

# 嫦娥二号卫星 X 频段星载测控系统设计与验证

黄晓峰<sup>①\*</sup>, 徐宝碧<sup>①</sup>, 吉欣<sup>②</sup>, 张婷<sup>①</sup>, 王凤宇<sup>①</sup>

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

\* E-mail: huangxiaofeng@gmail.com

收稿日期: 2013-01-06; 接受日期: 2013-03-03

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

**摘要** 国际上深空探测任务的在轨测控主要采用 X 频段统一载波测控体制, 嫦娥三号及后续深空探测任务将立足在建的国内深空站, 采用 X 频段完成探测器的测控任务. 为对 X 频段测控体制和星地设备工作的协调性进行先期的技术验证, 嫦娥二号卫星作为探月二期工程先导星, 设计并搭载了 X 频段星载测控系统, 成功实现了国内首次 X 频段统一载波测控体制技术的在轨验证. X 频段测控试验验证了适用于深空探测的高灵敏度载波捕获技术, 500 kHz 主侧音测距技术, 多档码速率遥控技术及差分单向测距音(DOR)信标测角技术等. 本文主要对 X 频段测控方案设计、关键技术及在轨验证情况进行介绍.

**关键词**

X 频段  
统一载波测控  
差分单向测距音(DOR)  
高灵敏度  
在轨验证

嫦娥二号卫星作为探月工程二期任务先导星, 起到承上启下的关键作用, 嫦娥二号卫星工程目标的成功实施实现了多项技术创新与突破, X 频段统一载波测控技术即为其中之一. X 频段统一载波测控体制为目前国际深空探测主用测控体制, 相比于 S 频段, 采用 X 频段可以提高测量精度并可实现星上设备的小型化. 据深空探测系统规划, 我国将建立深空站以支持更远距离的深空探测任务, 深空站兼具有 S 频段和 X 频段测控功能, 嫦娥三号探测器及后续深空探测任务, 将立足于国内深空站, 主用 X 频段完成测控支持.

为了实现对 X 频段测控技术的先期验证, 为后续的深空探测及月球探测任务的测控实施及体制制定提供依据, 嫦娥二号卫星研制了数字化的 X 频段统一载波体制应答机, 配置了相应的 X 频段测控设备, 进行了 X 频段测控体制的在轨验证. 嫦娥二号卫星 X 频段星载测控系统实现了弱信号、低信噪比条件下的捕获与跟踪技术; 采用了 500 kHz 测距主音,

提高了测距精度; 实现了 X 频段上下行信号的相干转发, 验证了更高频段的速度测量精度; 在下行载波上调制 DOR 侧音, 验证了基于 DOR 音的甚长基线干涉测量技术; 验证了低码速率下的遥控发送和解调. 在正式任务阶段, 嫦娥二号卫星与地面 X 频段 18 m 地面站协同, 进行了星地设备协调性验证以及月地距离下 X 频段测控性能的测试. 嫦娥二号卫星在完成既定任务后, 在拓展任务阶段, 结合地面站建设进度, 与在建地面深空站协同, 在距离地球 1000 万千米处, 进行了星地设备协调性验证以及 X 频段测控性能的验证. 本文主要对嫦娥二号卫星 X 频段星载测控方案以及关键技术进行说明, 并对在轨验证情况进行介绍.

## 1 X 频段星载测控系统

### 1.1 测控体制

随着航天技术特别是深空探测领域的不断发展,

卫星远程测控支持能力的提高和技术的发展是越来越受到各方关注. 我国深空探测任务, 目前在轨主要采用 S 频段统一载波测控系统, 即一个 S 频段载波信号调制若干个测控信号, 以同时完成遥控、遥测、测距、测速和测角等多种功能<sup>[1, 2]</sup>.

X 频段作为深空探测的主用频段, 具有测量精度高, 星载设备易于小型化等优点, 已取代传统的统一 S 频段(USB)测控系统, 成为国际上测控发展趋势, 也是我国今后深空探测测控领域的必由之路<sup>[3]</sup>. 为了适应这种发展趋势、提高测控能力并满足未来国际合作的需要, 嫦娥二号卫星测控方案中设计了统一 X 频段(UXB)测控系统, 成功实现了 X 频段统一载波测控体制技术的验证.

## 1.2 方案设计

### 1.2.1 功能要求

为对后续嫦娥三号、火星探测等深空任务的测控进行先期的技术验证, 嫦娥二号卫星采用了 X 频段统一载波测控体制, 在卫星与地面站之间提供 X 频段射频信道, 具备下述功能:

- 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据处理单元进行遥控指令的译码及执行;
- 2) 对来自数据处理单元的遥测视频信号进行相位调制, 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;
- 5) 在下行载波调制 DOR 侧音信号, 进行基于

DOR 音的甚长基线干涉测量技术验证.

### 1.2.2 系统组成

嫦娥一号卫星中具有 X 频段直接调制器和 X 频段固态放大器, 用于发送 X 频段抑制载波调制信号, 配合地面完成 VLBI 测轨功能. 嫦娥二号卫星 X 频段测控方案基于嫦娥一号卫星 VLBI 信标通道, 为不影响原 VLBI 测轨信标功能, 并保证 X 频段统一载波在轨验证的实施, 卫星进行了优化设计, 通过分时利用已有 X 频段设备的方法, 保证功能和试验分时开展并节省了设备资源. X 频段测控系统由 X 频段接收天线、X 频段低噪声放大器、X 频段深空应答机、合成器、X 频段功率放大器和 X 频段发射天线组成, 其中 X 频段固态放大器与 X 频段发射天线为与 VLBI 系统共用, X 频段测控系统组成详见图 1(阴影部分).

X 频段深空应答机通过合成器与 X-BPSK 直接调制器并联. 通过指令控制, X-BPSK 直接调制器和 X 频段深空应答机分时工作分时发送 VLBI 信标信号和统一载波下行信号. 下行输出的射频信号经 X 频段固态放大器放大后, 通过信标天线发送至地面站. 上行信号通过 X 频段接收天线接收后, 经 X 频段低噪声放大器将弱信号放大后, 由 X 频段深空应答机进行解调.

X 频段深空应答机为星载 X 频段测控系统的关键单机, 为了实现低信噪比捕获技术, 应答机采用数字化实现方案, 并且在整机设计时采用了模块化设计方案, 应答机由接收通道部分、数字处理部分和调制发射部分组成, 如图 2 所示.

其中深空应答机接收通道部分的功能是将接收到的射频信号转换成低频信号, 并交由数字处理部分进一步处理. 应答机的主要部件包括低噪声放大器、下变频电路、滤波和放大电路、频率综合器、

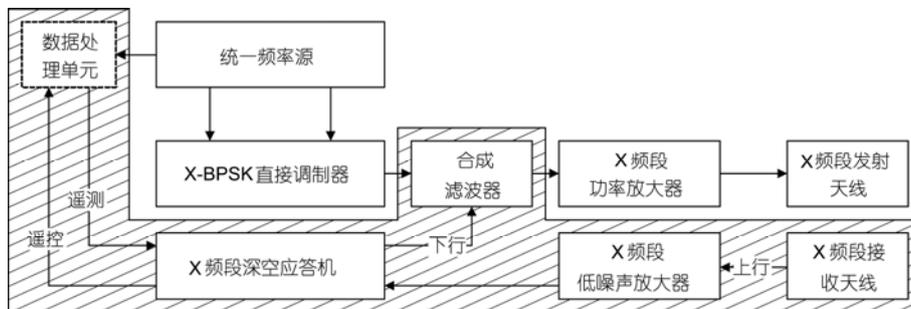


图 1 X 频段测控系统组成框图

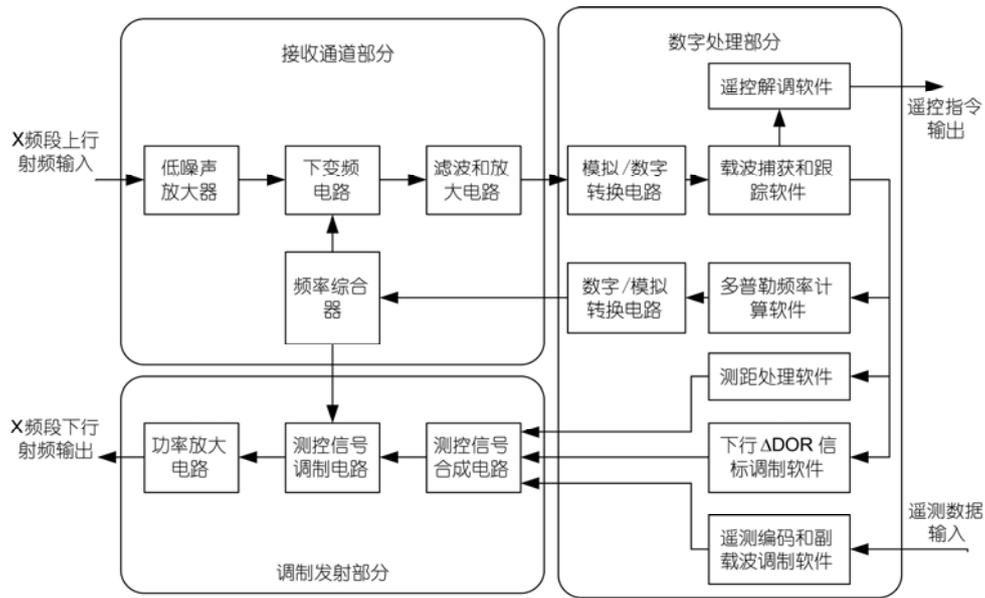


图2 X频段深空应答机原理框图

以及模拟/数字转换电路和数字/模拟转换电路。

应答机的数字处理部分是应答机的核心部分, 应答机的各项功能均由数字处理部分实现, 包括载波的捕获跟踪、遥控信息的解调、测距信号的处理以及 DOR 侧音和遥测副载波产生等. 数字处理部分的主要部件包括现场可编程大规模集成数字处理器件和外围接口电路等.

应答机的调制发射部分将多种测控信号合成并调制到射频载波上, 通过功率放大后输出 X 频段射频信号. 主要组成部分包括测控信号合成电路、调制电路以及功率放大电路等.

### 1.2.3 工作模式

X 频段测控系统需实现 X 频段遥控、遥测、测距以及 DOR 侧音调制等功能, X 频段测控系统需具备的工作模式见表 1.

在探测器不需要发送遥控指令和进行测距时,

表 1 X 频段测控系统工作模式

模式	上行	下行	说明
模式 1	-	TM <sup>a)</sup>	仅有遥测
模式 2	RNG <sup>b)</sup>	RNG+TM	测距+遥测
模式 3	TC <sup>c)</sup>	TM	遥控+遥测
模式 4	RNG+TC	RNG+TM	测距+遥控+遥测

a) 遥测; b) 测距; c) 遥控, 4 种模式均可调制 DOR 侧音

采用模式 1, 仅对地发送下行遥测; 在需要进行测距但不需发送上行遥控指令时, 采用模式 2; 在需要发送遥控指令不需要测距时, 采用模式 3; 在上行需要发送遥控指令同时需要测距时, 采用模式 4. 根据测定轨的需要, 在 4 种模式下均可调制 DOR 侧音.

### 1.2.4 主要性能指标

#### 1) 捕获门限

根据卫星对地距离, 结合地面站的 EIRP, 计算到达卫星接收机的信号总功率<sup>[4, 5]</sup>:

$$[P_r] = [EIRP] - [L_{tap}] - [L_p] - [L_s] - [L_a] - [L_{rap}] + [G_r] - [L_{rf}] \quad (\text{dBm}), \quad (1)$$

其中  $[EIRP] = [P_t] - [L_{tf}] + [G_t]$ , dBm;  $[L_{tap}]$  为发射天线指向误差损耗, dB;  $[L_p]$  为极化损耗, dB;  $[L_s]$  为自由空间损耗, dB;  $[L_a]$  为大气损耗, dB;  $[L_{rap}]$  为接收天线指向误差损耗, dB;  $[G_r]$  为接收天线增益, dB;  $[L_{rf}]$  为接收系统馈线损耗, dB.

随着探测距离的增大, 会带来更大的空间损耗, 为了兼顾后续金星以及火星等深空探测任务的需求, 以火星探测的星载系统为参考, 计算应答机捕获门限, 探测距离按照  $3.8 \times 10^8$  km 计算, 各参数按如下指标进行计算:

$$[EIRP] = 144 \text{ dBm} \quad (\text{参考美国 DSN 地面站指标}),$$

$$[L_{tap}] + [L_p] + [L_a] + [L_{rap}] = -2 \text{ dB},$$

$[L_s] = -282 \text{ dB}$ ,  
 $[G_r] = 4 \text{ dBi}$ ,  
 $[L_{rr}] = -2 \text{ dB}$ .

根据上述指标进行计算, X 频段深空应答机的捕获门限为  $-138 \text{ dBm}$ , 考虑  $2 \text{ dB}$  余量, 要求 X 频段深空应答机捕获门限为  $-140 \text{ dBm}$ . X 频段深空应答机实际达到的捕获门限为  $-143 \text{ dBm}$ .

### 2) 遥控码速率

嫦娥二号卫星遥控码速率设置了  $7.8125, 125, 1000 \text{ bps}$  三档码速率, 遥控码速率的设置符合 CCSDS401 标准建议. 深空任务中, 一般采用不同档位的码速率, 以实现不同距离的遥控需求. 对于后续火星等深空探测任务, 当距离地球较远, 上行通过低增益天线应急测控时, 上行遥控码速率可采用  $7.8125 \text{ bps}$ . 嫦娥二号卫星设置了  $7.8125 \text{ bps}$  遥控码速率, 对后续远距离深空探测低码率遥控发送和接收解调功能进行了先期验证.

### 3) 扫描速率及扫描带宽

卫星接收射频信号的多普勒变化受探测器径向速度影响, 通过对嫦娥二号卫星飞行轨道径向速度以及速度变化率的仿真, 确定应答机扫描速率以及扫描带宽. 嫦娥二号卫星飞行轨道对应径向速度变化曲线如图 3 所示.

嫦娥二号卫星飞行轨道对应径向加速度曲线如图 4 所示.

径向速度和径向加速度会带来载波的多普勒频率和多普勒频率变化率, 多普勒频率及多普勒频率变化率的计算方法分别如(2)和(3)式所示.

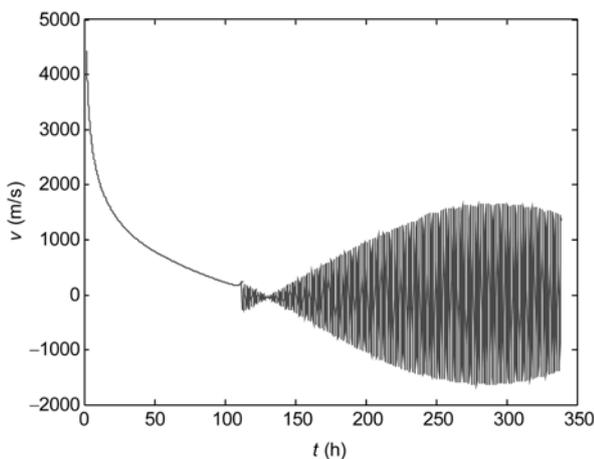


图 3 嫦娥二号卫星径向速度变化曲线

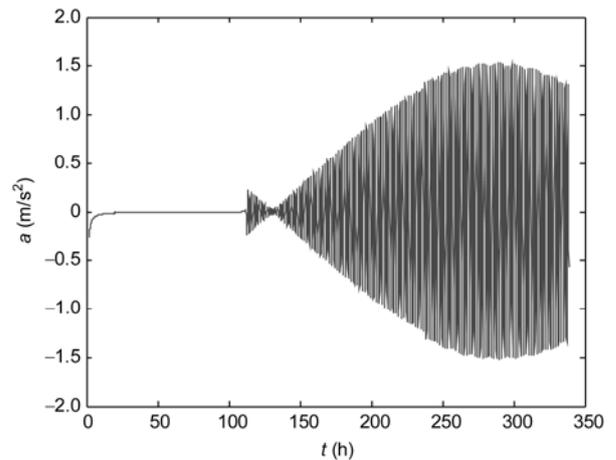


图 4 嫦娥二号卫星径向加速度变化曲线

$$f_d = f_c \times v_r / c, \quad (2)$$

$$f'_d = f_c \times a_r / c, \quad (3)$$

其中  $f_d$  为多普勒频率;  $f'_d$  为多普勒频率变化率;  $f_c$  为上行载波频率;  $v_r$  和  $a_r$  分别为航天器相对地心的径向速度和径向加速度;  $c$  为光速 ( $3 \times 10^8 \text{ m/s}$ ). 通过计算, 嫦娥二号卫星多普勒变化最大不超过  $90 \text{ kHz}$ , 考虑接收机静态频率不稳定性  $25 \text{ kHz}$ , 要求扫描范围为  $\pm 115 \text{ kHz}$ , 多普勒变化最大值出现在近地轨道; 多普勒变化率计算结果不超过  $100 \text{ Hz/s}$ . 扫描速率的确定需满足多普勒变化率的需求, 同时需综合考虑载波捕获时间要求, 在应答机锁相环路能够适应范围内, 需尽量提高扫描速率, 以缩短捕获时间. 要求应答机能够适应的扫描速率和扫描带宽与应答机输入信号电平关系为:

- 1) 应答机输入电平优于  $-125 \text{ dBm}$  时, 扫描速率为  $5 \text{ kHz/s}$ , 扫描带宽为  $\pm 115 \text{ kHz}$ ;
- 2) 应答机输入电平优于  $-140 \text{ dBm}$  时, 扫描速率为  $500 \text{ Hz/s}$ , 扫描带宽为  $\pm 50 \text{ kHz}$ .

## 2 主要关键技术

### 2.1 高灵敏度接收解调

由于深空探测任务中, 信号传输距离非常遥远, 巨大的空间损耗使得应答机接收到的上行信号非常微弱. 为了从噪声中检测出有用的信号, 需要进行较长时间的积分处理, 从而提高信噪比. 在这方面, 由于常规电容器、电阻器、电感器等离散电路元器件在

参数精度和长时间稳定性方面具有天然的不足, 因此传统的基于模拟电路的应答机难以完成长时间积分的操作.

为了解决这一问题, 需要采用数字化处理的方法. 通过模拟/数字转换器件, 将信噪比较低的模拟信号转换成一系列数字采样数据, 再送入大规模数字处理器件中. 数字器件如现场可编程门阵列 (FPGA) 具有稳定性和一致性好、电路规模大、电路面积小的特点, 需实现的功能均可通过编写相应的软件来实现, 具有较好的灵活性和可扩展性. 根据奈奎斯特采样定理, 当采样率满足一定条件, 可在数字领域内正确地对信号进行各种处理.

应答机数字处理的工作原理为: 接收部分首先将接收通道送来的中频信号进行 A/D 采样送入 FPGA. 然后由 FPGA 对其完成相干载波捕获与跟踪, 并解调出测距与遥控副载波信号, 同时由正交鉴相器指示出应答机的锁定工作状态, 进行相干 AGC 增益控制. 图 5 给出了载波捕获跟踪算法的原理图.

深空应答机对上行信号的捕获是一个频谱分析和搜索过程, 为了捕获上行信号, 需要采用快速 FFT 变换. 通过计算得到输入信号的功率谱, 利用最大值查找方法确定载波的频率和功率. 图 6 给出了两种不同条件下的载波频谱估计的结果.

载波跟踪是以载波捕获和数字 AGC 调整为基础. 载波捕获消除了信号载波的多普勒频率, 使得信号

载波和本地载波的频偏控制在跟踪环路的带宽内. 数字 AGC 对信号的幅度进行归一化处理, 消除了不同信号幅度对跟踪环路的影响. 载波跟踪的作用在于不断消除本地载波和信号载波的频差, 使本地载波和信号载波同频同相, 也即消除载波信号的多普勒速率影响. 图 7 给出了载波相位跟踪过程中的同相分量和正交分量.

跟踪接收机的载波跟踪采用利用理想二阶环构造的三阶锁相环路, 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. 应用的锁相环 (PLL) 原理框图如图 8 所示.

其中  $K$  为控制灵敏度或称为增益系数,  $F(S)$  为环路滤波器的传递函数, 具有低通特性, 对环路参数的调整起着决定性作用. 根据输入信号的信噪比和多普勒动态特性, 需要选择合适的参数. 应答机接收的噪声和多普勒变化率会引起环路跟踪时产生相位误差:

$$\sigma\theta = \sqrt{\frac{1}{2(S/N)} + \frac{9}{8} \times \frac{2\pi f'_d}{(2B_L)^2}} \text{ (rad)}, \quad (4)$$

其中  $S/N$  为输入信号信噪比;  $f'_d$  为多普勒变化率;  $B_L$  为锁相环路带宽.

X 频段深空应答机设计的数字环路滤波器的环路带宽为 150 Hz. 在较强的信号条件下, 信号功率为 -125 dBm 时, 扫描速率 5 kHz/s, 跟踪误差不超过 25.6°; 在微弱信号条件下, 信号功率为 -143 dBm, 跟踪误差不超过 25.6°.

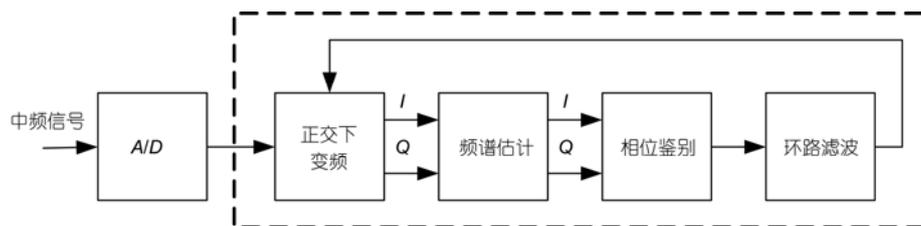


图 5 载波捕获跟踪算法原理图

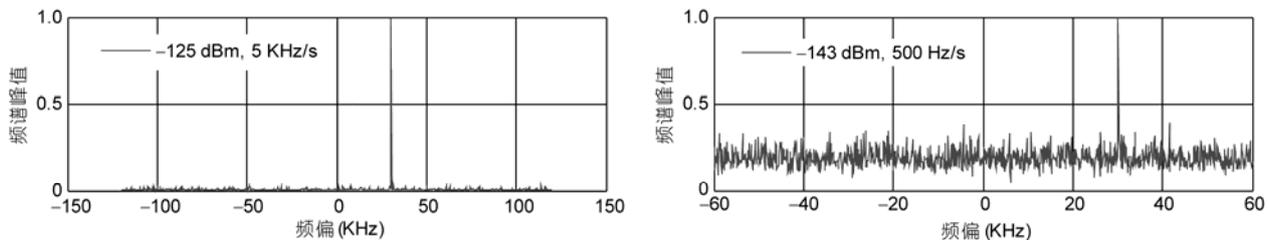


图 6 载波频偏估计结果

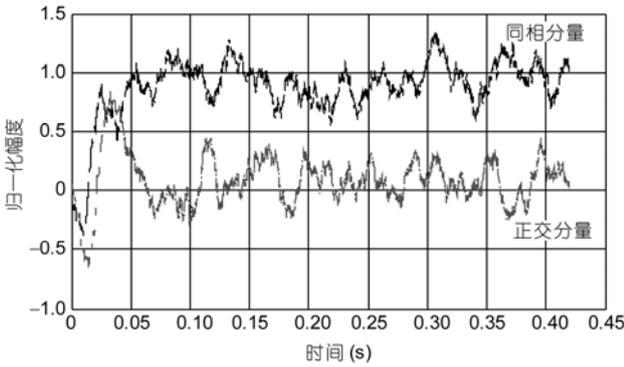


图 7 载波相位跟踪同相分量和正交分量

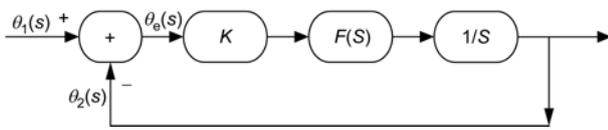


图 8 锁相环的线性相位模型

扫描速率 500 Hz/s 时, 跟踪误差不超过  $27.1^\circ$ , 环路跟踪误差小于  $30^\circ$  时, 应答机可以保持信号的跟踪锁定.

## 2.2 测距

传统应答机采用了最高侧音频率为 100 kHz 的测距信号, 嫦娥二号卫星 X 频段深空应答机将最高侧音频率提高至 500 kHz. 测距的精度与测距音的波长有关, 将最高测距音的频率提高, 可达到的测量精度就越高, 测距精度的提高也会相应提高卫星的测定轨精度.

提高主音频率的同时也需要付出相应的代价, 应答机测距信号的双边带宽由以往的 200 kHz 提高至 1 MHz. 星载测控应答机所需要处理的信号带宽增大了 5 倍, 需处理的信息量增加. 同时, 应答机接收电路中的带通滤波器也需要相应的扩大带宽, 从

而引入了更多的噪声.

针对提高测距主音带来的影响, 在应答机数字处理的过程中, 首先需要设计更快的采样速率, 更强的处理算法从而适应增长的信息量; 其次, 采用更长时间的累积和更多的滤波处理算法来提升信噪比; 最后, 需要设计宽带平坦的数字滤波器, 保证应答机在 1 MHz 带宽内对不同频率的测距信号的转发处理, 能够保证相应的线性度.

## 2.3 DOR 差分单向测距

无线电跟踪测量系统通过地面和卫星之间的双向通信链路来测量和确定卫星的状态矢量(位置和速度), 甚长基线干涉测量则可以直接测量卫星或射电源在的角位置. 根据测角的需要, 应答机的下行射频发射信号中, 除了传统的遥测信号与测距信号, 还要具备 DOR 侧音信标的功能. 并且 DOR 侧音频率应与下行载波频率保持相干.

由于卫星在飞行过程中存在多普勒效应, 卫星收到的上行载波信号的频率不断变化. 通过数字处理技术, 应答机对接收到的上行载波进行相位跟踪, 从中提取上行载波的多普勒频率成分, 通过频率综合器改变下行载波的频率, 使得下行载波中也包含多普勒频偏. 根据设计, 使下行载波中的频偏与上行载波的频偏满足一定的比例关系. 同时, 应答机产生一对 DOR 信号, 频率分别是 4 和 20 MHz 左右. 利用上行载波多普勒频率, 成比例的改变 DOR 的频偏. 使应答机的下行载波频率和 DOR 信标频率都和上行载波频率保持相关性. DOR 高频分量有助于提高角度测量的精度, 低频分量用于解决角度周期性模糊问题.

X 频段数字化应答机通过数字处理技术和宽带调制技术, 在一台设备中同时实现了传统的测控信

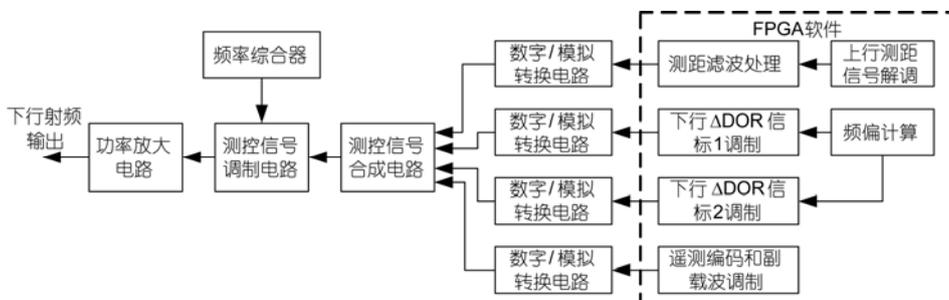


图 9 应答机下行信号调制原理框图

号和差分测角信标,大大简化了星上测控系统的复杂度,提高了可靠性.

### 3 在轨验证情况

在嫦娥二号卫星正式任务过程中,在地月转移段、环月段、100 km×15 km 试验轨道段均进行了 X 频段测控体制验证:完成了 7.8125, 1000, 125 bps 不同码速率的遥控指令发送;进行了主音为 500 kHz 的 X 频段测距功能验证;下行发送 DOR 侧音,地面 VLBI 站进行了 DOR 信标信号干涉测量试验;进行了 X 频段的测定轨精度分析.验证过程中分系统功能正常,各项技术指标测试正常,按既定要求完成了 X 频段测控体制验证任务.

在嫦娥二号卫星拓展任务阶段,嫦娥二号卫星成功飞跃 Toutatis 小行星后,在距离地球 1000 万千米距离时,采用地面深空站,对 X 频段测控性能进行了测试.在 1000 万千米处,X 频段深空应答机输入信号

强度为-130 dBm, X 频段深空应答机接收机对上行载波信号捕获正常,深空站也实现了对 X 频段下行载波的捕获,并对测距功能进行了验证,测试结果正常.

嫦娥二号卫星距离地球将越来越远,后续将继续对 X 频段测控各项性能进行验证,对门限情况下的性能进行摸底,进一步为深空探测任务积累数据和经验.

### 4 结论

嫦娥二号卫星配置的 X 频段测控设备,通过在轨飞行试验,验证了 X 频段统一载波测控体制的正确性;对 X 频段测控各项功能以及 X 频段深空应答机的性能进行了验证,均满足设计要求;验证了卫星与地面测控站的匹配性,特别对我国新建深空站的相关功能进行了天地测试.嫦娥二号卫星对 X 频段测控体制在轨的成功验证,为后续深空探测任务进行了良好的技术验证,奠定了坚实的基础.

### 参考文献

- 1 陈芳允,贾乃华. 卫星测控手册. 北京: 中国宇航出版社, 1992. 248-279
- 2 但森. 相干通信技术. 北京: 国防工业出版社, 1977. 154-186
- 3 韩魁选, 忻鼎勇, 柴肇坤, 等. 微波统一测控系统设计导论. 北京: 国防工业出版社, 1984. 153-205
- 4 CCSDS. Radio Frequency and Modulation Systems—PART 1: Earth Stations and Spacecraft. CCSDS 401.0-B, 2008
- 5 Sniffin R W. DSMS Telecommunications Link Design Handbook, Rev E. Pasadena California: JPL, 2001