



论 文

嫦娥二号工程 X 频段测控通信系统设计与试验

吴伟仁^{①*}, 黄磊^②, 节德刚^①, 朱舸^③, 李海涛^②

① 探月与航天工程中心, 北京 100037

② 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094

③ 中国空间技术研究院西安分院, 西安 710071

* 通信作者. E-mail: wuwr2002@vip.sina.com

收稿日期: 2011-07-29; 接受日期: 2011-08-18

探月工程重大科技专项资助

摘要 针对月球以远深空探测任务中, 远距离、长时延、弱信号的测控通信难点, 有效手段之一就是提高射频频率. 为此, 在嫦娥二号工程中首次开展了 X 频段测控通信技术试验. 本文重点研究了 X 频段测控通信系统天地一体化的设计与实现, 阐述了技术试验系统的组成、关键技术攻关情况、系统试验与测试方法. 试验结果表明, 与 S 频段测控通信系统相比, X 频段在链路性能、测定轨精度方面有显著提高, 将正式作为后续月球及深空探测的主要频段.

关键词 嫦娥二号 X 频段 测控通信 差分单向测距

1 引言

与近地空间探测相比, 月球及深空探测的测控通信具有远距离、长时延、弱信号等特点, 如何在这样的条件下进行远程测控通信以及高精度导航将是深空测控面临的主要技术难题. 克服这些困难的一个有效手段就是提高射频频率^[1], 在嫦娥二号工程中, 首次开展了 X 频段测控通信技术试验.

在 X 频段测控通信系统设计过程中, 贯彻了天地一体化设计原则, 重点攻克了星载应答机载波捕获高灵敏度技术、DOR (差分单向测距) 信号生成, 地面 X 频段高动态频率捕获跟踪技术、固态高功放等一系列关键技术.

构建了天地一体技术试验系统, 通过嫦娥二号卫星上搭载的 X 频段应答机与地面 18 m X 频段测控通信系统的密切配合, 先后在卫星地月转移段、100 km×100 km 环月飞行段、100 km×15 km 试验飞行段开展了多码率的遥控遥测, 测距测速、 Δ DOR 时延/时延率测量等技术试验内容. 试验结果表明, 与 S 频段测控相比, X 频段测控在链路性能、测定轨精度上均有显著提高, 证明了 X 频段用于深空探测的有效性, 为后续月球及深空探测采用 X 频段进行测控通信奠定了基础.

2 X 频段测控通信技术试验系统组成

X 频段测控通信技术试验系统由星载 X 频段测控通信系统和地面 18 m X 频段测控通信系统两部分组成.

表 1 星载 X 频段测控通信系统主要技术指标

Table 1 On-board X-band TT&C system features

Main features	
Band	X-band Up-link / X-band Down-link
Modulation style	PM/PM, coherent turnaround mode
Carrier acquisition threshold	Better than -140 dBm
Ranging tone	Max 500 kHz
Turnaround frequency ratio	749/880 (CCSDS standard)
DOR tones	3.8 and 19.2 MHz (CCSDS standard)

表 2 地面 X 频段测控通信系统主要技术指标

Table 2 Ground X-band TT&C system features

Main features	
Turnaround frequency ratio	749/880 (CCSDS standard)
G/T	$G/T \geq 35 + 20\lg(F/F_0)$ dB/K ($F_0=8000$ MHz, $E \geq 10^\circ$)
EIRP	$EIRP \geq 83 + 20\lg(F/F_0)$ dBW, $F_0=7145$ MHz
Output power	1 kW
Received signal sensitivity	-180 dBW (carrier loop 10 Hz)
Dynamic range of received signal	120 dB
Carrier loop	1–200Hz , 500 Hz, 1 kHz, 2 kHz
Ranging loop	0.01–8 Hz

星载部分由 X 频段全向天线 (收发分开)、低噪声放大器、固态放大器以及应答机等组成. 其中, 应答机是星载 X 频段测控通信系统的核心, 采用了全数字化处理技术, 载波捕获灵敏度达到国际先进水平, 主要技术指标如表 1 所示.

地面部分由分别位于喀什和青岛的两套 18 m S/X 双频段测控通信系统组成, 这两套系统是我国首次研制的、目前国内天线口径最大的 X 频段测控设备, 能够实现对低信噪比、高多普勒目标动态的信号捕获要求, 主要技术指标如表 2 所示.

天地测控通信系统框图如图 1 所示. 嫦娥二号工程 X 频段测控技术试验由天地一体协调配合, 共同完成对卫星的遥测、遥控及测轨工作. 通过天地双向载波捕获, 由地面测控设备的载波环路滤波器完成对多普勒 (测速) 数据的提取; 通过向星上发送一系列测距单音信号 (该测距信号由星上进行相干转发), 用侧音匹配的方法得到星地之间双向距离值; 通过对遥测副载波锁相环的锁定完成 PSK 信号的解调, 并经位同步、码型变换、遥测译码、帧同步等一系列步骤完成遥测信息数据的输出; 通过将遥控指令调制到遥控副载波上并对载波进行调相, 完成地面遥控指令的发送 [2].

在嫦娥二号工程中首次应用了 Δ DOR 测量体制, 通过地面测控设备发送上行遥控指令使星上加调 DOR 音, 两组 DOR 音频率与下行载波频率相干, 且分别为下行载波频率的 $1/2200$ 和 $1/440$. 北京密云、云南昆明、新疆乌鲁木齐、上海佘山等 4 个台站构成多条 VLBI 干涉基线, 通过对嫦娥二号卫星 DOR 信号与射电源信号的交替观测获取干涉测量的原始数据, 这些原始数据经相关处理后可获得高精度的测角信息, 在较好的情况下能够达到亚纳秒量级, 从而提高测定轨精度.

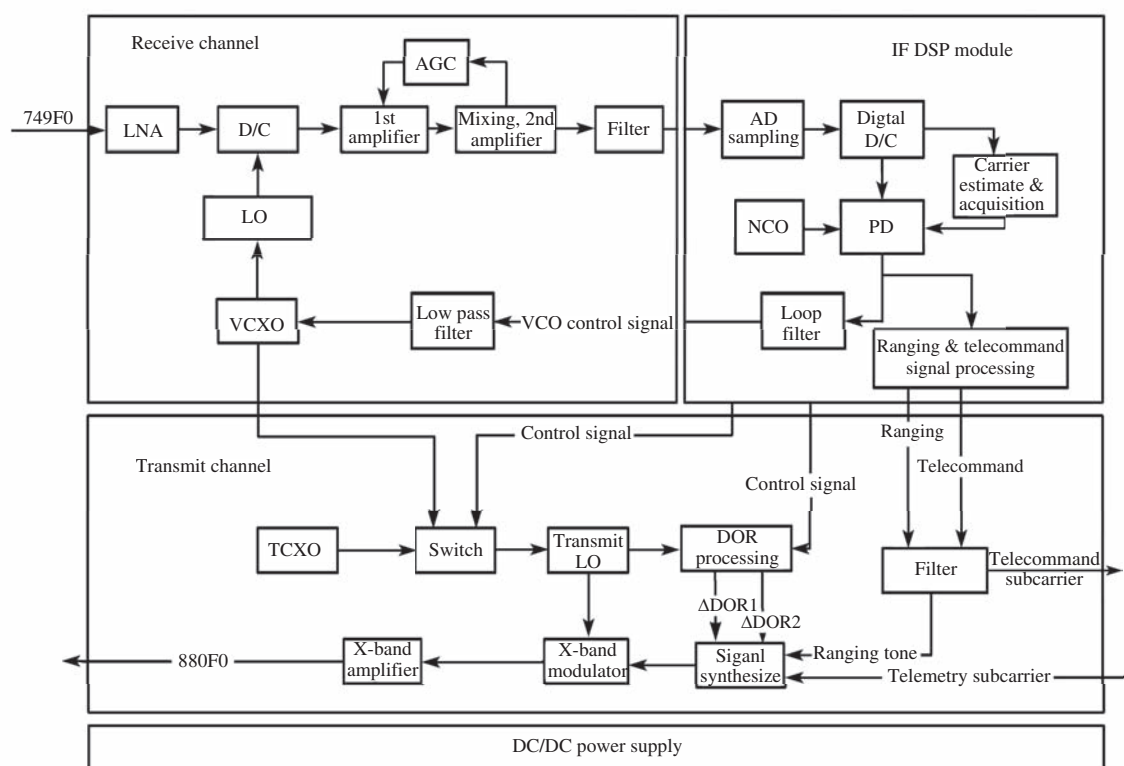


图 2 X 频段应答机原理框图

Figure 2 X-band transponder block diagram

3.2 关键技术

1) 载波捕获高灵敏度技术.

在 X 频段应答机的数字处理模块中, 有两个核心关键技术: 一是对低信噪比条件下载波的捕获, 二是对低信噪比条件下载波的跟踪.

为快速搜索捕获低信噪比上行信号, 需要采用优化的频谱估计技术. 研制中采用了新型分块相干累积的频谱估计捕获算法, 能够根据输入信号功率灵活选择参数, 有效适应各种信噪比下的信号频率估计. 根据理论分析, 可以从扩大数据序列的采样数上来获得更高的频率分辨精度, 但考虑到处理时间和计算量, 还需要从改进多段分块积累算法复杂度、减小运算加法乘法次数、节省时钟周期、提高流水线并行处理效率等方面进行折中设计. 传统的频谱估计处理方法和采用新型多块积累的处理方法的上行载波谱估计结果的比较如图 4 所示, 由图可知, 采用传统频率估计方法, 谱峰分裂, 无法有效估计载波频率参数; 采用新型多块积累估计方法, 峰值比约 30 dB, 可以有效估计载波频率参数.

为适应高低信噪比以及不同动态条件的要求, 研制的新型载波跟踪算法具有自适应调整锁相环路功能. 当输入为高电平 (信号电平 ≥ -125 dBm) 时, 适应载波扫描速率为 5 kHz/s; 当输入为低电平 (信号电平为 $-126 \sim -143$ dBm) 时, 适应载波扫描速率为 500 Hz/s. 在高电平下采用了一种环路结构, 有利于捕获跟踪快速的多普勒变化率; 在低电平下采用另外一种环路结构, 有利于提高跟踪环路的信噪比, 改善跟踪精度. 应答机的载波跟踪采用了高阶锁相环路, 在跟踪线性扫频信号时, 可以得到无残余频差和无残余相差的跟踪信号. 载波锁定检测在载波跟踪过程中, 判定锁相环是否处于锁定状态, 给

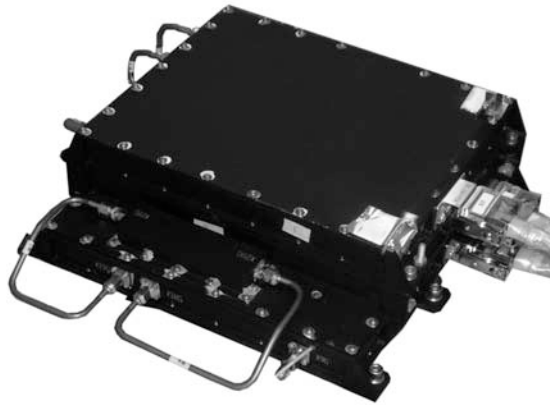
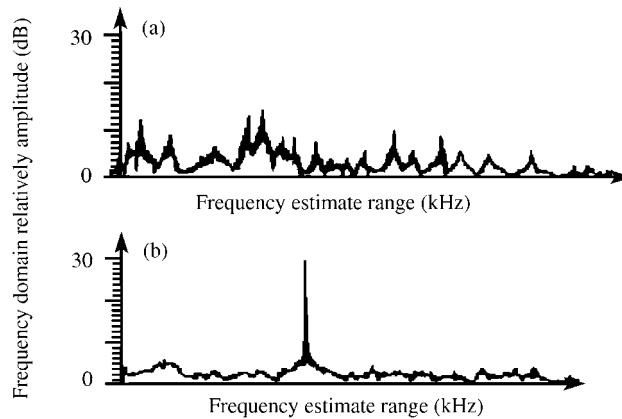


图 3 X 频段应答机

Figure 3 X-band transponder

图 4 -143 dBm 时的上行载波谱估计结果Figure 4 Estimate result of up-link carrier spectrum in -143 dBm

(a) Traditional frequency estimate method; (b) novel multi-block accumulated estimate method

出入锁和失锁指示. 输入数据为数字正交下变频后的一路滤波器输出, 为减小抖动, 将输入数据进行积分/清除, 根据积分结果可再进行平滑, 处理完的数值与先验值进行比较, 反馈回锁定状态. 这种判决反馈机制, 极大地改善了低信噪比下的载波锁定稳态, 较好地解决了低信噪比下易失锁假锁难题.

2) DOR 信号的设计实现.

X 频段测控技术试验中, 将验证新型 VLBI 测量体制 — ΔDOR 差分单向测距体制. 该体制需要由星载测控应答机调制产生一组与载波相干、并与载波中心频率具有一定比例关系的 DOR 信号, 供地面 VLBI 测轨分系统进行测轨. 在应答机相干模式下, 下行发射频率基准来自于压控晶体振荡器 (VCXO), DOR 信号相干于 VCXO; 在应答机非相干模式下, 使用固定频率晶体振荡器 (TCXO) 作为下行发射频率基准, DOR 信号相干于 TCXO. 此外, 由于 DOR 信号频率最高为 20 MHz 左右, 而传统应答机下行调制的测距音或遥测副载波信号频率仅为数百 kHz 量级以内, 调制带宽扩展了数百倍, 这使得原先采用的窄带调制器不能适应 DOR 信号的宽带调制需求, 须解决大带宽、高调制线性度技术难题.



图 5 18m X 频段测控设备

Figure 5 18 m X-band TT&C equipment

国外深空应答机技术方案中, 往往采用数字基带部分处理并逐级倍频产生与下行载波的相干 DOR 信号, 实现较为复杂. 在嫦娥二号任务的 X 频段应答机 DOR 信号处理单元技术攻关中, 采用了相干、非相干下行发射共用锁倍器中频部分的方法, 通过一次频谱分离技术, 处理并产生了 4 MHz 和 20 MHz 左右的 DOR 信号, 既很好地解决了 DOR 信号与下行载波相干的技术难题, 又使得 Δ DOR 测角信息处理单元体积小, 功耗低, 并且在 Δ DOR 测角信号频率变化时, 无需改动设计, 具有较好的灵活性; DOR 信号在射频直接调制完成, 采用宽带 Lange 桥移相调制结构, 具有数十 MHz 的大调制带宽和很高的调制线性度, 研制的 Δ DOR 测角信号调制单元电路具有体积小、质量轻, 加工一致性与温度稳定性好的优点.

4 18 m X 频段测控通信系统

18 m X 频段测控通信系统 (如图 5) 能够完成对航天器 X 频段的测距测速和遥测遥控, 并具备同时接收双点频测控信号和单点频数传信号的能力.

4.1 方案设计

18 m X 频段测控设备主要由天馈分系统、发射分系统、高频接收分系统、多功能数字基带分系统、监控分系统、时频分系统、数据传输分系统、标校分系统和自动测试分系统等组成. 其中, 天馈分系统、发射分系统、高频接收分系统和多功能数字基带分系统是最核心的部分.

1) 天馈分系统.

天馈分系统主要由天馈子系统、天线控制子系统和天线结构子系统等组成. 主要功能是发射和接收微波信号, 并通过跟踪接收机产生的角误差信号完成对目标的自动跟踪. 天线 X 频段的收/发增益约为 60 dB.

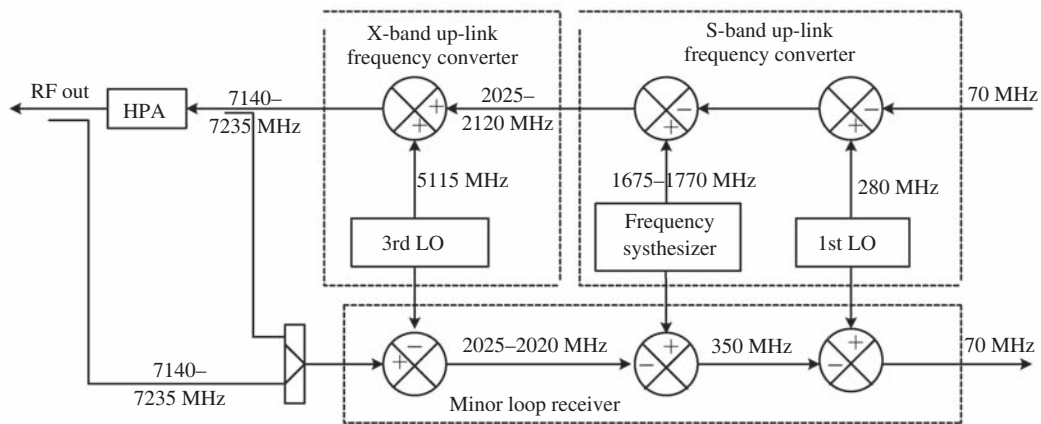


图 6 X 频段上行链路频率变换

Figure 6 X-band up-link frequency conversion

天馈子系统由 18 m 抛物反射面和 S/X 频段馈电系统等组成. S/X 双频馈源采用双频多模馈电方式的单喷口馈源, 用分波的方法实现 S/X 双频段都具有收发双工、自跟踪、圆极化等功能.

天线结构子系统由天线反射体及其支撑机构、俯仰组合、方位组合、保护装置等组成.

天线控制子系统主要由天线控制单元 (ACU)、天线驱动单元 (ADU)、驱动执行部件、轴角编码板、极化控制器和控保部件组成.

2) 发射分系统.

发射分系统的主要功能是将基带送来的 70 MHz 上行调制信号上变频到射频频段, 再经高功放把射频信号放大后送天馈分系统. 设备的发射分系统包括两条 X 频段上行链路, 由小信号分机及固态功放两部分组成. 其中小信号分机主要由上变频器、频率综合器等组成; 固态功放分机主要由功放模块、假负载、冷却设备等组成.

为保证组合干扰满足指标要求, 降低链路的相噪, 同时为了频谱不倒置, X 上行链路采用 3 次上变频, 频综、一本振和三本振采用低本振. 发射分系统的频率关系如图 6 所示.

3) 高频接收分系统.

高频接收分系统的主要功能是对天馈分系统送来的下行信号进行变频和放大, 并将 70 MHz 中频信号送测控和低速数传基带. X 频段高频接收链路主要由低噪声放大器及下变频器等组成, 接收并放大馈源送来的左右旋微波信号, 将其下变频至中频. 在进行 X 频段测控时, 低噪声放大器的噪声温度不大于 80 K.

X 频段测控通道下变频器采用两次变频方案, 如图 7 所示. 一本振频率 7680—7800 MHz, 以频率综合器的方式实现 100 Hz 步进调节, 二本振频率为 650 MHz. 一本振通过较低频段的跳频源环路与单环混频的方式保证近端相噪指标.

4) 多功能数字基带分系统.

设备的多功能数字基带分系统由 6 台基带设备组成, 包括 2 台测控和低速数传基带、2 台高速数传基带和 2 台低密度校验码 (low density parity code, LDPC) 译码遥测基带. 多功能数字基带分系统主要完成 S/X 双频段测控、S 频段低速数传、X 频段高速数传及 LDPC 译码遥测等功能.

X 频段测控技术试验中使用的是测控和低速数传基带, 该基带包括了测控和低速数传两个模块. 测控模块采用 PCM/PSK/PM 统一载波系统的调制体制, 副载波可以是正弦波或方波, 接收环路带宽

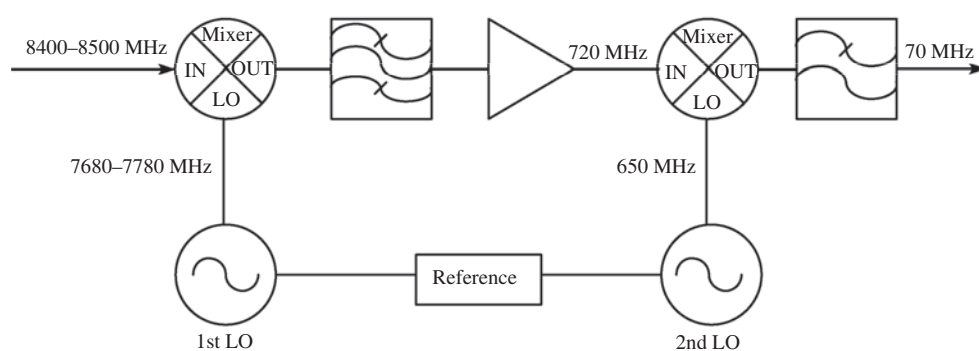


图 7 X 频段测控接收通道频率流程

Figure 7 Frequency flow chart of X-band receive channel

最小可设为 1 Hz. 该模块支持侧音测距和音码混合测距两种测距方式; 支持 CCSDS 标准的 (7, 1/2) 卷积码、RS (255, 223) 编码、卷积与 RS 的级联码、Turbo 码等遥测编码格式, 遥测码速率 1 bit/s—2 Mbit/s. 低速数传模块可采用 PCM/PM, BIT/SK, QPSK, OQPSK, SQPSK, UQPSK 等多种调制方式; 支持 CCSDS 标准的 (7, 1/2) 卷积码、RS (255, 223) 编码、卷积与 RS 的级联码、Turbo 码等数据编码格式, 数传码速率 2—20 Mbit/s.

测控和低速数传基带采用软件无线电技术实现, 具有良好的功能可编程性和软件可移植性, 通过标准化、模块化、通用化设计, 所有电路、算法以及 FPGA 配置程序、DSP 程序文件和计算机应用程序均保存在计算机中. 使用时将所需的配置程序从计算机文件系统通过总线加载到 FPGA 或 DSP 配置芯片中就可调用相应用途的计算机处理软件模块, 构成相应的终端设备.

4.2 关键技术

1) X 频段高动态频率捕获技术.

相比 S 频段测控而言, 在 X 频段目标运动引起的多普勒频率动态范围和多普勒频率变化率将增大 4 倍. 信号频率随时间变化这一特性大大增加了信号捕获的难度, 因此高动态极低信噪比信号的捕获是深空通信领域的一项关键技术. 对高动态微弱信号的捕获主要采用分段测频加 NCO 斜率预置相结合的算法, 利用 NCO 斜率预置实现对信号频率变化率的搜索, FFT 算法可以高效地实现频谱转换并提高频率捕获范围 [7,8].

i) FFT 测频.

通过 FFT 求解输入信号的功率谱密度, 通过设置判决门限的方式观察功率谱密度在某一范围内是否有明显的峰值功率谱线出现, 以确定输入信号中是否含有待测信号, 同时, 结合极大值搜索法搜索最大功率谱分量的位置, 此峰值功率谱所对应的频率为输入信号的多普勒频率.

在深空通信应用中, 由于接收信号及其微弱, 为了提高信号估计概率, 需要增加信号估计时间以提高信号功率谱域的分辨率, 而长时间估计会受到信号多普勒变化率的影响, 因此, 为了缩短信号估计时间, 采用 Welch 改进复数周期图估计方法.

Welch 的改进平均周期图法实在传统的周期图估计方法的基础上引入了信号重叠分段、加窗函数等处理, 与传统的周期图法和巴特利特 (Bartlett) 平均周期图法相比, Welch 的改进平均周期图法可大大减少测频时间, 使用 Welch 的改进平均周期图法, 数据段加窗后可以进行重叠获取, 若采用 50 % 的

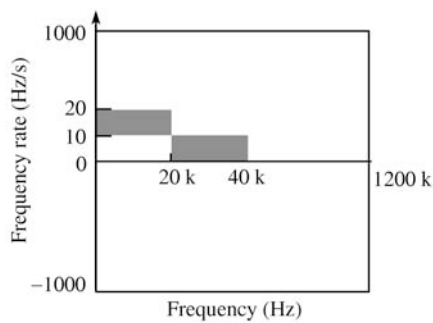


图 8 二维搜索方案

Figure 8 Two-dimensional searching method

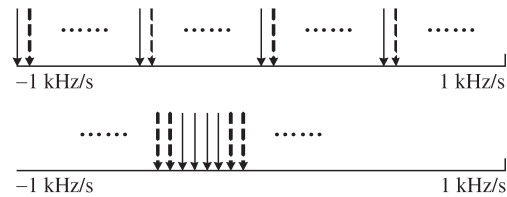


图 9 频率斜率分布

Figure 9 Frequency rate distribution

窗口重叠, 测频时间可以缩小一半. 为了进一步减少测频时间, 采用了复数 FFT 计算方法, 在相同处理增益的情况下, 复数 FFT 计算的点数比单路 FFT 计算要求的点数可以减少一半, 对应的测频时间也可以减半, 显然对动态跟踪是有好处的.

ii) 频率斜率搜索.

频率斜率搜索算法在本地 NCO 进行斜率预置, 并利用数字变频大大消除输入信号的多普勒动态, 多普勒动态的消除可以解决 FFT 功率谱分析过程中频谱功率分散的问题, 可以有效提高 FFT 增益. 但是目标多普勒变化率是未知的, 因此需要通过预制多组本地 NCO 斜率与输入信号进行匹配, 与输入信号频率变化率最接近的 NCO 可以实现与信号的匹配, 而匹配误差直接影响信号频率捕获概率, 如果已知频率斜率的概率分布可以利用分布概率对本地斜率进行预置, 从而缩短频率斜率的估计时间, 另外采用 Welch 改进周期图估计算法可以有效缩短信号分析时间, 降低斜率搜索步进.

iii) 频率与频率斜率的二维搜索.

基于上述分析可知, 单纯的频域分析无法有效地在估计时间内将信号的功率谱集中到一定范围内的功率谱内, 通过频率斜率搜索法可以有效提高 FFT 增益, 提高信号的捕获概率, 采用频率斜率预置与改进 FFT 算法可以实现频率和频率变化率的二维搜索.

例如, 对于 ± 1200 kHz 范围内、 ± 1 kHz/s 的变化斜率范围, 采用如图 8 所示的二维频谱划分搜索方案, 二维搜索的分段划分包括频率斜率轴和频率轴, 频率斜率搜索的范围是 $-1 \sim 1$ kHz/s, 而频率搜索的范围为 $-1200 \sim 1200$ kHz. 通过频率和斜率的分段对二维平面进行划分, 得到若干个搜索子块, 每次搜索一个子块, 实际工程应用中, 子块的搜索是并发进行的, 所有子块完成搜索则完成一次整个频率与斜率范围的搜索.

可以对频率均匀分段, 将每段分成 40 kHz 的宽度, 共分为 60 段. 频率斜率的划分方式根据频率斜率的概率分布来进行, 图 9 是频率斜率均匀方式和正态方式进行搜索的情况. 实箭头线是以 4 个通道为例时的第一次搜索分布结构, 而虚箭头线是 4 通道时的第二次搜索分布结构. 与均匀分布方式相比, 正态划分方式首先搜索最有可能的频率斜率点, 然后向频率点周围辐射的方式进行搜索, 这样可以缩短捕获时间.

2) X 频段高功放技术.

X 频段高功放属我国首次研制, 采用了固态方案. 与速调管高功放相比, 固态高功放具有安全可靠、寿命长、操作简便、维修方便快捷等优点, 但受到固态器件不能大功率输出的技术水平限制, 如需大功率输出需要进行功率合成, 技术难度较大、成本较高^[9].

X 频段固态高功放采用 8 个固态功率放大单元合成方案, 单机组成框图如图 10 所示. 主要组成

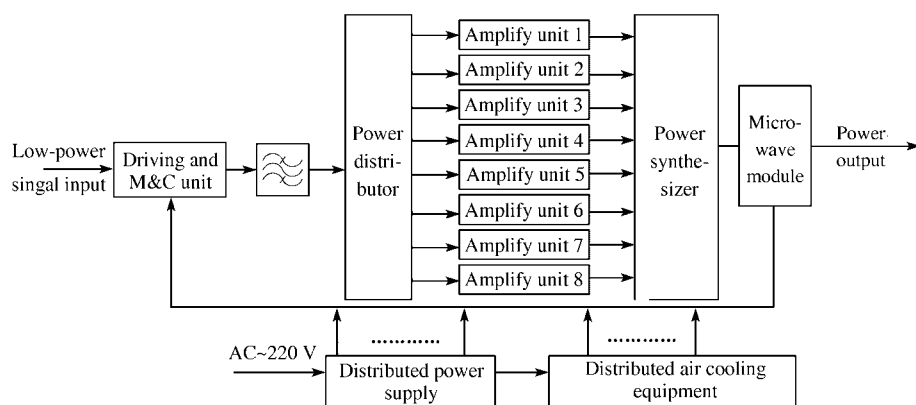


图 10 X 频段固态高功放的单机方案框图

Figure 10 X-band SSPA scheme

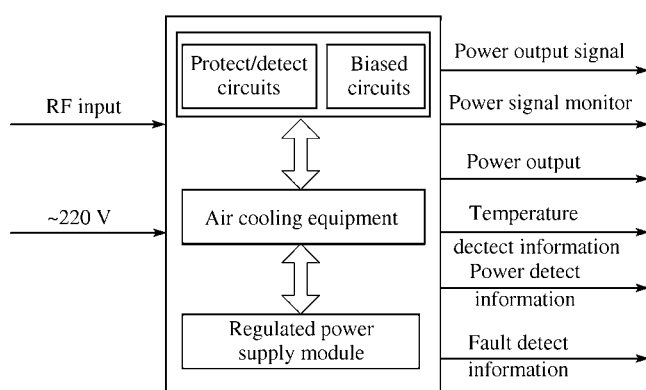


图 11 功率放大单元方案组成框图

Figure 11 Composing chart of power amplifier unit

部分包括驱动与监控单元、功率放大单元、功率分配器、功率合成器、微波组件、分布式供电电源和风冷装置以及各种对外接口等。

小信号输入送到驱动与监控单元, 经驱动放大和电平控制后送给功率分配器; 功率分配器将中功率驱动信号同相等幅分为 8 路, 分别送至各对应的功率放大单元; 功率放大单元完成功率放大, 各功率放大单元的输出功率大于 170 W. 随后各功率放大单元的大功率信号分别送至功率合成器, 将 8 路功率信号进行功率合成以达到单机规定要求的输出功率. 最后由微波组件对高功率信号进行耦合、检测、馈送, 实现高功率输出。

功率放大单元是 X 频段固态高功放的核心部分, 它的主要组成包括: 功率放大模块、稳压电源和风冷散热装置等, 其组成框图如图 11 所示。

该单元主要完成信号的功率放大, 并提供本单元内部的各种必要保护措施. 射频输入信号经过移相器和电缆进入单元内的功率放大模块, 经过四级功率放大, 可输出所需的大于 170 W 微波功率. 由于 X 频段频率较高, 普通同轴结构的输出连接器已不能很好地满足 200 W 以上功率的要求. 因此在该单元输出端采用 BJ-70 的波导结构. 此外, 由于该单元是功率合成的基本单元, 因此在合成器之前

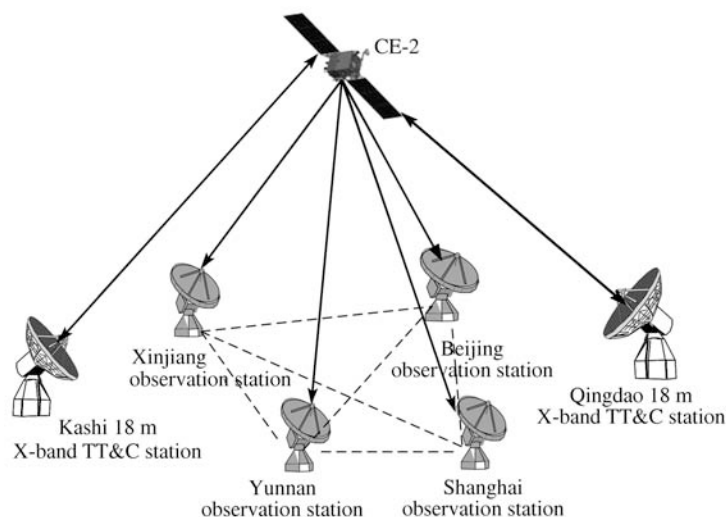


图 12 X 频段测控技术试验示意图

Figure 12 X-band TT&C technical experiment chart

保证各单元相位一致性非常重要, 通过在各单元信号输入端加入同轴移相器, 移相范围为 180° , 保证各单元相位一致性的要求。

目前 X 频段固态功率放大管的单管输出功率能够达到 60 W, 要满足每个单元输出 170 W 的要求, 必须进行功率合成。采用四路合成的方式, 功率合成效果的好坏主要取决于微电路的分路器和合成器, 通过控制各分路和合成器端口的驻波、相位一致性等来解决功率合成问题。

5 X 频段测控技术试验

为了对我国首次采用的 X 频段测控体制进行验证, 在嫦娥二号卫星的地月转移段和环月飞行段各进行了多次试验, 开展 X 频段功能性验证试验以及 X 频段测距测速 +DOR 测定轨试验, 试验系统由嫦娥二号卫星和位于青岛和喀什的两套 18 m X 频段测控设备以及 4 个 VLBI 观测台站组成, 见图 12。

X 频段功能性验证试验的目的是验证 X 频段遥控遥测与测距测速功能的正确性, 其中, 上行遥控码速率分别设置为 1, 125 和 7.8125 bit/s, 测距主音分别设置为 100 和 500 kHz。试验结果证明, 在各类上行码速率条件下, 地面站发送遥控指令正确, 卫星接收和执行指令正常; 地面站能够正确接收和解调 X 频段卫星遥测数据; 在测距主音为 100 或 500 kHz 时, 设备的测距测速功能正常。

X 频段测距测速 +DOR 测定轨试验的下行载波加调 DOR 侧音信号, 测距主音设置为 500 kHz, 综合利用 X 频段测距测速 +DOR 信号进行嫦娥二号卫星测定轨。通过事后精密定轨结果对测量数据进行残差分析, 得到如下结果:

1) X 频段测速精度要明显优于 S 频段测速数据: X 频段测速精度为 1—4 mm/s, S 频段测速精度为 1—3 cm/s。图 13 中给出的是 2010 年 10 月 4 日, 青岛站 X 频段的测速残差图。

2) 利用 DOR 信号获得的 X 频段时延数据的测量精度可达 1 ns (最好可达 0.2 ns), 优于利用 VLBI 信标获得的时延测量精度 3—5 ns; 时延率数据的测量精度可达 0.3 ps/s, 优于利用 VLBI 信标获得的时延率测量精度 1—2 ps/s。

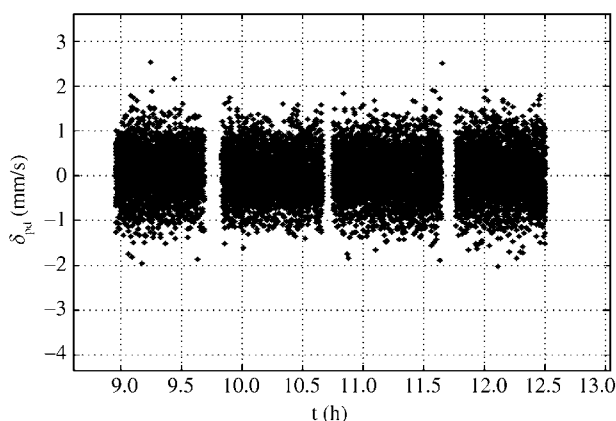


图 13 青岛站 X 频段测速残差图

Figure 13 X-band range-rate residual plot of Qingdao station

6 结论

本文针对 X 频段更适用于月球以远深空探测测控通信的特点, 提出了天地一体化设计思路, 通过关键技术分析与攻关, 详细阐述了测控通信系统的设计与实现. 结合嫦娥二号工程, 利用国内目前口径最大的 18 m 测控系统和 VLBI 天文观测系统, 构建技术试验系统, 基于对 X 频段功能性以及测定轨试验数据分析, 得出以下结论:

- (1) X 频段测速精度要优于 S 频段测速精度 1 个数量级;
- (2) 利用 DOR 信号比利用 VLBI 信标获得的时延和时延率精度提高 3 倍以上;
- (3) 充分验证了 X 频段测控通信系统天地一体化设计的正确性、有效性, 证明了 X 频段测控体制和相关技术, 可正式用于我国后续月球及深空探测工程.

参考文献

- 1 Thornton C L, Border J S. Radiometric Tracking Techniques for Deep Space Navigation. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc, 2003
- 2 陈芳允. 卫星测控手册. 北京: 国防工业出版社, 2000
- 3 Comparini M C, De Tiberis F. Advances in deep-space transponder technology. Proc IEEE, 2007, 95: 1994–2008
- 4 Haskins C B, Millard W P, DeBoy C C, et al. Microwave technologies for the new horizons mission to pluto. In: IEEE Aerospace Conference, Honolulu, HI, 2007. 935–938
- 5 Mysoor N R, Perret J D, Kermode A W. An X-band spacecraft transponder for deep space applications-design concepts and breadboard performance. IEEE Trans Microw Theory Techn, 1992, 40: 1192–1198
- 6 Gardner F M. Phaselock Techniques. 3rd ed. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc, 2005
- 7 Hayes M H. Statistical Digital Signal Processing and Modeling. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1996
- 8 Welch P D. The use of fast Fourier transform for the estimation of power spectra: a method based on time averaging over short, modified periodograms. IEEE Trans Audio Electroacoust, 1967, Au-15: 70–73
- 9 Jon S H. Two-level power combining using a lens amplifier. IEEE Trans Microw Theory Techn, 1994, 42: 2480–2485

Design and experiment of X-band TT&C system for the project of CE-2

WU WeiRen^{1*}, HUANG Lei², JIE DeGang¹, ZHU Ge³ & LI HaiTao²

1 Luna Exploration and Space Engineer Center, Beijing 100037, China;

2 Beijing Institute of Tracking & Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

3 Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710071, China

*E-mail: wuwr2002@vip.sina.com

Abstract In deep space exploration, in order to conquer the TT&C technical difficulties, which are long distance, long time delay and weak signal, an efficiency method is to improve radio frequency. Therefore an X-band TT&C technical experiment is developed in CE-2 Project for the first time. This paper studies the design and realization of the integrated space — ground X-band TT&C system, describes the composing of the technical experiment system, critical techniques, system experiment method and the test results. Experimental results indicate that X-band improved remarkably in link performance and precision of orbital measurement and determination, via comparing with S-band TT&C system. X-band will be used as major frequency band for lunar and deep space exploration.

Keywords The project of CE-2, X-band, TT&C, DOR