

嫦娥四号着陆器测控通信系统设计与验证

刘适¹ 黄晓峰¹ 毛志毅¹ 强晖萍¹ 凌闽河²
李福² 李长生³ 李晓光¹

(1 北京空间飞行器总体设计部,北京 100094)(2 中国空间技术研究院西安分院,西安 710100)
(3 上海航天电子有限公司,上海 201800)

摘 要 嫦娥四号着陆器测控通信系统负责搭建着陆器与地面站、中继卫星之间的测控通信链路,是任务工程目标实现的关键组成部分之一。针对嫦娥四号着陆器任务对测控通信系统任务需求,提出系统方案,给出测控通信系统关键环节的设计方法、实现技术路径、地面验证和在轨工作结果,可为未来的深空探测任务测控通信系统的设计与验证提供参考。

关键词 嫦娥四号着陆器;测控通信;中继

中图分类号:V443.1;TN927.3 文献标志码:A DOI:10.3969/j.issn.1673-8748.2019.04.014

Design and Verification of Telecommunication System for Chang'e-4 Lander

LIU Shi¹ HUANG Xiaofeng¹ MAO Zhiyi¹ QIANG Huiping¹ LING Minhe²
LI Fu² LI Changsheng³ LI Xiaoguang¹

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

(2 China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710100, China)

(3 Shanghai Aerospace Electronics Co., Ltd., Shanghai 201800, China)

Abstract: As one of the key components, telecommunication system is responsible for establishing the communications link between the lander and ground stations, relay satellite. Based on the requirement of Chang'e-4 lander for telecommunication system, the paper proposes the optimal scheme, and presents the design method, implementation approach, ground verification and on-orbit results, which could provide reference for design and verification of further deep space telecommunication system.

Key words: Chang'e-4 lander; telecommunication; relay

在月球背面开展近距离现场探测,具有显著的工程意义和科学价值^[1]。在 20 世纪 60—70 年代,苏联和美国相继实现了月球软着陆探测,但着陆点均位于月球正面。1968 年,Farquhar 提出了在地月系 L2 点附近的 Halo 轨道上设置中继卫星用于支持载人月球背面探测的设想,可为月球背面探测提供连续中继弧段覆盖。由于缺乏中继通

信技术、工程实现难度大等原因,未能工程实现^[1-3]。

由于地月系 L2 点实施中继的技术优势,进入 21 世纪以来,以 NASA 为代表的航天机构开展了一系列相关研究工作^[4-6]。嫦娥四号探测任务也选择地月系 L2 的 Halo 轨道作为“鹊桥”中继卫星任务轨道。由于月球自转和公转周期相同,其背面对

收稿日期:2019-07-09; 修回日期:2019-07-22

基金项目:国家重大科技专项工程

作者简介:刘适,男,高级工程师,从事深空探测器测控通信系统设计工作。Email:liushi198419841984@hotmail.com。

地面站恒不可见。对于嫦娥四号着陆器与巡视器任务,首要解决的问题是月面探测器着陆月球背面后与地面站间连续、可靠的数据传输。

本文结合嫦娥四号着陆器任务特点,对测控通信系统设计进行介绍,针对设计中的难点提出了解决途径,并通过地面试验和在轨应用情况验证了设计方法的正确性,可为后续的深空探测任务测控通信系统的设计提供参考。

1 测控通信系统方案设计

1.1 任务概述

嫦娥四号任务由着陆器、巡视器和中继卫星组成。中继卫星进入地月系 L2 平动点轨道正常工作后,着陆器和巡视器以组合体形式一同发射,并于落月后进行分离。着陆器自动动力下降开始受到月球遮挡,其上行遥控和下行遥测、载荷数据需要通过中继链路转发。嫦娥四号中继卫星在地月 L2 平动点附近的轨道上运行,实现了对月球背面的两

器连续可见,提供不间断中继通信弧段覆盖。L2 点、月球、地球空间位置关系见图 1。

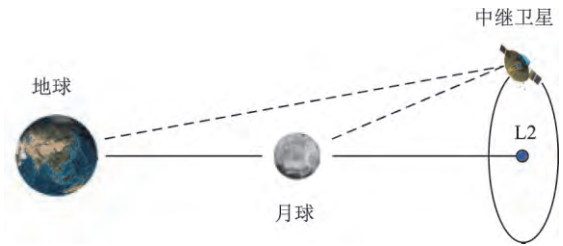


图 1 嫦娥四号中继弧段示意图

Fig 1 Visibility between the earth and relay satellite around the lunar L2 point

嫦娥四号着陆器任务过程包括:发射段、地月转移段、环月段、动力下降段、月面工作段 5 个部分^[7]。在前 3 个阶段,测控通信系统通过直接对地链路完成测控任务(见图 2)。后两个任务阶段在月球背面执行,需要中继卫星为其提供中继转发服务,配合完成相关探测任务。

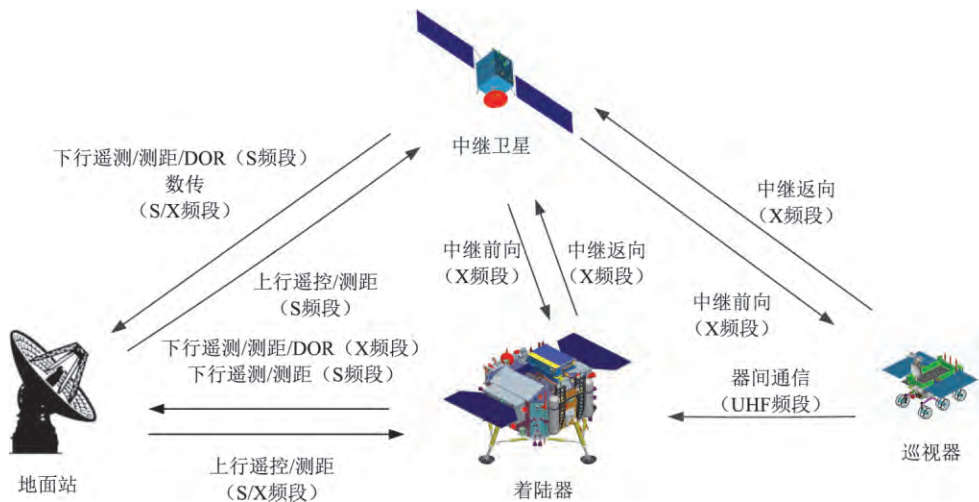


图 2 嫦娥四号测控通信链路示意图

Fig 2 Chang'e-4 telecommunication links

其中,地面站至着陆器的链路为上行链路;着陆器至地面站的链路称为下行链路;中继卫星至着陆器的链路为前向链路;着陆器至中继卫星的链路为返向链路。

1.2 测控通信系统配置方案

嫦娥四号着陆器测控通信系统由 S 频段测控子系统、X 频段测控通信子系统和超高频(UHF)频段

月面器间通信子系统 3 部分组成,如图 3 所示。其中,S 频段测控子系统与地面测控系统配合完成发射段及地月转移初期的测控功能;X 频段测控通信子系统与地面测控系统配合完成地月转移段、环月段测控功能,与中继卫星配合完成中继通信功能;UHF 频段月面通信子系统用于提供与巡视器间单向通信链路。

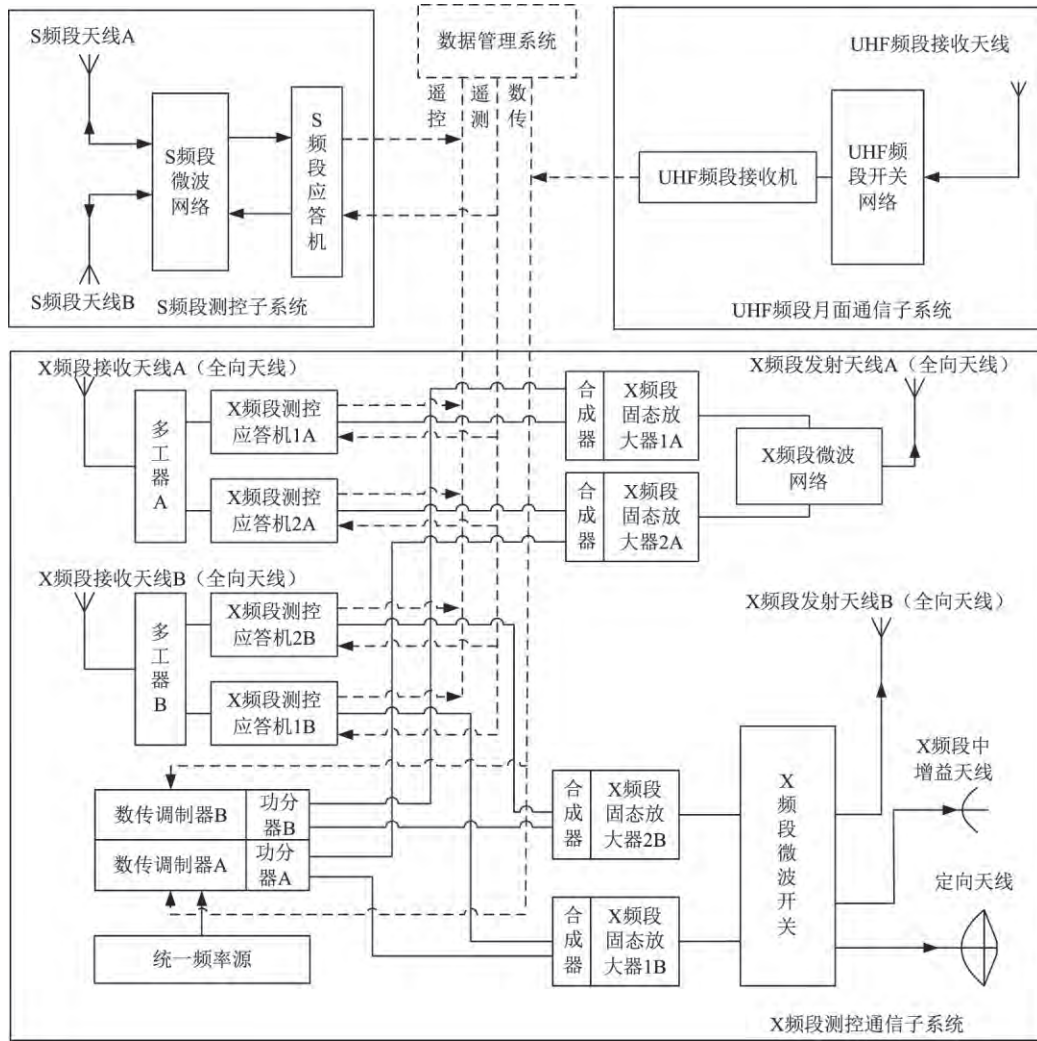


图 3 嫦娥四号着陆器测控通信系统框图

Fig. 3 Block diagram of Chang'e-4 lander telecommunication system

1.3 工作模式设计

1) S 频段测控子系统

S 频段天线 A 与 S 频段天线 B 均为收发共用天线,两天线接收到的上行信号经 S 频段微波网络合路后,输出至 S 频段应答机接收机。下行信号由 S 频段应答机发射机调制产生,经 S 频段微波网络选路后,通过 S 频段天线 A 和 S 频段天线 B 向外辐射。其中,应答机的发射机与接收机工作频率相干,上下行信号转发比为 221/240。

2) X 频段测控通信子系统

着陆器 X 频段测控通信系统采用设备分时工作设计思路,在确保测控、中继链路满足任务功能需求的前提下,最大程度精简设备,实现资源最优配置。其中,X 频段测控应答机接收机分时复用为测控上行和中继前向信号接收设备。由于中继返回链路无测定轨需求,故未使用测控应答机发射机(采用

统一载波调制),而是使用数传调制器(采用抑制载波调制)产生返回信号,提高信道容量。

X 频段测控应答机 1A 和 1B 接收机工作在上行频点 $1(f_1)$, X 频段测控应答机 2A 和 2B 接收机工作在上行频点 $2(f_2)$ 。应答机的发射机与接收机工作频率相干,上下行信号转发比为 749/880。其中,应答机 1A 和 2B 为主份通道,2A 和 1B 为备份通道。

X 频段接收天线和发射天线为全向天线。着陆器的测控上行和中继前向信号的接收均通过全向天线完成,测控下行信号通过全向天线发射,中继返回信号根据任务需要可以通过全向天线、X 频段中增益天线或定向天线进行发射。

动力下降前(不含环月中继链路测试过程),4 台 X 频段测控应答机接收机加电,应答机 1A、2B 发射机、对应固态放大器及全向发射天线工作。地

面站对下行双频点同时接收,无论 1A 或 2B 对地有利,地面均可同时接收两个频点的测控信号,择优处理。当接收天线 A 有效波束覆盖地面站时,使用应答机 1A 接收机接收上行信号;反之使用应答机 2B 接收机。

环月中继链路测试过程中,根据着陆器对地指向关系,选择应答机 1A 或 2B 接收测控上行信号,另一台应答机用于接收中继前向信号。对地面应答机发射机与固放发送测控下行信号。背地面应答机发射与固放关机,数传调制器 A 或数传调制器 B、对应固态放大器及全向发射天线工作,发送反向信号。

动力下降过程中,X 频段应答机发射机均处于关机状态。由于着陆器机动范围较大,中继卫星交替出现在接收天线 A 或 B 的有效波束内,示意图 4。中继卫星采用两套前向信号生成通道同时加电的模式,两通道分别工作在 f_1 和 f_2 频点,根据着陆器与中继卫星相对姿态关系交替锁定 X 频段应答机 1A 或 2B 的接收机,以实现前向链路实时可用;着陆器数传调制器 A 和 B 通道工作在不同频点,通过不同天线发射,以避免在中继卫星接收端出现同频干扰。中继卫星采用两套反向信号接收、解调设备同时工作的模式,一旦接收到对应频点反向信号立即转发地面。动力下降初期,着陆器通过两付全向天线发送反向信号,形成异频全空间覆盖,保证反向链路实时可用。

当距月面约 6 km 时,着陆器相对中继卫星姿态较为稳定后,数传调制器 A 切换至中增益天线传输动力下降图像,同时通过发射天线 A 发送数传调制器 B 产生的反向信号以传输整器遥测。中增益天线可支持反向码速率为 50 kbit/s(编码后),远高于全向天线信道的 1.4 kbit/s(编码后),可更为高效回传图像数据。反向链路信道编码方式为卷积(7,1/2)和 RS(255,223)级联码。

落月后,着陆器关闭 X 频段应答机 1B 和 2B 的接收机,通过接收天线 A 接收前向信号,并建立定向天线(数传调制器 A 工作)反向链路。该链路标称码速率为 280.899 kbit/s(编码后),并预留 555.556 kbit/s(编码后)码速率作为试验速率。巡视器与着陆器分离过程中,反向数据主要通过 UHF 频段器间通信链路以 200 kbit/s 码速率传输,相对于利用其自身 X 频段反向链路可节省两器分离时间 4 h 以上。

由于数传调制器 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,着陆器数传调制器

B 仅作为着陆器备份链路使用。当着陆器数传调制器 A 出现故障时,着陆器启动备份链路,巡视器返回数据可以通过 UHF 频段器间通信链路经过着陆器进行转发。最恶劣情况下,两器对巡视器 X 频段反向频点分时复用。

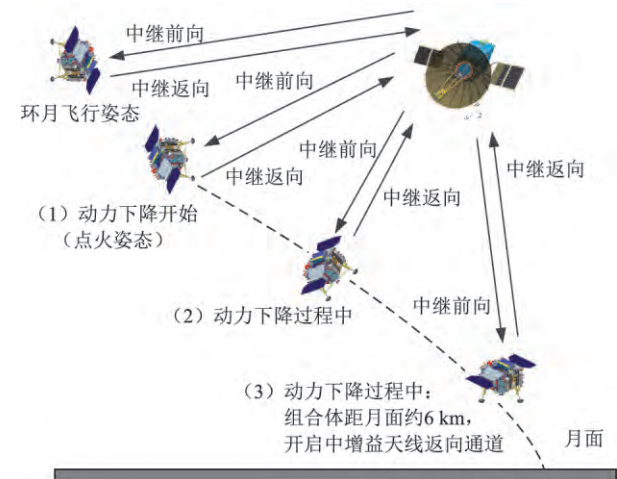


图 4 嫦娥四号着陆器动力下降示意图

Fig. 4 Powered descent phase of Chang'e-4 lander

3) UHF 频段月面器间通信子系统

UHF 频段接收机由指令控制,根据任务需求开机,接收、解调巡视器发送的月面器间通信信号,并送数据管理系统处理,复接到着陆器反向数据流中,经中继卫星转发地面。根据两器相对距离等因素,UHF 频段开关网络工作在低插损模式或高插损模式下,确保 UHF 频段接收机入口电平处于可接收的动态范围内。

2 技术难点及针对性设计

2.1 无间断中继通信系统设计

自动力下降阶段开始,嫦娥四号着陆器对地恒不可见,为确保探测任务安全、可靠开展,测控通信系统需提供不间断的中继通信链路保障,是系统设计的难点之一。着陆器通过异频半空间组阵的方案,实现全时可用的全功能测控功能,及中继前向遥控、反向遥测链路,为在轨飞控任务提供了稳定、可靠的通道。此外,结合任务过程,通过全向天线、中增益天线和定向天线的组合、切换,对反向链路信道容量进行充分利用。

2.1.1 天线覆盖性设计及验证

1) 天线覆盖性设计

为实现着陆器全空间测控与中继通信能力,需

要 X 频段全向收发天线组阵全空间覆盖,这与天线的增益方向图特性、布局与组阵形式相关。

(1)单元天线设计。重点关注了单元天线自身增益方向图特性,以及在整器遮挡情况的影响。通过仿真和实测结合的手段,最终选择顶馈双线圆锥螺旋方案,实现了电轴方向±90°范围内 98%空间范围内优于-5 dBi(见图 5)。

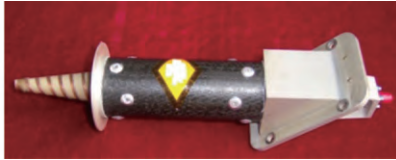


图 5 嫦娥四号着陆器 X 频段全向天线 (X 频段接收天线 A)

Fig 5 X band omni-directional antenna of Chang'e-4 lander (X band receiving antenna A)

(2)天线布局设计。嫦娥四号着陆器外表面状态较为复杂,X 频段无线电信号波长较短,绕射能力较弱。同时受限于运载包络,天线可选择的安装空间受限。经仿真优化,天线选择对称并倾斜 45°的安装方式。天线不超过探测器原有包络,且将天线半空间波束范围内器体遮挡的影响降至最低(见图 6)。

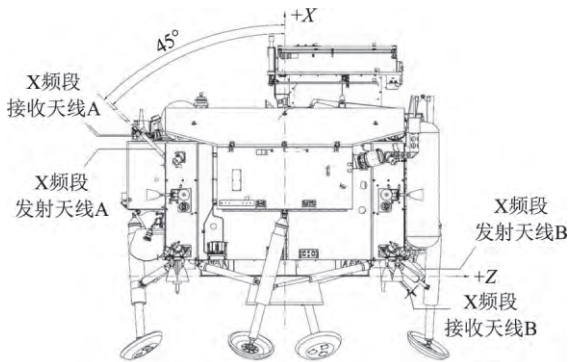


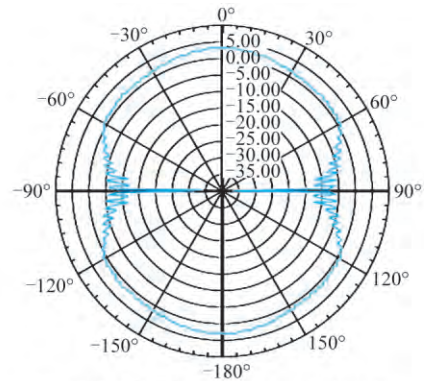
图 6 嫦娥四号着陆器 X 频段全向天线布局示意图 Fig 6 X band omni-directional antenna layout of Chang'e-4 lander

(3)组阵方式设计。嫦娥四号着陆器 X 频段全向天线采用异频组阵方案,避免了天线组阵间同频信号合路、分路造成的方向图腰部干涉问题(见图 7)^[8]。

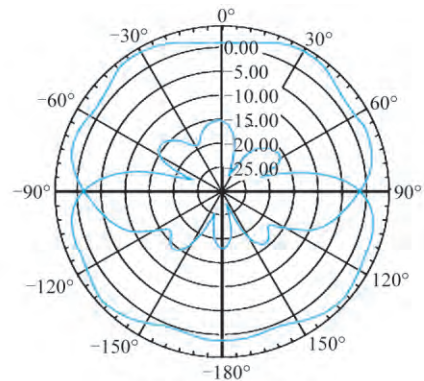
2) 天线覆盖性验证情况

为验证天线覆盖设计的正确性,嫦娥四号着陆器天线正样产品进行了全尺寸辐射模型器紧缩场测

试,验证了其设计的正确性(见图 8)。测试结果表明,在全空间范围内,天线增益优于-7 dBi(98%空间范围),优于-3 dBi(90%空间范围)。



(a) 同频合路组阵天线方向图(腰部干涉)



(b) 异频组阵天线方向图

图 7 不同全向天线组阵后天线增益方向图

Fig 7 Gain pattern of omni-directional antenna

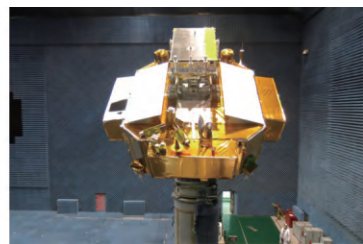


图 8 嫦娥四号着陆器辐射模型器紧缩场测试 Fig 8 Antenna measurement on Chang'e-4 lander mockup

2.1.2 异频组阵工作模式设计

根据第 1.3 节描述,不同频率的测控上行或中继前向信号通过不同的 X 频段接收天线为测控通信系统接收,信号经多工器滤波选路后输入至对应频点的 X 频段测控应答机接收机。相对于分路方案可以节省链路插损约 2 dB;相对于开关选路,保证了器载双接收机间实时热备份,系统可靠性更高;不同频率的测控下行或中继返向信号经开关选路,通

过不同的 X 频段发射天线向外辐射,进一步降低链路内无源插损。

2.2 高灵敏度前向接收与解调系统设计

由于中继卫星与两器的最远通信距离约 8 万千米,中继卫星前向有效全向辐射功率(EIRP)能力受限,且着陆器仅能通过全向天线接收前向信号,着陆器需具备高灵敏度前向信号接收、解调能力。

1) 高灵敏度前向通道设计

中继卫星的前向信号发射能力远低于地面站发射能力(两者相差约 50 dB),根据链路分析,需要 X 频段测控应答机在中继前向信号电平为 -128 dBm(信号总功率)时,保持稳定锁定,输出遥控副载波信噪谱密度比优于 37 dBHz(调制度为 0.95 rad)。遥控副载波由数据管理系统解调,遥控码速率为 125 bit/s。

X 频段测控应答机(见图 9)是前向信号高灵敏度接收、解调功能实现的核心设备之一。为满足搭载要求,单台应答机质量不超过 2 kg,峰值功耗低于 10 W,全工况捕获门限优于 -128 dBm(多工器输入端测量,频偏 ± 460 kHz,频率变化率 15 kHz/s),输出遥控副载波信噪谱密度比优于 37 dBHz。



图 9 嫦娥四号着陆器 X 频段测控应答机

Fig. 9 X band transponder of Chang'e-4 lander

嫦娥四号着陆器前向电平要求远低于嫦娥三号着陆器月面阶段 X 频段测控应答机上行接收电平(最低电平约 -110 dBm)。为提高着陆器前向通道接收灵敏度,采用了以下设计手段。

(1) 确保测控通信系统内部各设备工作频点保留足够频率间隔,在接收通道对带外信号进行滤波。并对发射通道在接收频点的噪声进行抑制,收发通道采用独立天线,并采用旋向隔离设计,进一步提高隔离度。

(2) 确保着陆器其他射频设备工作频点与前向链路频率保留足够间隔,并明确其在前向工作频点处电平低于 -128 dBm。

2) 高灵敏度前向通道验证

根据测控通信系统内收、发通道之间隔离度实

测结果,在施加最大可能的发射通道影响的情况下,着陆器各接收通道在门限电平下遥控副载波信噪谱密度比优于 37 dBHz;测控通信设备与数据管理设备联试结果表明,各前向接收通道遥控解调门限优于 -129 dBm;最终通过整器系统级电磁兼容测试验证了在各任务阶段工作模式中,整器电磁特性可以满足前向接收通道正常工作的需求。

2.3 高品质返向调制系统设计

由于中继通信距离远,着陆器返向 EIRP 能力受限,为保证返向信号正常接收与解调,着陆器需对返向信号调制质量进行严格控制。

由于接收端环路滤波器的带宽一般约为码速率的 1%。嫦娥四号着陆器返向最低码速率为 1.4 kbit/s(编码后),中继卫星接收解调设备的鉴相环路带宽需要小于 14 Hz。故在着陆器数传调制器设计和调试过程中重点关注了返向信号载波近端 10 Hz 附近的相位噪声。

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^[9]。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,返向信号偏离载频 10 Hz~1 MHz 范围内,相位噪声应优于表 1 所示。

表 1 载波相位噪声要求

Table 1 Requirement for phase noise of carrier

序号	偏离载频/kHz	相位噪声/(dBc/Hz)
1	0.01	-40
2	0.1	-55
3	1	-70
4	10	-77
5	100	-82
6	1000	-100

经工作温度范围内温度台阶试验结果表明,着陆器返向链路在全温度范围内满足载波相位噪声要求。

2.4 高功率动态变化范围月面器间通信接收与解调系统设计

1) 月面通信系统高功率动态适应性设计

嫦娥四号着陆器月面通信系统除应具备支持 3 km 最远通信距离的任务需求^[10]外,还需满足两器对接状态下 200 kbit/s 码速率的器间通信需求,故对功率动态范围提出了严苛要求,需至少实现 120 dB。为此,嫦娥四号着陆器测控通信系统在嫦娥三号月面通信系统的基础上增加 UHF 频段开关网络(见图 10),可通过指令设置其传输通道内的插损值。其插损值有两档,分别为无插损模式(插损值低于 1 dB),高插损模式(插损值约 55 dB),默认状态为

高插损模式,以保证系统安全性。衰减值的确定充分考虑了系统工作的功能性和电磁兼容需求,可保证接收机入口电平的安全裕度在 20 dB 以上,同时避免了高插损模式下漏信号现象的发生。

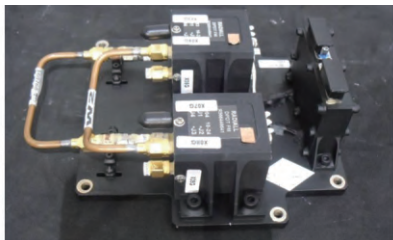


图 10 嫦娥四号着陆器 UHF 频段开关网络

Fig. 10 UHF band switching network of Chang'e-4 lander

2) 月面通信系统高功率动态适应性验证

着陆器测控通信系统增加 UHF 频段开关网络后,与巡视器测控通信系统开展飞行产品的正样联试工作,测试结果表明 UHF 频段开关网络处于无插损模式或高插损模式下,着陆器 UHF 频段接收机解调性能均满足指标要求。

在两器正样电磁兼容性测试过程中,两器对接状态下着陆器 UHF 频段接收机可正常解调巡视器发送器间通信数据。两器分离状态下,UHF 频段器间通信测试结果正常,满足指标要求。

2.5 舱外天线热环境适应性设计

根据分析嫦娥四号着陆器测控通信系统天线组件将承受较为严苛的热环境。其中,X 频段接收天线 B 和 X 频段发射天线 B 在其附近的 150 N 和 7500 N 发动机工作时,将受到羽流的直接喷射或月面发射;月面工作阶段所使用天线将面临月夜极低温度环境。

为应对羽流影响,X 频段接收天线 B 和 X 频段发射天线 B 采取了增加羽流挡板,并在挡板上喷涂白漆等保护措施。同时,针对月夜低温环境,测控通信系统天线产品开展相应热设计与分析工作,并通过鉴定产品进行最低温度约为 -215°C 的低温存储试验验证。

3 在轨应用情况

3.1 环月中继链路测试

嫦娥四号着陆器在环月阶段共安排了两阶段环

月中继链路测试工作。测试时机分别安排在 2018 年 12 月 14 日和 29 日,对应着陆器接收/发射天线 B 有效波束覆盖中继卫星和接收/发射天线 A 有效波束覆盖中继卫星,测试覆盖了动力下降过程中全部加电中继设备。测试过程中,中继卫星分别通过自身上行 S 频段测控链路和 S 频段数传链路转发着陆器前向遥控和反向遥测(见图 11)。测试过程中,中继前向链路使用的 X 频段测控应答机接收电平未低于 -122.5 dBm 。

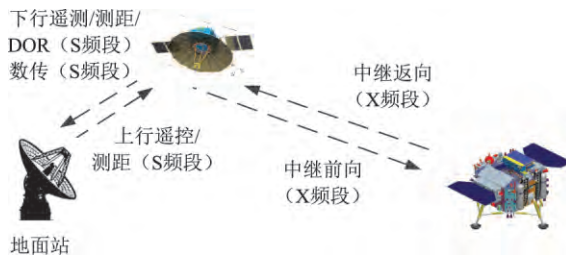


图 11 嫦娥四号着陆器环月中继链路测试示意图

Fig. 11 Relay link test on lunar orbit

测试过程中,中继卫星对着陆器的跟踪稳定,通过中继卫星转发的着陆器遥测、遥控均正常。着陆器与中继卫星中继设备工作正常,关键指标满足要求,达到了预期目的。

3.2 动力下降过程

2019 年 1 月 3 日 9:41,嫦娥四号着巡组合体进入月球背面,随后完成动力下降前最后设置工作,并于 10:26 完成动力下降过程。组合体动力下降过程中,着陆器动作均为自主实施,无需地面实时干预,无指令上行计划,前向链路仅为应急情况下指令上行通道。

根据着陆器对中继卫星的姿态指向,动力下降过程中依次建立了 X 频段测控应答机 1A、2B 和 1A 的前向链路,为组合体提供了连续、无间断的指令上行应急通道,期间前向信号最低接收功率为 -124.9 dBm ;组合体动力下降过程中,反向链路包括数传调制器 A 和数传调制器 B 产生的全向天线反向通道,以及数传调制器 A 产生的中增益天线反向通道。其中,全向天线反向通道提供着陆器反向遥测数据传输通道,动力下降过程中未出现非预期遥测数据中断。中增益天线反向链路通道用于传输动力下降图像,共计抽帧下传 59 张图像,有效提高了任务展示度(见图 12)。

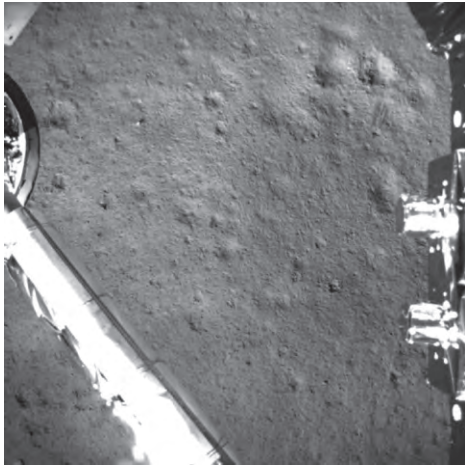


图 12 嫦娥四号着陆器动力下降图片

Fig. 12 Powered descent phase image taken by camera of Chang'e-4 lander

3.3 两器释放分离过程

着陆后,着陆器建立了定向天线返向通道,用于高速传输遥测和载荷数据,经在轨测试 555 556 kbit/s(编码后,试验链路)返向码速率误码率满足使用要求,后续着陆器月面工作阶段定向天线返向通道均使用 555.556 kbit/s(编码后)。

两器连接电缆脱落前,巡视器通过 UHF 频段器间通信链路实时转发遥测和图像数据,最高码速率为 200 kbit/s,着陆器 UHF 频段接收机 AGC 遥测约为 -55 dBm,与地面仿真、测试结果基本一致。19:34 两器连接电缆脱落后,两器关闭 UHF 频段器间通信链路,巡视器通过全向发射天线发送返向信号,并于 22:20 移动至月面。

3.4 月面工作阶段

嫦娥四号完成两器分离后,按计划进行了两器互拍工作,并开展了月面载荷探测工作。期间,着陆器测控通信系统工作正常,为整器提供了稳定可靠前向和返向通道。

2019 年 1 月 12 日 22:00,着陆器进入第一个月夜休眠期。着陆器月面工作期间,前向链路通过 X 频段接收天线 A 接收,返向链路通过定向天线发射;着陆器休眠前,通过延时指令,将返向链路由定向天线切换为 X 频段发射天线 A 发射。2019 年 1 月 30 日,20:45 着陆器如期唤醒。着陆器测控通信系统工作状态正常,唤醒后返向链路由 X 频段发射天线 A 通道转为定向天线通道。

3.5 小结

嫦娥四号着陆器测控通信系统设备在轨工作正

常,功能、性能指标均满足任务要求,完成了任务各阶段规定的测控与中继任务,全部遥控指令执行正确,着陆器遥测与载荷数据解调正确,测定轨功能正常,巡视器器间通信数据转发正确。月面工作阶段,存在极个别时段由于全向天线增益方向图凹区造成的 X 频段测控应答机 1A 接收电平低于 -128 dBm 情况,与预期相符,未对在轨工作实施造成影响。

4 结束语

作为人类首例月球背面软着陆探测器,嫦娥四号着陆器测控通信系统针对任务各阶段特点,从任务需求出发,有针对性开展设计,验证工作充分有效,覆盖了单机级、系统级、整器级,为在轨任务的顺利开展提供有力支撑。本文的设计和验证方法的正确性,经过嫦娥四号着陆器测控通信系统在轨验证,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测控通信系统的设计与验证提供有益的参考。

参考文献 (References)

- [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[J]. 深空探测学报,2017,4(2):112-117
Wu Weiren, Wang Qiong, Tang Yuhua, et al. Design of Chang'e-4 lunar farside soft-landing mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017,4(2):112-117 (in Chinese)
- [2] 吴伟仁,于登云.“嫦娥 3 号”月球软着陆工程中的关键技术[J]. 深空探测学报,2014,1(2):105-109
Wu Weiren, Yu Dengyun. Key technologies in the Chang'e-3 soft-landing project [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014,1(2):105-109 (in Chinese)
- [3] Farquhar R W. The control and use of libration point satellites, SUDAAR-350 [R]. San Francisco: Stanford University,1968
- [4] Burns J O, Kring D A, Hopkins J B, et al. A lunar L2 - farside exploration and science mission concept with the orion multi-purpose crew vehicle and a teleoperated lander/rover[J]. Advances in Space Research, 2012, 52 (2): 306-320
- [5] Mimoun D, Wicczorek M A, Alkalai L, et al. Farside explorer: unique science from a mission to the farside of the moon[J]. Experimental Astronomy, 2012, 33(2): 529-585
- [6] S ROleson, M L McGuire. Compass final report; Lunar Relay Satellite (LRS), NASA/TM-2012-217140 [R].

Washington D. C.: NASA, 2012

- [7] 孙泽洲,吴学英,刘适,等.地月中继链路系统设计与验证[J].中国科学:技术科学,2019,49(2):147-155

Sun Zezhou, Wu Xueying, Liu Shi, et al. Design and verification of relay communication system for lunar far-side exploration[J]. Scientia Sinica Technologica, 2019, 49(2):147-155 (in Chinese)

- [8] 于登云,林益明,刘国青,等.月球软着陆探测器技术[M].北京:国防工业出版社,2016:290-291

Yu Dengyun, Lin Yiming, Liu Guoqing, et al. Technology of lunar soft lander[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016: 290-291 (in Chinese)

- [9] 和新阳.本振相位噪声及其对接收机性能的影响[J].空

间电子技术,2003(1):4-13

He Xinyang. Local oscillator phase noise and its effect on receiver performance[J]. Space Electronic Technology, 2003(1): 4-13

- [10] 孙泽洲,韩宇,黄晓峰,等.嫦娥三号探测器月面通信系统设计与验证[J].中国科学:技术科学,2014,44(5):433-439

Sun Zezhou, Han Yu, Huang Xiaofeng, et al. Lunar surface communication system design and verification of the Chang'e-3 probe[J]. Scientia Sinica Technologica, 2014, 44(5):433-439 (in Chinese)

(编辑:李多)