

QJ

中华人民共和国航天行业标准

FL 1610

QJ 20610—2016

月球探测器设计要求

Design requirements for lunar probe

2016—12—14 发布

2017—03—01 实施

国家国防科技工业局 发布

目 次

前言.....	III
1 范围	1
2 规范性引用文件	1
3 术语和定义	2
4 总体设计要求	2
4.1 一般要求	2
4.2 系统组成	2
4.3 轨道设计	3
4.4 构形与布局设计	3
4.5 信息流设计	3
4.6 飞行程序设计	3
4.7 总体参数设计与预算	4
4.8 环境适应性分析与设计	4
4.9 羽流分析	4
4.10 热设计	4
4.11 抗力学设计	5
4.12 可靠性设计	5
4.13 安全性设计	5
4.14 维修性、保障性、测试性设计	5
4.15 故障预案设计	5
4.16 电磁兼容性设计	5
5 分系统设计要求	5
5.1 一般要求	5
5.2 结构与机构	5
5.3 热控	6
5.4 供配电	6
5.5 制导、导航与控制	6
5.6 推进	6
5.7 数管	6
5.8 测控数传	6
5.9 定向天线	7
5.10 着陆缓冲	7
5.11 移动	7

5.12	技术试验	7
5.13	工程参数测量	7
5.14	有效载荷	7
6	性能与指标要求	7
6.1	质量特性	7
6.2	发射状态包络尺寸	7
6.3	轨道参数	7
6.4	寿命	7
6.5	可靠度	7
6.6	结构与机构	8
6.7	制导导航与控制	8
6.8	推进	8
6.9	供配电	8
6.10	热控	9
6.11	数管	9
6.12	测控数传	9
6.13	定向天线	9
6.14	着陆缓冲	10
6.15	移动	10
6.16	有效载荷	10
7	接口要求	10
7.1	与运载火箭系统接口要求	10
7.2	与发射场系统接口要求	11
7.3	与地面测控系统接口要求	11
7.4	与地面应用系统接口要求	11
7.5	探测器内部接口要求	12
8	总装、测试和试验要求	12
8.1	总装	12
8.2	测试和试验	12
	参考文献	14

前 言

本标准由中国航天科技集团公司提出。

本标准由中国航天标准化研究所归口。

本标准起草单位：北京空间飞行器总体设计部、中国航天标准化研究所。

本标准主要起草人：申振荣、马继楠、孟林智、温 博、泉浩芳。

月球探测器设计要求

1 范围

本标准规定了月球探测器的总体设计要求，分系统设计要求，性能与指标要求，接口要求，总装、测试和试验要求等。

本标准适用于绕月、软着陆和巡视探测任务的月球探测器设计。其他深空探测器的设计可参照使用。

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 151 军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求与测量
- GJB 368 装备维修性工作通用要求
- GJB 421 卫星术语
- GJB 900 装备安全性工作通用要求
- GJB 1027 运载器、上面级和航天器试验要求
- GJB 1029 卫星热设计准则
- GJB 1033 航天器热平衡试验方法
- GJB 1197 卫星声试验方法
- GJB 1307 航天火工装置通用规范
- GJB 1410 卫星电测接口要求
- GJB 2034 航天飞行器系统电爆分系统的安全要求和试验方法
- GJB 2204 卫星总装通用规范
- GJB 2205 航天器分离试验方法
- GJB 2498 卫星飞行程序编制准则
- GJB 2547 装备测试性工作通用要求
- GJB 2997 卫星电性能测试技术要求
- GJB 2999 卫星与运载火箭匹配试验要求
- GJB 3590 航天系统电磁兼容性要求
- GJB 3758 卫星真空热试验热模拟方法
- GJB 3872 装备综合保障通用要求
- GJB 7358 航天器吊装、翻转、停放、运输、贮存通用技术要求
- GJB/Z 35 元器件降额准则
- GJB/Z 102 军用软件安全性设计指南

QJ 20610—2016

- GJB/Z 299 电子设备可靠性预计手册
- QJ 1408 航天产品可靠性保证要求
- QJ 1446 卫星热真空试验方法
- QJ 1517 卫星地面电气测试设备通用技术要求
- QJ 1579 航天器系统级振动试验方法
- QJ 2053 卫星检漏试验方法
- QJ 2172 卫星可靠性设计指南
- QJ 2236 航天产品安全性保证要求
- QJ 2258 航天器质量特性测试方法
- QJ 2437 卫星故障模式影响和危害度分析
- QJ 3169 航天器电源功率分配准则
- QJ 3213 航天产品维修性设计与验证指南
- QJ 20001 月球探测工程术语
- QJ 20066 月球探测器大型地面试验项目及要
求
- QJ 20067 月球探测器与地面测控系统接口技术要
求
- QJ 20068 月球探测器与地面应用系统接口技术要
求
- QJ 20073 卫星电磁兼容性试验要求及方法
- QJ 20534.1 月球探测器地面试验 悬停、避障及缓速下降地面试验方法
- QJ 20534.2 月球探测器地面试验 着陆冲击地面试验方法
- QJ 20534.3 月球探测器地面试验 着陆稳定性地面试验方法
- QJ 20534.4 月球探测器地面试验 月面移动地面试验方法
- QJ 20535 月球探测器测控数传分系统设计要求

3 术语和定义

GJB 421 和 QJ 20001 确立的术语和定义适用于本标准。

4 总体设计要求

4.1 一般要求

月球探测器的总体设计一般要求如下：

- a) 探测器总体方案及有关参数应满足研制任务书（或合同）的技术要求；
- b) 应继承航天器技术成果并优选成熟产品，贯彻轻量化、小型化、集成化、系统最优设计思想；
- c) 针对绕月探测任务，月球探测器设计应保证探测器实现绕月飞行，并利用携带的有效载荷开展探测；针对软着陆任务，应保证探测器在月面预定的区域以要求的着陆速度、姿态和精度安全着陆，并利用携带的有效载荷开展就位探测；针对巡视任务，应保证探测器在着陆区一定范围运动，并利用携带的有效载荷开展巡视勘察。

4.2 系统组成

月球探测器由有效载荷和平台组成：

- a) 应在满足工程约束条件下,根据科学探测任务对有效载荷进行配置,一般包括光学/雷达成像设备、物质/成分探测设备、天文观测设备、空间环境探测设备等。
- b) 平台一般包括结构与机构、热控、供配电(或电源与总体电路)、制导导航与控制、推进、数管(或综合电子)、测控数传、定向天线等分系统。对于着陆任务和巡视任务,探测器还应包括着陆缓冲分系统和移动分系统。根据新技术验证和工程参数测量的需求,还可具备技术试验分系统和工程参数测量分系统。

4.3 轨道设计

月球探测器的轨道设计应满足如下要求:

- a) 根据科学探测任务要求、运载火箭约束、测控约束、数传约束、光照条件、着陆区等进行轨道设计;
- b) 一般可选择直接进入地月转移轨道或经历地球调相轨道后进入地月转移轨道;
- c) 环月轨道设计应综合分析近月制动推进剂消耗、制动安全性和轨道长期运行安全性等因素,一般按照能量最优原则,设计轨道高度、轨道倾角、近月制动前的近月点高度等;
- d) 对于软着陆任务,轨道设计还应满足着陆在月面预定区域,并且着陆后光照和测控条件满足探测器月面工作的要求。

4.4 构形与布局设计

月球探测器的构形和布局设计应满足:

- a) 与选用的运载火箭机、电、热接口相容,一般使质心在各飞行阶段都分布在探测器几何纵轴上,对于在月面工作的探测器,质心还应尽可能低。
- b) 满足仪器设备的安装要求并考虑分舱设计,具体内容包括:
 - 1) 设备布局应满足其安装精度要求、指向要求和视场要求,太阳敏感器、星敏感器、着陆用导航敏感器等测量部件和推力器(发动机)等执行部件的布局 and 安装精度应满足制导、导航与控制(GNC)分系统要求,推力器(发动机)布局应满足其羽流不对月球探测器造成污染和出现意外姿态干扰的要求;
 - 2) 设备布局应满足热控要求,将大功耗设备尽可能集中布置在主散热板上,并将高发热量、低发热量的设备间隔布置;
 - 3) 测控数传天线布局应满足月球探测器飞行和工作过程的测控要求;
 - 4) 太阳能电池阵布局应满足对日指向要求,并应分析太阳能电池阵的遮挡情况;
 - 5) 对于月面工作的探测器,应分析激起的月尘对探测器的影响,并采取应对月尘影响的设计措施,例如将光学设备布置在距离月面较高的位置;
 - 6) 对于需要度过月夜后工作的仪器设备,应考虑集中布置在同一舱内,以便于集中热管理。保证总装的开敞性,并满足起吊、翻转、运输、加注、对接和测试等操作要求。

4.5 信息流设计

应开展月球探测器器地、器间、器内等信息流设计,对信息的流向、处理方式等进行规划,确保对外和内部各类信息均能正确传输和处理,并满足各类信息使用要求。

4.6 飞行程序设计

在满足运载火箭、测控、地面应用等系统的约束下进行飞行程序设计,并充分考虑轨道设计、月球探测器相关分系统(GNC、推进、数管、测控数传、有效载荷等分系统等)需求,明确月球探测器在各阶段的具体事件、执行时间、执行条件、执行方法、结果判断等,并按GJB 2498的有关规定进行

设计。

4.7 总体参数设计与预算

应进行总体参数设计与预算，主要包括质量、功率、推进剂、天线指向精度和链路等。具体要求如下：

- a) 探测器总质量应与所选用运载火箭的运载能力相容，并应留有一定的余量；
- b) 按照QJ 3169进行功率分配，功率预算一般应使月球探测器寿命末期功率留有一定的余量；
- c) 推进剂应满足运载火箭偏差修正、中途修正、近月制动、轨道机动、轨道维持、动力下降等任务需求，并考虑贮箱/管路残余、混合比偏差、重力损耗等因素，并应留有一定的余量；
- d) 天线指向精度（包括天线自身精度、运动测量和控制精度等）应小于天线波束角，并应留有一定的余量；
- e) 器地测控、数传链路设计应考虑地月距离、月球噪声等因素的影响，器间链路设计应考虑器间距离、月表特性等因素的影响，并应留有一定的余量。

4.8 环境适应性分析与设计

应针对月球特殊环境（月食、月夜、1/6重力、地形地貌、月壤、月尘等）开展针对性设计：

- a) 应开展月食工作模式设计，并对月食期间的测控条件、供电能力、热控能力（设备温度）等进行分析；
- b) 对于月面工作寿命超过1个月球日的月球探测器，应开展过月夜能源供给设计、热控设计、月昼/月夜转换设计等，并对状态设置时的测控条件、姿态条件、月昼/月夜状态转换设备温度情况和供电能力等进行分析；
- c) 对于月面工作的机构和展开组件（如太阳能电池阵机构、定向天线驱动机构等），在驱动力矩设计中应计算月球重力产生的力矩，同时还应设计1/6重力地面试验工装；
- d) 对于着陆任务，应分析着陆下降过程月面航迹下的地形高程和着陆区地形地貌（斜坡、月岩和撞击坑）对着陆控制、着陆缓冲、着陆稳定性和着陆安全的影响，合理选取着陆起始点的参数，确定导航控制应具备的着陆航程高程变化、地形识别和避障能力；
- e) 应分析月壤对着陆和巡视的影响，合理选择月壤参数进行相关设计；
- f) 应分析自然环境的月尘和探测器激起（如发动机羽流、车轮移动）的月尘对机构、微波设备、太阳能电池阵、机构、光学相机和传感器、热控材料等的影响，采取防护设计措施。

4.9 羽流分析

应从力、热和污染三个方面分析推力器（发动机）羽流对探测器的影响：

- a) 对于靠近推力器（发动机）的部组件（例如太阳能电池阵），应分析其在轨各个工况的流场分布以及对探测器姿态的影响。
- b) 对于靠近推力器（发动机）喷流的设备（如着陆缓冲机构）应分析热流场的影响，并采取热控保护措施；对发动机工作时对周边设备的温度影响进行分析，确定温度影响情况，对于局部（例如发动机喉部）采取隔热设计和措施。
- c) 推力器（发动机）羽流不应对布置在其附近的设备（如着陆用导航传感器、太阳能电池阵、热控多层等）造成污染。

4.10 热设计

月球探测器的热设计应结合任务飞行剖面，分别考虑探测器不同工作状态下太阳-地球红外影响或太阳-月球红外影响以及月尘等特殊环境，为设备提供满足工作和贮存条件的温度环境，并按GJB

1029的有关规定进行设计。

4.11 抗力学设计

应对月球探测器经历的发射段力学环境（声、振动、冲击和加速度等）进行分析，确定设备的力学环境条件和相关试验矩阵。

针对着陆任务，还应开展着陆冲击分析和发动机脉动工作影响分析，并开展结构抗力学设计和发动机脉动工作的影响分析。

4.12 可靠性设计

应按GJB/Z 35、GJB/Z 102、GJB/Z 299、QJ 1408、QJ 2172、QJ 2437的规定，进行可靠性设计。

4.13 安全性设计

应按GJB 900、GJB 1307、GJB/Z 102、QJ 2236、QJ 2437的规定，进行安全性设计。

对于采用核源的月球探测器，应评估核源的安全等级，并开展运输、储存、安装、测试、使用等过程中的安全性设计，明确产品研制全过程的安全性要求和人员操作要求，制定研制全过程的安全措施和应急预案。

4.14 维修性、保障性、测试性设计

应按GJB 368和QJ 3213、GJB 3872、GJB 2547的规定，进行维修性、保障性、测试性设计。

维修性设计应满足减少维修、便于维修要求，可达性要求，标准化、模块化和互换性要求，防差错要求，维修安全要求，人素工程要求和在轨维修要求。

保障性设计应减少在轨维持、相位调整次数；通过单粒子防护设计等措施，缩短在轨异常恢复时间；降低在轨维护人员和故障处理人员的工作量；减少对地面保障设备、设施的需求和依赖；减少专用维护设备。

测试性设计应支持地面总装、集成与测试（AIT）阶段和在轨运行阶段的故障诊断和隔离，保证故障发生后能及时、准确确定故障产品，支持故障预案的顺利实施，保证系统安全。

4.15 故障预案设计

应进行故障模式分析与故障对策设计，根据任务要求及飞行程序，结合任务特点，对任务关键环节与关键动作进行梳理，以影响任务成败的关键事件作为顶事件进行故障树分析，确定故障模式并制定故障预案。

4.16 电磁兼容性设计

应按GJB 151、GJB 2034、GJB 3590的有关规定开展电磁兼容性设计，确保月球探测器自身电磁兼容，整器各设备之间辐射、传导发射与其敏感度之间应兼容，并确保月球探测器与运载火箭、发射场电磁兼容。

5 分系统设计要求

5.1 一般要求

各分系统设计应满足总体对其的要求及专用技术文件的规定，并应参照相关标准的有关规定。

5.2 结构与机构

结构与机构分系统的设计要求如下：

- a) 结构用于支撑和固定月球探测器的各种设备、仪器，使之构成一个整体，以承受地面运输、火箭发射和空间运行时的各种力学和空间运行环境；
- b) 机构应使月球探测器的某个部分完成规定运动，并处于要求的工作状态和工作位置；机构的具体功能可分为连接、释放、展开、分离、指向、缓冲及承载等；

- c) 可参照GJB1719和GJB 5106进行复合材料结构设计；可参照QJ 1731进行太阳能电池板设计；可参照GJB 4042进行太阳能电池阵机构设计。

5.3 热控

热控分系统的设计要求如下：

- a) 热控设计应保证月球探测器的仪器设备在各种工作模式下处于规定的温度范围内。对于有核源的探测器，应进行核源热管理设计。
- b) 可参照GJB1029和GJB 2703进行热设计。

5.4 供配电

供配电分系统的设计要求如下：

- a) 产生、贮存和调节电能，并满足月球探测器在各个飞行阶段和工作阶段的功率需求。
- b) 可参照GJB 2042和QJ 3019进行电源分系统设计。

5.5 制导、导航与控制

制导、导航与控制分系统的设计要求如下：

- a) 具备月球探测器飞行过程的姿态测量、姿态指向调整与保持、变轨控制（例如近月制动）等功能；
- b) 对于着陆任务，制导、导航与控制分系统还应具备动力下降段的速度、姿态控制等功能，分系统设计应考虑动力下降过程中着陆航迹高程变化和着陆区地形地貌等因素的影响；
- c) 对于巡视任务，制导、导航与控制分系统还应具备环境感知、自主避障等功能，分系统设计应考虑月面工作过程中月面非结构化环境和月面光照条件等因素的影响；
- d) 可参照GJB 1416、QJ 1297和QJ 20138进行制导、导航与控制设计。

5.6 推进

推进分系统的设计要求如下：

- a) 提供姿态捕获、姿态保持、姿态机动和轨道控制与维持等过程所需的力或力矩，一般应考虑推进剂不平衡排放等因素的影响；
- b) 可参照GJB 2787进行推进系统设计。

5.7 数管

数管分系统的设计要求如下：

- a) 用以实现遥测、遥控、程控，器载自主控制，校时等整器控制和管理功能。结合任务特点和故障预案处理需求，一般应进行探测器自主管理设计，如自主控温管理、自主故障诊断和处置等。
- b) 可参照GJB 1198.1、GJB 1198.2、GJB 1198.6、GJB 1198.7、GJB 5418进行遥控遥测和数据管理系统设计。

5.8 测控数传

测控数传分系统的设计要求如下：

- a) 提供月球探测器与地面站之间的通信链路。对于着陆巡视任务，还需提供器间通信链路。器载测控系统设计一般应实现飞行过程中的全空间覆盖。
- b) 可参照GJB 1198.5和CCSDS 401.0-B进行射频和调制设计；可参照GJB 1924、QJ 20535进行系统设计；频率选择、设计和分系统辐射特性应符合国际电联有关规则和国家无线电管理局有关规定，具体可参照GJB 2249进行频率选择和设计。

5.9 定向天线

定向天线分系统的设计要求如下：

- a) 天线射频部分应满足通信链路要求，实现测控数传分系统下行信道与地面站的通信。天线机构部分应具备驱动天线完成跟踪捕获地球的功能。
- b) 可参照GJB 1035进行天线设计。

5.10 着陆缓冲

在着陆时可靠吸收着陆冲击能量，保证着陆过程中月球探测器所携带的科学探测设备不受着陆冲击损伤，着陆后为月球探测器提供长期可靠支撑并满足探测器着陆后的姿态要求。

5.11 移动

具备承载结构平台在月面前进、后退、转弯、制动等运动功能。分系统设计应考虑月壤机械物理特性、月岩分布、地形起伏等因素的影响。

5.12 技术试验

由各类搭载设备组成，完成新技术在轨演示验证试验任务。

5.13 工程参数测量

由一系列探测设备和测量仪器组成，实现关键任务环节监视、探测器的特征参数测量等功能。

5.14 有效载荷

配置的有效载荷应满足科学目标和科学探测任务要求，同时其机、电、热接口应满足探测器平台的约束。

6 性能与指标要求

6.1 质量特性

月球探测器的质心偏差要求一般为：探测器几何纵向（ X 方向）优于 $\pm 30\text{mm}$ ，另外两个方向即横向（分别垂直于探测器几何纵轴的 Y 、 Z 方向，符合右手法则） $(DY^2 + DZ^2)^{1/2} < 5\text{mm}$ ；转动惯量偏差一般小于 20%。

6.2 发射状态包络尺寸

月球探测器发射状态包络尺寸应满足选用的运载火箭的要求，个别超包络点应与运载火箭协调一致。

6.3 轨道参数

探测器轨道参数的设计应考虑：

- a) 实施发射任务的月份一般应具有连续2~3天的发射窗口；
- b) 绕月探测任务中的探测器使命轨道（或工作轨道）的近月点高度应大于15km，一般选择轨道高度100km的环月极圆轨道；
- c) 对于软着陆任务，一般选择先进入轨道高度100km的圆轨道，轨道机动后再进入远月点高度100km、近月点高度15km的椭圆轨道，从距月面高度约15km开始后续的着陆过程。

6.4 寿命

月球探测器的寿命（包括地面贮存、总装和测试、在轨工作）应符合任务要求或相关详细规范规定。

6.5 可靠度

月球探测器的可靠度与技术成熟度、产品继承性以及使用情况等相关，应符合任务要求或相关详细规范规定。月球探测器寿命末期可靠度一般应不低于0.65。

6.6 结构与机构

月球探测器的结构与机构指标要求：

- a) 月球探测器的纵向和横向基频应满足运载火箭要求，纵向基频一般应大于30Hz，横向基频一般应大于10Hz；完成着陆巡视任务的探测器应避免频率耦合，巡视器的基频一般应是着陆器的1.25倍。结构应在经历任务过程中的过载、冲击等载荷后保持构形并满足精度要求，复合材料结构的强度极限裕度一般应大于0.25。
- b) 机构（如太阳能电池阵、舱盖机构、相机指向机构、桅杆、机械臂等）的运动范围、速度、测量精度和控制精度等应满足相关详细规范的规定。机构收拢压紧状态下应与探测器不产生耦合振动，其基频一般应大于70Hz。金属材料机构的强度极限裕度一般应大于0.4，极限环境条件下的机构静力矩裕度（驱动力矩与阻力矩之比减1）应大于1。

6.7 制导导航与控制

探测器制导导航与控制分系统指标要求：

- a) 飞行过程中月球探测器姿态控制采用三轴稳定。姿态测量精度一般应优于 0.05° (3σ)；姿态控制稳定度应根据有效载荷需求确定，一般应优于 $0.005^\circ/\text{s}$ (3σ)；姿态指向精度依据飞行任务需求确定。
- b) 月球探测器的着陆过程一般分为着陆准备段、主减速段、快速调整段、接近段、悬停段、避障段和缓速下降段等7个阶段，自主完成对月测距测速、粗避障、精避障等。触月姿态和速度满足相关规范要求，纵向速度一般应不大于3.8m/s，横向速度一般应不大于1m/s，三轴角速度控制误差一般应优于 $1^\circ/\text{s}$ ，着陆精度一般应优于6km (3σ)。
- c) 在月面巡视的月球探测器，应满足位置姿态确定和紧急避障的要求。静态姿态测量精度一般应优于 1° (3σ)，动态姿态测量精度一般应优于 2° (3σ)；移动里程确定精度一般应优于15%R（R为移动里程），航向角控制精度一般应优于 3° (3σ)；避障反应距离一般应不小于0.5m，避障反应时间一般应不大于10s。

6.8 推进

探测器推进分系统指标要求：

- a) 推进系统需提供俯仰、偏航、滚动三个方向姿态控制所需的力矩和变轨、轨道修正、近月制动、轨道保持所需的推力；对于着陆任务还需提供着陆过程中所需的推力。
- b) 发动机或推力器的推力应满足详细规范的规定，发动机（如7500N变推力发动机和490N发动机）推力偏差一般应不大于3%，推力器（如150N和10N推力器）推力偏差一般应不大于5%。
- c) 发动机或推力器的比冲应满足详细规范的规定，极限偏差一般应为 $\pm 3\text{s}$ 。
- d) 发动机在额定工况下的推进剂混合比（氧化剂质量流率/燃烧剂质量流率）一般为1.65，混合比偏差一般应不大于3%。
- e) 在工作压力下，系统漏率一般应不大于 $6 \times 10^{-4} \text{Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ （氦质谱检漏）。
- f) 推进剂装填量应满足任务要求，推进剂贮箱挤出效率一般应大于99.0%。

6.9 供配电

探测器供配电分系统指标要求：

- a) 一般采用太阳能电池阵独立供电或太阳能电池阵—蓄电池组联合供电体制。输出功率应满足任务要求，并根据平台和有效载荷的工作模式确定太阳能电池阵的最大输出功率和蓄电池组的容量。

- b) 一次电源输出电压（母线电压）一般为 $29V \pm 1V$ 。母线电压纹波、动态响应、浪涌电流、放电效率、充电效率、分流效率等应满足详细规范的规定。
- c) 太阳能电池阵光电转换效率、贴片效率应满足详细规范的规定。
- d) 一般采用锂离子蓄电池组，对于工作寿命小于或等于1年的月球探测器，寿命末期蓄电池组放电深度一般应达到80%（环境温度 -20°C ），且此时放电电压一般应不小于23V；循环寿命应满足详细规范的规定。
- e) 供电输出（如配电柜）至设备输入间的电缆传输压降一般应不大于母线额定电压的2%；DC/DC变换器性能应符合相关详细规范的规定，转换效率一般应不低于70%。

6.10 热控

探测器热控分系统指标要求：

- a) 一般应为安装在舱内的设备提供 $-20^{\circ}\text{C} \sim +55^{\circ}\text{C}$ 的工作温度环境；
- b) 对于需要度过月夜之后继续工作的月球探测器，月夜期间一般应为安装在舱内的设备提供 $-50^{\circ}\text{C} \sim +70^{\circ}\text{C}$ 的储存温度环境；
- c) 对于采用同位素热源（RHU）作为月夜保温能源的月球探测器，月夜期间引入舱内的热功率应满足详细规范的规定。

6.11 数管

探测器数管分系统指标要求：

- a) 遥控解调体制一般为PCM/PSK/PM，遥控副载波频率一般为8kHz正弦波；
- b) 遥控解调误码率一般应优于 5×10^{-6} （归一信噪比 $E_b/N_0 \geq 16\text{dB}$ ，遥控副载波解调器输入端）；直接指令的漏指令概率不大于 10^{-6} ，虚指令概率不大于 10^{-6} ，误指令概率不大于 10^{-8} ；
- c) 遥测调制体制一般为PCM/PSK/PM，遥测副载波频率一般为65536Hz；
- d) 遥测通道编码方式一般为卷积，遥测误码率一般应不大于 10^{-5} 。

6.12 测控数传

探测器测控数传分系统指标要求：

- a) 对地测控选择S或X频段统一载波调制体制。上行遥控码速率和下行遥测码速率应满足任务要求和相关详细规范的规定，上行遥控码速率一般应不小于125bps；下行遥测码速率（编码前）可设计为多档。
- b) 对地数传选择S或X频段抑制载波调制体制。数传码速率应满足任务要求和相关详细规范的规定，并可设计为多档。
- c) 可采用UHF频段进行器间通信。器间通信码速率应满足任务要求和相关详细规范的规定。
- d) 为地面甚长基线干涉测量（VLBI）系统提供信标信号，配合完成对探测器的位置（角度）测量。
- e) 频率、载波调制方式、天线极化方式、接收天线G/T值、载波捕获门限、载波跟踪门限、遥控解调门限、等效全向辐射功率（EIRP）、误码率、编码方式等，还应满足QJ 20535的规定。

6.13 定向天线

探测器定向天线分系统指标要求：

- a) 天线的频率、极化方式、增益、驻波比、轴比等应符合相关详细规范的规定。一般选择S或X频段，右旋圆极化，在工作频带内的驻波比应不大于1.5。
- b) 一般采用抛物面天线，由双轴驱动机构实现指向。双轴转动范围、转动角速度和指向精度应

符合相关详细规范的规定。天线指向精度一般应优于 $\pm 1^\circ$ 。双轴驱动在极值环境条件下的静力矩裕度一般应大于1。

6.14 着陆缓冲

探测器着陆缓冲分系统指标要求：

- a) 一般采用铝蜂窝和拉杆组合缓冲吸能方式，吸收着陆冲击能量并满足着陆后的姿态要求。
- b) 极限缓冲行程、极限输出载荷、缓冲器工作导致的姿态变化等应满足详细规范的规定。
- c) 单套着陆缓冲机构收拢状态的基频，纵向一般应不小于70Hz，横向一般应不小于25Hz；单套着陆缓冲机构展开状态的基频，纵向一般应不小于25Hz，横向一般应不小于10Hz。
- d) 在经历任务过程中的载荷（过载、冲击等）着陆月面后，着陆缓冲机构应保持稳定并为探测器结构本体提供支撑，强度极限裕度一般应大于0.15。

6.15 移动

探测器移动分系统指标要求：

- a) 一般采用轮式摇臂悬架构型，前进/后退/制动等运动性能、原地转向/前轮转向或后轮转向等转向性能、爬坡/越障等地形适应性能应满足详细规范的规定。
- b) 月面运动速度应连续可调，平地最大运动速度一般应不小于200m/h。
- c) 具有原地转向能力，行进间最小转向半径一般应不大于纵向包络尺寸。如对于纵向包络为的探测器，其行进间最小转向半径应不大于1.5m。
- d) 根据着陆区地形、岩石尺寸以及系统资源综合确定爬坡和越障性能，适应最大坡度一般应不小于 20° ，最大越障高度一般应不小于200mm。

6.16 有效载荷

配置的有效载荷应满足科学探测任务要求，一般包括光学/雷达成像设备、物质/成分探测设备、天文观测设备、空间环境探测设备等，其质量、功耗、机械和电信接口应满足探测器平台的约束。

7 接口要求

7.1 与运载火箭系统接口要求

月球探测器与运载火箭系统之间的物理、功能、环境和操作接口要求应符合相关接口控制文件的规定。具体内容包括：

- a) 探测器的质量特性。一般应包括探测器发射状态的质量、质心、转动惯量、惯性积等。
- b) 发射轨道。一般应包括器箭分离时刻的入轨参数和入轨精度（半长轴、轨道倾角、近地点幅角、升交点经度、近地点高度等）、器箭分离要求（相对分离速度、分离姿态、分离信号等）、地月转移轨道参数。
- c) 环境条件和试验条件。一般应包括载荷设计条件（频率、纵向过载和横向过载、最大动态响应等）、环境试验（静态载荷试验、正弦振动试验、随机振动试验、噪声试验、冲击试验）条件和整流罩内环境（热、压力、相对湿度和洁净程度等）条件。
- d) 电磁环境和电磁兼容。一般应包括探测器和运载火箭的射频、电磁干扰辐射和灵敏度，探测器有意辐射，运载火箭和发射场的有意和附加辐射等。
- e) 机械接口。一般应包括探测器外形尺寸、整流罩类型和尺寸、无线转发通道、支架类型和包带参数、对接方位及器箭分离装置参数等。对于采用核源的月球探测器，应考虑合罩前后塔上的涉核操作空间等接口要求。
- f) 电气接口。一般应包括分离插头类型和位置、箭上和地面脐带电缆组成、接地要求等。

7.2 与发射场系统接口要求

月球探测器与发射场系统之间的接口应符合相关接口控制文件的规定。具体内容包括：

- a) 探测器系统对发射场系统的要求。一般应包括探测器基本参数、运输、加注量、发射方案及工位、吊装形式、基本工作流程。
- b) 对于安装同位素核源的月球探测器，还应规定核源的发射场技术流程、防护措施和对存储测试厂房的要求。
- c) 发射场系统与探测器系统的总体技术接口。一般应包括探测器系统在发射场使用的主要设施、光缆/电缆的安装、信息传输、供电、防静电/防雷/接地、供气、电磁兼容性、探测器运输、推进剂及清洗用品等。
- d) 发射场技术区与探测器系统的技术接口。一般应包括吊装设备及性能、测试、加注封装厂房和远距离测发楼的基本参数和保障能力、火工品测试间和贮存间的主要技术指标、探测器用燃烧剂和氧化剂存储间的主要技术指标。对于安装同位素核源、伽马源的月球探测器，还应规定放射源存储间的参数。
- e) 发射场发射区与探测器系统的技术接口。一般应包括活动勤务塔和固定脐带塔的功能及相关设施参数、射前塔上温度要求、地下电源间的位置和参数等。
- f) 发射场无线射频转发系统与探测器系统的接口。一般应包括无线射频转发系统功能、上/下行通信链路接口指标和接口型式、固定塔转发天线位置等。

7.3 与地面测控系统接口要求

月球探测器与地面测控系统之间的射频与调制、遥控、遥测和测定轨等接口应符合QJ 20067和相关接口控制文件的规定。具体内容包括：

- a) 技术状态定义和说明。一般应包括飞行阶段定义、发射窗口和轨道参数、坐标系和姿态定义。
- b) 测控任务和要求。一般应包括各飞行阶段的测控任务、定轨定位精度要求、遥控要求、遥测要求、校时要求等。
- c) 测控体制及工作模式。一般应包括地面测控系统测控体制和设备组成、探测器应答机副载波工作状态、探测器测控数传分系统工作模式。
- d) 地面测控设备主要接口指标。一般应包括工作频点、系统品质因数（G/T）、等效全向辐射功率（EIRP）、接收机动态范围等。
- e) 探测器测控数传设备主要接口指标。一般应包括发射系统的下行频点、相干转发比、等效全向辐射功率（EIRP）、杂散输出、调制线性度；接收系统的上行频点、接收机静态频率不确定性、系统品质因数（G/T）、最大捕获范围、最大跟踪速率、载波捕获门限、载波跟踪门限、载波环路带宽、接收机动态范围；测距系统的主音和次音频率、上行调制指数、下行调制指数、测距带宽、主音时延稳定性、侧音相位随频率偏离值；遥测系统的码速率、码型、调制方式、调制指数、副载波频率、信道编码；遥控系统的码速率、调制方式、码型、副载波频率、调制指数、误码率。
- f) 数据格式。一般应包括遥测数据格式、遥控数据格式、数传数据格式和时间格式。

7.4 与地面应用系统接口要求

月球探测器与地面应用系统之间的数据传输接口应符合QJ 20068和相关接口控制文件的规定。具体内容包括：

- a) 探测器的技术状态、工作模式。一般应包括探测器数管、测控数传和有效载荷等相关分系统

描述、对地数传工作模式、有效载荷工作模式。

- b) 数据下行信道技术状态。一般应包括发射频率、调制体制、调制方式、调制波形、码速率、误码率、天线极化方式；探测器数传的等效全向辐射功率（EIRP）、谐波/杂波抑制度、载波相位噪声；地面数据接收站的系统品质因数（G/T）、接收天线最低仰角。
- c) 数据格式。一般应包括编码方式、数据传输格式等。

7.5 探测器内部接口要求

探测器内部接口包括器间接口、各分系统之间的接口，以及与地面测试设备的接口，具体内容如下：

- a) 器间接口要求。对于着陆巡视任务，应确保着陆器和巡视器间接口匹配、电磁兼容。器间机、电、热等接口状态及参数应满足相关详细规范的规定。
- b) 各分系统之间的接口要求。月球探测器各分系统设备的机、电、热等接口状态及参数应满足相关详细规范的规定，相互之间接口匹配、电磁兼容。一般应包括机械特性、设备简图、热特性、热简图、电路及接口原理图、电源、遥测参数、指令、电连接器、电连接器接点分配、电接口特性。
- c) 与地面测试设备的接口要求。月球探测器与地面测试设备的接口应符合GJB 1410和相关详细规范的规定。

8 总装、测试和试验要求

8.1 总装

探测器总装要求如下：

- a) 探测器总装所需的起吊、包装、运输、支撑和翻转等机械支撑设备应满足GJB 7358和相关详细规范的规定。探测器的总装设计应满足GJB 2204和相关详细规范的规定。
- b) 按相关详细规范的规定，进行器上设备安装和安装精度测量。

8.2 测试和试验

探测器测试和试验要求如下：

- a) 电气支撑设备（包括电性能测试设备及其软件）应满足GJB 1410、QJ 1517和相关详细规范的规定。应按GJB 2997和相关详细规范的规定，进行电性能综合测试。
- b) 按GJB 151、QJ 20073和相关详细规范的规定，进行电磁兼容性（EMC）和静电放电（ESD）试验。
- c) 按QJ 2258和相关详细规范的规定，进行质量特性测试。
- d) 按QJ 2053和相关详细规范的规定，进行检漏。
- e) 按GJB 1027、GJB 1197、QJ 1579和相关详细规范的规定，进行力学环境试验。对于着陆任务的探测器还应按QJ 20534.2和相关详细规范的规定进行着陆冲击试验等专项力学试验。
- f) 按相关详细规范的规定，在力学环境试验前后，进行太阳电池阵、着陆缓冲机构、定向天线、桅杆等机构展开试验；进行有安装精度要求设备的精度复测；进行相机、敏感器、有效载荷设备的标定、复测。
- g) 按GJB 2205、GJB 2999和相关详细规范的规定，进行与运载火箭适配器之间的分离试验或与运载火箭的匹配试验（包括机械接口匹配试验、电气接口匹配试验和电磁兼容性试验、器箭在发射场的匹配试验）。
- h) 按GJB 1027、GJB 1033、GJB 3758、QJ 1446和相关详细规范的规定，进行热平衡试验和热

真空试验。

- i) 按相关详细规范的规定，分别与地面测控系统、地面应用系统进行器地测控链路对接试验、器地数传链路对接试验。
- j) 按QJ 20066、QJ 20534.1、QJ 20534.3、QJ 20534.4和相关详细规范的规定，对着陆巡视任务的探测器进行着陆稳定性试验、着陆悬停避障缓速下降试验、移动试验、导航控制试验，着陆器和巡视器联合进行释放分离试验。

参 考 文 献

- [1] GJB 1035 卫星天线通用规范
 - [2] GJB 1198.1 航天器测控和数据管理 第1部分: PCM遥控
 - [3] GJB 1198.2 航天器测控和数据管理 第2部分: PCM遥测
 - [4] GJB 1198.5 航天器测控和数据管理 第5部分: 射频和调制
 - [5] GJB 1198.6 航天器测控和数据管理 第6部分: 分包遥测
 - [6] GJB 1198.7 航天器测控和数据管理 第7部分: 分包遥控
 - [7] GJB 1416 卫星姿态控制系统通用规范
 - [8] GJB 1719 铝蜂窝夹层结构通用规范
 - [9] GJB 1924 微波统一测控系统通用规范
 - [10] GJB 2042 卫星电源系统通用规范
 - [11] GJB 2249 航天测控系统频段
 - [12] GJB 2703 航天器热控系统通用规范
 - [13] GJB 2787 卫星推进系统通用规范
 - [14] GJB 4042 太阳能电池阵机构通用规范
 - [15] GJB 5106 碳纤维复合材料/芳纶纸蜂窝夹层板和夹层件通用规范
 - [16] GJB 5418 航天器数据管理系统通用规范
 - [17] QJ 1297 卫星控制系统方案设计规范
 - [18] QJ 1731 太阳能电池板通用规范
 - [19] QJ 3019 太阳能电池阵—蓄电池组电源系统设计规范
 - [20] QJ 20138 三轴稳定卫星控制系统通用规范
 - [21] CCSDS 401.0-B 射频和调制系统
-

中华人民共和国航天行业标准
月球探测器设计要求

QJ 20610—2016

*

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

*

2017 年 2 月出版

定价：40 元