

基于轨道任务几何的“嫦娥五号”采样区选择

孟占峰, 高珊, 彭兢

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要: “嫦娥五号”(Chang'E-5, CE-5)任务飞行过程复杂、约束条件多,采样区域的选择与轨道设计密不可分。首次提出了基于轨道任务几何的采样区选择方法,以确保探测器任务时序安排紧凑、推进剂消耗少、发射窗口适应范围广、发射机会最多、并满足各个分系统要求。首先给出了工程实施代价最小的可行采样区范围,再综合考虑采样区的地形安全性和科学价值确定最终的采样区范围。与传统方法相比,本方法考虑了月球无人采样返回任务特有的采样区位置与飞行方案的强耦合性,从工程易实施、适应范围广等方面对采样区的位置和范围进行确定,从而确保了飞行方案实施最优性和广泛适应性。所设计采样区适应了发射窗口的变化,确保了飞行轨道方案保持不变。经过工程验证,所选择的采样区确保了“嫦娥五号”圆满完成了采样返回任务。

关键词: 嫦娥五号; 采样区; 任务几何; 轨道设计; 发射窗口。

中图分类号: V412.4

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)03-0227-10

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210023

引用格式: 孟占峰,高珊,彭兢.基于轨道任务几何的“嫦娥五号”采样区选择[J].深空探测学报(中英文),2021,8(3):227-236.

Reference format: MENG Z F, GAO S, PENG J. Sampling area selection for Chang'E-5 mission using the orbital geometry[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8 (3): 227-236.

引言

“嫦娥五号”(Chang'E-5, CE-5)任务的主要目标是实现月球自动采样返回。探测器由“长征五号”(CZ-5)运载火箭在海南文昌卫星发射中心发射,经过11个飞行阶段,完成约1731 g的月球样品采集并将月球样品安全送至地面。全飞行过程约23 d。

采样区域选择是“嫦娥五号”任务系统顶层设计的重要工作之一。采样区域的位置直接影响了探测器系统研制的难度,还与地面应用系统的科学需求和测控与回收系统的测控支持能力紧密相关。因此,采样区域的选择应按照满足任务工程可实现的前提下,兼顾任务的科学需求的原则开展工作。

着陆区的选择是深空着陆探测和采样返回任务的重点和首要问题,各个任务团队均开展了深入研究工作。Lewis^[1]针对“阿波罗”(Apollo)任务,研究了月面着陆区的选择问题,考虑了发射窗口、轨道设计和月面光照条件等约束,从地质学角度对Apollo17的着陆区进行了详细的分析和选择^[2]; Ivanov等^[3]针对“月球25号”(Luna 25)即航天强国俄罗斯的“月球计划”(Luna Glob)任务,主要从地形安全性角度对任务的

着陆区选择进行了研究; Huang等^[4]从地质特征的角度对“嫦娥四号”(Chang'E-4, CE-4)任务的冯卡门撞击坑着陆区进行了详尽的分析; MASURSK^[5]研究了“海盗2号”(Viking 2)火星着陆器的着陆区选择问题,提出了在着陆区选择时要考虑安全性、科学价值和工程实施性等方面,这对“嫦娥五号”的采样区选择有很大的启发; Spencer等^[6]研究了“凤凰号”(Phoenix)火星着陆器的着陆区选择问题,该文从北纬65°~72°的条带范围内,从地形分析角度,考虑着陆安全性对着陆区的精确位置进行了选择; Bonfiglio等^[7]研究了“凤凰号”火星探测器着陆区的误差散布问题,这对于“嫦娥五号”着陆区的误差范围考虑起到了参考作用。Golombek等^[8-9]研究了“火星科学实验室”(Mars Sciences Laboratory, MSL)和“洞察号”(Insight)探测器的着陆区选择问题,详尽分析了备选着陆区的各项物理学特性和地形特性,最终给出了精确的备选着陆区位置。

着陆区(采样区)的选择过程主要包括3个阶段:第1阶段,从工程实现可行性给出备选的着陆区域范围;第2阶段,在备选的着陆区范围内根据地形和科学

价值选择精确的着陆点;第3阶段,在任务实施过程中,通过着陆器的光学设备和自主避障策略,在局部范围内选择最终安全的着陆点。3个阶段由宏观到微观,逐步收敛,最终确定着陆点的位置。

现有的研究内容大都集中在第2阶段,以地形数据为基础的分析 and 选择工作。有关第3阶段的策略也已经相当成熟,“嫦娥三号”(Chang'E-3, CE-3)和“嫦娥四号”也分别在月球的正面和背面进行了实践。而关于第1阶段的选择策略的研究鲜有发表。主要原因可能是其与探测器能力、飞行方案和任务目标有着极其强烈的耦合关系,不易形成通用性的方法。

本文以“嫦娥五号”任务为背景,重点讨论第1阶段的采样区选择工作,从工程易实施、适应范围广等方面,提出了一种月球自动采样返回任务的采样区的位置和范围确定方法。所确定的采样区范围确保了由于

运载火箭原因造成的发射窗口从原定的2017年推迟到2020年,所设计的采样区范围和飞行轨道方案均保持不变。为保障探月三期任务如期完成奠定了坚实的基础。

本文首先以确保探测器任务时序安排紧凑、推进剂消耗少、发射机会多并满足各个分系统要求为原则,给出便于工程实施的可行采样区范围,然后再综合考虑采样区的地形安全性和科学价值确定最终的采样区范围。

1 月球返回采样任务飞行过程

“嫦娥五号”月球无人采样返回任务的飞行过程包括运载发射、地月转移、近月制动、动力下降、月面工作、月面上升、交会对接、环月等待、月地转移和再入回收段等11个飞行阶段,图1给出了全飞行过程的示意图。

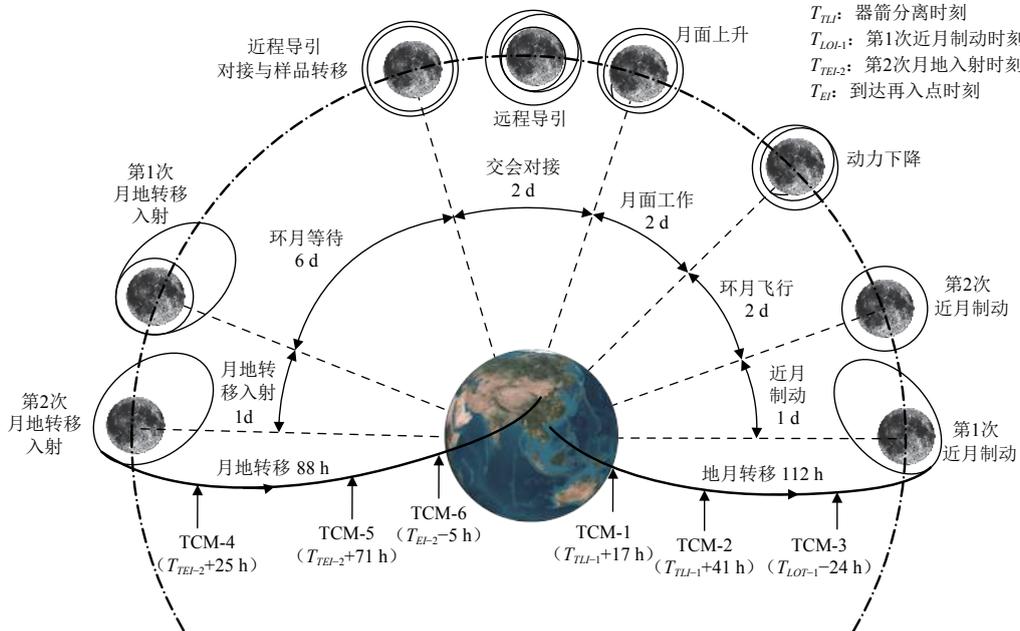


图1 “嫦娥五号”飞行过程

Fig. 1 Mission profile of Chang'E-5

探测器由运载火箭发射入轨后,经过112 h的能量最优地月转移轨道,到达近月点。之后经过1 d的两次近月制动,进入目标环月轨道。与轨返组合体分离后,着陆上升组合体经过降轨变轨,开始动力下降。经过2 d的月面工作,上升器与着陆器分离,开始动力上升进入目标轨道。经过约2 d的交会,上升器与轨返组合体完成对接,并转移月壤样品至返回器,随后分离。经过约6 d的环月等待飞行,轨返组合体进入111 h的能量最优月地转移轨道。在分离点返回器与轨道器分离,返回器完成再入回收后,任务结束。

2 环月时序与捕获方式

2.1 动力下降前的时序安排

自首次近月制动点到动力下降起始点为环月等待段,环月等待段的飞行时序安排决定了对应的飞行时间。

“嫦娥五号”探测器重量为8 200 kg,近月制动发动机推力为3 000 N,考虑到单次发动机工作时间限制,重力损耗量限制,误差传递修正的限制等因素,“嫦娥五号”任务采用两次近月制动方案。该方案将每次制动速度增量控制在400 m/s左右,发动机工作时间控制在20 min以内,这对于近月制动高精度可靠实施起到了

重要的作用。为了将2次近月制动均安排在国内站弧段进行，两次变轨的间隔时间应为整数天。按照尽可能缩短近月制动时间的原则，选择两次近月制动的间隔时间为1 d。

近月制动完成后到动力下降实施前，“嫦娥五号”探测器还需要实施两个重要的飞行事件，分别为四器组合体分离和降轨变轨。为了有效安排测定轨弧段，两个重要事件分别占用1 d的时间。因此，环月飞行段的飞行时间至少需要2 d，为了将飞行时序安排的最紧凑，减少不必要的环月等待，最终确定动力下降前的环月飞行时间为2 d。

综上所述，近月制动需1 d，环月飞行需2 d，因此从首次近月制动到动力下降需3 d。这对采样区域的经度位置选取提出了很强的约束。

2.2 确定捕获方式

由于近月捕获时轨道月理升交点经度基本不变，动力下降等待时间（自首次近月制动点到动力下降起

始点的运行时间）决定了采样区域的月理经度。

根据计算表明，对于给定的环月轨道倾角，地月转移到达环月轨道的升交点经度在较小范围内变化，在同一个发射窗口下虽然捕获轨道的倾角可以随意变化，但捕获轨道的升交点经度却基本不变。

图2给出了采样区域与轨道面的几何关系示意图。将环月轨道倾角设计成高于采样区域纬度，不考虑轨道摄动，认为轨道面在惯性空间是静止的，随着月球旋转，采样区域S在纬度圈上自西向东运动，过程中将有两次机会与轨道面共面（A点和B点），这两次共面的机会将安排月面动力下降（A点）和月面动力上升（B点）。根据探测器进、出轨道面的间隔时间（2 d）和采样区域的纬度，可以迭代计算出满足要求的环月轨道倾角。由于近月捕获时轨道月理升交点经度基本不变，月面工作时间一定，对于任意采样区域纬度，A点的经度是确定的。动力下降等待时间决定了S点和A点的经度差，也就决定了采样区域（S点）的经度。

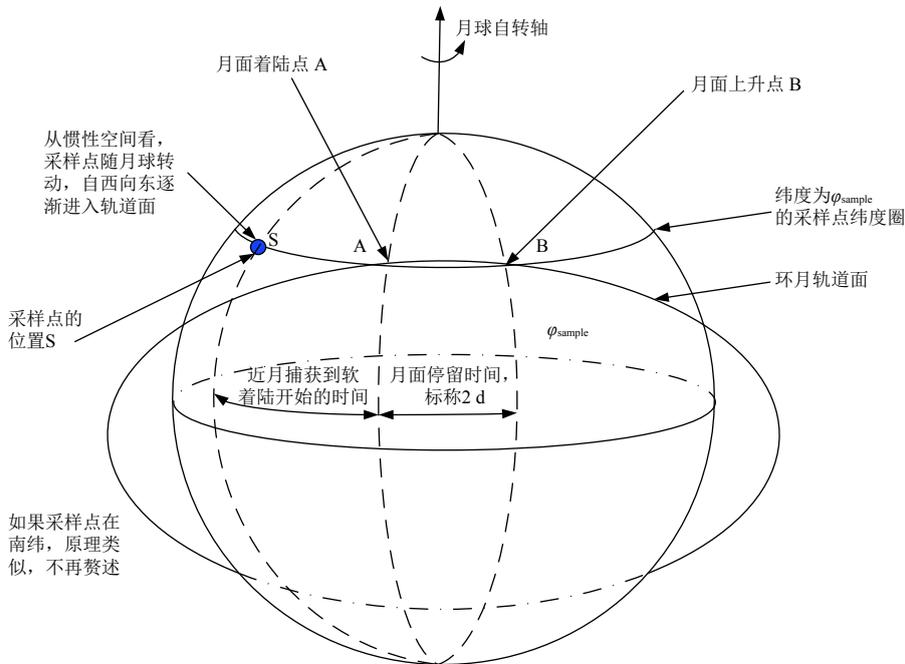


图 2 采样区与轨道面的运动关系
Fig. 2 The sampling area and the orbital plane

采样点纬度与相应环月轨道倾角的几何关系如图3所示。

根据文献[10]，环月轨道倾角的计算步骤为：

1) 已知采样点纬度 φ ，环月轨道倾角初值 i ，月面工作时长 t ，月球引力场 J_2 项造成的环月轨道升交点经度的漂移量 λ 。

2) 环月轨道最高纬度与采样点的纬度差记为 W ，有

$$W = \arcsin \left(\left| A \sin \alpha - B \sqrt{1 - \sin^2 \alpha} \right| \right) \quad (1)$$

其中，

$$A = \sin \varphi \cos \varphi \left[1 - \cos(\lambda \Delta t) \right] \quad (2)$$

$$B = \cos \varphi \sin(\lambda \Delta t) \quad (3)$$

$$i = W + \varphi \quad (6)$$

$$\sin \alpha = \frac{\cos i}{\cos \varphi} \quad (4)$$

其中： λ 为由于月球非球型引力场引起的升交点赤经漂移量。

若 Δi 小于 ε ，则迭代收敛，获得最终的环月轨道倾角 i 。

得到环月轨道倾角 i 后，进而可以计算出月面动力下降时（当采样点S点过A点），环月轨道的升交点月理经度

$$\lambda' = \lambda - a \quad (7)$$

其中，

$$a = \arcsin \left(\frac{\sin \alpha \sin \varphi}{\sin i} \right) \quad (8)$$

根据近月捕获时轨道月理升交点经度 λ_0 ，即可得到动力下降前的等待时间

$$t_d = \frac{\lambda_0 - \lambda'}{\omega_m} \quad (9)$$

其中： ω_m 为月球自转角速度。

当动力下降等待时间确定后，采样区域的位置与探测器的近月点捕获方式紧密相关。根据不同近月捕获类型（升轨或降轨）和轨道运行方向（顺行或逆行）进行组合，存在顺行升轨、顺行降轨、逆行升轨和逆行降轨4种近月捕获方式。

针对上述4种捕获方式，按照月面停留2 d的要求对月球正面所有点进行了动力下降前等待时间分析，计算结果如图4所示。

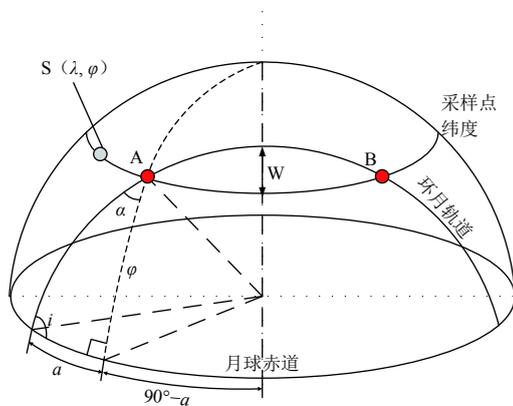


图3 采样区位置与倾角几何关系

Fig. 3 The sampling area and the orbit inclination

对于200 km的环月圆轨道， $\lambda \approx 1^\circ/d$ ； Δt 为月面工作时长，对于“嫦娥五号”任务而言， $\Delta t \approx 48$ h。

3) 计算倾角的偏差为

$$\Delta i = i - (W + \varphi) \quad (5)$$

4) 若 Δi 大于预定的迭代误差 ε （默认为 1×10^{-6} ），则对轨道倾角进行更新

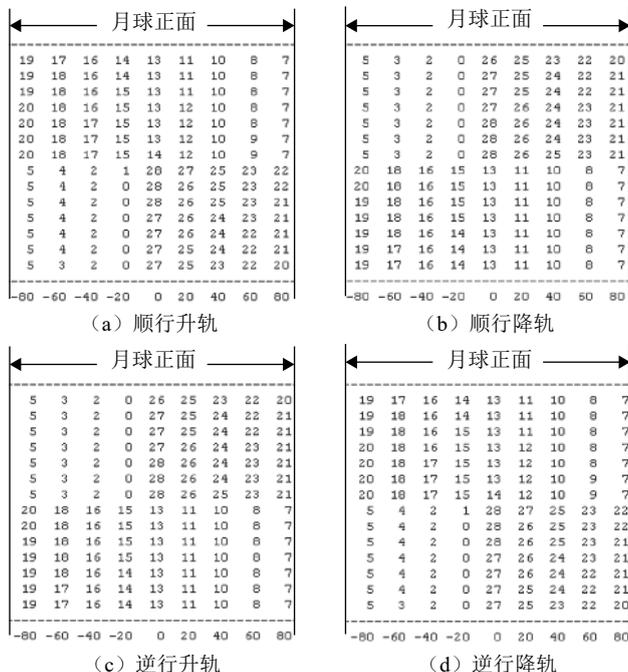


图4 不同捕获方式对应的月面采样区域的动力下降等待时间

Fig. 4 Loiter duration before descent for different LOI types

根据以上计算结果，所有满足月球正面，且动力下降等待时间约在3 d的月面采样区域在西经60°附近。由于逆行捕获近月点测控不可见，因此对于北纬采样区域，可行的捕获方式为顺行降轨捕获；对于南纬采样区域，可行的捕获方式为顺行升轨捕获。

3 采样区的纬度范围

3.1 最小可达纬度

采样区域的最小可达纬度是指在近月制动时采用能量最优的共面捕获方式下，探测器可到达的月面最低纬度。其与捕获轨道的最小倾角是一致的，也与捕获轨道的最小倾角与捕获时 V_{∞} 矢量相对月球赤道面的夹角是一致的。

由于采用月球轨道交会对接方案，为了保证采样结束后探测器有上升的机会与窗口，需要将环月轨道倾角设计为比采样区域纬度稍高。因此，转移轨道可以达到的最小轨道倾角将直接决定采样区域的最低纬度。

为节省推进剂消耗，仅考虑近月制动采用共面捕获方式。与运载发射的轨道倾角不能小于发射场纬度的原理类似，地月转移和月地转移可以达到的环月轨道倾角不能小于转移轨道到达和出发时双曲线超速 V_{∞} 相对月球赤道平面的夹角，称之为 V_{∞} 的赤纬 δ 。 δ 主要受月球赤纬的影响。图5给出了 V_{∞} 相对于月球赤道面的赤纬随月球赤纬的变化关系。

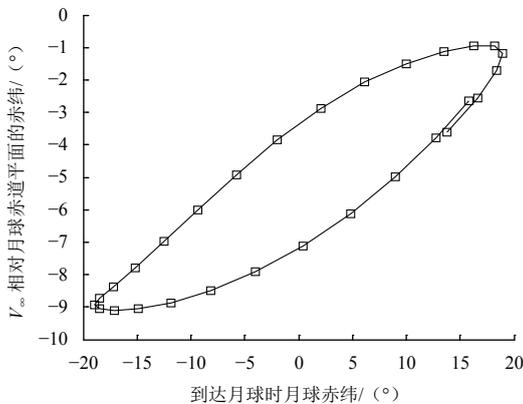


图 5 月球赤纬和 V_{∞} 的关系
Fig. 5 The lunar declination and V_{∞}

图6计算了2017—2020年地月转移轨道 V_{∞} 的赤纬 δ ，结果表明， δ 随时间推移逐渐变大。从计算结果可以看出， V_{∞} 矢量的赤纬 δ 绝对值的最小值约为13°，为了保证地月转移轨道迭代设计的收敛性，保留一定的余量，最小可达的轨道倾角按15°进行设计。因此，采用转移时间为4~5 d、共面捕获的能量最优地月转移轨道方案，可达的最小纬度为15°。

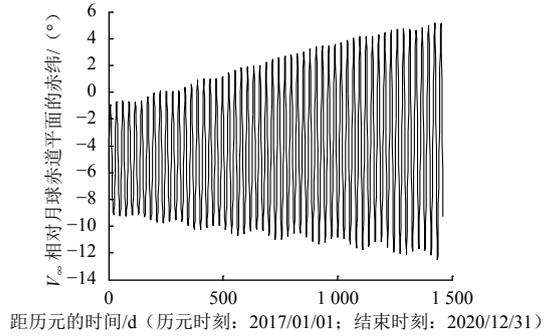


图 6 月球赤纬随发射时间的变化
Fig. 6 The Lunar declination and different launch time

3.2 太阳高度角约束

月面纬度越低，当地正午的太阳高度角越大，温度也越高，对温度控制越不利。为降低探测器热控分系统的难度，要求月面工作期间太阳高度角不能大于50°。

月面纬度越低，当地正午的太阳高度角越大，对于提高太阳翼的发电功率越有利。由此可见，热控分系统与供配电分系统对采样区域的纬度的要求是矛盾的。为给供配电提供良好的光照条件，要求月面工作期间太阳高度角不能小于30°。

由于太阳方向与月球赤道的夹角只有约1.5°的变化，忽略1.5°夹角影响，可以近似认为采样点的最大高度角与采样点纬度互为余角。因此，采样区域纬度决定了采样区域当地的太阳高度角变化范围。

探测器系统对月面工作期间太阳高度角的要求为30°~50°，因此采样点的最高纬度不能超过60°。

3.3 纬度范围的确定

根据最小可达纬度和采样点高度角约束两个方面的分析，采样点的可行纬度范围为15°~60°。下面将根据发射机会最多的原则对采样区的纬度范围进行优选。图7计算了纬度15°~60°的采样区域太阳高度角的一个月内连续变化情况（图7中曲线上方的数字代表曲线对应的采样区纬度，横轴的每一个单位长度代表

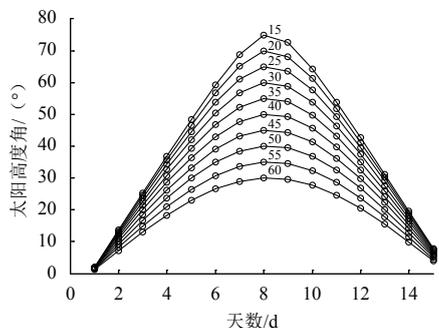


图 7 不同纬度区域的太阳高度角变化
Fig. 7 The solar elevation angle for different latitude

1 d, 为便于分析只给出了太阳高度角大于 0° 的情况)。从图7中可以看出, 采样区域纬度越高, 相同的时刻对应的太阳高度角最大值越小, 太阳高度角每天变化也越小。

一个月内满足不同太阳高度角要求的连续天数统计结果如图8所示。由图8可知, 采样区域纬度低于 40° 时, 每月满足太阳高度角 $30^\circ\sim 50^\circ$ 要求的天数被分为两段; 采样区域纬度为约为 40° 时, 每月满足太阳高度角 $30^\circ\sim 50^\circ$ 要求的连续天数最多。满足太阳高度角要求的连续天数越多, 对应的发射窗口越多。

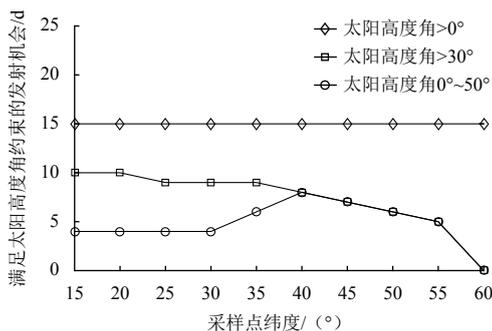


图8 一个月满足太阳高度角要求的天数

Fig. 8 Numbers of days satisfying of solar elevation constraints within one month

实际任务设计中, 发射窗口需要满足更多的约束条件。按“嫦娥五号”任务的轨道方案, 计算2017—2020年每1 d的全飞行过程的轨道参数, 并对以下约束条件进行筛选: ①月面工作期间的太阳高度角在 $30^\circ\sim 50^\circ$ 之间; ②返回轨道的航程范围在5 600~7 100 km之间; ③在可发射月份, 具有连续3天的可发射机会。筛选后可以得到2017—2020年满足任务约束的所有备选发射机会。

针对从 $35^\circ\sim 50^\circ$ 不同的采样点纬度, 重复开展上述发射窗口的搜索过程, 并统计满足连续3 d可发射机会, 结果如图9所示。由图9计算结果可知, 当要求太

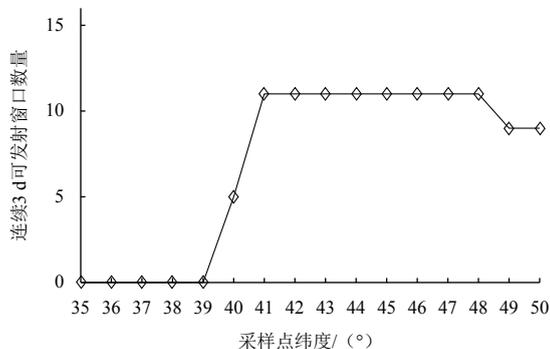


图9 不同纬度区域的发射机会

Fig. 9 Launch opportunities for different latitudes

阳高度角满足 $30^\circ\sim 50^\circ$ 时, 采样区域纬度 $41^\circ\sim 48^\circ$ 对应的连续3 d及以上的发射机会均为11次。因此满足约束的采样区域可行纬度范围为 $41^\circ\sim 48^\circ$ 。

3.4 采样区域纬度误差范围

采样区域纬度的误差主要由地月转移最后一次中途修正和两次近月制动造成的环月轨道倾角误差以及动力下降航程误差决定。

根据测定轨误差和控制误差精度指标, 地月转移最后一次中途修正残差造成的轨道倾角误差约为 0.23° ; 根据控制系统打靶仿真分析结果, 按照控制精度指标的最大包络, 且第二次近月制动控制不修正第一次的倾角误差(保守分析), 两次近月制动的倾角误差约为 0.77° 。因此, 轨道倾角总误差为 $\pm 1^\circ$, 对应的纬度变化范围为 $\pm 1^\circ$; 根据球面三角关系, 考虑动力下降航程有 ± 50 km的误差(包括动力下降初始点误差和动力下降航程误差), 对应的纬度方向误差约为 $\pm 0.3^\circ$; 考虑动力下降存在 ± 5 km的横向误差, 对应的纬度误差约为 $\pm 0.2^\circ$ 。综合以上因素, 采样区域纬度总误差为 $\pm 1.5^\circ$, 考虑探测器系统在故障条件下的适应能力, 采样区域纬度误差范围确定为 $\pm 2^\circ$ 。

3.5 小结

满足约束的采样区域可行纬度范围为 $41^\circ\sim 48^\circ$, 纬度误差范围为 $\pm 2^\circ$, 考虑到采样区域纬度越低对探测器的能源供应越有利, 采样点纬度范围确定为 $43^\circ\pm 2^\circ$ 。

4 采样区域经度范围

4.1 最大可达经度

软着陆时月面存在一定的坡度, 对地测控通讯天线要求地球仰角大于特定的角度, 因此地球高度角对采样区域的选择形成一定的约束。

不同的采样位置对应的地球高度角不同, 图10给

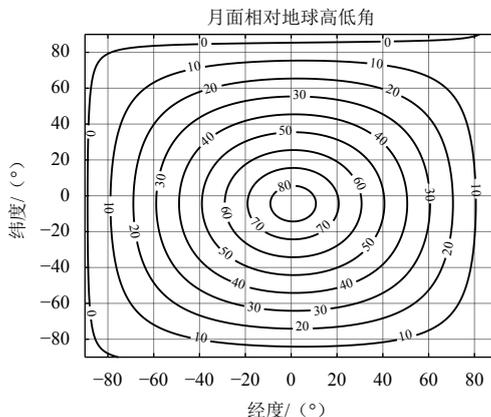


图10 地球高度角等高线图

Fig. 10 Earth elevation angle of lunar nearside

出了2017年12月月球处于最北纬后第3 d的月球正面地球高度角等高线图，其它月份数据稍有变化，但不影响结果的确定。由图10中可以看出，采样区域纬度越高，经度越靠西，地球高度角越小。为了保证月面工作期间的最小地球高度角不小于10°的要求，采样点的经度不能大于70°。

4.2 采样区域经度标称范围

采样区域的经度标称范围是指在不考虑误差因素的影响下，不同的发射机会对应的采样点经度范围。由于不同的发射日期近月制动时的升交点经度不同，动力下降时的升交点经度也不同，因此采样区域的经度也不相同。

按照采样区域目标纬度43°，航程范围5 600 ~ 7 100 km，动力下降等待时间3 d，月面工作期间太阳高度角30°~50°的条件对2017—2020年的发射机会进行搜索，计算对应的采样区域经度分布如图11所示。

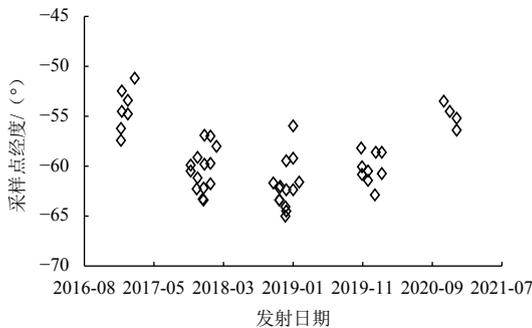


图 11 不同发射日期的采样区经度分布
Fig. 11 Longitude distribution for different launch windows

从计算结果可知，动力下降等待时间为3 d时采样区域经度范围为-51.2°~-65°。根据动力下降时的时序安排及测控需求，动力下降安排连续3圈的下降机会（每延后1圈下降采样区域经度西移约1°），因此采样区域经度标称范围为所有下降机会的并集，如图12所示。根据上述分析结果，采样区域的标称经度范围为-51.2°~-67°。

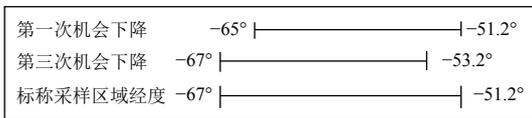


图 12 标称采样区域经度标称范围
Fig. 12 Nominal longitude range

4.3 采样区域经度误差范围

采样区域的经度误差范围主要由动力下降的航向误差决定。图13给出了动力下降航向误差与落点经度误差之间的几何关系。

考虑动力下降航程±50 km的误差，根据简单的球面三角公式进行计算，采样区域经度对应的误差范围为±2.2°。

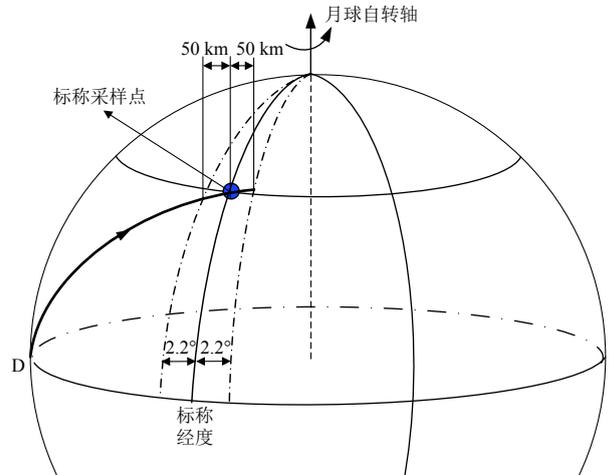


图 13 动力下降航向误差对应的经度误差
Fig. 13 Longitudinal dispersion caused by descent error for lunar landing

4.4 小结

采样区域的标称经度范围为-51.2°~-67°，误差范围为±2.2°，采样区域的经度范围取值如图14所示，因此采样区域的经度范围取整为59°±10°W。

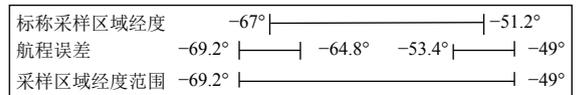


图 14 采样区域经度范围
Fig. 14 Longitude range of sampling area

5 采样区地形地貌和科学价值

根据工程约束条件，可行的采样区域的纬度范围为43°±2°（N或S），经度范围为59°±10°W。下面进一步针对南北两个备选采样区开展地形地貌和科学价值的分析，从而在工程可实现的基础上，优选出最终的采样区范围。根据前言的叙述，这两部分内容已经超出了本文的讨论范畴，这里为了结论的完整性，仅对相关结果进行简要的叙述。

采样区域表面越平整越有利于着陆任务的完成，需要针对南北半球两块采样区域的地形地貌进行分析。图15和图16分别给出了北半球和南半球备选采样区域的地形图。采用“嫦娥二号”（Chang'E-2, CE-2）和月球勘测轨道飞行器（Lunar Reconnaissance Orbiter, LRO）获得的全月高程数据，通过复杂的分析计算可以对采样区的地形状态进行量化的统计研究，这里只给出简单的分析结果。

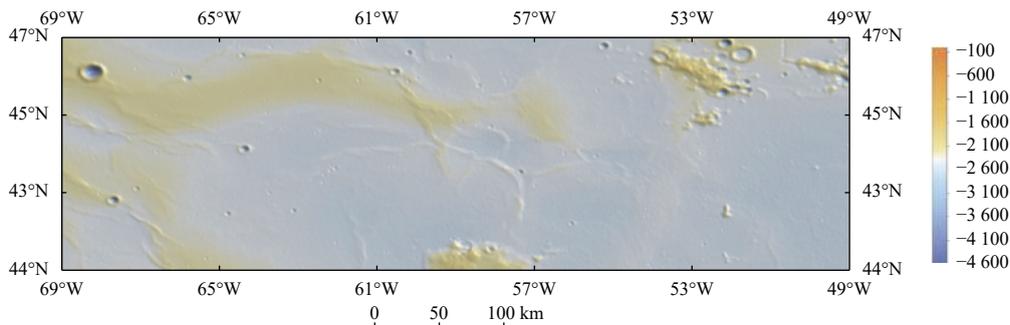


图 15 北半球备选采样区分布图

Fig. 15 Candidate sampling area in lunar north hemisphere

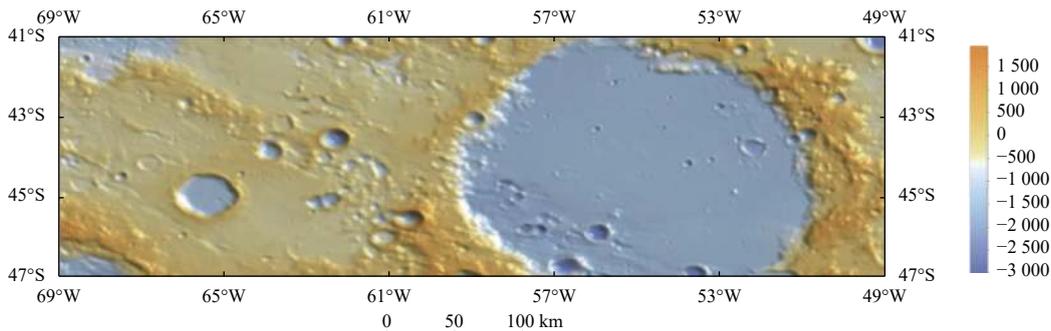


图 16 南半球备选采样区分布图

Fig. 16 Candidate sampling area in lunar south hemisphere

1) 南纬 $43^{\circ} \pm 2^{\circ}S$ 、 $59^{\circ} \pm 10^{\circ}W$ 附近区域为典型的月陆区域, 地形变化复杂, 其周边区域的地形起伏较大, 非常不利于着陆的安全性。

2) 北纬 $43^{\circ} \pm 2^{\circ}N$ 、 $59^{\circ} \pm 10^{\circ}W$ 附近区域为风暴洋北部区域, 其周边区域的地形起伏相对较小, 应该可以找到较安全的着陆区域。

因此从地形条件看, 北纬附近采样区域较好。

科学价值也是采样区选择的一个非常重要的因素。北半球备选区域位于风暴洋北部大面积月海, 远离阿波罗和Luna的各次采样点, 区域内出露年龄较轻的爱拉托逊纪玄武岩, 年纪轻于现有的月球样品, 具有重要的采样意义。区域南部的Rumker火山为典型的月海低钛玄武岩火山穹窿, 取得该地区的样品将对认识月海火山穹窿的成分、喷发方式、喷发历史、流体力学性质等极有意义。南半球备选区域包含两类地质类型: 高原和撞击坑, 地质年龄主要为雨海纪, 采样价值不突出。

综上所述, 综合考虑采样区的工程可实现性、地形地貌特征和科学价值等多方面的因素, 最终确定的“嫦娥五号”任务采样区范围为经度 $59^{\circ} \pm 10^{\circ}W$ 、纬度 $43^{\circ} \pm 2^{\circ}N$ 区域。

对于2017—2020年内给定的发射机会, 需要在已确定的采样区范围内, 根据标称轨道设计结果, 以及

地形地貌、着陆安全性等因素进一步确定该窗口对应的标称采样瞄准点及其分布范围。这部分工作的具体内容也超出了本文的讨论范畴, 这里只给出2020年11月24日首发窗口对应的采样区范围确定结果, 具体如表1和图17所示。

表 1 2020年首发窗口采样区域位置

Table 1 Sampling area of the first launch opportunity in 2020

位置	经度/ ($^{\circ}$)	纬度/ ($^{\circ}$)
左上角	-51.9599	43.1293
左下角	-51.9325	42.9191
右上角	-51.0779	43.2446
右下角	-51.0504	43.0361
中心点	-51.5052	43.0823

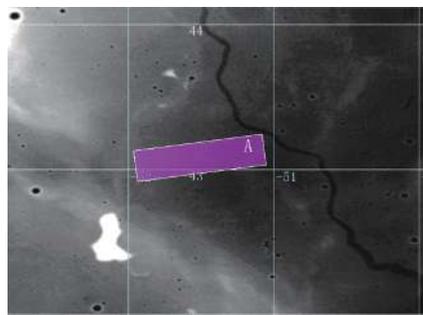


图 17 2020年首发窗口标称采样区

Fig. 17 Nominal sampling area of the first launch opportunity in 2020

6 结 论

“嫦娥五号”任务飞行过程复杂、约束条件多且耦合性强, 采样区域的选择与轨道设计密不可分。在保证满足任务要求的基础上, 能够尽量节省推进剂、覆盖更多发射窗口, “嫦娥五号”任务采用了轨道任务几何的方法进行采样区选择, 这在我国探月任务中尚属首次。该方法有效降低了工程任务的设计难度, 大幅降低了设计过程中的迭代次数, 为探测器系统设计创造良好的条件, 对保障任务成功具有重要意义。

根据工程各类的约束条件, “嫦娥五号”任务的可行的采样区域的纬度范围为 $43^{\circ} \pm 2^{\circ} \text{N}$, 经度范围为 $59^{\circ} \pm 10^{\circ} \text{W}$ 。该结果综合考虑了不同的发射窗口、测定轨及控制误差等因素带来的位置变化, 基本可适用于2017—2020年的所有可行发射窗口, 能够有效应对各类未知风险带来的发射推迟问题。

参 考 文 献

- [1] LEWIS J. Lunar landing and site selection study[R]. Washington, D. C.: NASA, 1965.
- [2] APOLLO FIELD GEOLOGY INVESTIGATION TEAM. Geologic exploration of Taurus-Littrow: Apollo 17 landing site[J]. *Science*, 1973, 182(413): 672-680.
- [3] IVANOV M A, MAROV Y M, BASILEVSKY A T, et al. Crater on the Moon: landing site selection for the Luna-Glob mission descent module[J]. *Solar System Research*, 2018, 52(7): 570-577.
- [4] HUANG J, XIAO Z Y, FLAHAUT J. Geological characteristics of Von Kármán crater, northwestern south Pole-Aitken basin: Chang'E-4 landing site region[J]. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2018, 123(7): 1684-1700.
- [5] MASURSKY H, CRABILL N L. Search for the Viking 2 landing site[J]. *Science*, 1976, 194(4260): 62-68.
- [6] SPENCER AD. Phoenix landing site hazard assessment and selection[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, 46(6): 1196-1201.
- [7] BONFIGLIO PE, ADAMS D, CRAIG L. Landing-site dispersion analysis and statistical assessment for the Mars Phoenix lander[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 48(5): 784-797.
- [8] GOLOMBEK M, GRANT J, KIPP D. Selection of the Mars Science Laboratory landing site[J]. *Space Science Reviews*, 2012, 170(1-4): 641-737.
- [9] GOLOMBEK M, KIPP D, WARNER N. Selection of the Insight landing site[J]. *Space Science Reviews*, 2017, 211(1-4): 5-95.
- [10] CONDON LG. Lunar orbit insertion targeting and associated outbound mission design for lunar sortie missions[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina: AIAA, 2007.

作者简介:

孟占峰(1980—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向: 深空探测轨道设计。

通讯地址: 北京5142信箱(100094)

电话: (010)68117624

E-mail: mengzf1129@qq.com

Sampling Area Selection for Chang'E-5 Mission Using the Orbital Geometry

MENG Zhanfeng, GAO Shan, PENG Jing

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: The mission trajectories of the Chang'E-5 are complicated with many constraints. Selecting a sampling area is largely determined by inseparable from the trajectory design. In this paper, the sampling area selection method based on the orbital geometry in the Chang'E-5 mission was first proposed and practiced. This method is constrained by principles of the most compact task schedule, the least fuel consumption, the most launch opportunities, and other requirements for sub-systems. First, the feasible sampling area range with the least of engineering implementation cost is calculated. And then the final sampling area range is determined by comprehensively considering the topographic safety and scientific value. Compared with the traditional method, this method considers the strong coupling between the location of the sampling area and the mission trajectory, which is unique to the lunar sampling return mission. Besides, this method determines the location and range of the sampling area from the aspects of feasible engineering implementation and wide adaptability, thus ensuring the optimality and wide adaptability of the mission plan. Due to the launch vehicle, the established launch window has been postponed from 2017 to 2020. The designed sampling area range is updated to the new launch date, ensuring that the mission trajectory design remained unchanged. The design laid a solid foundation ensuring the complete success of the Chang'E-5 Mission.

Keywords: Chang'E-5; sampling area; mission geometry; trajectory design; launch windows

Highlights:

- This paper reveals the strong coupling between the location of sampling area and mission trajectories from the aspect of mission geometry.
- A method for sampling area selection is proposed using mission geometry of Chang'E-5.
- The designed sampling area is updated to new launch window and ensuring that the mission trajectory design remained unchanged.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 刘勇]