

QJ

中华人民共和国航天行业标准

FL 1650

QJ 20068—2012

月球探测器与地面应用系统接口技术要求

Requirements for interface between lunar probe and ground application system

2013—01—04 发布

2013—05—01 实施

国家国防科技工业局 发布

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：中国航天科技集团公司第五研究院总体部。

本标准主要起草人：黄晓峰、徐宝碧、张建利。

月球探测器与地面应用系统接口技术要求

1 范围

本标准规定了月球探测器与地面应用系统的接口参数及技术要求。

本标准适用于月球探测器（以下简称探测器）与地面应用系统（以下简称应用系统）的接口设计。

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 1198.3A-2004 航天器测控和数据管理 第3部分：遥测信道编码

GJB 2207-1994 卫星数据传输系统通用规范

GJB 2436-1995 天线术语

3 术语和定义

GJB 2436-1995确立的以及下列术语和定义适用于本标准。

3.1

月球探测器 lunar probe

对月球进行探测的无人航天器的总称。如：轨道器、着陆器、巡视器、上升器、返回器等，简称探测器。

3.2

地面应用系统 ground segment for data, science and application

由完成有效载荷在轨业务运行管理，探测计划制定，下行数据的接收、落地记录，存储、归档与发布，数据处理、解译、应用与研究等任务的设施组成的系统。

3.3

A类航天器 category A spacecraft

离地球表面运行高度小于 2×10^6 km的航天器。

3.4

等效全向辐射功率 equivalent isotropically radiated power(EIRP)

发射天线在规定方向上的增益与馈入的发射功率的乘积。

3.5

G/T值 G/T ratio

天线的最大功率增益与噪声温度比，也称品质因数。

4 系统组成及功能

4.1 概述

探测器与应用系统有接口关系的分系统一般包括：测控数传分系统、定向天线分系统、数据管理分系统及有效载荷分系统等。

应用系统与探测器有接口关系的分系统一般包括：数据接收分系统、数据预处理分系统、遥科学探测分系统及运行管理分系统等。

4.2 探测器

4.2.1 测控数传分系统

测控数传分系统一般由天线、应答机、数传发射机、放大器、微波网络及射频电缆组成。测控数传分系统提供探测器与地面站之间的数传射频信道，将来自探测器数据管理分系统的探测数据进行调制和放大后，经器载天线向地面站传送。

4.2.2 定向天线分系统

定向天线分系统一般由天线驱动机构和天线组成。定向天线分系统实现天线捕获跟踪地球的功能，天线射频部分实现数传下行信道与地面站的通信。

4.2.3 数据管理分系统

数据管理分系统一般由系统管理单元、数据接口单元、串行数据总线和相关软件组成。数据管理分系统实现探测器的遥测、遥控、程控、机构驱动控制、火工品管理、配电管理与探测器管理等功能，并提供探测器上时间基准及时间校正等功能。

4.2.4 有效载荷分系统

有效载荷分系统由执行探测任务的有效载荷组成。根据探测任务的要求，探测器配置相应的科学探测有效载荷，各有效载荷根据任务要求进行探测。

4.3 应用系统

4.3.1 数据接收分系统

数据接收分系统提供探测器数传下行数据接收的通道，使用40m和50m天线的两个数据接收地面站并行工作，完成探测器下行数据的接收任务。

4.3.2 数据预处理分系统

数据预处理分系统依托应用系统总部的网络与通信平台、数据存储与管理平台，完成标准数据产品的生成。

4.3.3 遥科学探测分系统

遥科学探测分系统利用计算机的时间与空间信息管理技术、以及仿真与虚拟现实技术，为月球科学家和工程技术人员提供通过位于应用系统总部的沉浸式或非沉浸式虚拟现实遥操作人机交互界面，操控巡视器上所搭载的有效载荷，实现对月表特定地点进行现场遥科学探测任务的仿真分析规划、仿真执行训练和实时执行监控的能力。

4.3.4 运行管理分系统

运行管理分系统依托应用系统总部的网络与通信平台、数据存储与管理平台，以完成探测器有效载荷和应用系统业务运行管理为主要任务的计算机系统。运行管理分系统的主要功能分为两个方面：探测器有效载荷的业务运行管理和应用系统的业务运行管理。

5 数据传输接口

5.1 发射频率

探测器数据传输发射频率应遵循国际电信联盟无线电频率划分的规定，月球探测器为A类航天器，下行频率一般应在以下范围选取：

- a) S频段：2200MHz~2290MHz；

b) X频段：8450MHz~8500MHz。

5.2 调制体制

探测器数据传输一般采用抑制载波调制。

5.3 调制方式

采用抑制载波调制传输PCM数据信号，采用双相相移键控（BPSK）调制方式。

5.4 调制波形

对于BPSK调制，PCM波形采用NRZ-L波形。

NRZ-L波形如图1所示。

		比特状态								
		1	0	0	1	0	1	1	0	
非归零电平码 (NRZ-L)	电平A	高	低	低	高	低	高	高	低	
	电平B	低	高	高	低	高	低	低	高	

注：电平A表示比特状态“1”，电平B表示比特状态“0”。

图 1 NRZ-L 波形

5.5 数据传输比特率

月球探测数据传输比特率一般为20kbps~12Mbps，任务中可设置多档数据传输比特率，具体数据传输比特率由专用技术文件规定。

5.6 数据传输误码率

系统数据传输误码率一般为 1×10^{-6} 。

5.7 天线极化方式

天线极化方式的定义应符合GJB 2436-1995中3.2.1.8的规定，一般采用右旋圆极化方式。探测器与应用系统天线极化应匹配。

5.8 探测器数据传输特性

5.8.1 本振频率稳定度

短期稳定度应优于 1×10^{-9} ，0.1s采样（阿伦方差）。

长期稳定度应优于 $\pm 1 \times 10^{-5}$ （一个月）。

5.8.2 初始频率精度

初始频率精度应优于 $\pm 1 \times 10^{-6}$ 。

5.8.3 等效全向辐射功率（EIRP）

等效全向辐射功率（EIRP）由专用技术文件规定。

5.8.4 谐波、杂波抑制度

谐波、杂波抑制度应满足GJB 2207-1994中3.1.10的要求，一般为：

- a) 信道通带外谐波抑制度应大于40dB；
- b) 信道通带外杂波抑制度应大于50dB。

5.8.5 载波相位噪声

载波相位噪声应优于表1的规定。

表 1 载波相位噪声要求

序号	偏离载频	相位噪声
1	100Hz	-55dBc/Hz
2	1 kHz	-70dBc/Hz
3	10 kHz	-77dBc/Hz
4	100 kHz	-82dBc/Hz
5	1MHz	-100dBc/Hz

5.9 应用系统特性

5.9.1 接收系统品质因数 (G/T 值)

5.9.1.1 40m天线:

S频段: 大于31.69dB/K。

X频段: 大于41.90dB/K。

5.9.1.2 50m天线:

S频段: 大于33.09dB/K。

X频段: 大于43.30dB/K。

5.9.2 数据接收最低仰角

一般不大于7°。

5.9.3 接收系统误码率性能

对于S频段和X频段接收系统, 在系统误码率为 $1 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-7}$ 内, 其接收性能偏离理论值不应超过2.0dB。

5.10 数据格式

5.10.1 数据记录

数据记录的容量、数据的存取方式和数据的存取速率由专用技术文件规定。

5.10.2 编码方式

信源比特流一般采用NRZ-L码, 信道编码一般采用下述任一编码:

- a) R-S编码单独使用;
- b) 以卷积码为内码, 以R-S为外码的级联信道编码。

信道编码方法应满足GJB 1198.3A-2004中第4章的要求。

5.10.3 数据传输格式

数据采用虚拟信道数据单元 (VCDU) 传输, 应提供数据传输帧的格式说明, 一般采用表2的帧格式。

表 2 数传帧格式

同步码	VCDU 导头						VCDU 数据单元区	R-S 符号
	版本号	VCDU 标识符		VCDU 计数器	符号域			
		航天器标识符	虚拟信道标识符		回放标志	备用		
32	2	8	6	24	1	7	可变	可变
具体要求如下: a) 同步码 (32bits): 0x1ACFFC1D。 b) 版本号 (2bits): 01。 c) 航天器标识符 (8bits): 由空间数据系统咨询委员会 (CCSDS) 分配。								

表 2 (续)

同步码	VCDU 导头					VCDU 数据单元区	R-S 符号	
	版本号	VCDU 标识符		VCDU 计数器	符号域			
		航天器标识符	虚拟信道标识符		回放标志			备用
d) 虚拟信道标识符 (6bits): 标识 64 个虚拟信道。 e) 虚拟信道计数器 (24bits): 0~224-1, 循环计数。 f) 符号域 (8bits): 回放标志 (位 0): 0 为实时 VCDU, 1 为回放 VCDU; 备用 (位 1~7): 保留, 现全置 0。 g) VCDU 数据单元区: 具体数据格式由专用技术文件规定。 h) R-S符号: 放入R-S校验符号。								

5.10.4 伪随机化

为保证传送的二进制比特流有适当的电平跳变密度, 需用一个伪随机序列与除同步码以外的每位异或起来。伪随机序列生成多项式为: $h(x) = x^8 + x^7 + x^5 + x^3 + 1$, 该伪随机序列长度为255比特, 经过一个伪随机序列周期的循环 (255比特) 后继续重复循环, 伪随机序列发生器开始输出第一个比特前, 序列发生器各级初始化为全“1”状态。这个序列的最初40位为: 1111 1111 0100 1000 0000 1110 1100 0000 1001 1010。

5.10.5 信道编码系统框图

信道编码系统框图如图2所示。

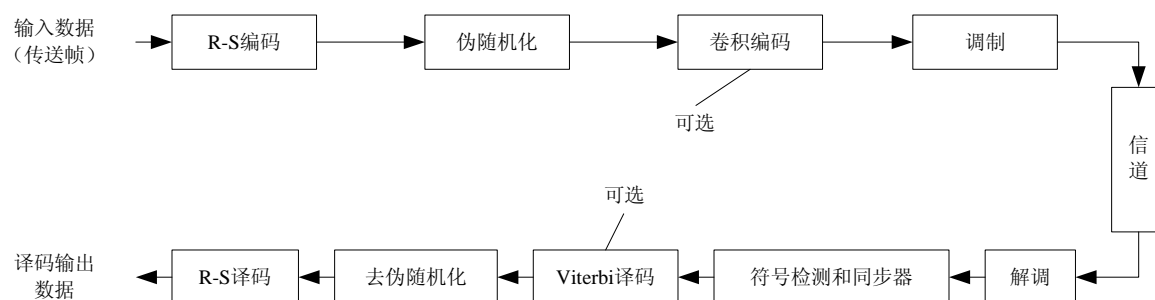


图 2 信道编码系统框图

6 有效载荷接口

6.1 有效载荷数据格式

有效载荷位流数据格式由专用技术文件规定。

6.2 有效载荷工作模式

有效载荷工作模式由专用技术文件规定。

6.3 有效载荷监视显示

有效载荷监视显示需求由专用技术文件规定。

6.4 有效载荷相关数据处理方法

有效载荷相关数据处理方法包括:

- a) 有效载荷科学数据处理方法;
- b) 有效载荷相关工程参数处理方法;
- c) 有效载荷相关的遥测及其处理方法;
- d) 探测器姿态数据处理方法;

- e) 有效载荷的仪器定标数据及其处理方法;
- f) 有效载荷的安装测量数据及其处理方法;
- g) 相关有效载荷的解压缩软件及使用方法。

以上有效载荷相关数据处理方法由专用技术文件规定。

6.5 有效载荷遥控

探测器系统向应用系统提供有效载荷上行指令、注入数据格式、遥控和数据注入使用准则。

6.6 探测数据

应用系统向探测器系统提供工程载荷的探测数据。

7 其他接口

7.1 探测器轨道

绕月探测器主要轨道参数有:

- a) 轨道半长轴;
- b) 轨道倾角;
- c) 轨道偏心率;
- d) 升交点赤经;
- e) 近月点幅角;
- f) 真近点角。

以上具体参数由专用技术文件规定。

7.2 探测器姿态

探测器姿态控制要求有:

- a) 探测器飞行姿态;
- b) 三轴姿态指向精度;
- c) 三轴姿态稳定度;
- d) 探测器轨道坐标系下姿态测量精度;
- e) 月心惯性坐标系下姿态测量精度。

以上具体参数由专用技术文件规定。

7.3 探测器着陆区域

对着陆器应给出着陆点在月心球面固连坐标系中的经纬度, 对于巡视器还应给出巡视探测范围。

中华人民共和国航天行业标准

月球探测器与地面应用系统

接口技术要求

QJ 20068—2012

*

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

*

2013 年 5 月出版

定价：10 元