

探月卫星在备份航天器遥控上的设计与验证

李晓光, 沈小虎, 杨眉, 刘适

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要: 以探月卫星设计分析和飞行控制为例, 探讨了备份航天器在不改动自身设备的条件下, 如何与主份航天器同时安全完成飞行试验的问题; 由于主份航天器与备份航天器整器设备均为同时设计、同时投产, 技术状态相同; 两器星上在测控数管软硬件均完全一致, 且在相同时段、相近地点在轨飞行的情况下, 通过使用不同的遥控码速率、使用不同的频点、利用环境遮挡、使用门限电平发指令的实施方法, 避免了两器之间遥控的互相影响, 保证了航天器安全。

关键词: 备份航天器; 遥控; 设计; 验证

Analysis and Practice of Backup Spacecraft Tele Command Based on Lunar Exploration Spacecraft

Li Xiaoguang, Shen Xiaohu, Yang Mei, Liu Shi

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: The safe flight of both backup spacecraft and primary spacecraft without changing the facilities onboard is discussed based on the design and operation of Lunar Exploration Spacecraft. Since the backup spacecraft is the backup spacecraft of the main spacecraft, the two satellites are designed and produced at the same time with the same hardware and software, and they fly at the same time around the similar place. By using the different tele command data rate, the different frequency, the shelter from the moon as well as the limit of the uplink power, the interference between the two tele command link is avoided, and the safety of the two satellites are maintained.

Keywords: backup spacecraft; telecommand; design; practice

0 引言

在首发星新研制过程中, 常常同时投产两套设备, 其中一套设备作为备份。在主份航天器(下称航天器A)发射成功之后, 备份航天器(下称航天器B)作为完全相同的系统, 可稍作更改以适应新的任务。由于新任务与原任务一般具有一定的相似性, 因此主、备份航天器可能面临在相同时间、相近空间同时飞行的情况。

以中国的探月工程为例, 探月二期工程包括3次任务, 其中航天器A成功着陆于月球虹湾地区, 陆续开展了“观天、看地、测月”的科学探测和其它预定任务, 取得一定成果。实现了探月二期“落”的任务目标, 航天器B是航天器A的备份器^[1], 其任务是着陆于月球南极附近的艾特肯盆地, 实现人类首次对月球背面的软着陆探测。作为世界首个在月球背面软着陆和巡视探测的航天器, 其主要任务是着陆月球表面, 继续更深层次、更加全面地科学探测月球地质、资源等方面的信息, 完善月球的档案资料。事实上探月工程前期也存在备份器的问题, 但由于备

份器发射时, 主份器已受控落月结束任务^[2], 因此备份航天器发射之时, 主份航天器已经结束寿命, 因此不存在本文讨论的遥控影响的问题。航天器B作为航天器A的备份器, 整器设备均为同时设计、同时投产, 技术状态相同。测控和数管设备均为航天器A的备份产品, 因此航天器B与航天器A着陆器采用相同的测控体制、上行载波频率、遥控副载波频率与数据格式。在实施航天器B任务时, 航天器A仍能正常工作, 而且可能需要同时接收重要遥控指令, 如不能正常接收可能影响航天器A的安全。而航天器B从地球向月球转移和环月飞行期间, 很有可能会与航天器A位于同一地面天线的覆盖范围内, 不可能为了保证航天器B任务而放弃对航天器A必要的遥控操作。因此需保证则地面发送给航天器B的指令不被航天器A接收执行, 同时地面发送给航天器A的指令不被航天器B接收执行。

1 任务仿真

在项目可行性分析阶段, 首先按照航天器A的已知状态和航天器B的预计状态对两器和地面站之间的位置关系进行了仿真分析。

航天器A成功着陆于月面虹湾地区, 着陆点位置为(19.5088°W, 44.1197°N), 目前仍在月面开展定点探测工作。航天器B着陆器按计划将着陆于月球背面, 着陆后的

收稿日期: 2019-07-05; 修回日期: 2019-08-14。

作者简介: 李晓光(1981-), 女, 黑龙江汤原县人, 硕士, 工程师, 主要从事测控数传技术方向的研究。

月面工作期间,地面站对航天器 B 着陆器完全不可见,依靠中继链路与地面站进行通信。因此着陆后两器的上行信号分别来源于地面站和中继星,即不存在上行遥控的互相干扰问题。

航天器 A 和航天器 B 着陆器均为月面长期生存探测器,月面上每 27.3 天一个周期,会经历约 14 天白天和 14 天黑夜。长达 14 个地球日的月球夜中,没有太阳能供应,月面温度会迅速降低,着陆器需要进行休眠应对^[3]。按任务设计,航天器 B 和航天器 A 着陆器均在着陆点当地月昼下午太阳高度角 $10\sim 15^\circ$ 内实施休眠工作,地面发送指令将工作设备逐一关闭,最后数管计算机将自己断电,整器进入休眠状态。待进入月昼后,着陆器由光照自主唤醒,开始下个月昼工作。

航天器 A 和航天器 B 落月后分别工作于月球的正面和背面,月昼工作时段并不重合,因此航天器 B 着陆后,与航天器 A 不会发生测控资源冲突。在航天器 B 着陆前的飞行阶段,航天器 A 的休眠唤醒时间如表 1,从表中时间来看,航天器 A 与航天器 B 有可能发生测控资源冲突的时段在 2018 年 12 月 17 日至 12 月 30 日。该时段航天器 B 处于环月飞行阶段,经过仿真,2018 年 12 月 17 日至 12 月 30 日期间,即航天器 A 月面第 62 次唤醒和月面第 63 次休眠期间,地面站对航天器 A 和航天器 B 的波束张角如图 1,范围在 $0.013\sim 0.5^\circ$ 。

表 1 航天器 A 着陆器休眠唤醒时间安排

序号	事件	时间
1.	月面第 62 次休眠	2018 年 12 月 2 日
2.	月面第 62 次唤醒	2018 年 12 月 17 日
3.	月面第 63 次休眠	2018 年 12 月 30 日
4.	月面第 63 次唤醒	2019 年 1 月 14 日

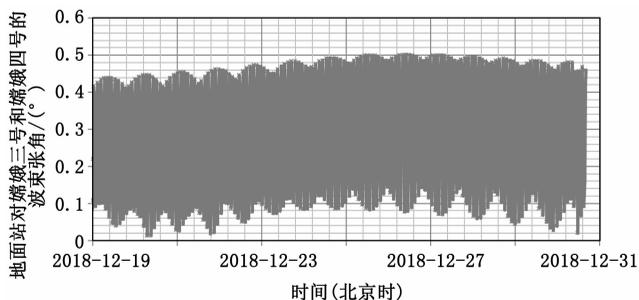


图 1 地面站对航天器 A 和航天器 B 着陆器波束张角

通过上述仿真分析,在 2018 年 12 月 17 日至 12 月 30 日期间,航天器 A 和航天器 B 将会出现同时处于同一地面站天线波束范围内的情况。在这种情况下,指令安全是一个迫切需要解决的问题。需保证两探测器之间的遥控指令互不干扰。

2 设计分析

探测器上与上行指令接收相关的分系统包括测控数传

分系统和数管分系统。

测控数传分系统在飞行过程中提供对地测控通道,与地面站(或中继星)配合完成探测器的测控任务。其接收和解调由地面测控站发射的(或由中继星转发的)遥控信息,为数管分系统提供遥控视频信号以做进一步处理。测控应答机输出到数管分系统的遥控处理模块的遥控视频信号和接收机的锁定信号各有 5 路,其中 S 频段有 1 路遥控视频信号和 1 路锁定信号, X 频段有 4 路遥控视频信号和 4 路锁定信号。

地月转移轨道期间,开启 X 频段测控通道,地面深空站可见弧段, X 频道全空间进行测控支持。地面由测控深空站支持,上行双频点,若 A 面天线对地有利,则 A 面应答机上行锁定。若 B 面天线对地有利,则 B 面应答机上行锁定。环月段测控与地月转移段相同。动力下降段和月面工作段,探测器接收中继星转发的上行信号,完成遥控指令接收和数据注入。

数管分系统将测控任务综合在一个以计算机系统为主的系统中,是一个以星载中心计算机为核心,以分级分布式网络体系结构为系统架构,为平台和有效载荷提供全面、综合的服务与管理的一体化电子系统。数管分系统以航天器数据系统为核心,完成航天器的在轨运行调度和综合信息处理,对器上各个任务运行进行高效可靠的管理和控制,监视整器状态,协调整器的工作,对有效载荷进行管理和数据处理,实现器上信息统一处理和共享。

通过以上两个分系统,探测器接收来自地面站或者中继星的上行遥控指令信息,经视频解调、译码等信息处理,将指令或数据分配到着陆器的各分系统执行。应处理三种类型的遥控指令,即直接开关指令、间接遥控指令以及控制数据的注入。

遥控指令的接收原则如下:采用 PCM 遥控体制/遥控指令分为直接开关指令和上行数据注入。接收一个遥控帧必须满足下列最低要求。

- 1) 译码器必须能识别出在遥控帧开始的地址同步字,识别的准则是指令帧至少在 16bits 中有 15bits 是正确的,数据帧不允许地址同步字有错误比特;
- 2) 方式字接收的准则:指令帧方式字中至少有 7bits 是正确的,数据帧不允许方式字有错误比特;
- 3) 指令字满足规定的编码要求及逻辑关系;
- 4) 可接收上行注入数据的判据为其 CRC 校验正确。

器上遥控接收系统设计时遵循以下原则:

- 1) 继承性和先进性统一的原则:既要继承以往卫星,特别是主份探测器测控数管分系统等的成熟经验,又要采用一些新技术,来满足备份航天器的特殊需要。备份航天器测控数管方系统在进行设计时尽量继承经过飞行验证的成熟技术,并借鉴预研成果及其他相关型号的设计经验,确保产品设计可靠合理满足任务要求。
- 2) 轻小型化原则:针对数管分系统的二期研制目标,

在保证可靠的基础上，从设备功能整合、元器件选用、机壳材料选用及机壳设计、内外接插件选用等各方面采取综合措施，达到设备小型化的要求。

3) 标准化原则：测控数管方系统的设计遵循航天器 PCM 遥控、AOS 标准以及数据管理规范、数据管理接口等方面的标准，力图实现设计的标准化。

4) 产品化原则：结合产品化要求设计测控数管分系统产品，考虑到未来发展的需要，应提高产品的适应能力，减小因需求变化而导致产品变化的可能性。

按照上述四项原则，航天器 B 上的遥控接收系统（包含测控数传分系统和数管分系统）的设备几乎与航天器 A 完全一致。

为此，采用改动最小的方案，通过原理分析，保留原测控体制、上行载波频率、遥控副载波频率与数据格式，仅仅通过采用不同的码速率，可以从设计上保证航天器 A 和航天器 B 遥控不会相互干扰，即不存在地面发送给航天器 A 的指令被航天器 B 接收并执行，也不存在地面发送给航天器 B 的指令被航天器 A 接收并执行的情况。

理论分析如下：

航天器 B 的遥控码速率是 N ，而航天器 A 的遥控码速率是 $8N$ 。遥控 BPSK 副载波解调过程分为载波同步与码同步两个解调环路，而这两个解调环路是相对独立的^[3]，下图 1 是数字解调的原理框图。载波跟踪环路与调制的码速率无关，跟踪锁定后，本地输出的 f_{TC} 副载波与输入的副载波同频同相^[4]。

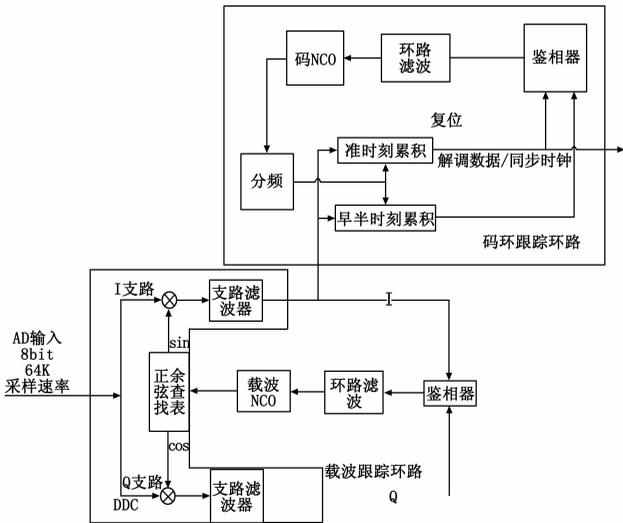


图 2 数字解调原理框图

而码跟踪环路与调制的码速率有很大关系^[5]，图 1 中的 NCO 中心频率设计为 f_{TC} ，根据调制码速率与 f_{TC} 的倍数关系（ f_{TC} 进行分频产生 NHz 的本地同步时钟）再进行分频产生本地码同步信号，码跟踪环路的目的是调整这个本地的 NHz 信号使其与输入信号调制码（码速率为 N ）同频同相，达到码跟踪的目的。

本地产生的 NHz 信号（分为准时刻与早 180 度相位时刻两个清零脉冲）作为积分清零脉冲实现对图 1 中的 I 点（载波跟踪环路同相支路输出信号）信号的积分清零。清零结果输出一个准时刻的清零值与一个早半积分清零值，这两个值再送码环鉴相器并依据误差鉴相算法输出误差值。解调器最终的输出（采用硬判决）是准时刻的积分清零值的符号位，符号为正则输出 0，反之则输出 1。

如果输入信号数据码速率为 $8N$ ，则码环路不能实现正常跟踪解调。首先从频谱上看，输入的信号中没有 NHz 的频率分量，码跟踪环无法实现跟踪。而是继续输出一个 NHz 附近的振荡信号，积分清零脉冲的频率也是 NHz 附近。依据解调原理，只有积分时间是一个码位宽度时（并且开始结束时刻要与码位宽度对齐）可以实现最大的信号能量的累加，和最大的噪声抑制，输出最低的解调误差。而如果积分时长超过一个码位宽时由于存在数据 0、1 调制的跳变，会导致信号积分能量的衰减，所以无法正确解调出数据。

反之，如果采用码速率为 $8N$ 的码环去解调 N 的码速率，则同样存在无法锁定和积分时长太短的问题，而无法实现解调。

图 3 是采用码速率为 N 的跟踪环路解调码速率为 N 的调制信号时的仿真波形（输入的信号是 0/1 交替的调制信号）。蓝色是准路积分清零值红色是早半积分清零时刻的值，从中可以看出，0、1 交替的数据正常解调，并且早半时刻的积分能量几乎为 0，信号的主要能量从准时刻积分清零输出，信号峰值可达 500 以上，波形正确。

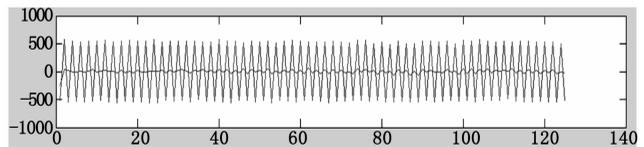


图 3 采用 N 解调环对 N 码速率信号的解调

图 4 是采用码速率为 N 的解调环路对码速率为 $8N$ 信号进行解调的仿真波形。从图中可以看出，准路与早半的积分值很随机（受噪声以及积分时刻等因素影响），并且积分值仅为 20 多，相比上图准时刻清零值 500 差距较大，不能故没有实现 0、1 交替调制码的解调。

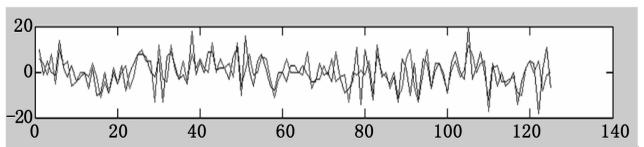


图 4 采用 N 解调环对 $8N$ 码速率信号的解调

3 试验验证

为证明上述分析的正确性，在设计阶段，在实验室中完成试验验证过程如下：