多器组合一体化测控数传分系统设计与验证

徐宝碧^{1*}, 李晓光¹, 王文伟², 李炯卉¹, 苗瑞琴², 强晖萍¹, 白帆¹

1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 上海航天电子技术研究所, 上海 201109

* E-mail: stamina2005@126.com

收稿日期: 2021-03-25; 接受日期: 2021-06-09; 网络版发表日期: 2021-08-03

国家中长期科技发展规划重大专项工程资助项目

摘要 本文主要对嫦娥五号探测器多器组合一体化测控数传分系统方案设计、关键技术及在轨验证情况进行介绍. 嫦娥五号探测器由轨道器、返回器、着陆器和上升器四器组成, 存在四器组合体、两器组合体、交会对接及单器等多种工作状态, 构型及工作模式极为复杂, 且重量资源十分紧张. 根据嫦娥五号任务特点, 设计了多器组合一体化测控数传分系统, 通过多器组合测控解决了探测器构型复杂全空间测控难题, 并结合一体化、功能复用设计以及单机轻量化解决了重量资源受限问题. 实现了受限带宽多频率同时工作兼容性设计, 合理设计并实现了数传载波抑制、频谱带外抑制, 以及应答机环路带宽等关键技术指标.

关键词 组合测控, 频率设计, 带外抑制, 载波抑制, 轻量化

1 引言

嫦娥五号任务作为中国首次月面无人自动采样返回任务^[1], 其整个飞行阶段的跟踪测轨、遥测、遥控、图像数据下传及返回器的无线电回收标位任务由测控数传分系统在地面测控与回收系统、地面应用系统支持下完成.

嫦娥五号任务与探月一期、二期相比更为复杂^[2,3], 给测控数传分系统设计带来很大的挑战. 根据探测器总体方案, 测控数传分系统设计的难点主要表现在以下几个方面.

(1) 探测器构型复杂, 工作模式多. 整个探测器由轨道器、上升器、着陆器和返回器四器构成, 除存在

四器组合体状态、四器单独工作状态外, 还存在着陆上升组合体、轨返组合体、交会对接等工作状态. 需保证复杂构型、多工作模式条件下全空间测控功能.

(2) 工作频率多, 电磁兼容设计难度大. 探测器的工作模式决定了存在X频段多频率同时工作情况, 需解决受限带宽内多频率同时工作兼容性难题.

(3) 重量资源极为紧张. 与探月一期、二期相比对测控数传分系统的重量约束更严, 必须从分系统构架和单机设计两方面开展优化设计和减重工作, 以满足重量约束.

嫦娥五号设计了多器组合测控数传一体化分系统方案, 通过组合测控、功能复用、一体化设计, 解决了探测器构型复杂、多工作模式条件下全空间测控的难

引用格式: 徐宝碧, 李晓光, 王文伟, 等. 多器组合一体化测控数传分系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 873–885

Xu B B, Li X G, Wang W W, et al. Design and verification of multiple-probe-combination integrated TT&C and data transmission subsystem (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 873–885, doi: [10.1360/SST-2021-0121](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0121)

题. 通过接收滤波及收发隔离综合设计, 解决了X频段多频率同时工作的兼容性问题. 本文主要对多器组合一体化测控数传分系统方案设计、关键技术及在轨验证情况进行介绍.

2 多器组合一体化测控数传分系统设计

2.1 功能要求

测控数传分系统在探测器与地面之间提供射频通道, 并为回收系统提供搜寻导引信号, 需满足如下功能要求.

(1) 接收地面测控站发射的遥控信息, 解调出遥控副载波后送往数管分系统进行遥控指令的译码及执行;

(2) 对来自数管分系统的遥测相移键控(PSK)信号进行相位调制, 调制后的射频信号经功率放大器放大后, 由发射天线发送至地面站;

(3) 上行接收、解调测距信号, 并调制到下行信号进行相干转发, 以配合地面站完成测距功能;

(4) 为地面测控站提供双向相干载波多普勒跟踪信标, 配合地面站完成测速和跟踪;

(5) 在下行载波调制差分单向侧音, 配合地面站进行精密测定轨;

(6) 为地面站提供搜寻信标, 用于导引地面回收系统进行返回器定位及搜寻.

2.2 多器组合测控方案设计

多器组合测控数传分系统由轨道器测控数传子系统、上升器测控子系统、着陆器数传子系统及返回器测控子系统组成. 分系统原理框图见图1. 分系统与数管分系统间具有遥控、遥测和数传数据接口, 与供配电分系统间具有供电接口.

2.2.1 多器组合状态下X频段全向测控分析

探测器在器箭分离后, 轨道器和着陆器太阳翼均展开, 受能源条件约束, 着陆器太阳翼和轨道器太阳翼垂直安装, 成十字交叉状态, 以避免着陆器太阳翼和轨道器太阳翼之间相互遮挡, 但同时造成了轨道器对上升器测控天线遮挡以及着陆器太阳翼对轨道器测控天线遮挡, 测控天线和太阳翼在探测器上安装位置见图2.

采用传统单器测控已无法满足全空间测控的要

求, 为了解决太阳翼对测控全向天线的遮挡, 设计了上升器和轨道器组合测控方式完成四器组合状态下测控功能. 组合测控方案示意图见图3. 当地球出现在探测器+X面, 通过上升器完成测控功能, 当地球出现在探测器-X面, 通过轨道器完成测控功能.

2.2.2 多器组合状态下天线布局及方向图仿真

轨道器测控全向天线安装于探测器±Z侧, ±Z天线各负责半空间测控任务. 上升器测控全向天线安装于探测器±Y侧, ±Y天线各负责半空间测控任务. 上升器和轨道器均采用半空间异频组阵方式, 以实现四器组合体、两器组合体以及单器状态下全空间测控. 轨道器使用两个频点 f_1, f_2 , 上升器使用两个频点 f_3, f_4 .

定义四器组合体+X轴与地心指向夹角为 β 角, +Z轴与地心夹角 γ 角, +Y轴与地心夹角为 α 角. 四器组合体状态下, β 角 $\leq 90^\circ$ 时, 选用+X半空间上升器射频通道进行测控, α 角 $\leq 90^\circ$, 上升器+Y面测控设备工作, α 角 $> 90^\circ$, 上升器-Y面测控设备工作. β 角 $> 90^\circ$ 时, 选用-X半空间轨道器射频通道进行测控, γ 角 $\leq 90^\circ$, 轨道器+Z面测控设备工作, γ 角 $> 90^\circ$, 轨道器-Z面测控设备工作.

经同样方法分析, 在其他运行阶段, 该设计方案均能满足四器组合体、两器组合体和单器的全向测控需求.

对四器组合体状态下所有天线进行了仿真, 结果均满足要求, 并通过辐射模型星(RM)测试, 验证了仿真的正确性. 上升器发射天线A在 f_3 频点的方向图如图4所示. 其中图4(a)为各切面的仿真结果, 图4(b)为组合体0°面实测结果, 对应图4(a)中的蓝色曲线, 实测结果与仿真结果一致性良好.

2.2.3 四器组合状态工作模式

四器组合状态下共3种工作模式, 详见表1. 四器组合体主要工作阶段为发射入轨段、地月转移段、近月制动段、四器环月段和四器分离时刻.

发射入轨段, 着陆器太阳翼未展开, β 角 $> 90^\circ$, 下行仅轨道器发射开, 需通过轨道器±Z侧天线异频组阵满足探测器-X半空间对地测控覆盖.

进入地月转移段, 上升器测控下行发射开, 当 β 角 $> 90^\circ$, 仍需通过轨道器进行测控, 通过轨道器±Z侧天线异频组阵满足探测器-X半空间对地测控覆盖. 当 β 角 $\leq 90^\circ$ 后, 地面切换至上升器通道进行测控, 通过上

图 1 (网络版彩图)测控数传分系统原理框图

Figure 1 (Color online) Illustration of TT&C subsystem.

图2 四器组合状态测控天线与太阳翼安装位置关系

Figure 2 TT&C antenna and solar panel position at four-probe combination state.

图3 组合测控方案示意图

Figure 3 Sketch map of combination TT&C design.

升器 $\pm Y$ 侧天线异频组阵满足探测器 $+X$ 半空间对地测控覆盖。同理,在近月制动段、四器环月段和四器分离时刻,需根据 β 角值选择采用上升器测控或者轨道器对

地测控。

当需要轨道器数传时,需调姿使 β 角 $>90^\circ$,保证轨道器测控和数传天线对地有利。

2.3 着上组合体功能复用

根据任务需求分析,着陆器在上升器起飞前其测控任务可借助轨道器或上升器完成,而上升器起飞后,着陆器仅需传输上升器最后起飞图像,可通过程控预先设定。为了节省系统重量,着陆器和上升器采用测控和数传共用设计,上升器具备独立的测控功能,不具备数传功能,着陆器上只具备数传功能。当着陆上升组合体和轨返组合体分离后,着陆上升组合体通过上升器测控子系统实现测控功能;着陆上升组合体着陆后,通过着陆器数传设备将探测数据传输至地面,该数传通道也可作为月面工作段遥测通道的备份;上升器月面起飞之后,只保留测控功能,着陆器数传通道在下传月面起飞图像之后由延时指令关机。着上组合体功能复用设计框图如图5所示。

图4 组合体状态上升器发射天线A天线方向图比对。(a) 0° 面仿真结果(蓝色曲线); (b) 0° 面实测结果

Figure 4 Comparison of ascender transmit antenna beam pattern at combination state. (a) Simulation result at 0° (blue line); (b) measure result at 0° .

表 1 四器组合状态分系统工作模式

Table 1 Subsystem working mode at four-probe combination state

名称	工作模式	测控区域	测控上行频点	工作阶段	说明
A	轨道器全向测控模式	全空间	f_1 或 f_2	发射入轨段	测控A1和B2通道工作, 实现遥控、遥测和测距功能
B	四器组合测控模式	+X半空间(测控主体为上升器)	+X半空间, -Y方向	地月转移段环月飞行段(四器分离前)	当探测器+X面对地有利时, 通过着陆上升组合体完成测控功能; 当探测器-X面对地有利时, 通过轨道器完成测控功能
		+X半空间, +Y方向	f_3		
		-X半空间(测控主体为轨道器)	-X半空间, +Z方向		
		-X半空间, -Z方向	f_4		
C	四器组合测控数传模式	+X半空间(测控主体为上升器)	+X半空间, -Y方向	地月转移段环月飞行段(四器分离前)	当探测器+X面对地有利时, 通过着陆上升组合体完成测控功能; 当探测器-X面对地有利时, 通过轨道器完成测控功能; 轨道器数传通道工作, 通过安装在-Z侧定向天线进行数传数据传输
		+X半空间, +Y方向	f_3		
		-X半空间(测控主体为轨道器)	-X半空间, -Z方向

图 5 (网络版彩图)着上组合体设计框图
Figure 5 (Color online) Illustration of subsystem on lander and ascender.

2.4 集成化S频段测控 subsystem 设计

返回器采用S频段测控方式, 为月地高速再入返回器提供实时遥控、遥测与测距通道. 为满足返回器轻小型化设计要求, 节省宝贵重量资源, 返回器测控系统进行了优化设计, 如图6所示, 在保证系统可靠性基础上, 采用集成化和小型化设计思路, 将两台独立的S

频段测控应答机和与天线连接的S频段微波网络集成为一台产品, 两台S频段测控应答机功能完全独立, 通过集成化设计, 大大减少了结构重量. S频段测控天线为收发共用天线, 每个天线通过微波网络与两个应答机连接, 任意一个测控天线接收到的上行信号, 通过微波网络同时传输给每个接收机, 任意一个发射机输出信号通过微波网络同时传输给每个测控天线, 实现

天线与应答机的交叉备份, 在保证系统高可靠度同时, 大大减小了系统重量.

通过组合测控、功能复用, 以及一体化等设计, 在为整器节约宝贵重量资源基础上, 实现了各阶段对探测器高可靠全空间测控和数传功能^[3].

3 X频段频率兼容性设计

3.1 X频段频率设计

探测器X频段频率设计详见表2. 测控上行具有4个频点, 相邻两个频点间间隔6 MHz, 测控下行具有4个频点, 同组上行频率与下行频率相干, 上行频率与下行频率转发比为749/880. 数传下行具有2个频点.

最复杂工作模式下, 上行同时2个测控频点工作, 下行同时6个频点工作. 如此复杂的工作频率, 需对X频段频率兼容性进行针对性设计. 通过X频段接收滤波及收发隔离综合设计, 解决了不同频率同时工作的兼容性问题.

3.2 X频段接收滤波设计

X频段接收频率间隔最小为6 MHz, 考虑地面站

18 m站和深空站上行信号电平强度差异, X频段接收机应满足中心频点 ± 6 MHz带外抑制制度优于60 dB, ± 80 MHz带外抑制制度优于80 dB, 以避免不同上行接收射频信号间相关干扰, 并有效降低带外大功率发射对接收机的干扰.

X频段测控应答机接收采用具有二阶环路的超外差型接收机实现, 接收通道原理框图如图7所示.

接收通道通过各级带通滤波器设计, 提高接收通道抗干扰能力. 具体设计如下:

(1) 接收机入口设计输入滤波器, 中心频率为X频段接收中心频点, 用于抑制有用带宽以外的频率成分, 输入滤波器 ± 6 MHz带外抑制制度大于13 dB;

(2) 镜像滤波器主要功能为滤除低噪放镜像频点的噪声功率, 由于低噪放为宽带放大器, 其产生的内部热噪声覆盖镜像频段, 经一混频后, 低噪放输出噪声将与输入频段信号叠加, 使一中频信号的信噪比下降. 镜像滤波器中心频率为接收中心频点, 带宽约 ± 30 MHz, 对镜像频段的抑制大于25 dB;

(3) 一中频滤波器作用是滤除一混频器产生的谐波信号, 同时通过包括遥控副载波信号和各测距音信号, 其中心频点为一中频标称频点, 带宽为 ± 8 MHz;

图6 (网络版彩图)返回器S频段测控子系统组成框图

Figure 6 (Color online) Illustration of subsystem on re-entry.

表2 探测器X频段频率设计

Table 2 X-band frequency design

舱段	频率用途	频段	点频(代号)		备注
			上行	下行	
轨道器	器地测控	X	$f_{\text{上}1}, f_{\text{上}2}$	$f_{\text{下}1}, f_{\text{下}2}$	同时承担测控任务和数传任务; 为避免同频干扰, 测控采用半空间异频组阵设计.
	器地数传	X	—	$f_{\text{下}5}$	
上升器	器地测控	X	$f_{\text{上}3}, f_{\text{上}4}$	$f_{\text{下}3}, f_{\text{下}4}$	仅承担测控任务; 为避免同频干扰, 测控采用半空间异频组阵设计.
着陆器	器地数传	X	—	$f_{\text{下}6}$	仅承担数传任务.

图 7 (网络版彩图) X频段测控应答机接收通道原理框图

Figure 7 (Color online) Illustration of X-band responder receiving channel.

(4) 二中频宽带滤波器作用是滤除二混频器产生的诸杂波信号, 同时通过包括遥控副载波信号和各测距音信号, 其中心频点为二中频标称频点, 带宽为 ± 1.1 MHz, ± 6 MHz带外抑制度大于 55 dB;

(5) 二中频窄带滤波器作用是压缩二中频通道带宽, 进一步提高送环路中频信号信噪比, 提高接收机捕获灵敏度, 其中心频点为二中频标称频点, 带宽为 ± 290 kHz.

通过上述各级滤波器级联, 实现X频段接收机带外抑制要求. 满足地面同时发送多路上行射频信号时, X频段接收机能够对干扰信号进行有效滤除.

3.3 X频段收发隔离设计

为了保证下行射频信号进入接收频带的能量不影响接收机接收与解调, 需要通过收发隔离设计, 使进入接收频带的发射信号总噪声功率谱密度低于上行遥控信号噪声功率谱密度至少 15 dB 以上 (15 dB 对应遥控余量损失 0.13 dB). 经计算, X频段全向发射与接收隔离度需大于 216 dB.

为了满足收发隔离设计要求, 测控数传分系统利用天线极化隔离、空间隔离、频率隔离, 以及下行滤波隔离设计, 实现不同发射接收通道间的隔离.

(1) 天线极化隔离设计. 嫦娥五号探测器的轨道器和上升器的全向接收天线采用左旋圆极化, 全向发射天线均采用右旋圆极化. 天线极化隔离度一般优于

13 dB.

(2) 空间隔离设计. 轨道器和上升器全向收发天线布局间隔大于 0.4 m 的空间间隔. 对于X频段, 由于信号无线传输自由空间损失, 可以保证轨道器和上升器同器的全向收发天线之间空间隔离度大于 41 dB.

通过辐射模型星对全向收发天线间隔度进行了测试, 详见表 3. 测试工况包含了四器组合、交会对接及单器等状态, 表中测试值为最小隔离度测试值.

(3) 频率隔离设计. 频率隔离设计主要是通过下行功率放大器在接收频段的隔离抑制实现. X频段固态放大器在接收频段抑制度设计指标为 153 dB.

(4) 发射滤波隔离设计. 经计算, 通过天线极化隔离、空间隔离和频率隔离之后, 进入接收频带的发射信号噪声功率谱密度仍不满足低于上行遥控信号噪声功率谱密度 15 dB 的要求, 在发射通道固态放大器输出端级联带通滤波器, 进一步抑制发射信号带外功率, 带通滤波器带外抑制度指标优于 60 dB.

表 3 探测器X频段收发天线RM器实测值

Table 3 RM measure result of X-band receive and transmit antenna

序号	全向接收天线	全向发射天线	隔离度 (dB)
1	轨道器接收天线	轨道器发射天线	≥ 58.07
2		上升器发射天线	≥ 64.19
3	上升器接收天线	上升器发射天线	≥ 67.47
4		轨道器发射天线	≥ 67.59

通过上述收发隔离设计, 确保了下行信号不会对上行信号产生干扰。

4 主要关键技术

4.1 数传频谱带外抑制设计

为提高频率兼容性, 避免数传信号对测控信号的干扰, 进行数传频谱带外抑制的设计。测控数传分系统调制和发射的数传数据为二进制相移键控(BPSK)调制信号, 采用模拟调制, 调制速率为2.5或5 Mbps。X频段下行频率带宽仅为50 MHz, 同时测控数传分系统自身还需输出差分单向测距(DOR)信号(调制频率约4和20 MHz)、遥测PSK信号和测距音信号, 考虑到BPSK调制后输出频谱有一定带宽, 为了减少对相邻频带以及其他有用信号的影响, 对BPSK调制输出频谱进行带外抑制, 综合考虑数传发射机射频信号输出经放大器放大后带外抑制制度会恶化, 数传发射机输出频谱抑制制度需按照30 dBc进行设计。

由于2.5 Mbps码速率情况下其频谱扩展范围较小, 自身的输出频谱带外抑制程度优于5 Mbps码速率, 下文涉及内容均按5 Mbps码速率的情况进行分析。数传频率与邻近测控频率最近相差7.5 MHz, 抑制制度按照与中心频点间隔7.5 MHz进行设计与测试。

根据数传频谱特性, 在码速率为5 Mbps的情况下, 理论上BPSK调制信号频谱未经滤波的数传信号频谱在7.5 MHz外抑制约12 dBc左右, 与30 dBc抑制制度指标要求有一定差距, 需要数传信号进行基带滤波或者中频滤波后上变频再输出。

采用基带成形滤波的方法进行数传频谱的带外抑制, 在X频段直接进行BPSK调制。基带成形滤波BPSK

调制的基本思路是在常规BPSK调制中增加1个脉冲成形基带滤波器, 从而达到增大已调信号频谱滚降速度、减小带外辐射的目的, 由于BPSK调制信息携带至相位上, 幅度上的失真对调制性能基本无影响。工程上一般采用平方根升余弦(SRRC)滤波器进行基带滤波, 如图8所示。

对于码元“1”和“-1”均匀分布的随机脉冲编码调制(PCM)比特流, BPSK的功率谱可表示为^[4]

$$W_{\text{BPSK}}(f) = A^2 T \left[\frac{\sin((\omega - \omega_c) \frac{T}{2})}{(\omega - \omega_c) \frac{T}{2}} \right]^2, \quad (1)$$

其中 A 表示载波信号幅度, ω_c 为载波频率, T 为码元宽度。

SRRC BPSK信号的数学表达式为

$$S_{\text{BPSK}}(t) = [b(t) * h(t)] A \cos(2\pi f_c t),$$

其中“*”为卷积运算, $h(t)$ 为SRRC滤波器的冲击响应。SRRC滤波器是一种有限脉冲响应低通滤波器, 其冲击响应 $h(t)$ 可以表示为^[5]

$$h(t) = \frac{4a\sqrt{R}}{\pi} \times \frac{\cos((1+a)R\pi t) + \frac{1}{4aRt} \sin((1-a)R\pi t)}{1 - (4aRt)^2}, \quad (2)$$

其中 a 为滚降系数, 取0~1之间的实数, R 对应为数传调制速率。

采用基带成形滤波的方法, 利用五阶的低通巴特沃斯滤波器进行仿真, 数传输出频谱如图9所示。由图9可以看出, 采用基带成形的方法, 利用五阶巴特沃斯滤波器, 数传发射机输出频谱在7.5 MHz外抑制制度可达到42 dBc, 带外抑制可提高30 dB。

图8 SRRC BPSK调制原理

Figure 8 Flow chart of SRRC BPSK.

图10为数传发射机实际数传输出频谱, 在7.5 MHz外频谱抑制度约32 dBc, 这是由于数传发射机内部滤波器与图9仿真滤波器频响特性上存在一定的差别, 同时基带调制信号在发射机内部放大滤波过程中存在一定程度的非线性。

4.2 BPSK调制载波抑制设计

理论上BPSK信号频谱具有载波抑制的特点^[5], 频谱中无载波分量。实际数传系统中基带信号波形中码元“1”与“-1”信号幅度和宽度(出现概率)可能有所不同, 考虑此种情况, 矩形脉冲周期信号可以由下面公式表示^[6]:

图9 (网络版彩图)基带成形滤波后数传输出频谱(仿真值)
Figure 9 (Color online) Frequency spectrum of data transmission output after base band shape and filter.

图10 (网络版彩图)数传发射机输出频谱
Figure 10 (Color online) Frequency spectrum of data transmission output.

$$I_0(t) = E \times \text{rect}\left(\frac{t-t_0}{\tau}\right) = \begin{cases} E, & t_0 - \frac{\tau}{2} \leq t \leq t_0 + \frac{\tau}{2}, \\ 0, & \text{其他}, \end{cases} \quad (3)$$

其中, E 表示矩形脉冲的幅度, t_0 为中心位置, τ 为脉冲宽度。

考虑实际工程应用中式(3)基带信号幅度将进行变换, 为简化计算, 设载波信号为 $f_c(t) = Ae^{j\omega_c t}$, 并取 $t_0 = 0$, 则最终BPSK调制信号可表示为^[6]

$$S(t) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \left[\frac{E_1 \tau_1}{T} \text{sinc}\left(\frac{n\Omega_0 \tau_1}{2}\right) - (-1)^n \frac{E_{-1} \tau_{-1}}{T} e^{j\Delta\theta} \text{sinc}\left(\frac{n\Omega_0 \tau_{-1}}{2}\right) \right] \times e^{jn\Omega_0 t + j\omega_c t}, \quad (4)$$

其中 E_1 为幅度变换后“1”状态波形幅度, τ_1 为“1”状态波形宽度。其中 E_{-1} 为“-1”状态波形幅度, τ_{-1} 为“-1”状态波形宽度, $\Delta\theta$ 为相位偏移误差, $\text{sinc}(x)$ 为辛格函数, Ω_0 为脉冲角频率 ($\Omega_0 = 2\pi/T$)。

载波抑制度计算公式为

$$B = \frac{A_1}{A_0} = \left| \frac{E_1 \tau_1 \text{sinc}\left(\frac{\Omega_0 \tau_1}{2}\right) + E_{-1} \tau_{-1} e^{j\Delta\theta} \text{sinc}\left(\frac{\Omega_0 \tau_{-1}}{2}\right)}{E_1 \tau_1 - E_{-1} \tau_{-1} e^{j\Delta\theta}} \right|, \quad (5)$$

其中, A_1 为调制信号第一边带功率, A_0 为载波功率。结合工程应用, 下面从几种常见情况对载波抑制度进行讨论计算:

(1) 考虑理想情况, “1”和“-1”状态波形幅度和宽度都相同, 且分别对应0和 π 状态, 即 $E_1 = E_{-1}$, $\tau_1 = \tau_{-1}$, $\Delta\theta = 0$, 此时 B 为无穷大, 意味着BPSK调制信号载波频率分量消失, 只剩下双边带连续谱;

(2) 当 $\tau_1 = \tau_{-1} = T/2$, $\Delta\theta = 0$ 时, 若要求载波抑制度 B 大于20 dB, 则要求“1”和“-1”状态波形幅度比(对应于幅度不平衡度)应小于16.7/14.7(≈ 1.1 dB);

(3) 当 $\tau_1 = \tau_{-1} = T/2$, $E_1 = E_{-1}$ 时, 若要求载波抑制度 B 大于20 dB, 在“1”和“-1”状态波形幅度和宽度都相同的情况下, 则要求调制器自身移相误差(对应于相位不平衡度)小于7.29°;

(4) 当 $E_1 = E_{-1}$, $\Delta\theta = 0$ 时, 若要求载波抑制度 B 大于20 dB, 调制数据“1”和“-1”状态占空比要求在48.4%~51.6%之间。

绝大多数情况下 E_1 , E_{-1} , τ_1 , τ_{-1} , $\Delta\theta$ 都是相对变化的, 无法完全接近理想值, 从上面的分析可知, BPSK调制特性是各因素综合影响的结果。

星载BPSK调制主要由数据输入电路、调制载波输入电路、BPSK调制电路和放大滤波输出电路等组成^[7], 如图11所示。

BPSK调制本质上是将基带信号频谱搬移至载波频率, 原理上相当于进行混频, 因此BPSK调制电路可由混频器(平衡混频器)实现。嫦娥五号对调制特性要求较高, 因而使用直流调制的方式, 在高频段进行BPSK直接调制需适当调整双极性数据的幅度比值, 以满足载波抑制度的要求。

图12为数传5 Mbps速率直流调制输出频谱, 由图可看出, 对于相同的调制数据, 由于调制数据中存在适当的直流分量, 可以“抵消”其他非理想情况, 载波抑制度约32 dB, 钟分量抑制可达到22 dB, 实测幅度不平衡度约0.3 dB, 相位不平衡度0.2°, 在数传归一化载噪比为12.1 dB/Hz情况下, 误码率优于 1×10^{-6} 。

图 11 星载BPSK调制框图

Figure 11 Flow chart of onboard BPSK modulation.

图 12 (网络版彩图) BPSK直流调制频谱

Figure 12 (Color online) Frequency spectrum of BPSK direct current modulation.

4.3 锁相环路带宽设计

为使接收灵敏度、扫描速率和扫描频率范围等指标得到综合最优设计^[8], 对X频段锁相接收机的锁相环路带宽进行设计。接收信号在噪声功率较大的情况下, 扫描速度与环路参数及信噪比有关, 在输入频率随时间做线性变化时, 其最大速率必须小于 $R_{\max} \leq \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\rho_0}}\right) \cdot \frac{\omega_n^2}{2}$ (其中 ω_n 为自然谐振频率, ρ_0 为环路信噪比), 否则环路稳态相位误差较大, 环路将失锁。

环路滤波器选择中增益有源二阶环路, 由频率流程可以看出, 压控晶振四频频后进行鉴相, 因此归一化的压控灵敏度应该为 $K_0 = 3.14 \times 10^3$ rad/V。环路从二中频鉴相频率进行比较, 归一化的倍频总次数为 $N=748$ 。

鉴相增益与输入信号幅度有关, 不同的输入信号幅度鉴相增益不同, 当输入信号十分微弱时, 信号被噪声淹没, 经过鉴相器后不能清晰观测到直流电平。经过测试, 计算得到鉴相增益 $K_d = 0.05$ V/rad。

可计算得到自然谐振频率: $\omega_n = \sqrt{\frac{NK_d K_0}{\tau}} = 885$ rad/s, τ 为应答机环路滤波器的积分时间常数, 取值为0.15, 阻尼系数 $\zeta = 0.73$ 。

当输入信号幅度为-128 dBm, 噪声系数取2.5 dB, 二中频带宽为50 kHz, 信道中的信噪比 $\rho_i = -3.5$ dB, 环路信噪比为: $\rho_0 = \rho_i \frac{B_i}{2B_n} = 13.7$ dB, 式中 B_i 为接收信道的带宽50 kHz, B_n 为环路带宽, $B_n = \frac{\omega_n}{2} \left(\zeta + \frac{1}{4\zeta} \right) = 474$ Hz。

锁相环中存在三种稳态相位误差:

(1) 随机噪声引起的稳态相位误差为 $\frac{2N_0 B_n}{P_s} = 8.57^\circ$, 式中 P_s 为信号功率大小, 为-128 dBm, N_0 为环路单边带噪声谱密度, 为-174 dBm/Hz。

(2) 频率阶跃产生的稳态相位误差为(多普勒为360 kHz): $\Delta\omega / ANK_d K_0 = 11.04^\circ$, 式中 A 为环路总的直流增益, 取值为100。

(3) 频率斜升产生的稳态相位误差为(多普勒变化速率为5 kHz/s): $\frac{\Delta\dot{\omega}}{\omega_n^2} = 2.30^\circ$, $\Delta\dot{\omega}$ 为多普勒变化速率。

总的稳态相位误差为 $\sqrt{8.57^2 + 11.04^2 + 2.30^2} = 14.16^\circ$ 。

对锁相接收机而言, 使环路良好工作稳态相位误差应小于 20° , 且环路信噪比大于 6 dB , 由以上计算结果可知, 应答机跟踪灵敏度可优于 -128 dBm .

进一步降低接收机输入功率, 理论上接收机捕获灵敏度可以达到 -132 dBm , 此时环路信噪比为 9.7 dB , 总的稳态相位误差约为 20.23° . 大系统对接、整器电测中应答机捕获灵敏度测试值为 -131 dBm , 与理论计算值相符.

5 测试验证及在轨飞行结果

嫦娥五号探测器X频段测控天线进行了多种状态RM器天线方向图^[9]测试, 测试结果见表4, 测控数传分系统主要指标的实测结果见表5, 表4中数据测试时段为正样阶段RM器测试, 表5中数据测试时段为正样阶

段验收测试.

在嫦娥五号飞行任务过程中, 测控数传分系统工作正常, 性能指标均满足要求, 圆满完成了整个飞行阶段测控任务, 并成功配合地面回收系统完成了对返回器搜寻工作. 探测器在整个飞行过程中, 在地面站可见弧段内, 应答机均在一个扫描周期内正常捕获, 锁定正常, 除探测器姿态调整外, 应答机锁定信号稳定. 整个任务期间, 所有遥控指令执行正常, 下行遥测解调正常, 测定轨功能正常, 数传信号解调正常, 在轨验证了探测器测控数传分系统设备工作正确性、多频率工作兼容性 & 测控信号对地覆盖性.

以近月制动期间轨道器A2应答机AGC遥测为例, 遥测曲线如图13所示. 应答上行锁定正常, 接收功率稳定.

各应答机工作期间, 上行锁定AGC电平遥测范围如表6所示, 数据测试时段为在轨工作段, 测试值均在

表 4 X频段测控天线RM器天线方向图测试结果

Table 4 Measure result of RM X-band TT&C antenna beam pattern

序号	天线	增益指标要求 (dBi)	实测结果 (dBi)		
			单器/两器组合体	交会对接	四器组合体
1	轨道器X接收天线	-5, 98%范围	-5, 100%范围	-5, 99.93%~100%范围	-5, 98.9%~100%范围
2	轨道器X发射天线	-5, 98%范围	-5, 99.59%~100%范围	-5, 99.79%~100%范围	-5, 99.86%~100%范围
3	上升器X接收天线	-7, 98%范围	-7, 99.24%~100%范围	-7, 99.65%~100%范围	-7, 98.59%~100%范围
4	上升器X发射天线	-7, 98%范围	-7, 99.45%~100%范围	-7, 99.86%~100%范围	-7, 100%范围

表 5 测控数传分系统主要指标测试结果

Table 5 Measure result of main item of TT&C subsystem

序号	工作项目	指标要求	实测结果
1	轨道器接收G/T值	$\geq -33\text{ dB/K}$ (98%范围)	$\geq -28.93\text{ dB/K}$ (98%范围)
2	轨道器载波捕获门限	优于 -125 dBm	-129 dBm
3	轨道器EIRP	$\geq 32\text{ dBm}$ (98%范围, 高增益) $\geq 23\text{ dBm}$ (98%范围, 低增益) $\geq 25\text{ dBW}$ (数传)	$\geq 32.95\text{ dBm}$ (98%范围, 高增益) $\geq 24.67\text{ dBm}$ (98%范围, 低增益) $\geq 28.14\text{ dBW}$ (数传)
4	上升器接收G/T值	$\geq -39\text{ dB/K}$ (98%范围)	$\geq -33.8\text{ dB/K}$ (98%范围)
5	上升器载波捕获门限	优于 -125 dBm	-130 dBm
6	上升器EIRP	$\geq -3\text{ dBW}$ (98%范围)	$\geq 0.26\text{ dBW}$ (98%范围)
7	着陆器EIRP	$\geq 25\text{ dBW}$ (定向天线) $\geq 12\text{ dBW}$ (中增益天线)	$\geq 27.41\text{ dBW}$ (定向天线) $\geq 14.15\text{ dBW}$ (中增益天线)
8	返回器接收G/T值	$\geq -42\text{ dB/K}$ (98%范围) $\geq -53\text{ dB/K}$ (95%范围)	$\geq -34.75\text{ dB/K}$ (98%范围) $\geq -45.8\text{ dB/K}$ (95%范围)
9	返回器载波捕获门限	优于 -107 dBm	-119 dBm
10	返回器EIRP	$\geq 19\text{ dBm}$ (98%范围) $\geq 8\text{ dBm}$ (95%范围)	$\geq 20.65\text{ dBm}$ (98%范围) $\geq 9.63\text{ dBm}$ (95%范围)

图 13 (网络版彩图)近月制动期间轨道器应答机A2的AGC曲线. (a) 第一次近月制动; (b) 第二次近月制动
Figure 13 (Color online) AGC of responder A2 while reaching-moon braking. (a) The first braking at perilune; (b) the second braking at perilune.

表 6 应答机接收通道AGC在轨遥测

Table 6 Onboard telemetry of responder AGC

序号	应答机	指标 (dBm)	在轨实测值 (dBm)
1	轨道器应答机A1	≥ -118	-109.9~-65.2
2	轨道器应答机A2	≥ -118	-109.2~-73.8
3	轨道器应答机B1	≥ -118	-112.7~-69.8
4	轨道器应答机B2	≥ -118	-113.0~-57.8
5	上升器应答机A1	≥ -115	-113.7~-83.2
6	上升器应答机A2	≥ -115	-114.1~-84.1
7	上升器应答机B1	≥ -115	-114.2~-65.8
8	上升器应答机B2	≥ -115	-112.7~-65.8
9	返回器应答机a	≥ -107	-95.5~-56.7
10	返回器应答机b	≥ -107	-94.4~-53.3

正常指标范围之内。

6 结束语

多器组合一体化测控数传分系统在轨工作正常, 圆满完成了我国首次月面自动采样返回任务, 通过在

轨飞行试验验证了多器组合测控数传分系统设计的正确性, 验证了多频率同时工作兼容性设计正确性. 多器组合一体化测控数传分系统的在轨成功验证, 为后续探月四期等复杂深空探测任务进行了良好的技术验证, 奠定了坚实的技术基础.

致谢 嫦娥五号测控数传分系统在北京空间飞行器总体设计部韩宇、廖慧兮、刘奇、马千里, 中国空间技术研究院遥感卫星总体部赵月凤、毛志毅, 上海航天电子技术研究所袁卫文、陈凯、崔锐、武加纯、郑斌、阎虎新, 西安空间无线电技术研究所张竞、凌闽河、汪洋、董晨、张高磊, 北京空间机电研究所邓黎、白先民, 兰州空间技术物理研究所王锴、席东学, 上海航天电子有限公司李长生、李巧玲、谢静波、王凤荣、霍华静、赵葆民等人的通力协助下得以顺利完成任务, 在此深表谢忱.

参考文献

- 1 Li C L, Zhang G L, Zhou Q, et al. Lunar sample and return of Chang'e-5 (in Chinese). In: Proceedings of the China Earth Science Annual Conference. Beijing, 2015 [李春来, 张广良, 周琴, 等. 嫦娥五号月球样品的采样返回. 见: 2015年中国地球科学联合学术年会. 北京, 2015]
- 2 Huang X F, Xu B B, Ji X, et al. The X-band TT&C subsystem design and verification of the Chang'e-2 satellite (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2013, 43: 499–505 [黄晓峰, 徐宝碧, 吉欣, 等. 嫦娥二号卫星X频段星载测控系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 499–505]
- 3 Xu B B, Xie Z G, Han Y, et al. TT&C system design and implementation of the circumlunar return and reentry spacecraft (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 160–166 [徐宝碧, 谢兆耕, 韩宇, 等. 月地高速再入返回飞行器测控系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 160–166]
- 4 Meng G G. Research on BPSK wideband modulation and demodulation technique (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009 [孟杲杲. BPSK宽带调制解调技术研究. 硕士学位论文. 南京: 南京理工大学, 2009]
- 5 Wei H. Design and simulation of 179-tap square root raised cosine (SRRC) filter (in Chinese). *J Fujian Univ Tech*, 2011, 9: 589–592 [魏华. 179阶SRRC滤波器的设计与仿真. 福建工程学院学报, 2011, 9: 589–592]
- 6 Li J S. Design of fuze microwave PM source (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Chengdu: Electronic Technology University, 2008 [李俊松. 引信微波调相源设计. 硕士学位论文. 成都: 电子科技大学, 2008]
- 7 Che J, Wang W W, Liu Y. Analysis on satellite data transmission BPSK modulation (in Chinese). *Digital Tech Appl*, 2014, 6: 40 [车佳, 王文伟, 刘宇. 卫星数传通信BPSK调制分析. 数字技术与应用, 2014, 6: 40]
- 8 Huang A J. Some thoughts about how to select PLL bandwidth of phase lock receiver (in Chinese). *Telecomm Eng*, 2001, 41: 27–32 [黄爱军. 锁相接收机环路参数选取的一些考虑. 电讯技术, 2001, 41: 27–32]
- 9 Ye Y S. Spacecraft Antenna (in Chinese). Beijing: Publishing House of China Science and Technology, 2007 [叶云裳. 航天器天线. 北京: 中国科学技术出版社, 2007]

Design and verification of multiple-probe-combination integrated TT&C and data transmission subsystem

XU BaoBi¹, LI XiaoGuang¹, WANG WenWei², LI JiongHui¹, MIAO RuiQin²,
QIANG HuiPing¹ & BAI Fan¹

¹ Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

² Shanghai Aerospace Electronic Technology Institute, Shanghai 201109, China

This study primarily shows the design of multi-probe-combination integrated tracking, telemetry, and control (TT&C) and data transmission subsystem, related key techniques, and on-orbit verification results. Chang'e 5 spacecraft consists of four probes, which are orbiter, re-entry capsule, lander, and ascender. Several modes of operation are available, including four-probe combination, two-probe combination, docking, and single probes. To solve the challenges of complicated configuration, multiple working modes, and strict weight resource constraints, the integrated TT&C and data transmission subsystem is designed for multi-probe combinations, fulfilling the entire sphere coverage of TT&C. The integrated and functional multiplexing design with lightweight components solves the problem of weight resource limitation. Spectral compatibility under limited bandwidth is fulfilled by the reasonable designs of key specifications, such as data transmission carrier suppression, out-of-band spectral suppression, and responder loop bandwidth.

combination TT&C, frequency design, band suppression, carrier suppression, lightweight

doi: [10.1360/SST-2021-0121](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0121)