地月中继链路系统设计与验证

孙泽洲, 吴学英, 刘适*, 李飞, 强晖萍

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: liushi198419841984@hotmail.com

收稿日期: 2018-11-21; 接受日期: 2019-01-17; 网络版发表日期: 2019-02-14

摘要 嫦娥四号任务由着陆器、巡视器和中继星组成, 中继星先于着陆器与巡视器发射, 着陆器与巡视器着陆于月球背面开展探测任务. 中继链路系统负责搭建地面站与月面探测器之间的通信链路, 是其工程实现的关键组成部分之一. 本文针对嫦娥四号任务特点, 开展中继链路系统任务需求分析, 并提出中继链路系统方案. 该方案在兼顾任务需求的同时, 充分继承了嫦娥三号任务成果, 并开展系统级优化设计, 降低了嫦娥四号任务工程实现代价. 该方案结合嫦娥四号任务实际过程, 对动力下降、着陆器与巡视器分离、休眠唤醒等关键过程中的中继链路系统工作模式开展设计. 最后, 本文对系统验证情况进行了介绍.

关键词 嫦娥四号, 月球背面, 中继, 工作模式, 设计, 验证

1 引言

嫦娥四号任务作为人类首次月球背面软着陆探测任务^[1], 地月中继链路系统是任务实施的关键环节之一.

嫦娥四号任务由着陆器、巡视器和中继星组成. 其中, 着陆器和巡视器以组合体形式一同发射, 经过地月转移和环月轨道, 软着陆在月球背面. 着巡组合体(后简称“组合体”)在落月后进行分离, 彼此独立开展月面探测; 同时, 中继星在地月系L2平动点轨道为着陆器和巡视器(后简称“两器”)提供中继服务, 并开展科学探测. 两器在落月后受到月球遮挡, 对地不可见, 上行遥控和下行数据无法对地直接传输, 只能通过中继链路进行转发.

针对嫦娥四号任务, 首要解决的问题就是两器着

陆月球背面后与地面站的可靠数据传输. 由于月球自转和公转周期相同, 其背面对地面站而言恒不可见. 1968年, Farquhar^[2]提出了在地-月系L2点附近的Halo轨道上设置中继通信卫星, 用于支持载人月球背面探测的设想, 但并未得到工程实现. 进入21世纪以来, 以美国国家航空航天局(NASA)为代表的航天机构与学者开展了一系列以月球或其他天体作为探测目标的中继通信卫星(星座)的研究工作^[3~5].

嫦娥四号任务将中继星放置于地月L2平动点附近的轨道上, 利用单颗卫星实现地面站与月球背面的两器连续不间断中继通信. L2点、月球、地球空间位置关系见图1. 中继星与两器的最远通信距离约80000 km. 如何解决远距离造成的信道衰减是嫦娥四号地月中继链路系统设计过程中需要解决的核心问题.

引用格式: 孙泽洲, 吴学英, 刘适, 等. 地月中继链路系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2019, 49: 147–155

Sun Z Z, Wu X Y, Liu S, et al. Design and verification of relay communication system for lunar farside exploration (in Chinese). Sci Sin Tech, 2019, 49: 147–155, doi: 10.1360/N092018-00396

图1 (网络版彩图)嫦娥四号地月中继链路系统空间位置示意图^[1]

本文结合月球背面探测任务需求,对嫦娥四号中继链路系统的设计和验证情况进行介绍。

2 中继链路系统的设计输入

2.1 任务阶段划分

嫦娥四号着陆器和巡视器任务过程包括:发射段、地月转移段、环月段、动力下降段和月面工作段5个部分。

- (1) 发射段:从运载火箭发射至器箭分离的飞行过程;
- (2) 地月转移轨道:从与运载分离后到组合体执行近月制动前的飞行过程;
- (3) 环月段:从组合体近月制动开始到动力下降开始前的飞行过程;
- (4) 动力下降段:从下降开始至抵达月面的着陆过程;
- (5) 月面工作段:着陆器与巡视器着陆后开展月面探测活动的过程。

其中,组合体在前三个阶段通过直接对地链路完成测控任务。后两个任务阶段在月球背面执行,由于受到月球的遮挡,组合体对地不可见,需要为其提供中继转发服务,配合其相关探测任务的开展。

后文称地面站至组合体和中继星的链路为上行链路;组合体和中继星至地面站的链路称为下行链路;中继星至组合体或两器的链路为前向链路;组合体或两器至中继星的链路为返向链路。

2.2 中继服务对象与内容

在落月前,嫦娥四号中继链路系统仅需为组合体提供中继服务。落月后,两器开展月面原位与巡视探测工作,中继链路系统需为两器提供独立的中继链路,

以满足各自工作需求。

在嫦娥四号任务中,中继链路系统转发数据包括:

- (1) 两器上行指令、数据;
- (2) 两器工程遥测、探测数据。动力下降过程中传输工程遥测和降落过程图像;落月后,应传输工程遥测和各类载荷探测数据。

嫦娥四号地月中继链路系统采用统一对地链路,独立对月链路的设计。中继星作为两器数据的中转节点,负责将地面站上行的两器指令、数据进行接收、解调和分发;将接收、解调的两器返向数据按照通信协议进行信息整合,并向地面转发。

2.3 设计原则

2.3.1 中继链路一体化设计

考虑到嫦娥四号着陆器与巡视器平台是基于嫦娥三号设计状态,可为中继通信等新增功能的实现所提供的重量、功耗等资源十分有限。而中继星采用小卫星平台,对重量和功耗等资源的约束更加严苛。所以,要将两器与中继星的中继系统进行统一设计,在保证功能性和可靠性的前提下,实现系统内资源的最优配置。

在嫦娥四号中继链路系统的设计过程中,要尽量采用经嫦娥三号飞行验证过的产品,提高产品成熟度,缩短研制周期,降低飞行风险。同时,两器一星搭载的中继设备的状态要尽可能统一,并合理采用分时复用、功能性备份等设计方法,降低设备冗余。

2.3.2 中继信道精细化设计

嫦娥四号最远中继通信距离约为80000 km,造成约210 dB自由空间的损耗。在中继链路系统设计过程中,首要解决的问题就是克服远距离对中继通信造成的不利影响。需要从多方面、多维度开展精细化链路设计工作,最终实现中继链路信道容量的提升。

在追求信道容量的同时,还要兼顾链路的功能性与稳定性。在前向链路的设计过程中,为保证链路任意时刻的可用性,天线的覆盖性是其最重要的设计准则;而在返向链路设计中,要根据应用场景开展针对性设计。如动力下降过程中,首先要考虑的是在组合体姿态高动态变化的情况下,工程遥测传输通道的天线覆盖性。其次才是尽可能高的遥测码速率;而数据量较大的探测数据传输应安排在两器姿态较为稳定的

情况下进行, 这样更有利于保证较高增益天线的指向性. 同时, 考虑到落月后两器与中继星之间的通信距离在47000~80000 km范围内变化, 返向链路应采用分档设计, 以充分利用不同通信距离情况下的信道资源.

2.4 功能需求

嫦娥四号中继链路系统应能满足两器在动力下降过程和月面工作阶段的全部中继通信需求, 具体应具备以下能力.

(1) 对于前向链路, 至少要具备两路不同频点前向信号同时发送的能力, 以满足两器遥控需求; 对于两器指令具备实时和延时转发指令的功能, 以满足中继星对地可见和对地不可见两种工况; 组合体在落月前应具备全空间前向信号接收能力, 落月后两器均应具备半空间前向信号接收能力.

(2) 对于返向链路, 至少要具备两路不同频点返向信号同时接收的能力, 以满足两器工程遥测和载荷数据传输需求; 正常情况下, 着陆器和巡视器返向数据通过中继星数传通道下传到地面, 包括实时下传和延时下传两种模式; 故障情况下, 可通过地面指令设置是否在中继星遥测通道中实时转发着陆器和巡视器遥测数据; 组合体在落月前应具备全空间工程遥测数据发送能力, 并能传输降落过程图像. 两器落月后应具备半空间的返向工程遥测数据的传输能力, 及各类载荷探测数据的高速传输能力.

3 中继链路系统设计

3.1 概述

嫦娥四号探测器系统(包括着陆器、巡视器和中继星)的通信链路见图2. 其中, 着陆器在动力下降前通过S频段或X频段测控链路完成自身遥测、遥控和测定轨任务, 自动力下降段开始与中继星建立X频段中继链路; 巡视器落月后开始工作, 与中继星建立X频段中继链路. 巡视器至着陆器间还有一条单向的特高频(UHF)频段器间通信链路, 可用于巡视器返向数据的转发, 与巡视器自身返向链路形成功能备份; 中继星通过S频段测控链路完成自身遥测、遥控和测定轨任务, 以及两器前向数据的接收, 并通过S频段和X频段数传链路传输自身遥测、探测数据和转发的两器返向数据. 其中, S频段数传链路为任务主用数传链路, X频段

数传链路为备份链路, 其与中继链路分时复用中继星高增益中继天线. 在应急情况下, 中继星也可在下行遥测通道内插入两器返向数据. 其中中继链路系统链路余量见表1.

两器采用低增益天线接收前向信号, 并针对不同应用环境的需求, 利用低增益、中增益(仅着陆器配备)或高增益天线发送返向信号. 中继星通过自身搭载的4.2 m口径伞状抛物面可展开中继天线完成前向信号的发送和返向信号的接收.

3.2 前向链路设计

3.2.1 调制体制

嫦娥四号前向链路调制采用PCM/PSK/PM的统一载波调制体制, 遥控数据对副载波进行二进制相移键控(BPSK)调制, 副载波再对X频段载波进行相位调制, 与测控上行链路调制体制一致. 对于嫦娥四号着陆器而言, 在动力下降前使用应答机与地面站建立测控上行链路. 动力下降开始对地不可见, 应答机可用于接收前向信号. 提高了设备的利用效率. 同样, 巡视器前向信号也是通过应答机接收, 且其前向码速率与着陆器一致, 均为125 bps. 这样有利于统一中继星前向链路设备状态, 也可尽量继承嫦娥三号测控上行接收、解调设备技术状态.

3.2.2 工作模式

为避免中继星转发环节引入转发噪声, 提高两器接收到前向信号的信噪比. 嫦娥四号中继前向链路采用了再生转发体制, 这种转发方式也将引入额外的转发时延. 为缩短再生转发引入的中继时延, 嫦娥四号中继链路系统前向链路在中继星接收两器指令过程采用了一种有别于中继星自身指令的校验策略, 校验结果正确与否不作为两器指令是否转发的判据, 以缩短中继星处理时间, 指令的正确性最终由两器进行判断.

嫦娥四号两器通过自身的模拟应答机接收机接收前向射频信号. 由于模拟应答机自身工作特性, 前向射频信号需具备扫描功能, 以实现应答机接收机锁定. 中继星根据地面指令, 通过调制模块内部现场可编程门阵列(FPGA)生成基带信号后, 经指数模转换(DA转换)、混频等操作后变频为前向单载波信号, 并在一定频率范围内, 以一定扫描速率进行扫频. 扫描完成后根据指令, 选择是否加调遥控副载波. 同时, 考虑到信道

图 2 (网络版彩图)嫦娥四号任务中继链路

表 1 中继链路系统链路余量

链路	调制体制	链路余量
中继星对地测控链路	统一载波调制体制. 遥控: 码速率1000 bps; 遥测: 码速率2048 bps (编码后); 测距: 侧音测距, 主音频率为100 kHz; 干涉测量: 1组DOR音, 与下行载波相干	均不低于3 dB
中继星对地数传链路	抑制载波调制体制. 码速率: 1 Mbps (编码后)	不低于3 dB
中继前向链路	统一载波调制体制. 遥控: 码速率125 bps	不低于3 dB
中继返向链路	抑制载波调制体制. 最高码速率: 555.556 kbps (编码后)	不低于3 dB

中存在的多普勒频偏、多普勒频率变化率及接收机自身频偏等因素。前向射频信号的中心频率、频率扫描范围和扫描速率均可以在轨设置。

中继星采用测控上行信道接收地面站上行的两器数据。在其接收到两器数据后, 中继星判断其属于着陆器或是巡视器, 然后根据转发时间的要求(实时转发或延时转发)送往对应的前向信号调制设备, 按照两器前向信号调制方式和码速率进行调制, 并向着陆器或巡视器发送。

3.2.3 冗余设计

两器应答机均采用双机热备份设计方案, 不同接收机工作在不同的频点, 共计4个频点。中继星前向链路采用双通道冗余设计方案。其中, 每条前向发射通道均可发射四个前向频点信号, 频点的切换通过地面指令切换。两条前向发射通道同时工作, 经前向多工器

合路后经高增益中继天线发送。当其中一条前向发射通道故障时, 剩余的前向发射通道可以分时工作在两器前向频点, 保证两器工作需求。中继星中继设备框图见图3。

3.3 返向链路设计

3.3.1 调制体制

嫦娥四号任务中, 从组合体动力下降开始, 两器不再通过无线电定位方式获得位置信息。两器返向链路调制方式采用BPSK方式, 与嫦娥三号对地数传链路一致, 数据直接对X频段载波进行调制, 该方式相对于测控下行链路的相位调制, 可以提高单位码元信噪比, 进而提高传输码速率。嫦娥四号任务中, 在采用低增益天线传输返向信号时, 返向码速率为1.4 kbps (着陆器, 编码后)和0.7 kbps (巡视器, 编码后)。在着陆器通过中增益天线传输时返向码速率为50 kbps (编码后)。在采

图3 中继星中继设备框图

用高增益天线传输反向信号时, 着陆器最高反向码速率为555.556 kbps (编码后), 巡视器最高码速率为285.714 kbps (编码后)。

3.3.2 工作模式

同样为了避免中继环节引入额外噪声, 嫦娥四号中继反向链路也采用了再生转发体制。

中继星采用数字解调方式, 反向信号经变频模块放大、混频、滤波等处理后, 通过模数转换(AD转换)后送入解调模块内部FPGA进一步处理。主要包括在接收频带内进行快速傅里叶变换(FFT)处理实现反向信号的快速、自动捕获, 以及载波跟踪、数据解调、译码等操作。中继星将接收到的两器数据与中继星自身数据进行复接后, 通过自身对地数传通道向地面站发送, 也可以将收到的两器反向数据进行存储, 择机向地面站进行发送。

反向链路的帧同步是通过判断每帧数据帧同步头实现。当捕获到连续三帧数据的帧同步后, 判断帧同步完成。完成帧同步后, 继续对后续数据帧帧同步进行检测, 当连续数帧未监测到帧同步头后, 判断帧同步失败, 以避免数据帧内容内存在与帧同步头相近数据段造成的误符合现象。

在低档反向码速率工作期间, 数据帧长度决定了反向链路的首帧捕获时间和转发时延。为了缩短首帧捕获时间和转发时延, 在嫦娥四号中继链路系统中设计了256字节长度和1024字节长度的两种不同长度的帧长, 前者主要用于保证动力下降过程中, 中继星可以对着陆器反向遥测信号的快速捕获与解调。

由于反向链路采用BPSK调制, 为保证接收端对数据的正确解调, 需对发送端载波相噪进行控制。对于一

个特定的相移键控系统, 本振的寄生调相应小于相移键控最小相位步进的十分之一^[6]。对于BPSK调制系统应小于 18° 。综合考虑解调需求和单机可实现性, 反向信号偏离载频10 Hz~1 MHz范围内, 相位噪声应优于表2所示。

由于接收端环路滤波器的带宽一般约为码速率的1%。所以对于嫦娥四号所采用的0.7和1.4 kbps码速率数据的解调, 鉴相环路带宽需要小于7~14 Hz。故在单机设计和调试过程中应重点关注反向信号载波近端10 Hz附近的相位噪声。

在对地数传链路故障情况, 中继星可采用自身S频段测控下行链路转发着陆器或巡视器的遥测源包, 中继星将着陆器或巡视器的遥测源包中遥测数据按照约为2:2:1比例(着陆器:巡视器:中继星), 依次放到中继星遥测帧数据域中。

3.3.3 冗余设计

着陆器反向发射通道也采用了A和B双通道冗余设计方案。巡视器反向链路仅有一条射频通道, 但与巡视器至着陆器的单向UHF频段器间通信链路, 形成功能备份。

中继星反向链路采用三通道冗余设计方案。其中, A通道和B通道同时工作, 与C通道互为冷备份关系。中继星反向接收通道B可以接收着陆器反向发射通道A频点信号, 接收通道A和C与着陆器反向发射通道B及巡视器反向信号频点相同。中继星中继设备框图见图3。

为保证动力下降过程, 低增益反向链路和中增益链路互不干扰, 着陆器反向发射通道A和B采用两个不同频点。其中, 反向发射通道B与巡视器反向频点相同。落月后, 当巡视器反向链路工作时着陆器发射通道B仅作为着陆器备份链路使用。在月面工作段, 当着陆器反向主用链路出现故障时, 着陆器启动备份链路频点, 巡视器反向数据可以通过UHF频段器间通信链路经过着陆器进行转发。最恶劣情况下, 两器对反向频点进行分时复用。

减少反向频点数目, 可以有效降低中继星中继转发设备的复杂性。同时, 中继星反向接收通道C也可以仅备份两器共用频点, 以实现中继通信载荷的进一步精简。

表 2 载波相位噪声要求

序号	偏离载频	相位噪声
1	10 Hz	-40 dBc/Hz
2	100 Hz	-55 dBc/Hz
3	1 kHz	-70 dBc/Hz
4	10 kHz	-77 dBc/Hz
5	100 kHz	-82 dBc/Hz
6	1 MHz	-100 dBc/Hz

3.3.4 返向信道增益设计

为提高中继链路系统中继能力,嫦娥四号中继链路系统返向链路采用卷积(7,1/2)和RS(255,223)级联码形式,并采用交织方式进一步提高信道容量.随着交织深度 l 的增加,编码增益可以得到提高,但当交织深度高于4之后编码增益增加便已不明显^[7],见图4.嫦娥四号中继链路系统采用的最高交织深度为4.

3.4 关键过程工作模式设计

3.4.1 动力下降段

动力下降过程中,着陆器通过低增益天线发送遥测源包数据,通过中增益天线发送的降落图像数据,由中继星实时转发至地面站;着陆器通过低增益天线接收前向遥控.在动力下降过程中,中继星高增益中

图 4 (网络版彩图)返向链路编码增益^[7]

继天线根据组合体着陆轨迹预示,对组合体进行实时跟踪(图5).

在动力下降后期,着陆器对中继星相对姿态较稳定后(距月面约6 km),通过中增益天线向中继星传输图像数据.考虑到动力下降过程中图像的实时性需求,在保证图片质量的前提下,采用降落过程中传输较高压缩比图片,并存储低压缩比图像,待落月后回传的工作模式.

两器落月后,中继星高增益中继天线首先指向组合体着陆点预示位置,并根据后续更新的较为精确的两器位置信息,进行指向调整.两器高增益天线均在落月后才释放展开,天线指向通过对中继星精确轨道

图 5 (网络版彩图)动力下降过程示意图

预报和两器位置、姿态信息进行计算,并由中继链路上注两器,两器根据上注数据控制自身高增益天线指向中继星。

3.4.2 两器分离段

落月后,巡视器加电,并与中继星建立中继链路。由于中继链路系统采用统一的对地链路,着陆器与巡视器的前向数据采用分时发送形式。

中继星可以支持1条着陆器返向链路和1条巡视器返向链路同时工作。着陆器和巡视器返向链路工作在不同频点,避免对中继星接收解调造成影响。

在两器分离阶段,着陆器采用高增益天线进行返向信号的发送。在巡视器高增益天线无法指向中继星时,巡视器可以通过低增益天线向中继星直接发送返向数据,也可以通过UHF频段器间通信链路发送。在巡视器行走过程中,巡视器通过低增益天线向中继星直接发送返向数据。

3.4.3 休眠唤醒段

休眠唤醒过程中,中继链路系统前向链路工作状态与两器分离段一致。

着陆器和巡视器在进入休眠前,返向链路由高增益链路切换为低增益链路对中继星传输返向数据。保证在唤醒时刻存在一定预计不确定性的情况下,也不影响唤醒后能够及时建立返向链路。进入月夜后,着陆器与巡视器的中继设备停止工作,直至月昼到来。月昼来临后,着陆器和巡视器根据整器供电情况唤醒。随后,两器返向链路由低增益链路切换至高增益链路。

4 验证

4.1 概述

嫦娥四号中继链路系统在方案设计的基础上,开展了系统验证工作。验证工作包括3个阶段:初样阶段、正样阶段和在轨阶段。

(1) 初样阶段验证。该阶段验证工作主要目的为验证系统和单机功能、性能设计的正确性,确定飞行产品设计状态。

(2) 正样阶段验证。该阶段验证工作主要目的为最终确定飞行产品的功能、性能符合性。并对系统在轨工作程序进行地面1:1验证。

(3) 在轨阶段验证。本阶段测试包括中继星高增益中继天线在轨指向标定、中继链路在轨测试和环月中继链路测试。旨在对飞行产品在轨后的关键功能和性能指标是否满足任务要求进行验证,并对中继链路系统对真实通信信道的适应性进行验证。

中继星高增益中继天线在轨指向标定安排在中继星发射入轨后,组合体发射前。其目的为验证中继星高增益中继天线在入轨后对目标的指向精度的指标符合性。

中继链路在轨测试安排在中继星发射入轨后,组合体发射前。其目的为验证中继星中继相关设备在经过发射、地月转移轨道及近月制动等阶段进入在轨工作空间环境后,各项关键功能和性能指标是否正常。测试结果是后续组合体是否按照计划发射的重要依据之一。

环月中继链路测试安排在组合体进入环月轨道后。其目的为验证着陆器中继相关设备经过发射等阶段各项关键功能是否正常;验证中继链路对真实通信信道的适应性;验证动力下降段涉及的中继设备状态。

4.2 关键指标验证情况

4.2.1 捕获门限测试情况

为满足嫦娥四号任务需求,对两器器载设备的前向信号捕获门限和中继星星载设备的返向信号捕获门限提出了较高要求。两器正样产品自测试及中继星正样产品自测试结果表明,两器前向信号捕获门限优于 -128 dBm 要求(频率扫描速率为 15 kHz/s),中继星返向信号捕获门限优于 -139.7 dBm 要求(频率扫描速率为 50 Hz/s)。

在正样阶段验证过程中,实施了两器与中继星正样器(星)联试对前向和返向捕获门限进行了专门测试,测试结果满足相应指标要求。其中,由于中继星返向捕获门限要求较高,中继星正样星位于EMC暗室中进行,以屏蔽外界电磁环境对测试结果的干扰。

4.2.2 中继星高增益中继天线指向标定情况

在中继星进入地月L2轨道后,对中继星高增益中继天线指向精度进行在轨标定。标定测试过程中,中继星高增益中继天线指向中国科学院上海天文台天马站,并发送单载波信标。地面通过天马站 65 m 口径地面

天线对信标进行跟踪. 测试结果表明, 高增益中继天线指向偏差小于 0.1° , 满足指标要求.

4.3 中继链路在轨测试情况

在完成中继星高增益中继天线指向标定测试后, 开展了中继链路在轨测试工作(图6). 测试过程中, 中继星为在轨真实状态, 两器使用与中继相关的初样设备, 并搭建地面转发系统. 由于测试过程中存在地球自转, 以及星地间通信距离最大约480000 km, 远大于真实在轨的上限(约80000 km). 该系统可以通过地面转发天线实现对中继星的指向跟踪, 并可以对中继星转发的前向信号和两器设备产生的返向信号进行功率放大, 已弥补测试过程中引入的额外链路损耗.

测控系统实施对中继星的测控, 接收中继星数传信号, 并完成前向测试指令的发送和返向信号的解析工作.

在轨测试对嫦娥四号中继链路系统射频、数据层面关键功能、性能指标(如射频调制特性、捕获时间、转发时延和数据格式), 以及在轨主要工作模式进行测试. 测试结果表明, 嫦娥四号中继链路系统符合设计要求, 具备为两器提供中继通信服务的能力.

5 总结

作为人类首次地-月L2点中继通信的工程实践, 嫦娥四号中继链路系统针对嫦娥四号月球背面软着陆探

图6 (网络版彩图)中继链路在轨测试系统示意图

测任务特点, 在充分继承嫦娥三号对地测控数传成功经验的基础上, 从系统级最优的角度出发, 有针对性地开展相关设计工作, 并形成了一套完整的地面验证方法体系, 相关成果在服务于嫦娥四号任务的同时, 也可以为未来的深空探测任务中继系统的设计与验证提供有益的参考.

参考文献

- 1 吴伟仁, 王琼, 唐玉华, 等. “嫦娥4号”月球背面软着陆任务设计. 深空探测学报, 2017, 4: 112–117
- 2 Farquhar R W. The control and use of libration point satellites. Stanford Univ Report SUDAAR-350, 1968
- 3 SCAWG, NASA. NASA space communication and navigation architecture recommendations for 2005–2030. Cleveland: NASA’s Glenn Center, 2006
- 4 Lee S U, Kim J H, Lee S P. Communications satellite system by using moon orbit satellite constellation. J Astron Space Sci, 2003, 20: 313–318
- 5 Bhasin K, Hayden J L. Developing architectures and technologies for an evolvable NASA space communication infrastructure. NASA/TM-2004-213108. Cleveland: NASA’s Glenn Center, 2004
- 6 Grebenkemper C J. 本振相位噪声及其对接收机性能的影响. 和新阳, 译. 空间电子技术, 2003, 1: 4–13
- 7 Consultative Committee for Space Data Standards (CCSDS). TM synchronization and channel coding: Summary of concept and rationale. NASA CCSDS 130.1-G-2, 2012

Design and verification of relay communication system for lunar farside exploration

SUN ZeZhou, WU XueYing, LIU Shi, LI Fei & QIANG HuiPing

Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing 100094, China

The Chang'e-4 probes include lander, rover and relay satellite. The relay satellite is launched before the lander and the rover, both of which will implement lunar surface exploration on the farside of moon. As one of the key components, relay communication system is responsible for establishing the communication link between ground stations and lunar surface probes. Based on the characteristics of Chang'e-4, the paper analyzes the requirement of relay communication system, and proposes the optimal scheme. The scheme takes the mission requirements into account, and inherits design of Chang'e-3 telecommunication system as far as possible, and carries out the system optimization design, which reduces the cost of lunar surface probes, then designs the working mode of relay communication system for critical stages, including powered descent, separation of the lander and the rover, sleep and reboot, and so on. At last, the paper introduces verification of relay communication system.

Chang'e-4, farside of moon, relay, working mode, design, verification

doi: [10.1360/N092018-00396](https://doi.org/10.1360/N092018-00396)