本标准。

GJB 421A—1997 卫星术语

GJB 451A—2005 可靠性维修性保障性术语

GJB 1027A—2005 运载器、上面级和航天器试验要求

GJB 2496 载人航天工程术语

QJ 645 航天飞行器力学环境术语

QJ 646 航天飞行器结构强度术语

QJ 2172A—2005 卫星可靠性设计指南

QJ 20069 航天器验证通用要求

QJ 20714—2018 航天器结构力学分析指南 模型建立及检验

QJ 20715—2018 航天器结构力学分析指南 模态

QJ 20716—2018 航天器结构力学分析指南 静力

QJ 20717—2018 航天器结构力学分析指南 正弦振动

3 术语和定义

GJB 421A—1997、GJB 451A—2005、GJB 1027A—2005、GJB 2496、QJ 645、QJ 646、QJ 2172A—2005确立的以及下列术语和定义适用于本标准。

3.1

进入式航天器 **entry spacecraft**

具有进入大气层功能的航天器。

注：进入式航天器同时具有防热功能和着陆功能。

4 设计要求

4.1 一般原则

4.1.1 总则

结构设计的最基本原则是满足任务要求。

4.1.2 传力路径合理

结构的构型设计应使结构的传力连续，传力路径短，载荷传递直接、效率高。

4.1.3 轻量化

在综合权衡系统性能、研制技术风险、研制成本、研制进度后，结构重量应尽可能小。

4.1.4 继承性

在继承性分析的基础上，应优先采用经过飞行验证的产品、技术和工艺，降低研制风险。

4.1.5 模块化

公用平台、公用舱或成熟的大部件（如：承力筒等主承力结构）应考虑按“通用化、系列化、模块化”要求研制。

设计、制造、测试应尽量实现模块化，并在此基础上，进行模块的组装和更高层次的测试。

4.1.6 简单化

应采用简单的结构形式，简单的部组件之间装配关系，便于总装安装调试。

4.1.7 可实现性

应采用性能稳定的材料及生产工艺，性能指标易于检测。

4.1.8 健壮性

应考虑设计变量及产品制造环节的不确定性对产品性能的影响程度，减少或消除因外部条件和内部缺陷的变化对设计的影响。结构设计与实现过程的简单化是提高健壮性的有效方法。

4.1.9 经济性

应采取措施有效降低结构的研制成本，缩短研制周期，如：尽量采用易获取的材料和可靠的、低成本的制造技术，采用经过鉴定的结构形式，避免使用大型或非标准的工艺设备等。

4.2 功能要求

4.2.1 提供构型与雏形

结构应具有提供航天器构型、维持航天器构型及外形的功能，具体表现为：

- a) 为航天器提供基本的构型基础；
- b) 为航天器提供基本外部形状和尺寸大小；
- c) 为航天器提供各种内外部接口关系和连接形式；
- d) 为航天器提供基准，实现精度保持；
- e) 为航天器提供构型维持的基础；
- f) 为航天器提供维持外部形状及尺寸大小的基础。

4.2.2 承受载荷

结构应有足够的强度和刚度来承受航天器全寿命期（包括生产、运输、试验、发射、在轨运行、进入及着陆等）各阶段所有载荷，以保证结构本身不发生破坏或有害变形。

根据载荷特性，作用在结构上的载荷可分为：静载荷（稳态或准稳态载荷）、动载荷、热载荷等，其中：

- a) 静载荷源包括（不限于以下各项）：
 - 1) 地面操作载荷（装配、起吊、停放、翻转、运输等）；

- 2) 质量惯性力, 包括发射或进入时稳态飞行段中的加速度、变轨时的加速度、稳态旋转的离心力等;
- 3) 密封舱内压引起的载荷;
- 4) 发射或进入时稳态飞行段中的气动外压。
- b) 动态载荷源包括 (不限于以下各项):
 - 1) 发射过程中火箭动作引起的低频瞬态振动、随机振动、高频声压载荷;
 - 2) 着陆、弹伞与开伞、器箭分离、舱间分离、交会对接、火工品起爆、部件展开及锁定等带来的冲击载荷。
- c) 热载荷源包括 (不限于以下各项):
 - 1) 在轨运行中的温度场和温度变化引起的载荷;
 - 2) 进入式航天器进入飞行段气动加热引起的载荷。

4.2.3 支撑设备安装

结构应具备为器上仪器设备、电缆、管路、多层 (热控) 提供安装和操作空间及固定界面的功能, 满足设备安装的接口要求, 提供合适的力学环境。

4.2.4 密封

对于密封舱结构, 应具备密封功能, 在寿命期内保证密封舱内压力满足要求。

4.3 性能要求

4.3.1 强度要求

结构应能够承受设计载荷作用而不会出现失效或可能危及任务目标的残余变形。在结构强度设计时, 应按最大使用载荷乘以安全系数作为设计载荷, 并且留有一定的强度裕度。强度验证载荷按照最大使用载荷乘以安全系数确定。

4.3.2 刚度要求

结构设计应使得航天器系统或局部在规定边界条件下的固有频率 (一般为基频, 垂直发射方向的基频通常为模态参与因子大于 20% 的固有频率, 发射方向的基频通常为模态参与因子大于 10% 的固有频率) 大于规定值或在某个频率范围之间。航天器基频要求通常由运载火箭方规定。

结构设计应保证结构在载荷作用下变形量小于规定值, 且不发生有害的变形。

4.3.3 精度要求

为满足航天器上设备及组件的安装、舱间的连接与分离、航天器与运载火箭间的连接与分离等需求, 结构应具有满足要求的形位精度, 并保证重复操作环节的重复精度。

结构应提供唯一的基准, 即设计、制造、检验的机械基准。结构基准应具有可实现性、高精度、刚度好、全过程可见和可检测性。

结构部装和复装精度一般应在满足型号专用技术文件具体要求的前提下根据结构基准提出, 避免基准转换带来误差。

4.3.4 结构稳定性要求

结构在设计载荷下不允许出现整体失稳 (屈曲), 特殊情况下, 当局部失稳产生的变形仍能符合结构刚度和功能要求时, 允许出现局部失稳。

4.3.5 尺寸稳定性要求

结构在使用环境下经历载荷作用（如：热载荷、微振动载荷）和材料性能退化后应具备在某些部位或方向上保持形位精度的能力。尺寸稳定性要求通常适用于安装精度及其变化会显著影响航天器性能的情况。

4.3.6 密封要求

密封结构在规定的工作环境和工作时间内，其漏率应满足规定指标要求。

4.4 重量要求

结构重量应满足航天器总体技术指标要求。

4.5 寿命要求

结构应在全寿命周期内承受所遇到的各种环境和载荷，满足功能、性能及接口要求。寿命要求一般包括贮存寿命要求及使用寿命要求。

4.6 接口要求

4.6.1 机械接口

机械接口要求包括连接形式、表面状态、尺寸公差、形位公差、界面载荷、接口刚度等。结构应满足航天器总体和总装、运载火箭对航天器结构的机械接口要求。机械接口包括航天器与运载火箭之间的接口、舱段间的接口、有效载荷的接口、各分系统间的接口、地面操作设备接口及试验设备接口等。

4.6.2 电接口

结构应根据型号专用技术文件规定设置接地连接件，避免出现孤立导体。

4.6.3 热接口

结构应兼顾热设计所要求的热导率、热容、表面吸收率、表面发射率以及热控实施等要求。

4.7 可靠性要求

4.7.1 可靠度

结构可靠性一般由安全裕度来保证，且产品应通过鉴定试验或分析验证来保证可靠度。

4.7.2 安全系数

安全系数的取值首先应满足航天器设计建造规范的要求。若无特殊要求，安全系数应根据结构设计、工艺、材料的技术成熟度，结构可靠性与安全性以及设计载荷的准确性等来确定，其取值一般规定如下：

- a) 结构按极限强度设计，金属结构安全系数取1.35~1.5，非金属结构安全系数取1.4~1.5；
- b) 结构按屈服强度设计，安全系数取1.25~1.5；
- c) 吊装按极限强度设计，安全系数取2.0；
- d) 载人密封结构按屈服强度设计，安全系数取1.35~2.0；
- e) 非载人密封结构按屈服强度设计，安全系数取1.25~1.5；
- f) 特殊结构或载荷情况的安全系数根据型号专用技术文件确定。

4.7.3 安全裕度

结构安全裕度应满足要求，表1推荐了不同材料的结构在不同破坏方式下的安全裕度最小值。

表1 安全裕度最小值

金属材料结构		复合材料结构	
按屈服强度计算	0	按首层破坏计算	0.25
按极限强度计算	0.20	按承载强度计算	0.25
按稳定性计算	0.30	按稳定性计算	0.35

4.8 材料选用要求

结构材料选用一般应遵循以下原则：

- a) 优先选用经过飞行验证（使用）、性能稳定、成熟可靠、易于获取的材料，选用的材料应有严格、合理的质量保证措施；
- b) 优先选用比刚度和（或）比强度高的材料；
- c) 选用加工性好的材料；
- d) 选用满足耐空间环境要求的材料；
- e) 优先选用成本低的材料；
- f) 针对有特殊要求的结构，选用满足特定性能要求的材料，如：热稳定性、导电、绝缘、导热、隔热、密封、无磁等；
- g) 优先采用耐腐蚀环境材料，避免出现电偶腐蚀、应力腐蚀等；
- h) 优先选用用户规定的目录内的材料。

4.9 环境适应性要求

结构在全寿命周期内应适应各种环境条件，满足航天器总体提出的功能、性能及接口要求。具体环境包括：

- a) 力学环境，如：稳态及准稳态载荷、动态载荷等；
- b) 热环境，如：低温、高温、冷热交变等；
- c) 空间环境，如：原子氧、紫外辐照、真空、粒子辐射、微（低）重力、舱内环境等；
- d) 外场环境，如：腐蚀环境（沿海发射）等。

5 验证要求

5.1 概述

为证明结构设计满足要求，应对结构设计进行验证。验证活动的责任主体为设计方，设计方应根据技术要求、设计指标、产品状态制定合理可行的验证计划，验证活动应与研制成本、进度、资源等相匹配，在一定的工程约束下尽可能地提高验证的有效性和充分性。

5.2 验证方法

结构设计验证有以下方法：

- a) 类比（相似性）验证；
- b) 分析验证；
- c) 试验验证；
- d) 检验验证；
- e) 以上方法的适当组合。

结构设计验证以及验证过程、验证方法的一般要求按 QJ 20069 执行。

5.3 验证原则

结构设计验证的一般原则如下：

- a) 应根据任务特点选用适当的设计验证方法；
- b) 验证活动应贯穿于研制全过程，规划合理的验证层级，及早发现设计问题，避免在系统级试验中出现结构破坏；
- c) 能直接验证的，一般应采用检验和试验方法进行验证；
- d) 对于分析方法或模型在类似产品的验证过程中已被验证的结构，优先采用分析方法进行验证；
- e) 对于传力明确、状态简单的结构，可以仅采用分析方法进行验证；
- f) 在试验无法实施或实施成本难以接受的情况下，可以仅采用分析方法进行验证；
- g) 对于难以通过分析准确评估的复杂结构或新研结构，应采用分析结合试验的验证方法进行验证；
- h) 对于产品实现过程复杂或极为重要的结构产品，一般应采用试验方法进行产品检验；
- i) 试验规划中贯彻整体和局部思想，对于结构整体性能，倾向于采用分析验证；对于结构局部性能，倾向于采用试验验证；
- j) 局部结构的分析和试验量级应能覆盖随后进行的分系统或系统级试验量级。

5.4 类比验证要求

类比验证通常适用于具有较好继承性并且被继承的产品已经过工程验证的结构。在进行类比验证时，应注意设计状态与环境差异两类要素，并与分析验证相结合使用。

5.5 分析验证要求

5.5.1 一般要求

分析验证的有效性取决于分析方法的适用性以及分析技术和工具的使用经验。分析验证应满足如下要求：

- a) 所采用的分析方法、分析技术和工具应经过确认是正确和有效的，且得到任务提出方的认可；
- b) 应提供用于运载火箭进行耦合载荷分析的数学模型；
- c) 所有的分析数据应具有可追溯性。

5.5.2 建模要求

作为分析验证的基础，建模的合理性直接影响分析验证结果的正确性和有效性。建模的合理性取决于分析人员对结构的认识程度（包括：结构特点、连接情况、边界条件、传力路径等）、分析经验、所采用的结构特性参数和试验实测数据的准确性、以及分析软件（包括分析人员对该软件的了解和掌握程度）和硬件等诸多因素，同时也取决于结构的特征和分析的目的。

结构分析验证对建模的要求如下：

- a) 应证明数学模型对分析目的是合适的，具体包括：
 - 1) 分析应基于数学模型，该模型包含了分析内容的所有力学特性；
 - 2) 有限元模型应满足 QJ 20714—2018 的要求；
 - 3) 数学模型应为试验验证提供支持（如：试验预示分析、试验方案及工况选择等）；

- 4) 数学模型应为不可用试验进行的验证提供支持（如：耦合载荷分析）；
 - 5) 数学模型应有助于定义载荷工况和边界条件；
 - 6) 数学模型应可帮助设计师了解设计对不确定性的敏感性。
- b) 应根据具体的需求，利用试验数据对数学模型进行修正，提高模型的准确性：
- 1) 试验数据可以是单机的（通常是影响结构特性的大型设备）、舱段的、系统的；
 - 2) 局部连接结构的修正可用与其设计状态相同的局部结构试验数据；
 - 3) 有限元模型修正应满足 QJ 20714—2018 的要求。

5.5.3 静力分析

结构应进行静力分析，以验证结构对静态载荷的响应（包括位移、应变、力与力矩、应力、内部载荷等）满足要求。

结构静力分析方法见QJ 20716—2018。

静力分析应考虑应力集中问题，包括：

- a) 应力集中出现在结构形状或截面突变的区域、凹口处或开孔处；
- b) 应力集中对结构静强度产生不利影响，应尽可能减小应力集中。

5.5.4 模态分析

应进行航天器模态分析，以验证航天器及其部件是否满足固有频率要求。航天器的模态特性包括固有频率、振形、模态有效质量等，主要取决于结构的刚度。

模态分析方法见QJ 20715—2018。

模态分析应考虑大型设备（天线、相机、大型贮箱、太阳翼、机械臂等）对结构刚度的影响。

5.5.5 动态响应分析

结构应进行动态响应分析，验证结构由动载荷激励引起的在频域（如：正弦、随机）和时域（瞬态）上的响应（位移、加速度、应力、应变、力与力矩等）是否满足要求。

正弦振动响应分析方法见QJ 20717—2018。

时域瞬态响应分析应关注动态放大（或衰减）效应。

结构局部连接设计应根据动态响应分析结果进行连接部位强度校核。

5.5.6 结构稳定性分析

结构应进行稳定性分析（屈曲分析），获取结构临界失稳载荷，验证失稳安全裕度是否满足要求。稳定性分析要求如下：

- a) 稳定性分析方法见QJ 20716—2018；
- b) 稳定性分析应考虑边界对稳定性的影响；
- c) 稳定性分析应考虑结构中的缺陷和几何非线性；
- d) 对于允许出现局部屈曲的特殊结构，应进行屈曲后的行为特性分析。

5.5.7 尺寸稳定性分析

必要时，结构应进行尺寸稳定性分析，以验证结构满足尺寸稳定性要求，确定相关结构在热、湿、重力释放、密封舱充放压等环境下的结构形位精度保持特性。

尺寸稳定性分析应关注各部件间的变形耦合效应，获取部件间由于温度差异、刚度差异等引起的变形耦合。

5.5.8 寿命分析

必要时结构应进行寿命分析，以验证结构满足寿命要求，一般要求如下：

- a) 对于非密封、在轨载荷很小的结构，结构寿命分析在于验证在使用寿命期内，材料在空间环境作用下的性能退化不足以影响结构性能和功能。此类航天器结构寿命分析，宜采用类比分析方法；
- b) 对于载人金属密封舱等有长寿命要求且在轨运行期间结构受较大交变载荷作用的航天器结构，除应验证材料在空间环境作用下的性能退化不足以影响结构性能外，还应开展交变载荷下的疲劳寿命分析，确保在使用寿命期内结构在交变载荷作用下的性能满足要求。结构寿命分散性较大，寿命分析应考虑寿命分散系数，金属材料寿命分散系数一般取4.0；
- c) 对于重复使用航天器结构，应针对全寿命期各阶段载荷进行寿命分析。

5.5.9 微振动分析

对于高稳定航天器结构，应进行微振动分析，以验证存在扰振源情况下支撑结构满足传递特性要求。获取相关结构在航天器控制驱动部件、执行部件等扰动环境下的动态传递特性。

微振动分析应关注各部件间的振动耦合效应，获取部件间由于频率耦合等引起的响应传递特性变化。

5.6 试验验证要求

5.6.1 一般要求

试验验证是结构设计验证的主要方法，一般要求如下：

- a) 应规定试验验证的目的、成功判据及试验方法；
- b) 应对试验方法能达到试验验证目的的有效性进行评估；
- c) 应识别试验条件与预期使用条件的差异；
- d) 试验后，应根据验证要求评估试验结果，检查试验程序与规定要求的一致性；
- e) 应根据特定需求，利用试验数据对数学模型进行修正。

5.6.2 试验分类

5.6.2.1 概述

在航天器结构研制过程中，在方案阶段和初样阶段前期进行研制试验，在初样阶段完成鉴定试验，在正样阶段进行验收试验。试验种类包括静力、正弦振动、声、随机振动、模态、冲击、尺寸稳定性、疲劳、微振动等试验。

5.6.2.2 研制试验

研制试验的目的在于验证结构设计方案合理可行，验证载荷分配及分析方法准确有效，获取结构特性及强度准则，暴露设计缺陷。研制试验可以是任何层次的试验。

研制试验以静力试验为主。

对于整体结构（系统级）研制试验，应至少通过鉴定级条件对主结构的设计进行验证，还可通过超载量级验证主结构承载能力的许用上限。

通常情况下，主结构通过了静力鉴定级试验后，应以试验状态为基础固化和控制主结构的技术状态与产品实现方法，如果初样研制时主结构状态以及载荷条件的变化经分析评估后，不影响鉴定试验的有效性，可认为结构通过了初样静力鉴定试验。

结构部件、局部结构试验主要验证关键部件以及关键连接设计方案的合理性。

5.6.2.3 鉴定试验

鉴定试验的目的在于验证结构设计满足要求且有一定的余量。鉴定产品应与正样产品保持一致的设计状态和产品实现方法（至少主承力结构是一致的）。对于有较好的继承性而无初样鉴定的航天器，一般进行准鉴定试验。

5.6.3 静力试验

应进行静力试验，获取结构在静载荷（稳态及准稳态载荷）作用下的响应，包括位移、应变、力与力矩、应力、内部载荷等。验证结构能够承受给定的静态载荷和量级而不会出现失效或产生有害的残余变形，验证结构变形满足刚度要求，验证结构稳定性满足要求。

对于整体结构（系统级）静力试验，应依据静态设计载荷制定，通过试验预分析，合理设置试验工况及边界。对于局部结构的静力试验，应以通过试验预分析得到的载荷及边界条件作为试验条件。

对于研制试验，为获取结构的最大承载能力、薄弱环节及失效模式，可进行超载试验，在确保安全的情况下一般应加载至结构破坏。

5.6.4 正弦振动试验

应进行正弦振动试验，获取结构在正弦激励下的响应，包括典型位置加速度、应变、位移、界面力（力或力矩），验证结构能够承受正弦试验量级而不会出现失效，验证结构在正弦振动载荷作用下结构强度满足要求，验证试验后结构精度满足要求；获取航天器结构模态参数，验证结构满足航天器固有频率要求；获取结构系统动态特性及局部动态特性，验证结构动态响应满足要求，为结构动力学模型修正提供试验数据。

由发射引起的正弦振动条件通常需要进行下凹（带谷）处理，确定下凹振动量级时一般遵循以下准则：

- a) 振动量级不小于1.25倍器/箭耦合分析量级；
- b) 振动试验中，主结构根部受力不大于准静态设计载荷下的受力；
- c) 关键设备安装面的响应参考组件级正弦振动试验量级。

5.6.5 声试验及随机振动试验

5.6.5.1 概述

应进行声试验或随机振动试验来验证结构承受高频载荷的能力。试验类型的选择一般遵循以下原则：

- a) 质量1000kg及以上的航天器，采用声试验验证结构承受高频载荷的能力；
- b) 质量500kg及以下的航天器，采用随机振动试验验证结构承受高频载荷的能力；
- c) 质量大于500kg、小于1000kg的航天器，可根据航天器结构构型和传力设计特点选择采用声试验或随机振动试验。

5.6.5.2 声试验

应进行航天器结构声试验，以获取结构在声振载荷下的响应，包括典型位置加速度等，验证结构能够承受声载荷而不会出现失效，验证结构声载荷作用下结构强度满足要求，验证试验前后结构精度满足要求。

5.6.5.3 随机振动试验

应进行航天器结构随机振动试验，以获取结构在随机载荷激励下的响应（包括典型位置加速度、应变、位移、界面力（力或力矩）），验证结构能够承受随机振动试验量级而不会出现失效，验证结构在随机载荷作用下结构强度满足要求，验证试验前后结构精度满足要求。

试验条件可进行下凹处理，处理准则是关键设备安装面的响应应按照组件级随机振动试验量级。该准则对于鉴定级试验，具有一定的参考性；对于验收级试验和准鉴定级试验，具有一定的强制性。

5.6.6 模态试验

为获取航天器较为准确、精细的动力学传递特性时，可进行模态试验，验证航天器结构满足固有频率的要求，为结构动力学模型修正提供试验数据。

5.6.7 冲击试验

对于需要承受着陆或开伞或在轨对接等低速冲击载荷的结构，应进行冲击试验，获取结构在冲击载荷作用下的动力学响应特性，包括加速度、应变、界面力及响应谱等，验证结构能够承受冲击载荷的作用而不出现失效、验证试验后结构精度满足要求。

冲击试验条件应依据型号专用技术文件规定的冲击设计载荷进行。

5.6.8 尺寸稳定性试验

对于高精度航天器，应进行航天器结构尺寸稳定性试验，获取结构在热环境下结构变形情况，包括关键设备安装面平面度变化、关键设备安装面法线变化、多个安装面间的夹角变化等，验证结构在热环境下的结构形位精度满足要求。

尺寸稳定性试验条件依据航天器在轨热环境条件确定，也可依据在轨真实环境建立最大环境条件包络，通过最高温、最低温、最大温差等模拟工况制定环境试验条件。

5.6.9 疲劳试验

对于长寿命密封舱、重复使用密封舱等长期承受较大量级交变载荷的航天器结构，应进行舱段级疲劳寿命试验，获取结构在交变载荷作用下的响应，包括应变、位移、裂纹萌生位置及数量、裂纹扩展速率及裂纹长度随时间（周期）的变化规律等，验证结构在设计寿命期内承受交变载荷正常工作而不产生疲劳破坏的能力，验证结构寿命满足要求。

疲劳寿命试验条件应依据任务段进行交变载荷识别，并通过试验预示分析进行试验方案设计（载荷、工况、边界设计），确保试验的有效性。

5.6.10 微振动试验

对于高稳定航天器，应进行微振动试验，验证结构在微振动源扰动条件下满足在轨动态特性、位移响应等与稳定性相关的要求。

微振动试验条件依据航天器微振动源实际工作状态确定，也可依据在轨真实扰振特性建立模拟激振条件。

微振动试验一般在模拟零重力状态下进行，以模拟在轨真实状态，保证支撑或悬吊频率满足试验要求。

5.7 检验验证要求

应根据设计图样的规定对产品进行检查，包括尺寸精度、重量、表面状态、物理特性、机械接口、电气接口、缺陷状态等。

中华人民共和国航天行业标准
航天器结构与验证通用要求
QJ 20711—2018

*

中国航天标准化研究所出版
北京市丰台区小屯路 89 号
邮政编码：100071
中国航天标准化研究所
印务发行部印刷、发行

版权专有 不得翻印

*

2018 年 5 月出版
定价：30 元