中国科学: 技术科学 2013 年 第 43 卷 第 5 期: 493 ~ 498
www.scichina.com tech.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

嫦娥二号卫星技术试验分系统设计与实现

黄昊*, 赵思阳, 杜颖, 温博, 潘艳华, 陈云

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094
* E-mail: henry5460@163.com

收稿日期: 2013-01-14; 接受日期: 2013-03-04
国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 嫦娥二号卫星是中国第 2 颗月球探测卫星, 设计主要目标为先期验证后续月球着陆任务中的部分关键技术. 技术试验分系统是嫦娥二号各分系统中唯一全新设计的分系统, 以满足技术验证和兼顾拓展的需求. 本文从分系统组成、主要设计思路、分系统设计、飞行试验情况等方面介绍技术试验分系统的设计与实现情况. 技术试验分系统集中了嫦娥二号卫星绝大部分新研单机产品, 并负责完成嫦娥二号任务多项工程目标. 此外, 分系统设计兼顾了远距离深空通信和天体成像需求, 预留了扩展能力. 嫦娥二号卫星的飞行结果表明技术试验分系统圆满完成了既定的工程任务目标, 并在后续拓展任务中利用扩展能力成功对图塔蒂斯小行星成像.

关键词
嫦娥二号
技术试验
设计与实现

嫦娥二号卫星是我国的第2颗月球探测卫星, 其主要任务是作为探月工程二期的先导星进行飞行试验, 验证探月工程二期的部分关键技术, 以深化月球科学探测.

2010 年 10 月 1 日, 嫦娥二号卫星由 CZ-3C 运载火箭在西昌卫星发射中心发射成功. 11 月 8 日, 工程第一张虹湾局部影像图正式对外发布, 2011 年 4 月 1 日, 完成既定的探测任务目标, 突破了多项关键技术, 嫦娥二号任务取得了圆满成功. 2011 年 8 月, 嫦娥二号卫星在国际上首次实现从月球轨道飞向日-地拉格朗日 L2 点, 2012 年 12 月, 在国际上首次成功获取了图塔蒂斯小行星(4179)光学图像, 圆满完成了扩展与再拓展试验任务[1, 2].

技术试验分系统是嫦娥二号卫星各分系统中唯一个全新设计并研制的分系统, 在两年多的时间里分系统完成了从方案设计到初样研制, 再到正样研制的全部过程. 技术试验分系统集中了 X 频段数字应答机、监视/降落 CMOS 相机、数据处理单元等多台新研设备, 实现了“试验 X 频段深空测控技术, 验证深空测控体制”, “试验轻小型 CMOS 监视和降落相机技术”等多项嫦娥二号任务工程目标. 此外, 在分系统设计之初, 就充分考虑了远距离深空通信和天体成像需求, 预留了扩展能力. 上述扩展能力在嫦娥二号卫星 4179 小行星飞越探测任务中发挥了重要的作用, 成功完成了再拓展试验任务.

本文从分系统组成、设计思路、分系统设计、飞行试验情况等方面介绍嫦娥二号卫星技术试验分系统的设计与实现情况.

1 设计思路

技术试验分系统设计以完成既定的工程目标为基本出发点, 分系统构架上相对独立, 指导思想上坚持“技术突破、试验验证、能力扩展”.

中文版发表信息: 黄昊, 赵思阳, 杜颖, 等. 嫦娥二号卫星技术试验分系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 493–498, doi: 10.1360/092013-232

1) 高灵敏度 X 频段数字化应答机

嫦娥二号卫星研制之初, 我国国内卫星尚无星地 X 频段测控体制应用的实践. 嫦娥二号卫星技术试验目标之一就是进行 X 频段新型测控体制和技术的验证, 为后续任务的开展奠定技术基础. 为突破此项工程目标, 技术试验分系统配置了星载高灵敏度X频段测控应答机. 考虑到为将来更远的深空探测进行技术储备和试验验证, 在方案设计之初, 产品技术指标就远远超过地月距离的测控需求, 在开展 X 频段测控体制验证的同时开展高灵敏度测控技术试验、新型甚长基线干涉定位技术试验[3].

2) 轻小型化降落/监视相机

降落相机是探月二期工程中重要载荷之一, 用于在着陆探测器垂直降落阶段获取月球地形地貌图像. 其难点在于小型化、低功耗设计. 为此, 技术试验分系统配置了目前二期方案阶段中配置的降落相机, 通过在轨的实际飞行, 验证其对月成像能力, 为二期工程提供验证. 此外, 技术试验分系统还配置了小型化的监视相机, 监视卫星在轨关键动作, 并为二期工程或后续任务提供可选择的产品.

3) 轻小型化、低码速率技术验证

技术试验分系统除配置高灵敏度数字应答机, 还立足于后续深空探测任务需求, 为更远的深空探测任务进行技术储备与验证, 在设计上突出轻小型化和低码速率, 开展低码速率数字解调、低码速率数传、轻小型/集成化数据处理单元技术等一系列技术攻关.

4) 能力扩展

技术试验分系统在功能和性能设计上遵循能力扩展的思想. 在工作距离上, X 频段测控应答机和数据处理单元均支持 1000 万千米以上的测控与通信, 远远超过地月距离; 在产品功能上, 降落/监视相机可自动选择成像积分时间, 实现在未知光照条件下成像; 在系统视场和焦距设计上, 在对关键动作监视的同时, 提供远距离天体成像能力.

2 功能与组成

技术试验分系统由 X 频段测控子系统、视频子系统以及数据处理单元 3 部分组成, 系统的方框图见图 1 所示.

技术试验分系统配置 X 频段深空应答机、低噪声放大器、X 频段接收天线、合成滤波器等多台单机设备, 构建组成 X 频段测控子系统. X 频段深空应答机输出信号通过分时使用卫星平台的 VLBI 下行信道固态放大器和信标天线下行. X 频段测控子系统通过和地面测控系统配合, 开展包括 X 频段上下行技术、500 kHz 主音测距技术、差分单向侧音(DOR)测角技术、低码率遥控解调技术和低信噪比上行捕获技术等技术验证. 此外, 通过飞行试验可进一步考核星载数字化 X 频段深空应答机的设计、器件和工艺等.

视频子系统由 1 台降落相机和 3 台监视相机组成.

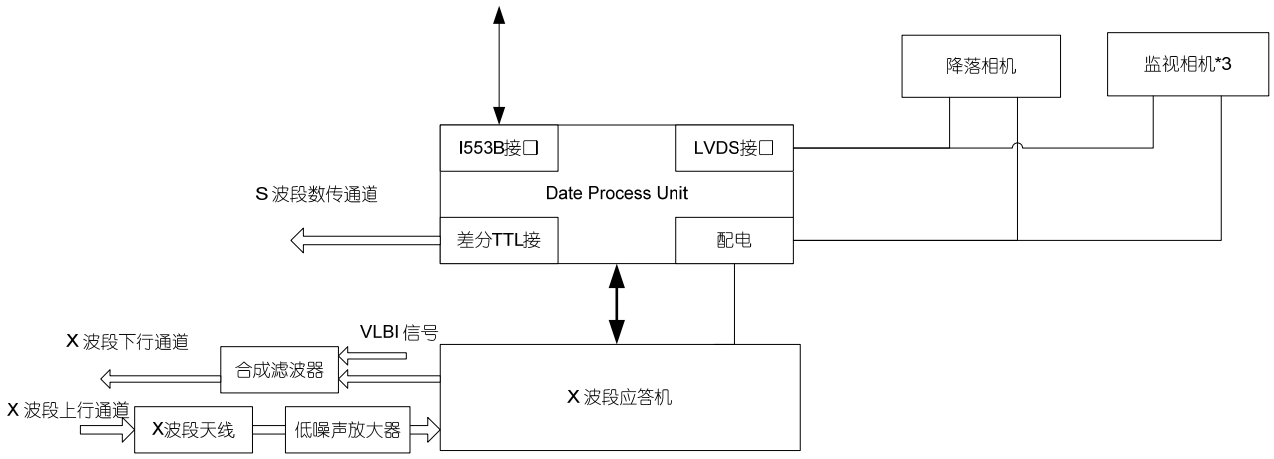

图 1 技术试验分系统框图

视频子系统主要用于卫星飞行过程中关键事件的监视和对地球/月球的成像, 进行监视/降落相机的小型化、低功耗设计技术验证.

为配合降落相机和监视相机的使用以及 X 频段深空应答机的体制验证, 配置数据处理单元, 主要实现分系统的配电、遥测、遥控、数据存储、复接控制的集成综合管理, 并验证电子设备轻小型、集成化的技术.

3　分系统设计

3.1　系统构架

3.1.1　分系统集中数据管理

技术试验分系统作为嫦娥二号卫星相对嫦娥一号卫星新研制的分系统, 在设计指导思想上, 分系统对外接口尽可能简化, 能独立完成试验验证任务. 为此, 分系统配置了具有新一代高集成度智能信息处理能力的“中心控制单元”, 独立完成X频段调制解调, 数据复接、存储、回放, 分系统遥测、遥控、配电, 视频图像获取、存储、回放等多项功能. 由于分系统功能完整, 在研制过程中可独立进行测试和验证, 保证整星研制的灵活性.

3.1.2　多路信息流冗余设计

由于我国星载 X 频段深空应答机尚无在轨飞行经验, 且在嫦娥二号卫星任务期间, 国内地面测控站仅有喀什和青岛支持 X 频段测控, 且也为首次应用. 为有效降低工程系统风险, 提供应急处理的备份手段, 在上行链路设计上采用了S频段和X频段遥控指令冗余设计措施; 在下行链路则采用了 S 频段遥测、X 频段遥测以及 S 频段数传工程遥测冗余设计的措施, 在不改变原有体系结构的前提下有效地保证了设计的灵活性和可靠性. 技术试验分系统信息流如表 1 和图 2 所示.

3.1.3　变速率二级数据复接及虚拟信道调度设计

数据下传采取数据二级复接技术, 即相机图像数据先进行一级复接形成符合 CCSDS 标准的虚拟信道数据单元 VCDU, 再与工程遥测数据 VCDU 进行 2 次数据复接, RS 编码并加扰后, 形成信道访问数据单元 CADU 后通过数传通道下传. 数据下传速率可根据需要选择 23.4375 kbps, 3 Mbps, 6 Mbps, 12 Mbps 4 种码速率. 下行信道的虚拟信道调度上采用统计复用(SDM, Statistical Division Multiplexing)方法, 以 VCDU 帧为信道复用单元, 按优先级为各输入通道的 VCDU 传输帧动态分配虚拟信道. 根据分系统传输数据的特点, 相机图像数据均为存储后传输, 设置为低优先级; 工程遥测数据实时下传, 设置为高优先级.

3.1.4　工作模式设计

技术试验分系统设计了 3 种主要工作模式:

1) 视频采集模式: 监视相机/降落相机成像探测, 并将图像数据存储至数据处理单元;

2) 数据传输模式: 存储的图像数据通过数传信道下传, 考虑后续深空探测任务需求, 最低码速率仅为 23.4375 kbps, 供突破 1000 万千米通信使用;

3) X 频段测控体制验证模式: 在遥控通道上设置了 3 档码速率, 其中最低码速率为 7.8125 bps.

3.2　X 频段测控子系统

X 频段测控子系统由 X 频段深空应答机、X 频段低噪声放大器、X 频段接收天线、合成滤波器和高

表 1　技术试验分系统多路信息流设计说明

信息通道	信息流说明
X 频段遥控	X 频段遥控指令经 X 频段深空应答机输出到数据处理单元解调并执行
S 频段遥控	S 频段遥控指令上行至平台数管分系统 CTU, 由 CTU 经 1553B 总线传送给数据处理单元执行
S 频段遥测	数据处理单元将反映技术试验分系统状态的重要信息, 通过总线以数字量的形式传给 CTU, 与其他分系统遥测联合组帧后通过 S 频段遥测信道下传
X 频段遥测	数据处理单元将反映技术试验分系统自身状态的模拟量和数字量遥测组帧, 通过 X 频段下行信道下传
S 频段数传	工程遥测数据与图像数据复接后通过 S 频段数传通道下传

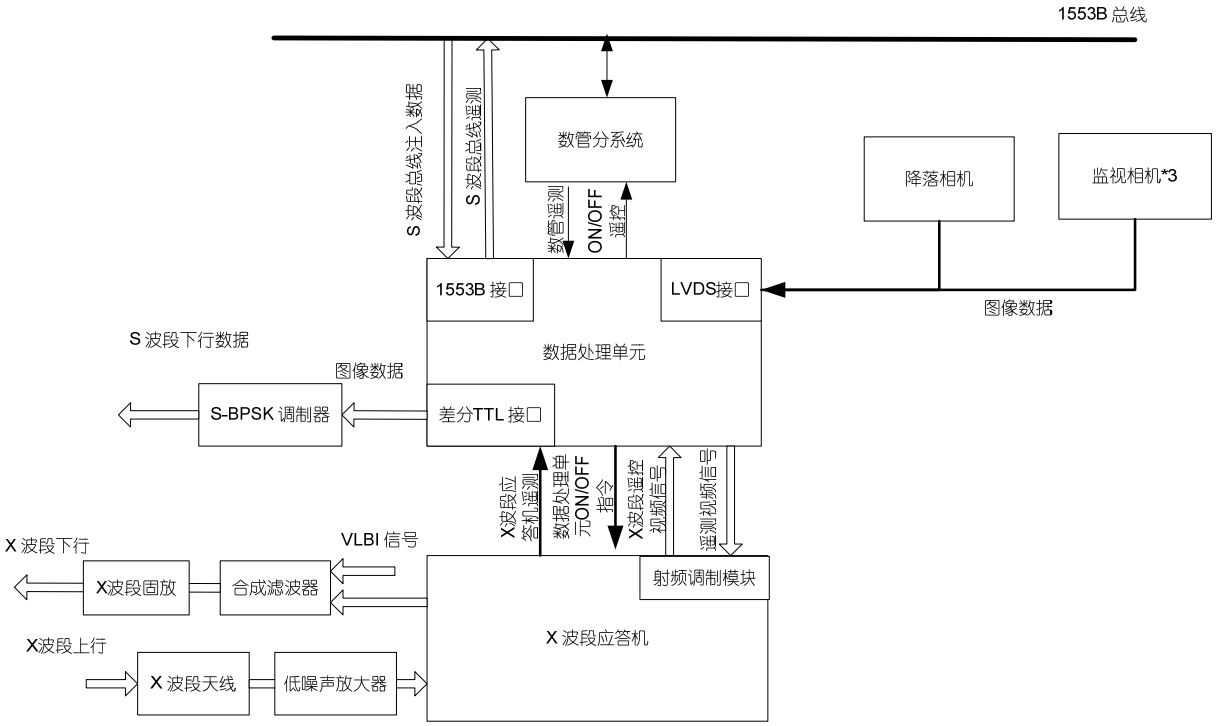

图 2　技术试验分系统信息流图

频电缆组组成.

3.2.1　X 频段深空应答机

X 频段深空应答机包括接收通道单元、中频数字处理单元、发射及配电单元 3 个部分. X 频段深空应答机接收地面上行信号将信号进行两次下变频, 变为 9.6xxx MHz 的中频信号, 输入到中频处理模块中, 在中频处理模块中完成上行信号的捕获跟踪, 并将捕获跟踪的频差信息转换为电压形式, 经环路滤波器送入接收晶振 VCXO, 从而完成接收通道的闭环控制, 其中载波锁定灵敏度优于−143 dBm. 此外, 中频处理模块将解调后的遥控视频信号送数据处理单元, 在下行通道中, 解调后的高、低测音信号、中频处理模块内部形成的两路 DOR 信号以及从数据处理单元送入的遥测信号一起送到下行 X 频段调制器进行调制, 形成下行调制信号.

3.2.2　X 频段低噪声放大器

X 频段低噪声放大器由滤波器和低噪声放大两部分组成. 其中低噪声放大部分包括 3 级低噪声放大器电路及相关配电电路, 滤波器主要对天线接收的宽带信号作选择性处理, 并针对几个频点信号进行必要的抑制.

3.2.3　X 频段合成滤波器

X 频段合成滤波器两个输入口分别连接 X 频段 BPSK 直接调制器和 X 频段深空应答机, 输出口连接 X 频段固态放大器, 实现共用 X 频段下行通道.

3.2.4　X 频段接收天线

X 频段接收天线辐射单元采用顶馈圆锥螺旋的形式.

高灵敏度 X 频段数字化应答机是 X 频段测控子系统的核心设备, 其研制涉及设计、器件、工艺等一系列难点, 需重点解决低信噪比的载波捕获与跟踪以及在解调损耗紧张, 低信噪比条件下保持较高的灵敏度等关键技术. 在应答机的设计中采用了多种创新的技术手段, 如低信噪比载波信号频域分析与捕获方法、基于双采样结构的载波相干接收机环路设计和高低信噪比下载波环路自适应切换方法等, 最

终解决了低信噪比的载波捕获与跟踪等关键技术, 载波捕获灵敏度(–143 dbm)和接收解调灵敏度(–136 dbm)均达到国内领先水平. X 频段数字化应答机首次将应答机侧音频率提高至 500 kHz, 提高了测定轨精度; 并首次采用 DOR 测角体制, 在该体制下, 测角副载波能量更为集中, 不增加星上设备的同时有效地提高了测角的精度.

3.3 视频子系统

技术试验分系统配置了 1 台降落相机, 在 100 km×100 km 和 100 km×15 km 的环月轨道上均可对月面成像. 降落相机采用定焦镜头和全色 CMOS 器件, 设计了 2 种曝光模式, 除可通过地面注入设置曝光参数外, 还可以根据视场中目标的辐照特性, 自动设置曝光时间.

针对监控整星能源、通信、动力等关键部件工作状态的需求, 技术试验分系统还配置了 3 台轻小型化 CMOS 监视相机, 对定向天线展开、太阳翼展开、490 N 发动机工作过程实现监视成像.

3 台监视相机均选择定焦镜头和彩色 CMOS 器件, 采用自动曝光的工作方式. 为了获取更好的监视成像效果, 3 台监视相机选择了不同焦距的定焦镜头, 并进行了详细的成像视场设计.

3.3.1 太阳翼监视相机

考虑远距离成像需求和未来可能其他目标探测, 选择约 7°视场的长焦镜头, 在 100 km 的距离上成像分辨率约 10 m. 在视场设计时将展开状态的太阳翼边缘置于视场的 1/3 位置, 在监视太阳翼展开、太阳翼转动以及挠性振动情况的同时, 可利用剩余 2/3 视场对远距离目标天体成像.

3.3.2 490 N 发动机监视相机

兼顾了 490 N 发动机工作状态监视和近月制动过程中月面成像, 490 N 监视相机选择对角线视场角为 60°左右的镜头.

3.3.3 定向天线监视相机

考虑定向天线展开的运动包络, 定向天线监视相机选择 100°大视场鱼眼镜头.

轻小型降落/监视相机研制主要难点在于轻小型化、低功耗设计. 在减小电路板体积的同时, 需降低电路功耗, 在保证结构强度和光学镜片相对位置的前提下, 减小结构质量. 为此, 在设计上采用了焦面组件低功耗轻小型化设计思路, 并在保证成像质量的前提下, 通过减少镜片数量实现光学系统的轻小型化; 其次是自动曝光技术, 为满足监视卫星在轨关键动作, 要求相机可在轨最大范围的适应不同的目标和光照条件变化.

在轻小型降落/监视相机设计上采用了空间变换和自适应编码量控制相结合的彩色图像压缩方法, 解决了彩色图像高速压缩难题; 突破了基于有效目标识别的自动曝光技术和实时开窗技术, 解决了相机视场内多个目标亮度不同时曝光时间优化的难题, 提高了相机动态范围和相机适应能力; 通过基于多色彩差异性的图像彩色校正和标定技术, 解决了实验室色彩校正和太空环境下真实色彩的视觉差异性问题.

3.4 数据处理单元

数据处理单元是我国以新一代集成电子系统设计思路研制, 并首次通过在轨验证的轻小型化电子设备. 该设备集成了卫星数管、供配电、有效载荷等分系统的遥测、遥控、数据复接、存储、配电功能, 其技术难点主要在于低码率数字解调、大容量存储、数据复接及综合电子集成设计.

数据处理单元采用双机冷备份设计, 相机 2 次电源配电部分采用单机设计. 整机设计由 5 块电路板组成, 分别为电源板、遥测遥控板、复接及大容量存储板、CPU 及复接板、供配电板. 设计时大量采用 FPGA 芯片集成、电磁兼容设计和多级备份设计措施实现设备小型化, 提高产品可靠性; 根据数据融合需求, 设计了更为灵活的大容量固态存储器, 具有多种工作模式, 在轨使用灵活; 采用了可变速率的二级数据复接设计技术, 获得更高的信道资源利用率.

3.4.1 遥控上行 PSK 副载波数字化解调

数字解调是实现远距离深空测控的必备技术, 采用模拟解调技术无法适应后续更远深空探测(如火星探测)任务的需求; 此外, 模拟解调电路复杂, 不利于实现设备的轻小型化. 为此, 在嫦娥二号卫星数据处理单元上, 首次采用 PSK 副载波数字化解调技术, 采用前馈数字自动增益控制技术, 实现了包括深空探测的 7.8125 bps 超低码速率数据在内的多种码

速率解调, 解决了载波锁相环路带宽相对码捕获速度的矛盾, 并有效解决FPGA容量与算法复杂之间的矛盾, 为后期深空探测任务奠定了坚实的基础.

3.4.2 图像数据存储设计

数据处理单元采用大容量FLASH存储芯片实现降落/监视相机的图像数据存储, 为了可以更加灵活的对存储空间进行操作, 将整个存储空间分成 10 个区, 每个区 8 Gbits, 共 80 Gbits. 大容量固态存储器具有分区记录、顺序记录、分区回放、选址回放、顺序回放、分区擦除、全部擦除等功能.

3.4.3 配电管理设计

数据处理单元具备分系统配电功能, 其中对 X 频段应答机和降落相机提供一次电源, 对3台监视相机提供2次电源.

4 在轨飞行试验情况

从2010年10月1日嫦娥二号卫星成功发射, 至2011年4月1日卫星完成既定的工程目标, 技术试验分系统圆满完成了各项测试和试验验证任务, 各项指标均符合设计要求. 主要内容包括以下几个方面.

1) X频段测控体制验证

技术试验分系统在地月转移段、环月段以及100 km×15 km试验轨道段均进行了X频段测控体制验证. 主要包括7.8125 bps, 125 bps, 1000 bps 3种码速率下的X频段遥控, 遥测, 外测, DOR测量数据的接收以及 500 kHz 测距主音条件下测距等多项试验. 试验过程中技术试验分系统功能正常, 圆满完成了X频段测控体制验证任务.

2) 飞行过程监视成像

技术试验分系统对卫星太阳翼展开、定向天线展开、近月制动等关键飞行动作进行了多次监视成像, 获取了各轨控阶段发动机工作的温度变化以及太阳翼挠性振动等视频数据, 更直观全面地反映航天器在轨状态, 这些图像和数据为监视卫星工况及后续改进设计提供了第一手资料. 在地月转移过程中技术试验分系统还利用太阳翼监视相机在不同星地距离获取了地球和月球的图像.

2012年12月13日, 再拓展任务期间, 嫦娥二号卫星成功近距离飞越图塔蒂斯小行星(4179). 技术试验分系统利用所配置的长焦距太阳翼监视相机视场中未被太阳翼遮挡的部分在距离约100 km处对图塔蒂斯小行星进行了国际上首次近距离光学成像, 图像分辨率优于 10 m. 考虑到小行星成像探测期间, 星地距离超过700万千米, 信道衰减相对地月距离的衰减增加了25 dB以上, 在标称6 Mbps码速率下数据是无法正确接收的. 因此, 选择以23.4375 kbps的低码速率成功传回小行星图像.

2013年1月5日, 嫦娥二号卫星突破距地球1000万千米远距离. 目前, 技术试验分系统正配合我国新建成的深空测控站开展远距离深空测控试验.

5 结论

嫦娥二号技术试验分系统, 圆满完成了 X 频段测控体制试验、轻小型降落相机技术等多项工程目标, 突破并验证了高灵敏度数字化应答机、轻小型化降落/监视相机、集成化综合电子等多项关键技术, 成功获取了图塔蒂斯小行星(4179)的近距离光学图像, 为月球探测后续工程以及未来深空探测任务积累了经验, 奠定了基础.

参考文献

1 Huang J C, Rao W, Meng L Z, et al. Research and development of Chang'e-2 satellite. In: 63rd International Astronautical Congress. Naples: International Astronautical Federation, 2012

2 Huang H, Zhou W Y, Meng L Z, et al. Chang'e-2 satellite lagrange L2 point mission. In: 63rd International Astronautical Congress. Naples: International Astronautical Federation, 2012

3 黄江川, 饶炜, 孟林智, 等. 嫦娥二号卫星技术特点分析. 航天器工程, 2010, 19: 7–11