月地高速再入返回飞行器测控系统设计与实现

徐宝碧^{①*}, 谢兆耕^①, 韩宇^①, 赵月凤^①, 王凤荣^②, 廖慧兮^①, 贺晓洋^①, 刘奇^①, 贺勋^①, 赵洋^①

① 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

② 上海航天电子有限公司, 上海 201800

* E-mail: stamina2005@126.com

收稿日期: 2014-12-05; 接受日期: 2014-12-25

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 月地高速再入返回飞行器测控系统负责完成遥控、遥测及测距功能, 并配合地面完成探测器测定轨及返回器搜寻工作. 针对飞行器构型布局复杂、返回器重量资源受限及再入速度高的难点, 通过异频半空间组阵设计实现了测控全空间覆盖; 通过系统集成化及单机轻量化设计解决了返回器资源受限问题; 合理设计了应答机锁相环路带宽以适应高速再入捕获要求. 本文给出了月地高速再入返回飞行器测控系统方案以及相关测控关键技术, 并对再入返回测控系统在轨飞行结果进行介绍.

关键词

高速

再入返回

搜寻

异频半空间测控

轻量化

1 引言

月地高速再入返回飞行任务的目的是为了验证返回器技术方案的可行性和正确性, 为后续探月三期采样返回任务奠定技术基础. 再入返回飞行器由服务舱和返回器组成, 舱器组合体经历发射段、地月转移段、月球近旁转向段和月地转移段后服务舱与返回器分离. 舱器分离前, 服务舱测控子系统负责完成整器测控任务. 舱器分离后, 服务舱进行规避, 返回器进入再入返回段, 返回器测控子系统负责完成返回器测控任务, 并在返回器开伞后发射搜寻信标信号, 导引地面搜寻系统进行返回器定位与搜寻工作.

本文主要给出了再入返回飞行器测控系统设计方案以及相关测控关键技术, 并对再入返回测控系统在轨验证情况进行介绍.

2 测控系统设计

2.1 设计约束

月地高速再入返回飞行器是我国首个实现深空再入返回的航天器, 根据月地高速再入返回任务特点, 测控系统设计具有如下约束条件.

- 1) 飞行器构型较为复杂, 由服务舱和返回器组成, 需保证复杂构型布局条件下测控全空间覆盖;
- 2) 返回器体积小、重量轻, 返回器重量资源受限严重, 需优化系统设计, 并进行产品轻小型化设计, 确保满足返回器重量和体积的约束;
- 3) 返回器再入速度高, 返回器以 11 km/s 速度再入地球大气, 地面测控站测控弧长短, 需保证高速返回条件下测控信号快速、可靠跟踪与捕获, 对高速再入返回测控功能进行验证.

引用格式: 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
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, doi: 10.1360/N092014-00470

2.2 系统配置

根据飞行器总体设计, 舱器分离前, 返回器测控设备处于关机状态, 由服务舱完成对整器测控功能, 并提供 X 频段 VLBI 信标, 配合地面进行精密测定轨; 舱器分离后, 返回器测控设备开机, 完成对返回器的测控功能, 并提供搜寻信标, 配合地面完成对返回器的搜寻. 因此, 服务舱和返回器均需具备独立测控能力, 并能够可靠的实现全空间测控需求, 同时服务舱需具备发送 VLBI 信标功能, 返回器具备发送搜寻信标功能.

1) 服务舱测控子系统

服务舱测控子系统组成框图详见图 1.

为了保证飞行器测控可靠性, 采用冗余备份设计手段, 测控应答机 1A, 2B 作为主份, 测控应答机 2A, 1B 作为备份. 通过冗余设计, 大大提高了测控可靠性.

在飞行过程中, 测控应答机接收机 1A/1B/2A/2B 均为开机状态, 接收机为热备份设计; 发射机 1A/2B 工作, 2A/1B 为关机状态, 发射机为冷备份设计. 正

图 1 飞行器服务舱测控子系统组成框图

常模式下, +Z 半空间对地时, 上行信号选用频点 1, 测控应答机 1A 相干工作, -Z 半空间对地时, 上行信号选用频点 2, 测控应答机 2B 相干工作. 故障模式下, 飞行器任意半空间对地, 地面均可通过上行频点 1 或频点 2 对探测器进行控制, 确保了上行通道的可靠性.

VLBI 信标具有两个发射天线, 分别安装于服务舱±Z 侧, VLBI 信标为冷备份设计, 在轨飞行时, 根据飞行器姿态选择对地一侧通道工作, 为地面提供信标信号.

2) 返回器测控子系统

返回器测控子系统组成框图详见图 2.

返回器测控子系统需要实现全空间测控, 并具备搜寻信标发送功能. 测控通过 S 频段应答机完成, 回收搜寻任务主要通过回收信标机和卫星救援示位标完成. 回收信标机在返回器距地 10 km 处开始通过安装于降落伞上的伞绳天线发射 VHF 频段的搜寻信号, 对搜寻飞机及车辆进行导引. 返回器落地后, 其他弹射天线弹出, 通过重力开关重力感应, 自主切换为对天指向天线发送 VHF 频段回收信标信号和 UHF 频段卫星救援示位标信号, 卫星救援示位标通过国际救援系统卫星对返回器进行多普勒定位, 确定返回器位置.

返回器 S 频段应答机具有 A, B 两个互为备份的独立通道, S 频段应答机接收机为热备份设计, 发射机为冷备份设计, 回收信标机和卫星救援示位标搜寻功能互为备份. 通过冗余设计, 提高返回器 S 频段

图 2 返回器测控子系统框图

测控和回收的可靠性。

2.3 系统功能及工作模式

器上测控系统在飞行器与地面之间提供 S 频段的测控信道^[1], 并为回收系统提供搜寻信号, 具备如下功能。

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 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^[2];

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) 提供高稳定度的 X 频段信标信号, 配合地面 VLBI 站完成精密测定轨工作;

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。

飞行器测控系统实现遥控、遥测、测距并提供 VLBI 信标和搜寻信标等功能, 飞行器测控系统具备的工作模式见表 1。

在飞行器不需要发送遥控指令和进行测距时, 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, 服务舱在四种模式下均可发射 VLBI 信号。返回器在四种模式下均可发射搜寻信标信号。

3 主要关键技术

3.1 测控全空间覆盖设计

1) 测控天线全空间覆盖设计

飞行器整器构型复杂, 服务舱+X 方向安装返回

表 1 测控工作模式^[3]

模式	上行	下行	说明
模式 1	-	遥测	仅有遥测
模式 2	测距	测距+遥测	测距+遥测
模式 3	遥控	遥测	遥控+遥测
模式 4	测距+遥控	测距+遥测	测距+遥控+遥测

器, $\pm Y$ 方向安装太阳翼, 为了保证服务舱 S 频段测控天线全空间覆盖, 将 S 频段测控天线安装于服务舱 +Z 面和 -Z 面, 接收/发射天线 A 负责 +Z 半空间测控覆盖, 接收/发射天线 B 负责 -Z 半空间测控覆盖。

近地卫星中, 两副测控天线的测控一般采用同一频点。两副接收或发射天线工作于同一频点时, 电磁场在卫星的腰部会产生较强的干涉^[4]。反映在天线方向图上, 在卫星腰部会形成较深的干涉区, 会严重影响天线的增益水平。近地测控由于距离较近, 空间衰减较小, 并且卫星围绕地球旋转, 对地姿态较为稳定, 使用该种测控方式能够满足卫星测控需求。

对于月球探测, 使用该种方式无法满足全空间测控需求, 因此服务舱测控采用异频半空间组阵的方式形成全空间覆盖。采用异频分路设计时, +Z 面测控天线和 -Z 面测控天线工作于不同频率, 保证了测控天线腰部不会出现干涉区, 进而实现了全空间测控, 服务舱 +Z 面 S 频段测控天线布局详见图 3。对服务舱测控天线进行了整器的方向图仿真和全辐射模型器(RM 器)测试, 仿真和测试结果表明测控天线装器状态下性能指标满足全空间 98%范围优于 -5 dBi 的设计要求, 仿真图详见图 4, RM 器测试结果详见表 2。

返回器测控在距离地球约 7000 km 处开始工作, 测控采用同一频点, 通过 2 根天线组阵, 实现返回器全空间测控覆盖, 测控天线布局详见图 5。对返回器测控天线进行了整器方向图仿真和 RM 器测试, 仿真和测试结果表明测控天线在整器组阵状态下性能指

图 3 服务舱+Z 面测控天线布局示意图

图 4 (a) 发射天线 A 整器仿真图; (b)接收天线 A 整器仿真图

表 2 整器状态服务舱测控天线 RM 器测试值		
天线	增益要求	实测结果
接收天线 A	≥ -5 dBi, 98% 范围内	-5 dBi (100.00%)
发射天线 A	≥ -5 dBi, 98% 范围内	-5 dBi (100.00%)
接收天线 B	≥ -5 dBi, 98% 范围内	-5 dBi (99.86%)
发射天线 B	≥ -5 dBi, 98% 范围内	-5 dBi (100.00%)

标满足非干涉区天线轴向 $\pm 78^\circ$ 范围内优于 -9 dBi 的设计要求, 全空间 95% 范围优于 -20 dBi 的设计要求, 仿真结果详见图 6, RM 器测试结果详见表 3。根据返回器返回轨道计算, 测控站均处于天线方向图非干涉区, 故障模式下, 测控天线全空间增益指标也能够满足应急测控的需求。

图 5 (a) 返回器 S 频段测控天线 a 布局示意图; (b) 返回器 S 频段测控天线 b 布局示意图

图 6 返回器 S 频段测控天线整器组阵仿真图

表 3 整器状态返回器测控天线 RM 器测试值

天线	增益要求	实测结果
S 频段测控	≥ -9 dBi, 轴向 $\pm 78^\circ$, 98%范围内	-9 dBi(99.60%)
天线 a	≥ -20 dBi, 全空间, 95%范围内	-20 dBi(99.43%)
S 频段测控	≥ -9 dBi, 轴向 $\pm 78^\circ$, 98%范围内	-9 dBi(99.60%)
天线 b	≥ -20 dBi, 全空间, 95%范围内	-20 dBi(99.43%)

2) 飞行过程测控链路分析

根据飞行器飞行轨道、飞行姿态和地面测控站位置, 对飞行器从发射入轨到返回器再入大气整个飞行阶段服务舱和返回器测控天线的对地指向变化情况进行了分析. 分析结果表明, 飞行器在飞行过程中服务舱天线对地指向稳定, 测控不会频繁的进行频点切换, 满足全空间测控要求; 返回器与地面测控站连线与返回器天线轴向夹角不会超过 $\pm 78^\circ$, 未出现在测控天线方向图干涉区, 满足测控要求. 根据测控信道链路计算, 各阶段测控信道余量均大于 3 dB.

返回器高速再入过程中, 测控信道由于非均质等离子鞘套的影响会出现黑障效应, 严重时会导致测控信道暂时中断. 通过对由非均质等离子鞘套带来的信号衰减进行仿真和对天地测控信道余量进行计算得出, 返回器在 95 km 左右第一次进入黑障, 在 85 km 左右第一次跳出黑障, 在 85 km 左右第二次进入黑障, 在 50 km 左右第二次跳出黑障.

3.2 返回器测控子系统轻量化设计

返回器重量资源十分紧张, 返回器测控子系统分配重量仅为 5.1 kg. 返回器测控子系统从系统设计和单机轻小型化设计两方面进行轻量化设计.

根据返回器结构布局紧凑的特点, 并根据飞行轨道链路计算结果, 返回器测控采用收发共用设计方式, 通过两根测控天线组阵实现返回器全空间测控信号的接收与发射, 通过微波网络实现 2 台 S 频段应答机和 2 根测控天线的交叉备份, 从系统设计上减少了天线和有源设备的数量, 降低了系统的重量.

在系统轻量化设计基础上, 返回器 S 频段应答机进一步进行了集成化和轻小型化设计, 将 2 台应答机、2 台收发滤波器和微波网络集成为一体. 返回器 S 频段应答机采用集成化设计, 对外射频接口直接连接至收发天线, 优化了系统连接方式, 简化了系统接口, 有效减轻了系统重量; 在应答机上使用镁铝合金作为结构材料, 该材料通过了鉴定考核、环境试验考

核, 从结构上实现了应答机的轻量化和小型化设计, 达到了减轻整机重量的目的; 使用中频信号集中处理、集成锁相本振、小型化大功率固放电路、射频接收前端集成化, 通过功能模块组合优化, 大大减轻了设备重量并解决了整机的电磁兼容性问题.

通过新型结构设计、镁铝合金材料应用、频率流程优化设计及模块化设计等手段, 实现了设备集成总重为 2.74 kg, 单台应答机为 0.95 kg, 仅为嫦娥一号和嫦娥二号 S 频段应答机产品重量的 1/4, 通过优化设计, 在保证测控可靠性基础上, 为整器大大节省了重量资源. 通过上述手段, 实现了 S 频段应答机小型化设计的技术创新和技术突破, 为后续应答机的集成化和轻小型化设计奠定了基础.

3.3 返回器扫描带宽和扫描速率设计

1) 扫描带宽和扫描速率分析

探测器接收射频信号的多普勒变化受探测器径向速度影响, 通过对月地高速再入返回飞行器飞行轨道径向速度以及速度变化率的分析, 计算多普勒频率和多普勒变化率, 最终确定返回器应答机扫描速率以及扫描带宽. 再入返回飞行器返回器飞行轨道对应多普勒及变化率计算结果如图 7 所示.

由计算结果可知, 返回器多普勒频率最大不超过 ± 80 kHz, 考虑接收机静态频率不稳定性 ± 35 kHz, 要求扫描范围为 ± 115 kHz. 多普勒频率最大值出现在返回阶段近地轨道; 多普勒变化率计算结果不超过 ± 3.5 kHz/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, 由于返回器在返回阶段飞行速度很快, 且轨道高度逐渐降低, 地面测控站可见时间很短, 为了在有限测控弧段内对返回器进行控制, 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, 提高测控时长. 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: 扫描带宽为 ± 115 kHz, 应答机输入电平优于 -107 dBm 时, 扫描速率为 60 kHz/s.

2) 高扫描速率设计

为了满足再入返回试验高速返回任务要求, 返回器 S 频段应答机系统跟踪速率要求为 60 kHz/s. S 频段应答机在设计时, 需根据捕获门限要求, 合理设计跟踪环路的带宽来满足系统的跟踪速率要求.

对于环路一次扫描捕获概率等于 99%的条件,

图 7 (网络版彩图) (a) 返回器返回再入段径向多普勒频率曲线; (b) 返回器返回再入段径向多普勒频率变化率曲线

有如下关系式^[5]:

$$\Delta\dot{\omega}_{\max} = \frac{\cos\theta \left[1 - (\text{SNR})_L^{-1/2} \right] \alpha / \alpha_0 \cdot \omega_{n_0}^2}{2(1+d)}, \quad (3)$$

式中, $\Delta\dot{\omega}_{\max}$ 是最大扫描速率; θ 是峰值调制跟踪误差, 一般应答机设计扫描捕获相位误差在 $15^\circ \sim 25^\circ$, 考虑 VCO 的非线性和环路带宽的误差, 取 20° ; α/α_0 是实际的限幅因子与设计计算的信噪比条件下限幅因子之比, 取 1; d 是与阻尼有关的因子, 在阻尼系数 $z=0.707$ 的条件下, d 约为 0.05; ω_{n_0} 是在同一输入信噪比下测得的环路自然频率.

$$B_L = \frac{\omega_n}{2} \left(\xi + \frac{1}{4\xi} \right). \quad (4)$$

根据理论计算及型号研制经验, 取应答机的环路带宽 $2B_L=2000$ Hz, 根据上述公式计算, 应答机输入电平为 -107 dBm 时, 考虑微波网络插损, 接收机输入电平为 -112 dBm, $\Delta\dot{\omega}_{\max}=247$ kHz/s 扫描速率为理论计算值, 工程实现需考虑元器件性能受高低温影响, 因此工程设计需保留一定余量, S 频段应答机门限电平扫描速率实测结果优于 90 kHz/s, 能够满足系统扫描速率大于 60 kHz/s 的要求. 返回器 S 频段应答机经过了地面测试和在轨验证, 设备工作均正常.

4 在轨飞行结果

在探月三期月地高速再入返回飞行任务过程中, 飞行器测控系统工作正常, 性能指标均满足要求, 圆满完成了飞行器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. 经在轨数据分析, 飞行器测控系统主要关键技术实现情况如下.

1) 测控全空间覆盖

飞行器在整个飞行过程中, 在地面站可见弧段内, S 频段应答机锁定正常, 飞行器遥控指令执行正常, 下行遥测解调正常, 测定轨功能正常, 在轨验证了飞行器测控系统设备工作正确性及测控信号对地覆盖性.

返回器返回过程中实际进入黑障时间与仿真计算数据对比见表 4.

通过在轨实测数据, 验证了返回器黑障仿真计算结果的正确性, 为后续嫦娥五号在轨飞行提供了宝贵的在轨实测数据, 可依据实测数据进行返回再入段相关飞行程序的设定.

2) 返回器扫描带宽和扫描速率

返回器再入返回时飞行速度高, 在轨实测多普勒频率最大约 ± 70 kHz, 小于 ± 80 kHz 的设计指标.

返回器再入返回时, 地面上行捕获按照 60 kHz/s 扫描速率进行捕获, 捕获结果均正常, 返回器 S 频段

表 4 返回器黑障仿真与实测结果对比

序号	仿真	实测
1	95 km 进黑障	97.1 km 进黑障
2	85 km 出黑障	86.3 km 出黑障
3	85 km 进黑障	83.5 km 进黑障
4	50 km 出黑障	49.4 km 出黑障

应答机均在一个扫描周期内完成捕获并可靠跟踪, 在轨验证了应答机对高速扫描捕获的适应性.

5 结论

月地高速再入返回飞行器测控系统在轨工作正

常, 圆满完成了我国首次高速再入返回测控任务. 通过在轨飞行试验验证了测控系统设计的正确性, 验证了飞行器与地面测控与回收系统的匹配性. 再入返回飞行器测控系统在轨的成功验证, 为后续探月三期采样返回以及后续深空返回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
- 2 但森. 相干通信技术. 北京: 国防工业出版社, 1997
- 3 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
- 4 康行健. 天线原理与设计. 北京: 北京理工大学出版社, 1993
- 5 张嗣盛. 锁相技术. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2009

TT&C system design and implementation of the circumlunar return and reentry spacecraft

XU BaoBi¹, XIE ZhaoGeng¹, HAN Yu¹, ZHAO YueFeng¹, WANG FengRong², Liao HuiXi¹, HE XiaoYang¹, LIU Qi¹, HE Xun¹ & ZHAO Yang¹

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

² Shanghai Aerospace Electronic Co. Ltd, Shanghai 201800, China

TT&C system of the circumlunar return and reentry spacecraft was responsible for finishing the telcommand, telmentry, ranging, the orbit determination and the searching of reentry module cooperated with ground system. To solve the difficulties of complicated configuration, weight resource-constrained and the high-velocity during the reentry phase, the design of different frequency half-space antenna arraying was developed to realize the entire sphere coverage of the TT&C. The problem of resource-constrained of reentry module was solved by the design of system integration and unit lightweight, and the bandwidth of PLL was rational designed to meet the requirement of TT&C during the high-velocity reentry phase. This paper mainly introduces TT&C system scheme, key techniques of TT&C and the on-orbit flight results of reentry TT&C system.

high-velocity, return and reentry, searching, TT&C of different frequency half-space, lightweight

doi: 10.1360/N092014-00470