



嫦娥四号探测器系统任务设计

叶培建¹, 孙泽洲², 张焯², 张立华³, 吴学英², 李飞^{2*}

1. 中国空间技术研究院, 北京 100094;

2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

3. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094

* E-mail: kuokuolee@163.com

收稿日期: 2018-11-23; 接受日期: 2019-01-17; 网络版发表日期: 2019-02-14

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 嫦娥四号任务将实现人类首次月球背面软着陆, 开展就位与巡视探测, 并通过中继星将探测数据传输回地球. 同月球正面着陆任务相比, 月球背面具有更重要的科学意义和工程挑战. 本文对嫦娥四号的科学目标和工程目标进行了介绍, 对探测器系统的组成和飞行任务概貌进行了说明, 重点对技术难度较大的复杂月面地形的安全着陆、中继通信、月夜温度采集和有效载荷等四个方面进行了概要设计研究.

关键词 嫦娥四号, 月球背面, 软着陆, 中继, 同位素温差电源(RTG), 月夜温度采集

1 引言

月球, 是地球唯一的天然卫星, 是距离地球最近的自然天体. 通过人类航天器近60年的探测活动, 我们获得了大量关于月球地形地貌、元素分布、重力场、磁场等的科学信息. 但月球背面, 仍然是人类航天器尚未踏足的陌生土地.

所谓月球背面, 是指地球上无法直接观测到的月球表面的部分. 在地球对其的潮汐锁定效应作用下, 自转与公转周期一致, 使其始终有一面朝向地球(约占其60%面积), 另外的一面始终背向地球, 我们称之为月球背面. 月球背面, 由于其特殊的空间位置, 使其在地月系形成与演化研究、宇宙低频射电观测等方面具有月球正面所不可比拟的独特优势, 是月球科学家梦寐以求的理想探测目标.

嫦娥四号探测器, 计划于2018年左右发射, 实现人类首次月球背面软着陆, 开展就位与巡视探测, 并通过中继星将探测数据传输回地球. 本文对月球背面软着陆探测的重要意义, 嫦娥四号探测器任务设计进行了介绍, 对关键技术与解决途径进行了分析, 并展望了有望实现的国际首创的成果.

2 月球背面软着陆探测的重要意义与目标

月球背面分布着大量高地地形, 还包括月面上高达10.9 km的最高的山峰, 在高地上遍布着大量撞击坑和环形山. 在背面的南部, 分布着著名的南极-艾特肯盆地(South-Pole Aitken Basin, SPA), 其中心纬度位于40°~60°S, 中心经度位于180°附近, 直径达2000~2600 km, 是太阳系中规模最大、最古老的撞击盆地,

引用格式: 叶培建, 孙泽洲, 张焯, 等. 嫦娥四号探测器系统任务设计. 中国科学: 技术科学, 2019, 49: 124-137

Ye P J, Sun Z Z, Zhang H, et al. Mission design of Chang'e-4 probe system (in Chinese). Sci Sin Tech, 2019, 49: 124-137, doi: 10.1360/N092018-00400

具有极高的科学研究价值^[1], 如图1所示。

2.1 科学意义

经过充分论证, 嫦娥四号任务的科学目标为:

- (1) 月基低频射电天文观测与研究;
- (2) 月球背面巡视区形貌和矿物组分探测与研究;
- (3) 月球背面巡视区浅层结构探测与研究。

月球背面, 由于其特殊位置, 使其具有月球正面所不具备的特点。一方面, 它屏蔽了来自地球的各类无线电信号, 是对宇宙电磁波谱探测的最佳地点; 另一方面, 具有月球最大、最深、最古老的盆地南极-艾特肯(SPA)盆地, 保存了月球的早期信息, 因此对于研究月球和地月系的初期历史和演化、深层次的构造和成分具有重要意义。

嫦娥四号探测器的着陆区确定为月球背面的南极-艾特肯盆地内, 其科学目标的实现对科学研究具有重要意义:

第一, 对研究月球与行星的形成与演化具有重要意义: SPA盆地最深处与周围高差可达13 km, 其中的撞击坑保留完整, 退化程度低, 没有明显的辐射纹, 这些特点和月球正面有较大的不同。因此, 对SPA的研究, 有可能揭示下月亮甚至上月幔的物质和岩石组成状况, 从而成为研究月球深部物质组成的重要窗口, 对月球的热历史演化和早期分异过程研究具有重要意义。

第二, 月球背面是低频射电观测的最佳地点: 对电磁波进行天文观测是认识宇宙最有效的手段之一。目

前, 人类已经开展了紫外、射电、X射线、红外及毫米波、Gamma射线等绝大多数谱段的观测, 但迄今为止未能有效观测超长波(<30 MHz)。超长波的探测对于全天空成像/离散射点源连续巡天、宇宙黑暗时期特征、太阳物理和空间天气以及极高能宇宙线和中微子具有重要的研究价值^[2]。由于电离层阻挡和地球射电干扰, 使得地面无法实现超长波观测。科学家发现, 月球背面由于其自身屏蔽了来自地球的电磁干扰, 从而成为理想的宇宙低频射电观测的场所^[3]。目前, 国内外已开展的低频射电观测主要是星载绕月研究, 尚未见在月表开展低频射电观测的报道。

2.2 工程技术挑战

为实现嫦娥四号任务目标, 探测器系统的工程目标为:

- (1) 实现国际首次月球背面软着陆和巡视勘察;
- (2) 实现首次地月L2点中继星对地对月的测控、数传中继。

着陆到月球背面进行就位探测, 一直是各国开展月球探测的重要目标之一^[4], 但至今还没有实现。其中一个主要的原因就是着陆到背面, 面临着巨大的技术挑战。相比于着陆到月球正面, 主要技术难点体现在以下两个方面。

- (i) 复杂地形条件下的安全着陆

月球正面, 分布着大量平坦月海, 嫦娥三号任务的着陆区就在地势较为平坦的虹湾地区; 而月球背面地

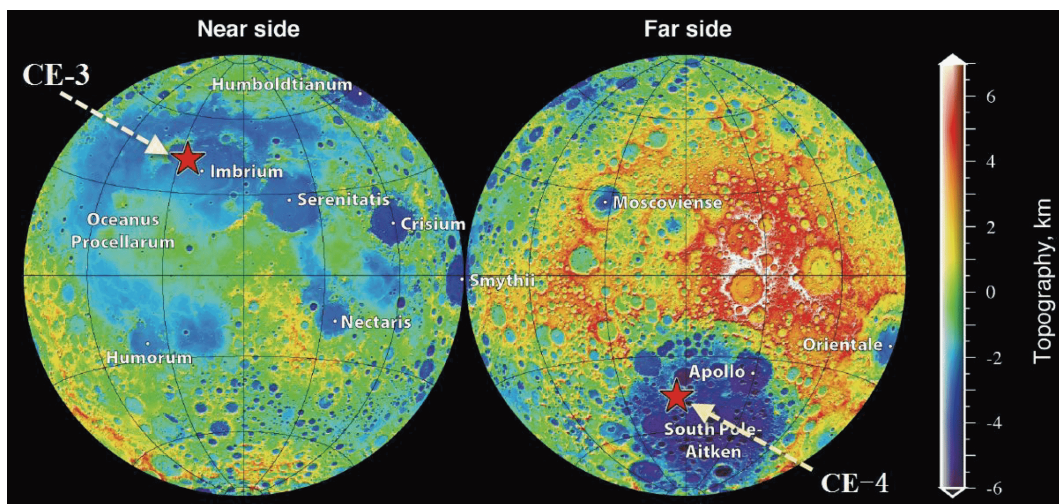


图1 月球正面和背面地形图

形地貌以高地为主, 几乎没有大片的月海, 遍布撞击坑和环形山, 地形较为崎岖. 这样复杂的地形条件, 对着陆过程的导航、触月时的着陆稳定性和安全性、着陆后的月面工作都带来了更大的挑战. 南极-艾特肯盆地高程图如图2所示.

(ii) 中继通信

在月球背面, 着陆器、巡视器无法直接同地球通信, 必须采用卫星中继的方式. 中继卫星的轨道选择、中继链路的设计、中继工作模式的选择等对任务的实施有很大影响, 需要综合优化. 同时, 增加中继后, 任务环节增加, 通信时延增大, 需飞行控制任务设计更加精细, 地面操作更加复杂, 任务风险增大.

这些工程技术难点的突破, 将进一步提升我国月球及深空探测的技术水平, 提高进入、到达和探测地外天体的能力.

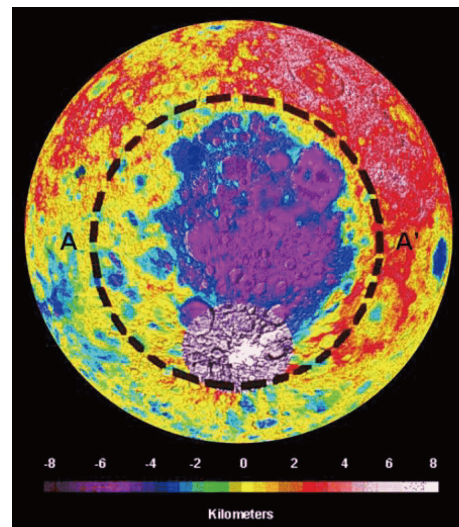


图2 南极-艾特肯盆地高程图

3 探测器系统组成和飞行任务概貌

3.1 探测器系统组成

嫦娥四号探测器系统由着陆器、巡视器和中继星“鹊桥”组成, 如图3所示, 由中国空间技术研究院抓总研制.

嫦娥四号着陆器、巡视器在嫦娥三号探测器的基础上, 针对月球背面软着陆、中继通信、月夜工作等任务特点, 开展了系统设计与优化, 新增、更改了部分关键软硬件产品.

嫦娥四号中继星以中国空间技术研究院CAST100平台为基本平台, 进行适应性改造并新研了部分关键产品.

着陆器由结构与机构, 着陆缓冲, 热控, 一次电源, 总体电路, 测控数传, 制导、导航与控制(GNC), 推进,

数管, 定向天线, 有效载荷共11个分系统及工程参数测量设备组成; 巡视器由移动、结构与机构、GNC、综合电子、电源、热控、测控数传、有效载荷共8个分系统组成; 中继星由平台和载荷两部分组成, 其中载荷包括中继通信、天线、科学载荷与试验3个分系统; 平台由星务管理、GNC、测控、电源、结构与机构、热控6个分系统组成.

3.2 飞行任务概貌

嫦娥四号任务分为两次发射, 发射时间间隔约半年.

第一次, 中继星采用长征四号丙运载火箭在西昌卫星发射中心发射. 由运载火箭送入近地点高度200 km、远地点高度约390000 km的地月转移轨道; 地月转移过程中, 安排1~3次中途修正, 约5天后到达月

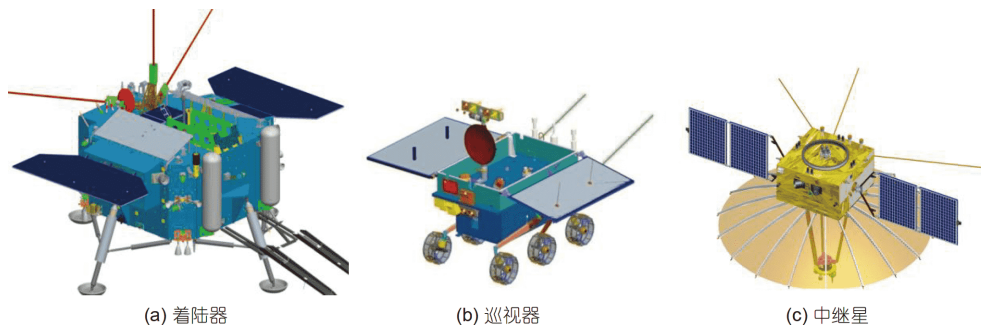


图3 嫦娥四号探测器系统组成示意图. (a) 着陆器; (b) 巡视器; (c) 中继星

球附近; 在距月球表面100 km的高度实施近月制动, 随后借力飞往地月L2平动点, 根据需要进行中途修正, 飞行约4天后, 到达地月L2平动点附近; 其后通过3次轨道捕获控制和相应的修正, 进入到绕L2平动点运行的Z向振幅为13000 km的南向Halo使命轨道。在使命轨道运行期间, 定期进行轨道保持。中继星已于2018年5月21日成功发射, 目前已完成卫星平台和有效载荷在轨测试和中继天线指向标定, 具备了对着陆器和巡视器提供中继通信服务的能力。嫦娥四号中继星飞行过程如图4所示。

第二次, 着陆器携带巡视器采用长征三号乙改二

型运载火箭在西昌卫星发射中心发射。由运载火箭送入近地点高度200 km、远地点高度约420000 km的地月转移轨道。与火箭分离后, 在地面测控支持下, 经中途修正, 飞行约5天后在近月点实施制动, 实现月球捕获, 进入高度100 km的环月圆轨道。在环月圆轨道运行期间, 开展与中继星的中继链路在轨测试; 择机实施轨道机动, 进入100 km×15 km的椭圆轨道, 之后择机于近月点实施软着陆动力下降, 完成主减速段、调姿下降段、悬停段、缓速下降段、缓冲着陆段等过程, 实现月球背面软着陆。着陆月面后, 在中继星支持下, 完成两器分离, 之后着陆器、巡视器分别开展科学探测。

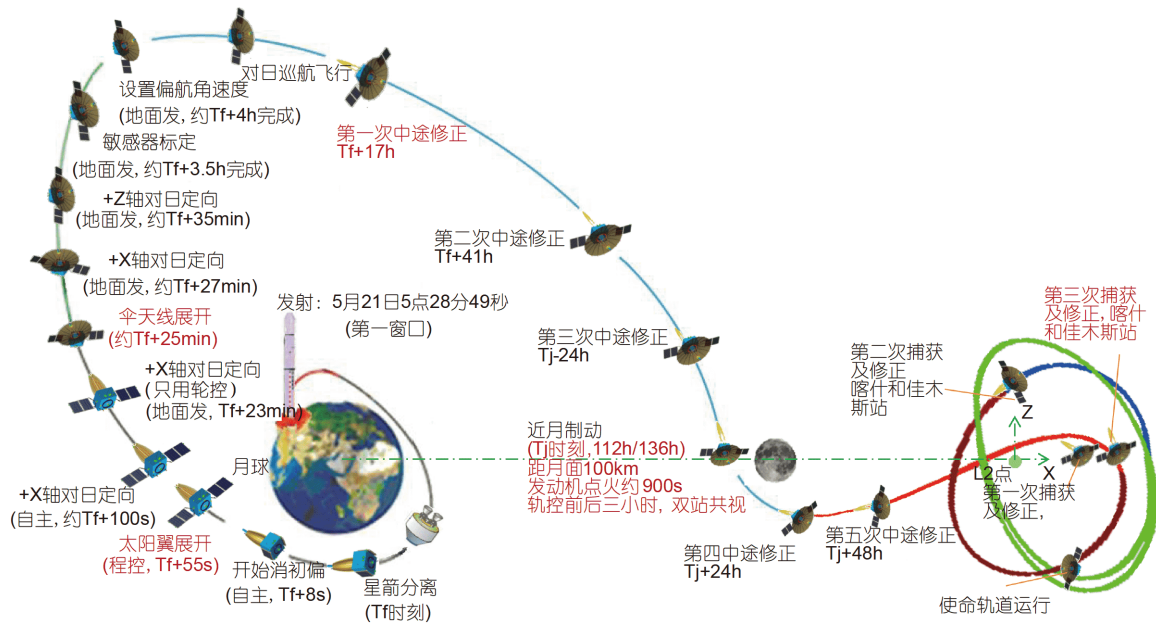


图4 嫦娥四号中继星飞行过程示意图

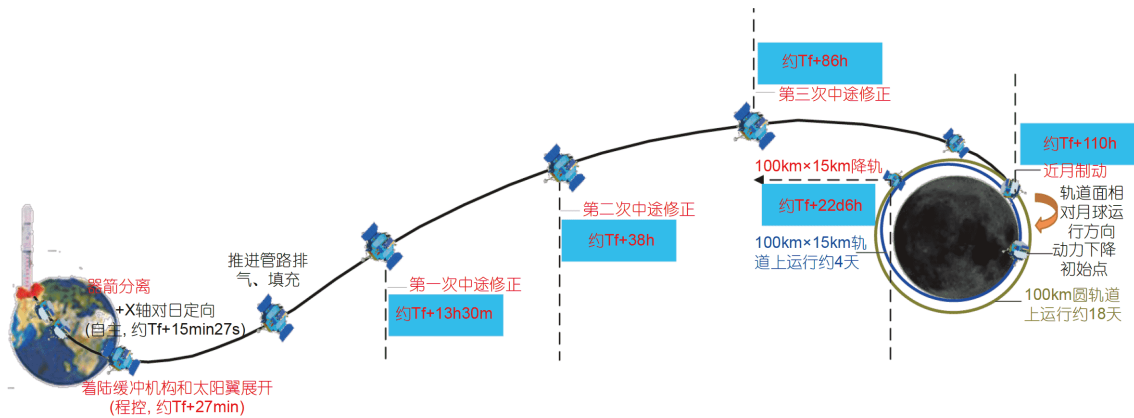


图5 嫦娥四号着陆器和巡视器飞行过程示意图

嫦娥四号着陆器和巡视器飞行过程如图5所示。

4 探测器系统任务设计

4.1 复杂月面地形条件的安全着陆设计

月球背面地形崎岖, 且缺乏对月表成分与特性的直接探测数据, 环境不确定性较高, 对安全着陆提出了更高的要求。为了应对月球背面复杂地形对着陆任务的影响, 减少着陆安全风险, 主要从三个方面开展设计:

(1) 在满足科学需求与工程约束的基础上, 嫦娥四号着陆区尽可能选择SPA内的平坦区域;

(2) 由于平坦的着陆区面积较小, 需要通过精细化的轨道设计与控制, 缩小着陆点散布, 实现“定点、定时”着陆到预选的着陆区内;

(3) 通过优化制导、导航和控制策略, 提高对动力下降过程航迹高程大范围起伏的适应能力; 通过提高对月测量传感器信噪比等方式, 增加传感器自身对月球背面散射系数降低的适应能力; 通过自主能力的优化设计, 提高动力下降过程的实施可靠性。

4.1.1 着陆区选择

在进行着陆任务设计时, 选择具体的着陆位置, 需综合权衡至少以下8个方面的影响因素。

(1) 科学探测的需要: 应尽量保证对着陆区的探测可以获得更多的科学成果。

(2) 轨道可达性需求: 不同环月轨道的星下点不同, 为保证到达预定的着陆区, 需要在轨道设计与控制上采取相应策略。

(3) 着陆前后测控弧段需求: 着陆前为准确预报轨道位置, 需要一定的弧段用于观测, 以给出较好的位置与速度预报, 从而保证着陆的精度。

(4) 着陆时刻太阳高度角约束: 主要取决于着陆过程光学导航传感器, 和其后需要尽快开展的月面工作对太阳高度角和热环境的需要。

(5) 与中继星的通信可见性: 与中继星的轨道设计密切相关, 应尽量保证较长的通信时间, 以满足传输更多科学数据的需要。

(6) 探测器热环境适应能力: 主要体现在着陆点纬度的选择上。为保证全月昼连续工作, 宜选择中纬地区着陆。

(7) 月面能源供给需求: 主要取决于着陆点纬度和探测器的太阳翼指向调整能力。

(8) 应对故障时备选着陆点的需求: 为保证任务的可靠实施, 一般需考虑主着陆区和备份着陆区, 两者之间的相对位置与故障处置时间和轨道演化特性有密切关系。

嫦娥四号着陆区选择主要分为初选和精选两步:

(1) 初选, 从科学探测需求和工程可实现性角度在SPA内限定可选的着陆区范围; (2) 精选, 结合中继星的轨道设计结果, 考虑轨道预报精度、轨道控制误差、环月轨道修正能力、动力下降过程控制误差、月面地形地貌条件等因素, 设计具体着陆区的经纬度范围。

经过多轮反复迭代分析, 选择的主备着陆区如下: 主着陆区范围如图6中方框所示。主着陆区位于冯·卡门(Von Karman)撞击坑东南部, 范围约为50 km × 30 km。冯·卡门撞击坑直径约190 km, 深度约5 km, 其坑底直径约140 km, 中央峰高度约1.55 km。备选着陆区位于主着陆区西侧, 其范围如图7中方框所示。备选着陆区坐落在克雷蒂安(Chretien)撞击坑内, 克雷蒂安撞击坑的直径约140 km, 深度约1.8 km, 坑底直径约125 km, 克雷蒂安撞击坑没有中央峰。

4.1.2 环月轨道设计

为了确保着陆器能够着陆到预选着陆区内, 同时

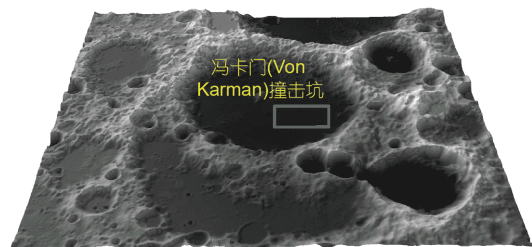


图6 主着陆区高程分布图

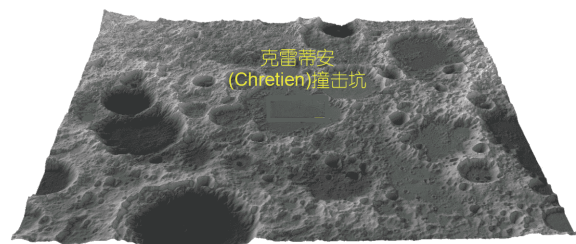


图7 备着陆区高程分布图

保证着陆前后的对地测控和对中继星通信弧段, 必须实现动力下降初始点位置和时刻的精细控制. 因此, 对环月轨道设计进行了如下优化:

(1) 对应不同发射窗口, 设计了不同轨道倾角的环月轨道, 经过环月变轨和轨道自然演化后, 满足动力下降初始条件, 实施后续着陆;

(2) 为减小近月制动偏差对环月轨道倾角、相位的影响, 在环月轨道增加轨道修正, 采用“倾角、相位”联合修正的最优算法, 实现环月轨道的精确控制;

(3) 为提高轨道控制的精度, 近月制动、环月变轨均由嫦娥三号纯切向变轨改为嫦娥四号的切向与法向结合变轨的策略.

通过环月轨道的精细化控制, 可以保证在不同的发射窗口下, 实现统一的“定时定点”着陆.

着陆器近月制动后将进入100 km环月圆轨道, 择机实施轨道机动, 进入100 km×15 km的椭圆轨道.

4.1.3 动力下降过程设计

着陆器动力下降是指由距月面15 km到接触月面的过程, 是整个任务中风险最大、最复杂的过程. 动力下降初始条件由地面确定并注入给着陆器, 其后, 全部的制导、导航、控制、通信、图像获取与传输、着陆后太阳翼展开等动作, 全部由着陆器自主完成.

(1) 制导、导航与控制策略

动力下降过程中, 着陆器飞行在月面上的航迹约450 km. 由陀螺、加速度计、测距传感器、测速传感器等导航传感器确定着陆器位置、速度、姿态等信息, 制导系统根据导航数据给出制导目标, 控制系统基于制导目标实现最终着陆轨迹控制, 因此导航数据的准确性是完成着陆任务的前提. 在进行动力下降轨迹设计时, 必须要考虑导航系统中测距传感器数据引入修正的时机以及着陆的安全性. 测距引入时要求具有一定的高度, 以便留出足够时间来处理纯惯导误差的影响, 保证着陆安全; 月面地形起伏越小, 测距数据引入导航修正后, 测距波束指向月面的地形变化越平稳, 对导航修正越有利, 能够保证整个导航、制导、控制系统状态的稳定. 月球背面, 航迹的高程起伏相对正面明显增大, 由约3 km增大到7 km, 会带来导航信息的跳跃, 给控制策略的制定带来极大困难. 因此, 需要优化着陆过程中的分段控制目标和导航信息引入的时机, 同时进行导航算法的优化, 避免地形大范围起伏的

影响. 动力下降段策略进行了全新的设计: ① 主减速段进行减速制动, 终端高度调整到8 km左右, 俯仰姿态约70°, 转入快速调整段; ② 快速调整段进行着陆器姿态和发动机推力的调整, 转入接近段, 高度6 km左右, 姿态垂直向下, 水平速度为0 m/s; ③ 接近段基本上是垂直下降的过程, 使得引入测距修正时, 测距传感器指向月面的位置在小范围内波动, 避免了原有嫦娥三号方案月面起伏对系统的影响; 在高度2 km左右, 采用光学相机成像, 进行粗避障; 在高度100 m左右, 姿态为垂直月面, 垂向速度和水平速度为0 m/s, 转入悬停段, 开展激光三维成像传感器成像, 并进行地形障碍自主识别和避障策略制定, 实施精避障; ④ 经避障控制, 移动到优选的着陆点上方, 缓速下降, 以预定速度着陆月面. 整个动力下降段制导率适应垂直下降的轨迹变化, 接近段采用垂直下降四次多项式制导. 嫦娥四号动力下降过程如图8所示.

(2) 导航传感器

由于动力下降航迹变化以及月球背面环境同正面不同, 激光测距传感器和微波测距测速传感器均需进行重新设计. 一方面, 动力下降段策略调整后, 导致动力下降轨迹发生变化, 激光测距传感器和微波测距测速传感器测距-X方向作用距离和微波测距测速传感器测速范围均增大; 另一方面, 由于月球背面物质含量与正面不同, 导致月表反射率发生变化, 月壤后向散射系数降低. 调研表明, 月球正面的嫦娥三号着陆区域与月球背面的SPA区域相对, FeO和TiO₂的含量分别为15%~25%和0%~15%, 正面平均含量比背面高15%~20%.

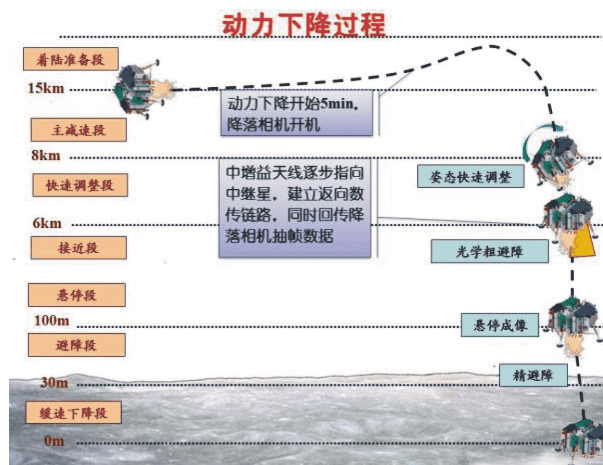


图8 嫦娥四号动力下降过程示意图

FeO和TiO₂的含量降低, 会引起月面微波后向散射系数降低, 对微波测距测速敏感器的回波特性带来直接影响。

激光测距传感器通过调整激光分束镜分光比例、调整近距通道接收衰减系数等方式, 微波测距测速传感器通过增加数字滤波器、调整距离段、增加接收通道动态范围等方式实现工作范围的增加。

(3) 着陆过程图像获取与传输

嫦娥四号着陆器配置了降落相机, 用于获取动力下降过程中逐渐接近月面的图像。此图像对着陆后进行着陆点精确定位、月面地形地貌分析具有重要意义。

为适应着陆过程中对中继星通信信道码速率有限的约束, 设计了变压缩比的图像压缩和抽帧传输策略。

降落相机一般图像为8:1压缩, 而用于动力下降过程直接传输的图像采用64:1的压缩策略, 单幅图像的大小减少为原来的1/8, 因此可将动力下降过程中传输图像的数量增加8倍。器上数管分系统定时对降落相机图像进行抽帧下传, 保证了在信道有限约束下的最大程度地获取准实时着陆过程图像。全部动力下降过程中拍摄的图像, 将在着陆后, 通过着陆器高增益数传天线进行传输, 用于后续进一步的科学研究与工程分析。嫦娥三号降落相机图像在不同压缩比情况下如图9所示。由图可知, 64:1的压缩图像同8:1压缩图像清晰度上差异较小, 可以满足工程展示度的需要。

(4) 动力下降过程自主管理设计

在动力下降段仅约700 s时间内, 探测器需要把距离月面的高度从15 km减少到0 m, 速度从1.7 km/s减到0 m/s, 姿态从90°减到0°, 这是一个轨道、姿态密切耦合的高动态变化的过程。设计上, 动力下降过程中的

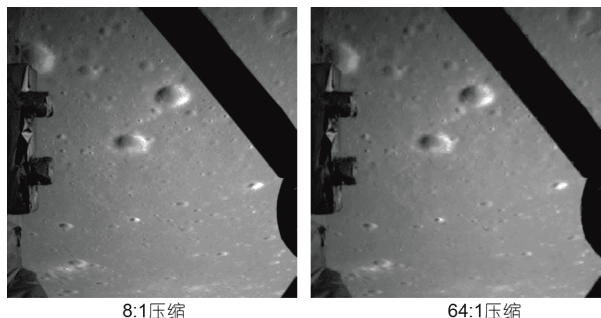


图9 嫦娥三号降落相机在轨实拍图像不同压缩比效果。(a) 8:1压缩; (b) 64:1压缩

所有动作均由器上自主按时序完成, 但如姿态调整、太阳翼收拢、导航传感器加电、7500N发动机开机等关键事件, 如不能准时精确执行, 会给任务带来灾难性影响。

嫦娥四号动力下降初始点位于月球背面, 中继星对着陆器前返向信号的捕获与转发存在几十秒量级的延时。这种情况下, 通过地面监视着陆器状态并进行干预完全不能满足任务实时性的要求, 因此, 着陆器需大大加强自主管理能力。主要体现在以下方面:

(1) 嫦娥四号着陆器在动力下降前的环月阶段, 在地面可见的情况下, 通过精确的时序设计, 将动力下降当圈环月轨道进入月球背面后需要执行的所有指令设计为延时指令提前发送至着陆器, 并在要求的时间段内执行, 实现了正常飞行情况下动力下降段的全自主操作;

(2) 针对动力下降段故障处置, 将原需要地面判断和发送指令的故障模式均改为器上自主判断并执行, 主要包括7500N发动机推力异常、导航系统自主故障诊断与重构、姿控系统自主故障诊断与处理、故障模式制导重构等自主故障诊断与处理手段, 提高了动力下降段故障自主能力。

(3) 为确保着陆过程不同姿态下中继链路的可用性和着陆后的整器安全, 结合飞行轨迹与姿态, 设计了动力下降过程对中继星测控数传链路自动定时切换的策略, 设计了着陆后自主展开太阳翼、自主关闭大功率设备等策略, 有效保证了链路安全与能源安全。

4.2 中继通信任务设计

4.2.1 中继功能需求

嫦娥四号着陆器、巡视器任务过程中, 需要中继星支持的阶段主要包括动力下降段和月面工作段。中继星对着陆器或巡视器发送遥控信号定义为前向链路, 着陆器或巡视器对中继星发送数传信号定义为返向链路。中继星需具备的功能主要包括:

(1) 前向链路

① 中继星对着陆器和巡视器具备分别扫频进行捕获的能力; ② 中继星具备任选着陆器的一个频点和巡视器的一个频点同时发送单载波, 分时发送指令的能力; ③ 中继星具备长期同时发送两路射频载波的能力; ④ 中继星对于转发的着陆器和巡视器指令或数据, 具备实时转发和延时转发功能。

(2) 反向链路

① 中继星具备同时接收着陆器和巡视器各一路反向数据的能力; ② 中继星对于着陆器和巡视器反向数据通过中继星数传通道下载到地面, 包括实时下传和延时下传两种模式。

4.2.2 中继通信链路设计

(1) 中继链路规划

中继星与着陆器、巡视器及地面站之间的中继通信链路规划的示意图如图10所示。

前向链路信号由中继星发送, 着陆器/巡视器通过全向天线接收, 调制方式为PCM/PSK/PM。

着陆器反向链路信号由着陆器全向天线、中增益天线或定向天线发送, 中继星接收。巡视器反向链路信号由巡视器全向天线或定向天线发送, 中继星接收。着陆器全向天线、中增益天线和定向天线3种反向链路分别对应低、中、高三档码速率。反向链路调制方式为BPSK。

动力下降过程中, 着陆器与中继星之间除建立X频段全向/反向中继链路传输遥控遥测外, 还通过中增益天线异频发送降落相机的图像数据至中继星, 并由中继星转发至地面。

月面工作期间, 着陆器和巡视器各自均采用全向天线接收中继星转发的前向遥控信号, 中继星可同时发送两个频点, 即可同时控制着陆器和巡视器; 根据指令控制, 着陆器和巡视器各自分别通过全向天线或定向天线发送反向数传信号(含遥测和科学探测数据), 中继星可同时接收着陆器与巡视器的反向链路。

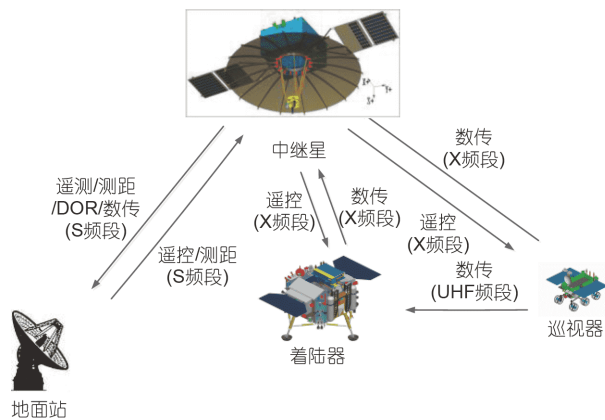


图10 探测器系统通信链路规划示意图

(2) 高增益中继天线设计

中继星距月球距离(约80000 km)较地球同步轨道中继卫星的距离(36000 km)要远1倍多, 相应的信道衰减增加6 dB以上。在此距离下的中继通信需要更高的发射EIRP和接收G/T值。分析表明, 要求高增益天线的X频段增益大于45 dB。

① 大口径高增益中继通信天线。中继通信天线的尺寸直接决定了中继通信链路的性能, 特别是接收着陆器和巡视器数据的反向链路能力, 主要由天线的性能决定, 因此在满足各方面约束条件的情况下, 应尽可能采用大口径的高增益天线。由于整星重量的限制, 中继通信天线在实现大口径和高增益的同时, 还必须做到重量轻。已有的成熟产品无法同时满足这些要求, 因此必须研制新的天线产品。中继通信天线是完成中继通信任务最关键的一个部件, 并且是整星的单点环节, 必须确保可靠解锁, 顺利展开, 型面稳定, 性能达标。

② 天线指向的精准跟踪控制。为确保中继通信链路畅通, 对中继通信天线的增益要求高, 天线的可用波束范围较窄, 必须控制在 $\pm 0.2^\circ$ 范围内。由于中继通信天线尺寸大, 天线自身带二维驱动机构进行指向跟踪控制的代价较大, 无法满足重量约束条件, 因此在不使用指向调节机构的前提下, 解决好中继通信天线的高精度指向跟踪控制问题。

L2平动点轨道始终对准月球背面, 同月球一起围绕地球公转。中继轨道约14天运行一个周期, 角速度变化缓慢。同时考虑到天线一定的波束覆盖, 经分析, 通过地面控制着陆器和巡视器定向天线定时间隔转动, 可确保指向中继星。通过地面注入的中继星轨道, 中继星GNC分系统进行轨道外推, 调整整星姿态指向着陆器和巡视器, 可确保中继星对月天线覆盖着陆器和巡视器。避免了复杂的天线捕跟系统, 大大简化了中继系统设计。

(3) 中继转发体制

中继转发一般包括再生转发体制和透明转发两种体制。透明转发体制是指对接收到的信号除进行放大和变频外, 不进行任何处理, 只是单纯地完成转发任务; 再生转发体制是指先将接收到的信号进行前置放大, 经下变频变换为中频信号, 并进行解调译码, 对得到的基带信号进行处理后, 送入大容量固态存储单元进行存储, 或经编码、调制、放大后发射。透明转发

体制在信号传输过程中会产生噪声积累, 往往需要较大的发射功率和较大的天线, 从而增加了卫星的质量、体积及成本. 再生转发体制可以消除噪声积累, 在保证同样通信质量的情况下, 可以减少发射功率, 减小卫星的体积重量, 因而更适合月球中继任务. 但再生转发比透明转发复杂.

从减少新研中继星频点、天线口径和射频功率等因素考虑, 嫦娥四号中继链路采用再生转发体制, 并采用RS+卷积级联编码, 可以获得7 dB的链路增益.

4.2.3 中继系统设计

中继星具备对地测控数传与对月中继同时工作的能力. 为避免发生干扰, 对各通信链路频率进行兼容性设计. 对地测控和数传采用S频段统一载波体制, 配置低增益螺旋天线和中增益螺旋天线. 对月中继采用口径4.2 m的伞状抛物面天线, 发射时收拢, 入轨后展开, 收发共用; 前向链路采用X频段统一载波体制, 反向链路采用X频段BPSK抑制载波体制. 分时工作模式下, 还可以通过姿态机动利用对月通信的大口径抛物面天线实现X频段对地数据传输. 前反向链路, 具备同时支持着陆器/巡视器不同频点、不同码速率两路同时工作的能力, 并且在设计上考虑了冗余备份.

4.2.4 中继轨道设计

为实现对月球背面目标的通信中继, 中继星的使命轨道主要分为环月轨道和地月L2平动点轨道两类. 环月轨道的通信弧段短、会有连续若干天出现通信中断, 因此并不适合于对长期月面工作目标进行通信. 地月L2平动点轨道是个理想的选择^[5]. 平动点是航天器所受两个天体的引力与旋转坐标系下的离心力相平衡的点, 运行于平动点附近轨道上的探测器可以保持与两大主天体系统轨道同步, 轨道的保持只需要很少的推进剂消耗, 因此成为实现月球背面通信的理想选择. 地月平动点位置如图11所示.

地月L2平动点轨道可以实现长时间、连续对月和对地通信, 具有以下优点: (1) 中继星能长期不间断与月球背面可见; (2) 通过轨道设计, 可以实现全时对地球可见; (3) 只存在少数几次的地球或月球遮挡, 其他时间都是全光照; (4) 受地球和月球的影响小, 主要的误差是轨控和定轨的误差, 长期运行所需轨道维持量较小.

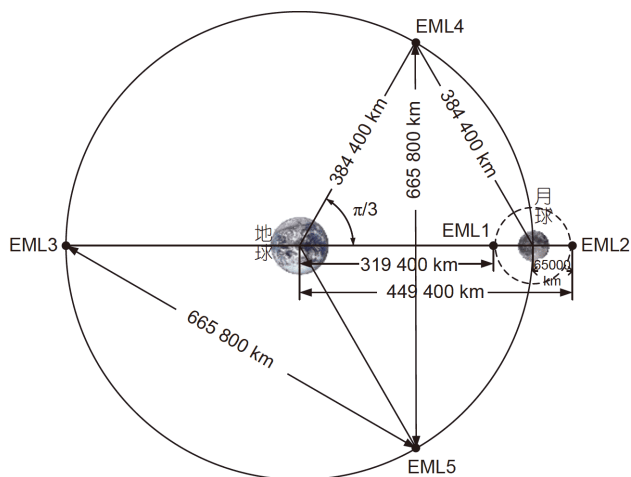


图 11 (网络版彩图)地月平动点分布图

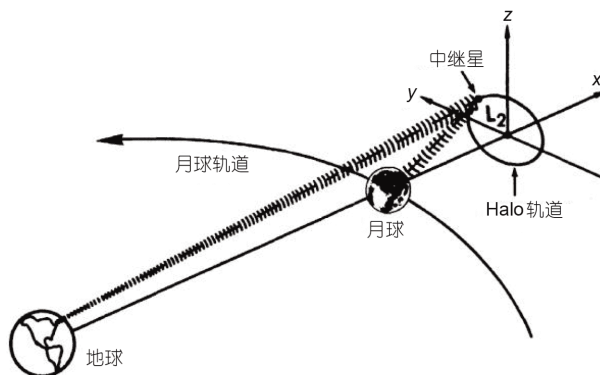


图 12 地月L2点平动轨道示意图

因此, 嫦娥四号中继星选择L2平动点轨道作为使命轨道, 如图12所示. L2点使命轨道可选择Halo轨道或Lissajous轨道两种类型. 综合权衡到达、轨道保持、对地对月可见性、轨道阴影时间等因素, 选定幅值约13000 km的Halo轨道作为使命轨道.

中继星的轨道设计包括地月L2点的使命轨道设计、转移轨道设计和维持策略设计三个部分.

(1) 使命轨道设计. 与地球卫星和环月卫星不同, 中继星距离地球远, 工作时长, 引力场模型复杂, 不仅需要考虑日、地、月、星、器五者之间的相对关系, 而且要考虑中继和地面站以及着陆器、巡视器之间的通信可见设计. 嫦娥四号中继星使命轨道设计的目标是: 在确保与月面上的着陆器、巡视器以及地球上的地面站可全时通信的前提下, 尽量减少轨道的阴影时间和轨道维持所需的速度增量. 综合优化后确定

轨道类型和具体参数。

(2) 转移轨道设计. 采用月球借力的方式可以较好地平衡转移飞行时间与速度增量需求之间的关系. 对于月球借力轨道, 不同近月点状态对近月制动速度增量和使命轨道的形状都有影响, 包括转移时间、近月点高度、轨道倾角等. 通过大量详细深入的分析仿真, 得到各参数对使命轨道形状和速度增量需求的影响程度, 从而优化转移轨道的设计。

(3) 轨道维持策略设计. 平动点是不稳定点, 微小的扰动会对卫星的长期运行造成较大的影响, 偏离甚至离开预定轨道, 必须进行定期维持. 对轨道维持策略进行优化设计, 使得任务期间需要的速度增量最小, 并对摄动影响加以利用以减小轨控量. 除引力摄动影响外, 轨道维持策略的设计还考虑了地面进行轨道预报的精度和轨道维持控制的误差。

4.2.5 中继大时延条件下飞行任务的可靠性设计

嫦娥四号由于增加了中继链路, 考虑到信号传输距离的增大以及新增中继星射频/数据处理时间等因素, 地面与着陆器、巡视器之间的通信比直接通信带来一定的时延. 特别是反向链路由于采用编码设计, 中继星需要先接收完整的两器数据帧后, 进行解码, 然后再编码发送给地面, 导致返回时延较大, 而且码速率越低, 时延越大, 给动力下降、两器分离和月面工作等需要中继通信的飞行任务控制的实时性带来一定的困难, 例如动力下降前后调姿、太阳翼收拢、测控设备切换、导航敏感器开机等状态设置的时间较为紧张, 动力下降过程地面故障处置的可行性大大降低, 而两器分离等天地交互较多阶段的工作时间大大增加。

(1) 前反向信息链路时序的精确设计. 针对动力下降、两器分离、月面环拍等复杂、关键时间, 开展了前反向信息链路的精细化时序设计. 通过分析仿真和实测, 确定了各环节的时延, 在飞行事件安排时, 考虑前反向时延对指令执行和遥测判读的影响, 确保指令执行时序的正确性, 并满足飞行事件的连贯性。

(2) 自主故障诊断与处置设计. 针对动力下降段等关键过程, 加强了着陆器自主能力的设计. 详见4.1.3节。

(3) 优化两器并行工作策略. 月面工作中, 特别是第一个月昼, 着陆器、巡视器需开展两器分离、两器

互拍、载荷开机测试等多项工作, 时序要求高, 器地交互操作复杂, 对中继链路保障要求高. 因此, 需优化两器并行工作流程。

两器分离过程中, 如巡视器采用反向全向天线直接对中继星传输数据, 码速率仅为0.7 kbps, 而且中继时延较大, 将会大大增加两器分离的时间. 着陆器在两器分离时反向采用定向天线同中继星通信, 码速率为555 kbps, 因此巡视器的数据可以先通过UHF链路传输给着陆器, 再由着陆器传输给中继星. 为此, 对嫦娥四号着陆器UHF频段链路设备进行了设计优化, 可满足近距离通信需要, 有效提高了工作效率。

月昼月面工作期间, 通过精细化的设计, 实现着陆器相机成像、低频天线展开与巡视器移动、成像等并行进行, 降低时延对任务的影响。

4.3 月夜温度采集设计

月面上, 每27.3天一个周期, 会经历约14天的白天和14天的黑夜. 在长达14个地球日的月球夜中, 没有太阳能供应, 月面温度会迅速降低, 给月面探测器的过月夜设计带来极大的困难. 我国的嫦娥三号月球着陆器和巡视器, 在设计时参考了国外给出的月夜期间月面最低温约 -180°C 的数据, 但我国还没有自己直接测量的第一手数据。

为进一步深入认识月球的特性, 获取月壤吸热与导热特性, 为后续工程积累数据, 嫦娥四号探测器将开展月夜期间月表月壤温度的测量. 在长达14个地球日的月球夜中, 如何保证温度测量设备的电能供应和工作温度, 如何保证测量结果尽量少地受到探测器的影响, 获得更真实的月壤本身的温度, 是必须解决的难题。

嫦娥四号着陆器主要开展以下设计工作。

4.3.1 月夜能源供给

由于月夜持续时间较长(连续约14天), 采用蓄电池长期为温度采集设备供电难度较大, 因此嫦娥四号着陆器采用同位素温差电池(radioisotope thermoelectric generator, RTG)实现供电. RTG是深空探测器广为采用的不依赖于太阳能的能源供给方式, 利用塞贝克原理, 采用温差发电模块将同位素衰变产生的热能转化为电能输出的一种装置. 它在发电的同时, 还可以提供大量热能, 实现能源供给的同时也能保证着陆器

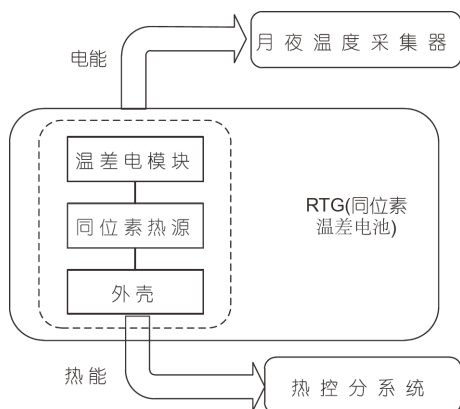


图 13 月夜温度采集原理框图

舱内的温度环境, 如图13所示。

RTG在我国航天器上属首次采用。需解决高性能温差电材料制备、高性能温差电组件设计和组装、高效热传输等多项关键技术。

(1) 高性能温差电材料制备技术。温差电材料是RTG实现热电转换的核心材料, 其热电性能、机械性能和热稳定性等关键特性直接决定RTG的可靠性和稳定性。选定PbTe作为温差电材料, 通过材料化学计量比的调控、掺杂杂质选择、制备工艺优化等途径研制出满足工程需要的高性能温差电材料。

(2) 高性能温差电组件设计和组装技术。温差电组件由若干对P型和N型材料构成的 π 型偶对构成, 直接决定RTG的输出电压、内阻、输出功率等关键性能指标。而换能组件的设计和组装对RTG的可靠性起着决定性作用, 包括组件连接工艺、电极材料与基体材料的热膨胀系数匹配设计、阻挡层与过渡层性能优化等一系列关键点。综合考虑月夜和月昼两种工作模式的温度条件, 采取计算仿真、测试验证等途径保证组件满足工程要求。

(3) 高效热电转换技术。RTG的热电转换效率和衰减率直接决定了RTG的工作性能和寿命, 影响月夜期间任务的成败。技术的关键点是RTG的热流路线的设计, 使核热能通过温差电组件流向热能收集器的热量最大; 同时RTG壳体设有高发射率、低吸收率涂层, 以保证RTG的月昼期间高温的安全生存。

4.3.2 温度测点的布置

月球没有大气, 其表面温度是指月壤的温度。为有效获取月壤表层的温度数据, 设计了直接采集和间接

采集两类测量装置。

(1) A—月壤表面温度直接采集类。传感器直接与月壤接触, 获得相应区域的温度。为减小着陆器本体对测点的热影响, 测点应尽量远离着陆器本体。通过在转移机构前端布置测温点, 获取月夜阶段月球表面的温度情况。

(2) B—月壤表面温度间接采集类。利用探测器表若干不同位置测点的温度数据, 通过仿真分析, 排除着陆器热源的干扰, 可间接获取月壤表面的温度。B类传感器在着陆器上选取与月面温度环境强耦合, 同时与着陆器热绝缘的位置。

4.3.3 月夜温度采集器

在月夜期间, 月夜温度采集器由RTG供电, 定时完成数据采集和储存功能。为适应RTG发电电压低、功率较小和月夜期间舱内温度较低的特点, 采集器需实现自带升压模块、低功率需求、宽温度适应能力。

4.4 有效载荷设计

4.4.1 载荷配置

结合月球背面的特点和科学目标, 嫦娥四号着陆器配置了4台有效载荷, 其中1台为国际搭载载荷, 并搭载了1台科普载荷; 巡视器配置4台有效载荷, 其中1台为国际搭载载荷; 中继星配置了3台有效载荷, 其中1台为国际搭载载荷, 2台为国内搭载载荷, 具体详见表1。

4.4.2 低频射电频谱仪设计

低频射电频谱仪是针对月球背面探测新研的科学载荷。低频射电频谱仪可用于对太阳爆发时产生的低频电场进行探测, 并对月球的电离层进行研究^[6]。通过对来自太阳及其行星际空间、银河系空间等的低频电场进行探测, 分析电场的幅度、相位、时变、频谱、极化以及来波方向等信息, 并利用空间低频电场信号的变化特性, 研究着陆区域上空月球空间电离层环境的特性。

低频射电频谱仪采用三分量(矢量)有源天线单元实现太阳和空间电磁信号的接收, 三天线单元分别接收电磁波信号的3个相互垂直的分量。根据电波传播理论, 通过对三分量观测数据的后期分析和处理可以获得低频电磁波强度、频谱、时变、偏振(极化)特

表1 载荷配置清单

有效载荷	科学目标	器/星	备注
地形地貌相机	获取着陆区高分辨率彩色图像	着陆器	沿用
降落相机	着陆过程中获取着陆区地貌特征图像	着陆器	沿用
低频射电频谱仪	(1) 太阳爆发产生的低频电场探测 (2) 着陆区上空的月球电离层探测	着陆器	新增
月球中子及辐射剂量探测仪(LND)	(1) 测量能量中性粒子辐射(中子和 γ 射线) (2) 测量着陆器附近月壤中的羟基含量	着陆器	国际载荷(德国)
科普载荷	生物科普试验载荷	着陆器	搭载载荷
全景相机	近距离景物勘察, 地形地貌分析, 地质构造特征分析	巡视器	沿用
红外成像光谱仪	巡视区月表矿物化学成分探测和分布研究	巡视器	沿用
测月雷达	(1) 巡视路线上月壤厚度和结构探测 (2) 巡视路线上月壳浅层结构探测	巡视器	沿用
中性原子探测仪(ASAN)	(1) 实地观测月表溅射能量中性原子通量 (2) 研究靠近月表的散射能量中性原子分布函数	巡视器	国际载荷(瑞典)
低频射电探测仪(NCLE)	(1) 低频频段内捕获频率连续的射电巡天图像 (2) 监测行星低频射电爆发现象, 特别是地球极光千米波爆发的电场辐射探测 (3) 低频段太阳射电爆发低频电场探测	中继星	国际载荷(荷兰)
激光角反射镜	完成地面台站和中继星之间的远距离激光测距试验	中继星	搭载载荷
地月观测相机	(1) 获取不同视场的高分辨率地月合影图像 (2) 在月面光照条件合适时, 探测较大陨石撞击月球产生的表面闪光点 (3) 监测X频段抛物面天线与低频射电载荷天线的展开情况	中继星	搭载载荷

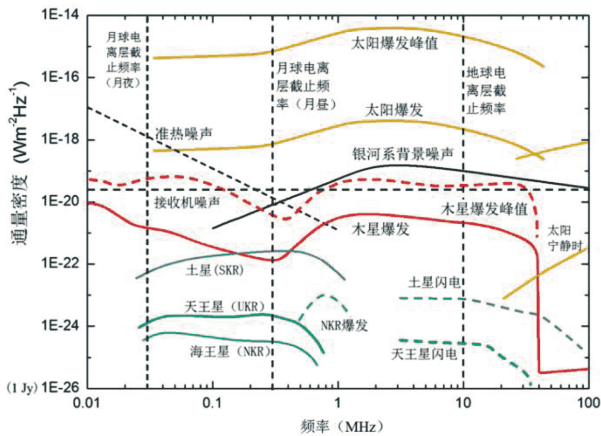


图14 到达月球附近的电磁波通量密度

性、辐射源的方位等信息。

图14给出了到达月球附近的电磁波通量密度, 可以计算出低频射电频谱仪接收到的电平值, 据此设计低频射电频谱仪接收系统的电场检测灵敏度, 可以完成银河系宇宙空间电磁波的探测任务。

在月球背面首次开展低频射电天文观测, 有望获

取太阳系恒星和行星的射电辐射特性, 验证、检验行星磁层低频射电辐射随着行星尺度变化的幂率谱规律假说, 为系外行星射电探测, 特别是类地行星在射电波段的观测提供基本线索和参考依据。同时, 开展频率低于10 MHz宇宙空间电磁波的月基低频天文观测, 可将射电天文拓展到千米波段, 填补天文电磁波谱在100 kHz~1 MHz的射电天文观测的空白。

4.4.3 科普载荷设计

为进一步激发青少年的航天热情, 探月航天工程中心组织在全国范围内进行了搭载科普载荷的征集。经专家评审, 由教育部深空探测研究中心和重庆大学牵头研制的生物科普试验载荷被最终确定为搭载项目。

将一个由动物、植物和微生物构成的生物组合, 通过嫦娥四号着陆器搭载至月球, 以开展科普展示为主要目标, 通过对载荷内动、植物的一些重要生命活动的检测, 如种子萌发、植物生长发育、光合作用; 虫卵孵化、幼虫生长、展翅飞翔等照片, 将首次在月

面向全人类展示一些重要的生命现象。

生物科普载荷设计为一个密封容器, 通过一种适应于小尺度环境的融合主动热控、被动热控于一体的月面微型智能控温系统, 在月面微型密闭空间内利用制冷和加热装置, 通过闭环控温方式, 实现满足生物生长需要的温度范围; 运用能够适应月面复杂环境的微型生态圈综合信息采集系统, 结合高湿度环境下密闭空间内综合防潮、防雾方法, 可实现图像、气压、温度等生物生存所必需的综合信息采集。通过顶部的光导管设计, 保证太阳光的有效引入, 实现植物光合作用。

生物科普载荷在月面工作期间, 通过着陆器传输回的视频图像, 对搭载的动、植物的重要生命活动进行监测和展示, 普及光合作用、生态循环等生物学

知识。

5 结束语

嫦娥四号任务将突破月球复杂地形条件下安全着陆、地月L2点中继通信与探测、月夜工作等关键技术, 使我国月球表面到达能力、月球探测能力迈上新的台阶, 为后续月球和其他深空探测任务奠定坚实的基础。

嫦娥四号任务的实施, 将有望在月基低频射电天文观测、月球背面浅层结构研究、月球背面矿物与成分研究等方面取得原创性科学成果, 为人类月球及行星科学研究提供宝贵的探测数据, 树立人类探月征程上新的里程碑。

参考文献

- 1 Kring D A, Durda D D. A global lunar landing site study to provide the scientific context for exploration of the Moon. Technical Report. LPI-JSC Center for Lunar Science and Exploration, 2012
- 2 Jester S, Falcke H. Science with a lunar low-frequency array: From the dark ages of the Universe to nearby exoplanets. *New Astron Rev*, 2009, 53: 1-26
- 3 Alexander J K, Kaiser M L, Novaco J C, et al. Scientific instrumentation of the Radio-Astronomy-Explorer-2 satellite. *Astron Astrophys*, 1975, 40: 365-371
- 4 Wicczorek M, Mimoun D. FARSIDE A mission to the farside of the Moon. Institut de Physique Globe de Paris, 2015
- 5 Hill K, Parker J, Born G. A lunar L2 navigation, communication and gravity mission. In: AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Keystone, 2006. AIAA2006-6662
- 6 Zarka P, Bougeret J L, Briand C, et al. Planetary and exoplanetary low frequency radio observations from the Moon. *Planet Space Sci*, 2012, 74: 156-166

Mission design of Chang'e-4 probe system

YE PeiJian¹, SUN ZeZhou², ZHANG He², ZHANG LiHua³, WU XueYing² & LI Fei²

¹ China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

² Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

³ DFH Satellite Company Limited, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

Chang'e-4 will become the first probe which soft-land on the farside of the Moon, carry out *in-situ* and patrol exploration, and transmit the data back to the Earth through relay satellite. Compared with the lunar landing mission on the nearside of the Moon, the soft-landing on the farside of the Moon has important scientific significance and engineering challenges. In this paper, the scientific and engineering objectives of Chang'e-4 are introduced, and the composition of the probe system and the outline of the flight mission are described, and the safety landing on complex lunar terrain, relay communication, temperature acquisition in moonnight and payload are mainly designed.

Chang'e-4, farside of the Moon, soft landing, relay, RTG, measure the temperature in moonnight

doi: [10.1360/N092018-00400](https://doi.org/10.1360/N092018-00400)