

QJ

中华人民共和国航天行业标准

FL 1610

QJ 20712—2018

航天器机构设计与验证通用要求

General requirements of design and verification for mechanisms 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..... 2

4.1 总体要求..... 2

4.2 机械设计要求..... 3

4.3 电气与电子设计要求..... 6

4.4 原材料和工艺要求..... 7

4.5 冗余设计要求..... 7

4.6 力/力矩裕度要求..... 7

4.7 空间环境保护设计要求..... 9

4.8 空间润滑设计要求..... 9

5 验证要求..... 11

5.1 概述..... 11

5.2 分析验证要求..... 12

5.3 试验验证要求..... 13

前 言

本标准参考和借鉴了欧洲空间合作组织标准 ECSS-E-ST-33-01C《航天工程 机构》、美国航空航天协会标准 AIAA-S-114-2005《航天器和运载器的运动机构组件》、美国国家宇航局标准 NASA-STD-5017A《机构的设计与开发要求》，充分考虑并结合了我国多年来各型号机构研制的实践经验。

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、中国航天标准化研究所。

本标准主要起草人：从 强、朱明新、李 梁、潘 博、刘 冬、李 林、于春宇、林秋红、黎 彪。

航天器机构设计与验证通用要求

1 范围

本标准规定了航天器机构设计的总体要求、机械设计要求、电气与电子设计要求、原材料和工艺要求、冗余设计要求、力/力矩裕度要求、空间环境防护设计要求、空间润滑设计要求、分析验证要求和试验验证要求。

本标准适用于航天器机构的设计与验证。

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 368B—2009 装备维修性工作通用要求
GJB 421A—1997 卫星术语
GJB 450A—2004 装备可靠性工作通用要求
GJB 783B—2011 驱动微电机通用规范
GJB 900A—2012 装备安全性工作通用要求
GJB 1027A—2005 运载器、上面级和航天器试验要求
GJB 2441A—2012 步进电动机通用规范
GJB 2496 载人飞船航天工程术语
GJB 2547A—2012 装备测试性工作通用要求
GJB 2998—1997 卫星产品标志
GJB/Z 35—1993 元器件降额准则
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 1408A—1998 航天产品可靠性保证要求
QJ 1558A—2012 真空条件下材料挥发性能测试方法
QJ 1706—1989 卫星用永磁直流无刷电机通用技术条件
QJ 2437 卫星故障模式影响和危害度分析
QJ 3051—1998 航天产品测试性设计准则
QJ 3124—2000 航天产品维修性保证要求
QJ 3213—2005 航天产品维修性设计与验证指南
QJ 3273 航天产品安全性分析指南
QJ 20711—2018 航天器结构设计与验证通用要求

3 术语和定义

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

3.1

航天器机构 **mechanism of spacecraft**

安装在航天器上，通过相对运动完成预定任务的组合体。

注1：航天器机构至少由一个动力源和一个执行部件组成。动力源用于驱动执行部件，可采用电机、火工装置、压力气源、弹性元件、压电装置、以及金属相变产生的变形（如：形状记忆合金）等不同形式。执行部件用于实现特定的动作，其形式需根据机构的功能来确定。另外，多数机构还包括某种测量或反馈装置，用于向航天器机构的控制系统提供位置、速度、力或力矩等信息。

注2：按照功能进行分类，常见的航天器机构有：连接分离机构、展开机构、缓冲机构、扫描机构、指向机构、空间对接机构、惯性执行机构、舱门机构、空间机器人等。

注3：如无特殊规定，下文中的“机构”均指航天器机构。

3.2

限位开关 **limit switch**

根据运动部件的行程限定位置切换电路工作状态的开关。

4 设计要求

4.1 总体要求

4.1.1 功能与性能

应满足任务提出方提出的承载、维形、展开、锁定、跟踪、指向、阻尼、缓冲、连接、分离等功能要求，以及运动轨迹或运动空间、精度、运动速度、运动加速度、刚度、强度、寿命等性能要求。

除非另有规定，机构在如下条件下均应满足任务提出方提出的功能与性能要求：

- a) 验收级试验环境条件；
- b) 工作寿命期内；
- c) 给定的航天器边界条件；
- d) 运动轨迹或运动空间内的任意位置。

4.1.2 运动与运动包络

运动与运动包络要求如下：

- a) 应明确机构的运动轨迹或运动空间、速度和加速度；
- b) 一般应使机构所受到的外部载荷（如：气动载荷、重力载荷）、加速度载荷（如：旋转、推力加速度载荷）等有利于机构的运动；
- c) 应明确位置精度或速度偏差范围。

4.1.3 质量特性

质量特性要求如下：

- a) 机构标称质量及允许的偏差、标称质心位置及允许的偏差、标称转动惯量及允许的偏差均应满足接口数据单中的要求；
- b) 所有将用于鉴定、飞行或飞行备份的机构标称质量偏差应符合任务提出方的要求；

c) 必要时,还应满足任务提出方对机构动平衡的要求。

4.1.4 接口

接口要求如下:

- a) 应满足机械接口、遥测遥控接口、热接口、供配电接口等的要求;
- b) 接口设计应简单可靠、易于安装、易于检验和拆卸,尽量少采用专用工具,接口的方向和位置应具有唯一性并遵守航天器的坐标系定义;
- c) 机械接口设计应满足刚度、位置精度和公差要求。

4.1.5 寿命

应满足航天器系统或分系统对机构工作寿命和地面寿命的要求。

4.1.6 环境适应性

应根据机构的工作环境、承受的载荷等,确定机构设计的最恶劣工况(包括工作和非工作状态),并保证机构在寿命期内最恶劣工况下,功能与性能符合要求。

工作环境包括:发射、在轨、进入、降落、着陆、星球表面、上升等任务环境,以及制造、试验、储存、运输、装卸等地面环境。

承受的载荷按性质分类包括:过载、振动、噪声、冲击、气动力、内外压、气动热、温度场和温度交变等。

空间环境防护设计要求见 4.7。

4.1.7 可靠性

应符合 GJB 450A—2004 中 4.6、QJ 1408A—1998 中 4.4 的相关要求。

4.1.8 安全性

应符合 GJB 900A—2012、QJ 3273 中的相关要求。

4.1.9 维修性

应符合 GJB 368B—2009 中 4.6、QJ 3124—2000 中第 5 章和 QJ 3213—2005 中第 5 章的相关要求。

4.1.10 测试性

应符合 GJB 2547A—2012、QJ 3051—1998 中第 5 章的相关要求。

4.1.11 接地和防静电

应采取适当的措施防止静电积累,所有主要导电部件都应进行电导通,并符合任务提出方对接地阻值的要求。

4.1.12 标志与代号

标志与代号要求如下:

- a) 产品标志应位于非功能性表面;
- b) 产品标志的材料应是符合任务提出方规定的相容材料;
- c) 产品标志不应产生多余物,不应对产品造成污染和机械损伤;
- d) 产品标志与代号应清晰、易于观察、辨认;
- e) 产品标志的设计应符合 GJB 2998—1997 中第 5 章的相关要求。

4.2 机械设计要求

4.2.1 刚度设计

刚度设计要求如下：

- a) 应对机构压紧和（或）收拢状态、释放和（或）工作状态时的刚度进行设计；
- b) 为保证发射时机构与航天器不发生较大的动态耦合，机构在压紧和（或）收拢状态下的基频应符合任务提出方的要求；
- c) 为保证入轨后机构与航天器姿态控制不发生较大的动态耦合，机构在释放和（或）工作状态时的基频应符合航天器姿态控制的频率要求；
- d) 对于指向机构、空间机器人等，应通过系统分析，合理设计驱动装置的扭转刚度，满足精度、动力学特性等整体性能对扭转刚度的要求。

4.2.2 强度设计

强度设计要求如下：

- a) 在航天器发射、在轨运行以及地面各种环境条件下，机构不应发生损坏或产生有害的变形。
- b) 应按设计载荷对机构及其关键零部件、零部件间的连接进行强度校核，需考虑的载荷主要包括：
 - 1) 任务环境载荷与地面环境载荷；
 - 2) 驱动源导致的内部载荷；
 - 3) 温度变化引起的内应力；
 - 4) 预载荷；
 - 5) 接触引起的局部挤压载荷；
 - 6) 解锁冲击载荷及分离物的冲击载荷；
 - 7) 运动停止、锁定等速度突变引起的冲击载荷。
- c) 对于存在脉动或交变载荷的机构，还应校核关键零部件的疲劳强度。
- d) 必要时应进行试验，获取机构的使用载荷。
- e) 除非另有规定，安全系数和安全裕度要求应按 QJ 20711—2018 中 4.7.2、4.7.3 执行。

4.2.3 精度设计

精度设计要求如下：

- a) 应合理分配机构的精度指标，如：测量分辨率、测量精度、传动误差、间隙空程、安装精度、结构件加工精度、控制精度、热变形等；
- b) 应采取有效措施对具有位置或运动精度要求的机构进行精度评估，评估方法应得到任务提出方认可。

4.2.4 公差与配合

应考虑所有零件的尺寸公差、形状公差和位置公差，进行尺寸链分析，以确保在综合考虑如下条件的情况下，机构均能满足功能和性能要求：

- a) 加工、装配和校准误差引起的尺寸、形状和位置变化；
- b) 温度及温度梯度引起的尺寸、形状和位置变化；
- c) 振动与冲击引起的尺寸、形状和位置变化；
- d) 外部载荷引起的尺寸、形状和位置变化；
- e) 工作载荷引起的尺寸、形状和位置变化。

4.2.5 安全间距

机构与自身、机构与其他系统或部组件的安全间距要求如下：

- a) 应保证有足够的间距，以避免：
 - 1) 与机构自身的其他零件、有效载荷、航天器或运载火箭产生干涉或碰撞；
 - 2) 与电子设备、热控部件或其他附属设备发生干涉或碰撞；
 - 3) 与电缆、绳索等柔性部件发生勾挂；
 - 4) 进入发动机羽流场；
 - 5) 损伤流体管路、阀、贮箱；
 - 6) 遮挡光学路径。
- b) 安全间距应通过分析验证，取最恶劣的公差分配，并考虑机构运动误差、热变形和结构变形、晃动或抖动等因素。
- c) 对于有运动时序要求的机构，应采取措施保证整个运动过程受控。
- d) 对于运动路径有交集的多个机构，应进行合理的运动速度和运动时序设计，保证机构之间不发生勾挂或碰撞。
- e) 安全间距应进行实测，并通过运动测试进行验证。
- f) 机构与热控多层的安全间距，应考虑热控多层在振动环境、放气膨胀及在轨状态下的动态包络。

4.2.6 排气

排气要求如下：

- a) 除有密封或内压要求外，应按照发射过程上升段的压力剖面进行密闭腔体的排气设计；
- b) 排气设计方案应避免排放物对轴承、光学器件、敏感元件的污染，可在排气通道设置过滤器来防止排放物的污染；
- c) 如果向润滑区域排气，应对润滑剂与排放物的相容性进行试验验证。

4.2.7 限位

限位要求如下：

- a) 对于运动轨迹有严格限制的机构，应同时设计软件限位和机械限位装置，以防止机构运动越过允许的极限位置；
- b) 机械限位装置应有足够的强度、刚度，接触碰撞过程不应产生磨损、滑脱或不可恢复的变形；
- c) 不应使用电限位信号元件（如：限位开关等）代替机械限位。

4.2.8 锁定

锁定要求如下：

- a) 锁定装置应具有自锁能力，在振动、冲击和惯性载荷的作用下不会发生解锁；
- b) 锁定装置应对锁定和解锁状态进行明确标识；
- c) 锁定装置的捕获范围应能够适应温度、压力等环境引起的变化，以及制造及装配误差引起的位置误差；
- d) 有多个锁定装置时，应保证各锁定装置的锁定功能相互独立；
- e) 在地面试验时，锁定装置应方便手动解锁操作。

4.2.9 压紧释放

压紧释放要求如下：

- a) 用于释放的作动源一般应采用冗余设计；
- b) 当作动源无法实现冗余设计时，可对起爆器、加热元件及其供电进行冗余设计；
- c) 被切割元件（如：螺栓、杆、电缆、绳索等）的设计、选材、制造方法应通过试验验证，满足规定的可靠性要求；
- d) 应对释放过程产生的分离物进行约束，不产生不受控的物体；
- e) 用于约束分离物的零部件及其连接的强度应能承受分离物的冲击载荷；
- f) 如任务有需求，应对释放产生的污染进行测量；
- g) 解锁冲击载荷应通过分析或试验获得，并在产品技术说明书中明确。

4.3 电气与电子设计要求

4.3.1 一般要求

电气与电子设计的一般要求如下：

- a) 机构的电性能应满足任务提出方的要求；
- b) 在规定的寿命期限内，机构应具有稳定的电气特性；
- c) 在电气设计时，应明确电气元件的功耗值；
- d) 应采取措施预防故障扩散。

4.3.2 绝缘电阻及绝缘介电强度

绝缘电阻及绝缘介电强度要求如下：

- a) 在电缆设计时，应根据任务提出方的具体规定，保证导线与结构、导线与导线之间的绝缘电阻及绝缘介电强度满足要求；
- b) 应保证电机各相绕组对机壳及各相绕组之间的绝缘电阻及绝缘介电强度满足要求，具体按 GJB 2441A—2012 的 3.14 及 3.15、QJ 1706—1989 的 4.4.4 及 4.4.5、GJB 783B—2011 的 3.13 及 3.14 等执行。

4.3.3 电连接器

电连接器要求如下：

- a) 一般应按照任务提出方的要求选择电连接器；
- b) 除接地线以外，机构上的所有电气连接都应通过电连接器方式实现；
- c) 选择电连接器的类型及规格时应考虑防误插；
- d) 所有电连接器应外观良好，标识清楚；
- e) 所有电连接器应配备保护罩；
- f) 所有电连接器应具有锁紧和防松措施。

4.3.4 电缆走线

电缆走线要求如下：

- a) 应确定电缆的运动路径范围，并进行验证；
- b) 应测量最恶劣工况下的电缆阻力或阻力矩；
- c) 电缆束内的线缆在运动过程中一般不应发生相对错动；
- d) 应防止外力或内应力过大造成电缆或电缆的连接破坏。

4.3.5 传感器

传感器要求如下：

- a) 应设计相应的传感器用于机构的位置、运动特性的检测；
- b) 传感器应避免布置在机构的运动方向上，以防影响机构的运动；
- c) 参与伺服控制的传感器，其分辨率应至少比系统的控制分辨率高五倍；
- d) 应避免霍尔等传感器的信号电缆与电机等的功率电缆同束走线，并对信号电缆采取屏蔽措施，防止电磁干扰。

4.3.6 磁净化和静电放电/电磁兼容性（ESD/EMC）

应满足任务提出方关于磁净化和 ESD/EMC 的要求。

4.4 原材料和工艺要求

机构的原材料和工艺要求如下：

- a) 优先选择曾在相似环境、相近部位使用并有成功飞行经历的材料。
- b) 表面吸湿材料（如：复合材料、铝合金阳极化层等）在真空环境下出气率及对邻近关键设备性能的影响不应超过任务提出方的规定。
- c) 金属材料应能抗腐蚀或作适当表面防护处理，金属材料加工处理后应防止氢脆。
- d) 不同金属组合时，应采取防电化学腐蚀的保护措施。
- e) 火工装置附近的零件应避免采用在冲击载荷下易产生裂纹的脆性材料。
- f) 结构所采用的复合材料、胶粘剂等非金属材料，在空间环境条件下，除非另有规定，一般应满足如下要求：
 - 1) 按照QJ 1558A—2012测试的真空总质量损失（TML）不大于1.0%；
 - 2) 按照QJ 1558A—2012测试的收集的可凝挥发物（CVCM）不大于0.1%。
- g) 应避免采用易发生蠕变以及对于湿度、温度敏感的材料，否则应采取措施，防止由于材料蠕变、湿气释放、温度变化等导致的超出预期的精度变化或预紧载荷变化。
- h) 用于空间站、载人飞船等航天器舱内的非金属材料，应满足任务提出方对逸出有害气体、阻燃特性、燃烧产物及抗菌防霉等指标的控制要求。
- i) 应避免选择航天型号产品限用工艺。
- j) 机构的设计应易于装配和拆卸，同时考虑拆卸时引入的污染和装配误差。

4.5 冗余设计要求

冗余设计要求如下：

- a) 在机构设计阶段应识别所有的单点失效模式；
- b) 关键的单点失效一般应通过冗余来消除，冗余方案应通过评审；
- c) 对于已识别的单点失效模式，若不能实现冗余，则应证明其符合规定的可靠性、安全性和可维修性要求；
- d) 主备元件或零件应实现故障隔离。

4.6 力/力矩裕度要求

4.6.1 一般要求

应按照 4.6.2 和 4.6.3 要求分别获取机构的驱动力/力矩和阻力/力矩，并按照 4.6.4 和 4.6.5 对机构的力/力矩裕度进行评估。

4.6.2 驱动力/力矩

驱动力/力矩应满足如下要求：

- a) 应对动力源在整个工作寿命期内和全行程范围内的驱动力/力矩进行评估。
- b) 使用电机作为动力源时，应按照最恶劣工况下的最小驱动力或力矩进行裕度评估。
- c) 当驱动力或力矩中一部分是由惯性装置提供时，除非另有规定，则由该设备提供的驱动力或力矩应同时满足如下要求：
 - 1) 在最恶劣工况下得出；
 - 2) 乘以不确定系数，系数一般选0.9。
- d) 当驱动力或力矩由弹性元件提供时，驱动力或力矩的推导应考虑最恶劣工况，并乘以不确定系数，系数一般选 0.8。
- e) 除以下情况外，弹簧驱动器应是冗余的：
 - 1) 经任务提出方同意；
 - 2) 通过分析和试验证明弹簧性能满足任务规定的可靠性要求；
 - 3) 已经证明弹簧失效不会导致发生任何灾难性的、关键的或者重大危险事件。

4.6.3 阻力/力矩

机构设计时，应考虑最恶劣工况下的阻力或阻力矩，如：寿命末期的静摩擦力、极端温度环境、变形、预载荷、线束载荷等的影响。最恶劣工况下的阻力或阻力矩应进行测量，并乘以不确定系数，系数一般选 1.5 或按照产品规范的规定。

4.6.4 静力/力矩裕度

静力/力矩裕度按公式（1）和公式（2）计算：

$$MOF_s = \frac{F_d - F_l - k \times F_c}{F_f} - 1 \dots\dots\dots (1)$$

$$MOT_s = \frac{T_d - T_l - k \times T_c}{T_f} - 1 \dots\dots\dots (2)$$

式中：

MOF_s ——静力裕度；

F_d ——驱动力的数值，单位为牛顿（N）；

F_l ——用于产生规定加速度的力的数值，单位为牛顿（N）；

k ——确定的阻力/阻力矩系数，一般选1.1~1.2；

F_c ——由确定的引力场、外部惯性力等引起的阻力，或任务提出方规定上限的那部分阻力的数值，单位为牛顿（N）；

F_f ——阻力的数值，其中不包含 F_c ，单位为牛顿（N）；

MOT_s ——静力矩裕度；

T_d ——驱动力矩的数值，单位为牛顿米（N·m）；

T_l ——用于产生规定角加速度的力矩的数值，单位为牛顿米（N·m）；

T_c ——由确定的引力场、外部惯性力等引起的阻力矩，或任务提出方规定上限的那部分阻力矩的数值，单位为牛顿米（N·m）；

T_f ——阻力矩的数值，其中不包含 T_c ，单位为牛顿米 (N·m)。

除非另有规定，初样鉴定件阶段及正样阶段的 MOF_s 和 MOT_s 不应小于 1.00。在未确定最恶劣载荷工况或对驱动能力没有足够把握的情况下，宜考虑一个大于 1.00 的裕度值。

4.6.5 动力/力矩裕度

对于对加速度等有一定要求的机构，应校核动力/力矩裕度。除非另有规定，动力/力矩裕度按公式 (3) 和公式 (4) 进行校核，裕度值不应小于 0.25。

$$MOF_D = \frac{F_d - F_c - F_f}{F_l} - 1 \dots\dots\dots (3)$$

$$MOT_D = \frac{T_d - T_c - T_f}{T_l} - 1 \dots\dots\dots (4)$$

式中：

MOF_D ——动力裕度；

MOT_D ——动力矩裕度。

4.7 空间环境防护设计要求

4.7.1 真空环境防护

应考虑真空环境带来材料放气、材料蒸发、材料升华、材料分解、材料干摩擦、冷焊等效应，应采用空间润滑等方式以防止机构的真空干摩擦与冷焊，要求见 4.8。

4.7.2 温度环境防护

应采取热控措施，保证机构能在任务提出方要求的温度范围内的任意温度点下正常工作。

4.7.3 微重力环境影响防护

应考虑微重力环境的影响，包括：

- a) 应注意磨屑等微小颗粒在微重力环境下的形态变化，确认其不会引发短路现象；
- b) 应采取措施保证微重力环境下的应力释放不会造成机构的性能降低；
- c) 应评估润滑脂在微重力环境下的分布变化不会造成机构的性能或寿命降低。

4.7.4 辐射环境防护

应对机构中电子器件、电缆、润滑脂等的抗辐射性能进行评估，不满足要求时，应采取辐射屏蔽等防护措施，保证其性能在寿命期内符合使用要求。

4.7.5 杂散光防护

应按照任务提出方的相关需求，选择材料和涂层，使表面特性满足工作谱段内的杂散光要求。

4.7.6 星球表面环境防护

应考虑星球表面环境的影响，包括：

- a) 在月球、火星等星球表面工作的机构，应进行防尘设计，保证在星尘环境下或经历星尘环境后能正常工作；
- b) 应采取防腐蚀设计，保证机构在具有盐雾、酸性气体等腐蚀环境的星球表面能正常工作；
- c) 应考虑火星等星球表面风暴引起的气动载荷对机构功能与性能、强度、可靠性与安全性等的影响。

4.8 空间润滑设计要求

4.8.1 一般要求

机构空间润滑的一般要求如下：

- a) 在机构设计中，应对运动副进行润滑设计，保证其在寿命期内润滑性能满足要求；
- b) 润滑设计时应综合考虑环境、寿命、接触压力、温度、运动次数、运动副的运行速度等影响因素，并优先选择经过鉴定或具有飞行经历的成熟工艺；
- c) 应对润滑剂在地面和轨环境下的润滑性能退化情况进行验证，保证其性能在寿命周期内满足要求；
- d) 一般应避免使用滑动副，如果必须使用滑动副，那么滑动副的一个表面应选用硬度较高的材料，并对另一个面应进行润滑或者选择自润滑材料（如：聚酰亚胺等）；
- e) 对于相互接触、滑动的金属运动副，一般应选择不同的材料；
- f) 对于有预紧要求的轴系，在预紧载荷设计时，应考虑预紧载荷引起的接触应力对固体润滑膜摩擦特性和寿命的影响；
- g) 应根据使用条件和寿命要求对润滑材料的选型合理性及用量进行评估。

4.8.2 固体润滑

固体润滑要求如下：

- a) 固体润滑不应降低基体材料的力学和物理性能；
- b) 固体润滑材料应与基体材料良好地结合；
- c) 应保证基体表面粗糙度与固体润滑膜层厚度相匹配；
- d) 运动副间的最大赫兹接触应力一般应不大于基体材料的屈服极限；
- e) 为保证基体材料力学性能不下降，基体材料的热处理温度应高于固体润滑膜层的制备工艺温度；
- f) 应采取防护措施，避免磨屑堆积引起的阻力或阻力矩异常增大，并防止微重力环境下磨屑的形态变化对其他部位造成影响；
- g) 应采用相同工艺方法对运动副及其试样进行润滑，并保证试样的材料、表面粗糙度、表面洁净度和表面方向与运动副一致；
- h) 应对试样上润滑膜的厚度和附着力进行检验。

4.8.3 油/油脂润滑

油/油脂润滑要求如下：

- a) 油/油脂润滑的用量，应保证在机构寿命末期时具有一定的余量；
- b) 应考虑润滑剂的放气、爬移以及被吸收或性能退化等因素对有效用量的影响；
- c) 应对地面存储期间的暴露环境、重力影响，以及地面或在轨运动加速度对油/油脂润滑分布的影响进行评估；
- d) 应对油/油脂润滑的真空总质量损失进行测量或评估，润滑材料的真空总质量损失应符合 4.4 f) 的要求；
- e) 油/油脂润滑设计一般应采取防爬移措施；
- f) 应使用适当的指示计（如：紫外探测等）对防爬移措施的有效性进行检验。

5 验证要求

5.1 概述

航天器机构设计的典型验证要求矩阵见表 1，不同研制型号可根据任务特点进行适当裁剪。表 1 中包括“要求的”、“经评价要求的”和“不要求的”验证项目。一些特殊的试验验证项目，如：辐照试验等，一般可在构成机构的材料或部件上进行。

表1 典型验证要求矩阵

设计要求 章条号	分析验证要求							试验验证要求			
	功能与性能	力学	温度影响	寿命	抗辐照	元器件降额	可靠性	跑合	功能与性能	环境	寿命
4.1.1	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
4.1.2	R	R	R	—	—	—	—	—	R	—	—
4.1.3	R	—	—	—	—	—	—	—	R	—	—
4.1.4	R	—	—	—	—	—	—	—	R	—	—
4.1.5	—	—	—	R	—	—	—	—	—	—	ER
4.1.6	—	R	R	—	R	—	R	—	—	R	—
4.1.7	—	—	—	—	—	—	R	—	ER	—	—
4.1.8	R	—	—	—	—	—	—	—	ER	—	—
4.1.9	R	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
4.1.10	R	R	R	R	R	R	R	—	R	R	—
4.1.11	R	—	—	—	—	—	—	—	R	—	—
4.1.12	R	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
4.2.1	R	R	R	—	—	—	—	—	R	R	—
4.2.2	R	R	R	—	—	—	—	—	R	R	—
4.2.3	R	R	R	R	—	—	—	—	R	R	ER
4.2.4	R	R	R	—	—	—	—	—	R	R	—
4.2.5	R	R	R	—	—	—	—	—	R	ER	—
4.2.6	R	—	R	—	—	—	—	—	R	R	—
4.2.7	R	R	R	R	—	—	—	—	R	R	ER
4.2.8	R	R	R	R	—	—	—	—	R	R	ER
4.2.9	R	R	R	R	—	—	R	—	R	R	ER
4.3.1	R	R	R	R	—	R	—	—	R	—	—
4.3.2	R	R	R	R	—	—	—	—	R	R	—
4.3.3	R	R	R	—	—	R	—	—	R	R	—
4.3.4	R	R	R	R	R	R	—	—	R	R	ER
4.3.5	R	—	—	—	—	—	—	—	ER	—	—
4.4	R	R	R	R	R	—	—	—	—	ER	ER
4.5	R	—	—	—	—	—	—	—	R	—	—
4.6	R	—	R	—	—	—	—	—	R	R	—

表 1（续）

设计要求 章条号	分析验证要求							试验验证要求			
	功能与性能	力学	温度影响	寿命	抗辐照	元器件降额	可靠性	跑合	功能与性能	环境	寿命
4.7.1	R	—	—	—	—	—	—	—	R	R	—
4.7.2	R	—	R	—	—	—	—	—	R	R	—
4.7.3	R	—	—	—	—	—	—	—	R	—	—
4.7.4	R	—	—	—	R	—	—	—	—	—	—
4.7.5	R	—	—	—	—	—	—	—	ER	—	—
4.7.6	R	—	R	—	—	—	—	—	R	R	—
4.8	R	—	R	R	R	—	—	—	R	R	ER
注：“R”表示“要求的”验证项目。“ER”表示“经评价要求的”验证项目。“经评价要求的”验证项目根据具体情况做出评估，如果经过评估证明某“经评价要求的”验证项目是必要的，则该项目就成为“要求的”验证项目。“—”表示“不要求的”验证项目。											

5.2 分析验证要求

5.2.1 一般要求

分析验证的一般要求如下：

- a) 机构的分析验证应包括 5.2.2 至 5.2.8 中规定的所有项目。若其中某些项目未进行分析验证，承研方应提供充分理由，并经任务提出方认可；
- b) 分析验证应考虑飞行过程中所有最恶劣工况的组合，同时考虑气压、温湿度、重力、工装等地面环境的影响；
- c) 分析模型应准确表征分析对象的边界条件和自身特性（如：质量、质心、转动惯量、刚度、驱动力/力矩、阻力/力矩等参数）；
- d) 分析模型应是包括性能主要影响因素的参数化模型，并能根据设计和试验结果对分析模型中的参数进行更新；
- e) 应对机构失效模式进行分析，并对应急预案的有效性进行分析验证；
- f) 应从能量守恒或动量守恒等角度对分析结果进行复核；
- g) 应对主要影响参数进行敏感度分析，参数的取值范围应涵盖合理的不确定度；
- h) 当试验结果与分析预示结果不符时，应对造成差异的原因进行分析，如是分析模型问题，应修正分析模型；
- i) 若分析结果与试验结果仍有偏差，应阐明分析结果是否可接受。

5.2.2 功能与性能分析

功能与性能分析要求如下：

- a) 应对机构进行运动学分析，以证明机构满足功能要求；
- b) 应基于最恶劣工况，通过动力学分析获得机构在工作工况下的运动时间、速度、指向精度和稳定性等指标，证明机构满足性能指标要求。

5.2.3 力学分析

力学分析要求如下：

- a) 一般应进行准静载荷分析、噪声或随机振动响应分析、正弦振动响应分析、冲击响应分析等，

验证设计安全裕度的符合性；

- b) 应进行模态分析，验证收拢和工作状态固有频率的符合性；
- c) 力学分析中应考虑 4.2.2 b) 中规定的载荷。

5.2.4 温度影响分析

温度对机构的影响主要表现在功能和性能的变化，应先进行热分析，必要时通过热平衡试验来确定温度水平、温度场等特性。温度影响分析的主要内容包括：

- a) 温度变化引起的材料强度、模量、硬度等性能变化；
- b) 温度变化和温度梯度引起的热变形；
- c) 温度变化引起铰链、轴承、锁定装置、电缆等在运动中的阻力矩变化；
- d) 温度变化对电机、减速器等驱动和传动机构的功能和性能的影响；
- e) 两个热膨胀系数不同的零件在相对运动时，因温度变化引起的间隙和摩擦力的变化；
- f) 两个热膨胀系数不同的零件连接在一起时，因温度变化引起的热应力和热变形；
- g) 温度对预紧机构（如：包带式星箭连接分离机构、压紧杆式压紧释放机构、闭索环联动机构等）的预紧力的影响。

5.2.5 寿命分析

应识别出机构中有限寿命的部件，并采用 5.3.5 规定的寿命试验持续时间因子，分析确认有限寿命部件满足任务提出方规定的寿命要求。

5.2.6 抗辐照分析

应对机构在寿命周期内抗辐照性能是否满足要求进行分析。

5.2.7 元器件降额分析

应对机构中的电子元器件进行应力分析，确认电子元器件的工作应力满足 GJB/Z 35—1993 中第 5 章规定的降额要求。

5.2.8 可靠性分析以及故障模式、影响和危害度分析（FMECA）

应根据 GJB 450A—2004 中第 7 章对机构进行可靠性分析；应根据机构的特点进行 FMECA，并按 QJ 2437 的规定提出 FMECA 报告。

5.3 试验验证要求

5.3.1 一般要求

试验验证的一般要求如下：

- a) GJB 1027A—2005 中相关试验要求适用于本标准；
- b) 试验项目应能保证设计要求验证的完整性；
- c) 试验应能充分验证机构在各工况下的功能和性能；
- d) 产品承研方应对地面试验阶段机构允许的操作与限制进行说明；
- e) 当机构太大或太复杂而无法进行整体试验时，可将其分成几个有明确接口、功能相对独立的组成部分来单独进行试验，整体性能根据各部分试验结果进行综合评估；
- f) 有些机构（如：太阳翼驱动机构、天线指向机构等）可使用模拟负载来进行试验。模拟负载应能合理代表实际被驱动构件的动力学特性，如：质量特性、力或力矩特性、固有频率等。由模拟负载附加质量引起的摩擦对驱动机构的影响应在试验数据处理时予以考虑或采取措施予以

消除；为减小大型板式展开机构在常温常压下展开时空气阻力的影响，也可以采用模拟负载代替大型板式组件；

- g) 当机构中带有备份件时，备份部分也应进行完整的试验；
- h) 机构试验时的边界一般应模拟真实的机、电、热等接口。当单独试验时的载荷和边界等条件难以正确模拟时，可以集成在上一级产品或上一级系统中进行试验。

5.3.2 跑合

跑合要求如下：

- a) 跑合的目的是检查机构的材料和工艺缺陷，并使机构活动零件间的摩擦力降低并稳定在较低的量级；每个机构应在其功能试验后、进行下一步试验之前进行跑合，除非分析结果证明跑合会导致机构性能下降或寿命降低；
- b) 除非另有规定，跑合时间应为 5 次循环或是整个寿命期间预期循环次数的 5%，取其大者；
- c) 跑合应体现工作负载、速度和环境。如果在常温常压环境下进行跑合不会降低机构的可靠性和导致机构性能发生不允许的变化，则可在常温常压环境下进行，但对于固体润滑的机构，应对环境湿度进行控制；
- d) 跑合期间应作充分的定期测量；
- e) 当机构无法进行整体跑合时或整体跑合不能使各组成部分得到充分跑合时，经评估后可分成几个有明确接口、功能相对独立的组成部分进行单独跑合。

5.3.3 功能与性能试验

功能与性能试验要求如下：

- a) 应全面充分并有足够的试验数据验证机构满足所有的功能与性能要求；
- b) 应包括最恶劣工况下的试验，如：模拟最不利于展开的环境条件，以确定最小力矩裕度等；
- c) 应在能证明其功能和性能的环境中进行，且所有的指令功能都应在功能试验时测试；
- d) 试验工装引入的吊挂力、支撑力、阻力等应可测量；
- e) 试验工装引入的阻力矩应小于机构在相应环境条件下的驱动力矩余量，避免因地面试验工装的摩擦过大造成功能异常；
- f) 机构的运动轨迹一般应模拟在轨实际情况，避免影响展开轨迹的附加约束；
- g) 当机构有多个动作时，在整个试验过程中应依次进行，一般应避免可能改变试验件状态的操作。

5.3.4 环境试验

环境试验要求如下：

- a) 环境试验应覆盖寿命期间所有的环境剖面；
- b) 应在规定的环境条件下进行试验；
- c) 当机构太大而不能整体进行热环境试验时，经评估后可以进行机构中各功能独立部件的热环境试验；
- d) 在环境试验前后，均应进行功能和性能试验，以验证产品的性能。如果需要，可将试验后的机构拆开，检测可能的损伤。

5.3.5 寿命试验

寿命试验要求如下：

- a) 寿命试验件一般应与正样产品技术状态一致。
- b) 寿命试验前，试验件应已完成规定的验收级试验。
- c) 寿命试验条件应重点考虑以下方面：
 - 1) 温度条件、载荷条件、接触应力及其他典型工作条件；
 - 2) 试验件的运动幅度和运动速度；
 - 3) 寿命试验的试验条件应经任务提出方认可。
- d) 应对寿命试验的剖面 and 顺序进行定义，并经任务提出方认可。
- e) 寿命试验持续时间的设计应至少考虑以下因素：
 - 1) 寿命试验持续时间应为考虑一定裕度的地面试验次数与在轨工作次数的总和；
 - 2) 除非另有规定，寿命试验持续时间因子见表2，其中工作次数的定义应经任务提出方认可。
- f) 应按表 2 的规定，对地面工作次数和在轨工作次数进行统计，并分别乘以相应寿命试验持续时间因子，两者之和为寿命试验次数，表 3 给出两种典型工况的计算实例。
- g) 如果使用加速寿命试验来验证机构的寿命，应对加速寿命试验方案的有效性进行评估，并经任务提出方认可。
- h) 寿命试验后，应对试验件进行拆解，检查机构及润滑部件的状态，并按照试验成功准则进行判断。

表 2 寿命试验持续时间因子

类型	预期工作次数	持续时间因子
地面试验 (至少 10 个循环)	1~1000	4
	1001~100000	2
	>100000	1.25
在轨	1~10	10
	11~1000	4
	1001~100000	2
	>100000	1.25

表 3 寿命试验次数计算实例

实例	数据		计算
例 1	期望的地面试验次数：15		$15 \times 4 = 60$
	期望的在轨工作 次数：100	最初 10 次	$10 \times 10 = 100$
		余下 90 次	$90 \times 4 = 360$
	总的寿命试验次数		520
例 2	期望的地面试验次数：2		$2 \times 4 = 8$
			由表 2 规定，最少验证 10 次
	期望的在轨工作次数：1		$1 \times 10 = 10$
	总的寿命试验次数		20

中华人民共和国航天行业标准

航天器机构设计与验证通用要求

QJ 20712—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：38 元