嫦娥四号中继星任务轨道设计与实践

高珊^{1*}, 周文艳¹, 张磊¹, 梁伟光², 刘德成¹, 张熹¹

1. 中国空间技术研究院, 北京 100094;

2. 北京航天飞行控制中心, 北京100094

* E-mail: monicags@126.com

收稿日期: 2018-11-20; 接受日期: 2019-01-17; 网络版发表日期: 2019-02-14

国家自然科学基金(批准号: 61803027)资助项目

摘要 嫦娥四号中继星作为嫦娥四号任务的重要组成部分, 肩负着为月背面着陆任务提供中继通信的使命. 本文详细介绍了嫦娥四号中继星的任务轨道设计过程, 首先, 针对任务需求和约束给出了使命轨道方案的选择和设计结果; 其次, 针对转移轨道的任务关键参数、轨控策略及速度增量预算等方面进行了说明; 最后, 将在轨飞行实践情况与轨道设计结果进行了对比. 飞行数据表明, 中继星任务轨道设计结果正确, 策略设计合理, 可以满足中继任务要求.

关键词 嫦娥四号中继星, 地月L2点, 月球近旁飞行, Halo轨道, 轨道维持, 在轨飞行

1 引言

地月系L2点是地月系统中5个平动点之一, 位于地球至月球连线的延长线上. 平动点是第三体在受两个大天体的万有引力作用时, 引力合力与第三体自身惯性力的动平衡点. 1765年, Euler首次发现了一个旋转二体重力场中存在3个共线的天平动点, 1772年, Lagrange指出在一个旋转二体引力场中存在另外2个天平动点, 后人将这5个点统称为平动点, 也称拉格朗日点^[1,2]. 五个平动点之中, L1, L2和L3是共线平动点, L4和L5点为三角平动点.

由于平动点特殊的动力学特性和在三体问题中相对固定的几何位置, 使其在停泊中转、中继通信、天文观测、星际转移等深空探测任务中具备良好的工程

应用价值. 国外已开展了多次平动点探测任务, 发射了如ISEE-3, WIND, SOHO, ACE, MAP等探测器^[3,4], 但大多为利用日地L2平动点开展的科学探测活动. 对于地月系平动点, 虽然早在20世纪70年代, Farquhar^[5]就提出了发射一颗中继卫星至地月L2点Halo轨道以支持月背面载人探测任务的设想, 但直到2011年, 美国Artemis任务才首次进入地月系L1/L2点的Lissajous轨道进行探测^[6]. 近年来, 我国也先后开展了两次平动点探测任务, 分别是2011年的嫦娥二号的日地系L2点Lissajous轨道拓展试验, 以及2014年底的嫦娥五号飞行试验器服务舱的地月系L2点Lissajous轨道拓展试验^[7].

2019年1月, 嫦娥四号探测器实现了人类首次月球背面软着陆并开展巡视探测. 受月球自转周期和公转周期同步的影响, 在地球上无法直接与月球背面通信.

引用格式: 高珊, 周文艳, 张磊, 等. 嫦娥四号中继星任务轨道设计与实践. 中国科学: 技术科学, 2019, 49: 156–165

Gao S, Zhou W Y, Zhang L, et al. Trajectory design and flight results for Chang'e-4 relay satellite (in Chinese). Sci Sin Tech, 2019, 49: 156–165, doi: 10.1360/N092018-00393

为解决这一问题, 嫦娥四号任务先发射一颗环绕地月系L2点的中继卫星, 以建立地球与月球背面探测器的中继通信链路. 由于地月系L2点与地月几何关系相对固定, 因此在该点附近环绕飞行的卫星对月球背面持续可见, 可以有效支持月球背面着陆探测任务. 嫦娥四号中继星于2018年5月21日发射入轨, 与此前两次地月平动点任务不同, 嫦娥四号中继星是首个采用Halo轨道的地月系平动点任务, 为保障中继任务的顺利开展, 轨道设计需要充分考虑任务对空间几何、测控光照以及速度增量的约束要求, Halo轨道对转移飞行及捕获控制策略的要求比Lissajous轨道更为严格, 此外中继星需在平动点长期运行也对轨道维持策略提出了更高的要求. 为寻求满足月球探测L2点中继任务需求的飞行轨道, 在前期轨道设计工作中针对从地球出发到地月L2点的转移轨道和L2点附近的使命轨道进行了大量的研究, 分析了发射窗口、地月转移时间、近月点高度、近月点倾角和轨道振幅等因素对转移轨道和使命轨道特性的影响. 本文系统地总结了嫦娥四号中继星任务轨道设计过程, 首先针对任务需求和约束给出了标称轨道方案的选择和设计结果; 其次针对转移飞行轨道的任务参数选择、轨控策略设计及速度增量预算进行了说明; 最后将在轨飞行实践情况与轨道设计结果进行了对比. 飞行数据表明, 中继星任务轨道设计结果正确, 策略设计合理, 可以满足中继任务要求.

2 标称轨道设计

2.1 使命轨道设计

平动点轨道的一般表达式为

$$\begin{cases} \xi = -A_x \cos(\lambda t + \phi), \\ \eta = kA_x \cos(\lambda t + \phi), \\ \zeta = A_z \cos(\nu t + \psi), \end{cases}$$

图1 轨道类型示意图. (a) Lissajous轨道; (b) Halo轨道

其中, A_x 和 A_z 分别表示会合坐标系下面内和面外振幅, λ 为平面内振动频率, ν 为垂直平面振动频率, ϕ 和 ψ 为平面和垂直振动的初始相位. 其中会合坐标系的定义为, 原点O为地月L2点, X轴为地球指向月球方向, Y轴在白道面内垂直于X轴并指向月球公转方向, Z轴平行于白道法向.

常见的平动点轨道有Lissajous轨道和Halo轨道, 如图1所示. Lissajous轨道在地月旋转平面内和平面垂直方向的振动频率不同, 而Halo轨道在平面和垂直方向的振动频率相等, 目前工程应用中已实现的主要是这两种轨道. 平动点轨道还有其他几种类型, 如垂直轨道、轴向轨道、蝶形轨道等, 本文不进行讨论.

对于Lissajous轨道, 其轨道在会合坐标系下呈Lissajous曲线的形式, 虽然可以通过选取初始相位和轨道振幅使航天器尽量避开月球遮挡区域, 但在长时间飞行的情况下仍然难以避免月掩的出现^[8,9], 对关键事件测控弧段的安排带来不利. 因此考虑到保障长期运行对地通讯的需求, 中继星轨道类型选择Halo轨道. Halo轨道分为南向和北向, 由于嫦娥四号任务着陆区域位于南半球, 考虑使中继星能够更多时间处于南半球上空, 有利于中继任务的空间几何关系, 因此使命轨道选择南向Halo轨道.

Halo轨道在会合坐标系下的各向振幅分别记为 A_x , A_y 和 A_z , 三者单调相关, 利用解析方法, 可以计算出不同形状Halo在近月端、远月端位置以及各向振幅大小, 如图2所示. 为描述轨道方便, 后文中统一选用 A_z 作为轨道特征变量.

不同振幅的Halo轨道, 其任务几何条件、光照条件均有一定差异, 因此Halo轨道的振幅需根据中继任务需求、光照条件以及轨道维持消耗等因素综合确定. 在使命轨道的分析过程中, Halo轨道的计算以Richardson三阶近似解为初值, 采用微分修正进行计算,

图2 (网络版彩图)Halo轨道各向振幅关系. (a) 不同 A_z 振幅下的近/远月端位置; (b) 不同 A_z 振幅下的 A_x 和 A_y 振幅

模型考虑太阳、地球、月球以及太阳光压等的影响. 平动点轨道的求解采用解析方法求得需要的轨道位置和速度作为迭代初始参数, 在L2点的长期运行及轨道维持均采用二分法计算轨控的速度增量^[10,11].

2.1.1 任务几何

中继星承担着着陆器与地球之间的通讯任务, 因此在设计使命轨道时需充分考虑到轨道振幅参数对月掩、对月指向、月面可见性、与落点距离等空间几何条件的影响, 如图3所示, 主要的空间几何约束如下: (1) 为避免月掩及月球噪声干扰的约束: 星-地-月夹角 $\theta_{\text{MEP}} \geq 1^\circ$; (2) 中继星同时指向地球和着陆点需满足天线波束角约束: 落点-星-地夹角 $\theta_{\text{EPL}} \leq 30^\circ$; (3) 为满足对着陆器/巡视器天线的指向覆盖, 中继星相对月面落点的最小可视仰角为 5° ; (4) 中继星至月面落点的相对距离不大于80000 km.

表1给出了 A_z 向振幅在10000~20000 km之间的南向Halo轨道的空间几何条件分析结果. 根据计算结果可知, 随着 A_z 向振幅的增加, MEP角、EPL角和距离增加, 相对落点的最低仰角则减小, 当 A_z 向振幅超过

13000 km时, EPL角达到 30° 以上, 无法满足约束. 因此, 中继星的轨道 A_z 向振幅不应超过13000 km.

2.1.2 光照条件

除空间几何条件外, 在进行中继轨道设计时, 还应当关注轨道参数与光照条件的关系. 地月L2点附近的阴影是由于受到地球或月球遮挡而造成的. 由于L2点空间位置的特殊性, 运行在其附近的航天器光照、阴影的规律与环月轨道差异很大, 其阴影时长往往也远长于环月轨道. 为避免过长的阴影时间对航天器的安全性造成威胁, 在使命轨道设计中开展了Halo轨道振幅、相位对光照影响规律的分析工作.

轨道振幅和Halo轨道的初始相位均会对阴影时长和频率造成影响, 选取不同振幅($A_z=10000, 12000, 13000$ km)的Halo轨道, 开展不同初始相位条件下的轨道在3年内的阴影情况分析和统计. 轨道初始相位按照不同初始时刻到达远月端来定义, 初始时刻选取2018年5月开始连续2个月的时间段, 步长为1天进行分析. 阴影次数和时长的统计均按照有效阴影(光照强度小于50%)计算. 不同振幅轨道运行3年内阴影次数和时

图3 平动点轨道的空间几何条件示意图

表 1 不同振幅参数下的空间几何条件

A_z (km)	最小MEP (°)	最小MFP (°)	EPL (°)	相对落点 最低仰角 (°)	与落点 距离 (km)
10000	>0.9	>1.0	5.5~28.3	>22	4.8~7.8
12000	>1.2	>1.3	7.7~28.9	>21	4.7~7.9
13000	>1.3	>1.4	9.0~29.7	>20	4.7~7.9
15000	>1.5	>1.6	10.1~30.7	>18	4.7~7.9
20000	>2.1	>2.2	14.8~33.9	>14	4.7~8.0

间统计结果如表2所示.

不同初始相位下3年内的有效阴影次数和时长的

表 2 阴影分析结果汇总

A_z 振幅 (km)	阴影发生次数	最长阴影时长 (h)
10000	3~18	2.8~30.9
12000	3~17	2.7~47.5
13000	3~20	2.6~19.1

统计结果见图4, 图中横坐标的轨道起始日期为到达远月端的初始时刻, 对应不同的轨道初始相位.

通过对阴影情况的统计分析可知, 对于大部分日期而言, Halo轨道振幅越大, 最长有效阴影时长越短, 出现阴影时长低于5 h、次数少于10次的连续天数更

图 4 不同初始相位下的最长有效阴影统计. (a) $A_z=10000$ km轨道最长有效阴影; (b) $A_z=10000$ km轨道阴影次数; (c) $A_z=12000$ km轨道最长有效阴影; (d) $A_z=12000$ km轨道阴影次数; (e) $A_z=13000$ km轨道最长有效阴影; (f) $A_z=13000$ km轨道阴影次数

多. 综合上述分析结果, 应在满足空间几何约束条件的情况下尽量选择更大的振幅, 因此确定中继星使命轨道为 A_z 向约13000 km的南向Halo轨道, 相应的 A_x 向振幅约12500 km, A_y 向振幅约38000 km, 轨道周期约14天.

2.1.3 维持策略

嫦娥四号中继星计划在地月系L2点运行3年, 由于L2点为不稳定点, 且飞行过程中存在多种摄动和误差因素, 因此需要定期进行轨道控制才能保证中继星在L2点附近的长期运行. Halo轨道的维持位置、频率和策略需要综合考虑推进剂约束、测控系统要求以及GNC分系统能力进行设计. 维持控制策略考虑以下两种^[12,13]: (1) 拟Halo轨道方式, 维持目标是轨道在Halo轨道附近, 与Halo轨道的幅值偏差保持在一定范围内; (2) Halo轨道方式, 其维持目标是严格的Halo轨道.

以速度误差各向分量0.01 m/s为例, 计算不同控制方式和频率对应的速度增量如表3所示^[14]. 表中的R, T, N表示误差方向分别沿月心径向、横向和法向.

通过计算可以看出, 在同样误差条件下, Halo方式比拟Halo方式维持轨道所需的速度增量更多; 在同样是拟Halo的维持方式下, 控制频率越高, 总的速度增量越小, 半圈一次的控制频率比一圈一次所需的速度增量大幅下降. 因此, 考虑到推进剂约束, 在保证Halo

表 3 轨道维持速度增量统计(1 σ)

控制方式	误差方向	误差量 (m/s)	平均每年 (m/s)
拟Halo方式, 每圈一次	X(T)	0.01	87.5
	Y(N)	0.01	12.5
	Z(R)	0.01	265
Halo方式, 半圈一次	X(T)	0.01	150
	Y(N)	0.01	120
	Z(R)	0.01	290
拟Halo方式, 半圈一次	X(T)	0.01	15
	Y(N)	0.01	3
	Z(R)	0.01	15

轨道形状的同时尽量减小轨控所需的速度增量, 中继星轨道维持选择拟Halo方式, 维持频率为7天左右一次. 飞控实施中可根据测控系统对测控弧段的具体需求以及轨控精度的实现能力, 对维持位置进行适当调整.

2.2 转移轨道设计

嫦娥四号中继星采用月球近旁流形捕获变轨转移的方式, 这种转移方式兼顾了转移时间、速度增量消耗以及测控距离等因素, 且已在嫦娥五号飞行试验器拓展任务中得到了在轨验证^[7]. 整个中继星的转移过程如图5所示. 首先由运载火箭发射直接进入地月转

图 5 (网络版彩图)中继星飞行轨道示意图

移轨道, 飞行至近月点时进行减速变轨, 所需速度增量约 200 m/s, 减速的速度增量不足以捕获成月球卫星, 卫星在飞越月球后进入地月 L2 点附近的稳定流形, 在到达 L2 点附近时可不经变轨或只需很小的速度增量就进入环绕 L2 点的轨道^[15]. 在到达 L2 后的第一圈轨道上中继星择机执行 2~3 次的捕获机动, 最终进入 Halo 轨道.

中继星的转移轨道包括地月转移、近月制动、月球至 L2 点转移以及捕获段共 4 个飞行阶段的轨道, 变轨主要包括近月制动、捕获控制以及数次中途修正和轨道修正, 转移轨道的设计需要考虑各类工程要求和约束来确定轨道参数, 速度增量需求是最重要的约束条件.

2.2.1 关键参数选择

转移轨道的地球出发高度、倾角等参数根据运载要求确定, 需设计的关键参数主要包括地月转移飞行时间、到达近月点的升降轨方式、近月点高度、近月点倾角等. 图 6 和 7 给出关键参数与变轨速度增量之间的关系.

综合分析结果, 同时考虑近月点测控条件、安全性等因素, 确定了地月转移轨道近月点高度 100 km, 降轨 15° 到达, 转移时间约 4.6 天.

2.2.2 近月制动与捕获控制策略设计

近月制动至捕获段飞行轨迹示意如图 8 所示.

中继星在到达近月点时执行一次近月制动, 通过调整变轨速度增量使其在控后第三次穿越会合坐标系 XOZ 面时的 X 向速度为 0^[7]. 近月制动结束后卫星进入

地月 L2 点附近的稳定流形, 飞行 3~4 天后进入 L2 点附近的 Lissajous 轨道, 为使中继星准确进入满足任务要求的使命轨道, 在到达 L2 后的第一圈轨道上安排了 3 次捕获控制, 如图 8 所示, 位置“1”, “2”和“3”分别表示探测器飞越月球后的 3 次捕获控制位置. 其中第一次捕获控制, 安排在中继星到达 L2 点前后, 用于修正之前的飞行误差, 控制策略与近月制动策略一致, 目的是保证第一圈轨道的稳定性, 在误差很小的情况下可以取消; 第二次捕获控制安排在旋转系 XOY 面附近进行机动, 通过调整变轨速度增量使得卫星能够在预定时刻到达目标 Halo 轨道的位置; 第三次捕获控制安排在旋转系 XOZ 面附近, 在中继星到达目标 Halo 轨道的位置时执行, 通过调整变轨速度增量使得中继星满足 Halo 轨道速度要求.

捕获控制位置的选择综合考虑了速度增量、测定轨弧段要求等因素, 同时通过对目标 Halo 轨道进入相位的优化获得了速度增量最优解的轨控策略.

2.2.3 修正策略设计

转移飞行过程中的修正控制包括中途修正和轨道修正. 中途修正共安排了 5 次, 分别用于修正运载入轨误差以及转移轨道各次轨控残差, 其中地月转移段安排了 3 次中途修正, 通过调整变轨速度增量瞄准近月点目标状态; 近月制动结束后至 L2 点的转移段安排了 2 次中途修正, 用于消除近月制动控制残差, 其控制策略与近月制动策略一致. 轨道修正共安排了 3 次, 目的是在捕获段修正 3 次捕获控制残差, 保证轨道稳定性.

中途修正和轨道修正速度增量的大小主要受火箭入轨精度指标、测定轨精度指标和轨控精度的影响.

图 6 转移时间(a)和到达方式(b)对近月制动的影响

图 7 近月点高度(a)和近月点倾角(b)对近月制动和捕获控制的影响

图 8 (网络版彩图)捕获控制示意图

修正时机的安排需要综合考虑误差扩散情况、测定轨弧段要求以及推进剂约束来决定,表4给出根据各项指

标及任务约束确定的修正时序及速度增量预算。

2.3 发射窗口设计

根据工程总体要求及嫦娥四号探测器的研制进度需求,针对2018年5~6月间的所有发射窗口进行了搜索。发射窗口的计算按照近地点200 km、出发倾角28.5°、近月点100 km、近月点倾角15°的要求,并主要考虑以下筛选因素: (1) 近地点幅角144°~180°; (2) 每天1~2个发射窗口; (3) 光照条件要求为地月转移尽量无阴影,使命轨道工作期间一次连续阴影时间不大于6 h。

近地点幅角随时间变化情况如图9所示,每个月均有连续的4~5天机会可以满足运载要求。

对于使命轨道的光照条件,通过前文的分析可知,使命轨道的有效阴影次数和时长随轨道初始相位改变较大,每月均有两个连续约5~7天的机会,分别在农历初五~初十、二十~二十五前后,在这两个时间段内到

表 4 修正时机安排及速度增量预算

飞行阶段	轨控事件	修正时机	速度增量预算 (m/s)
地月转移	第1次中途修正	器箭分离后17 h	36
	第2次中途修正	器箭分离后41 h	10
	第3次中途修正	近月点前24 h	
月球至L2转移	第4次中途修正	近月制动后24 h	27
	第5次中途修正	近月制动后48 h	5
捕获段	第1次轨道修正	第1次捕获后48 h	5
	第2次轨道修正	第2次捕获后48 h	
	第3次轨道修正	第3次捕获后48 h

图 9 地月转移轨道的近地点幅角变化

达L2点使命轨道的卫星3年内的有效阴影次数少且时间短。因此发射窗口设计即是在满足近地点幅角约束的发射机会内,对到达Halo轨道的时间进行筛选,来保证3年长期飞行过程中阴影次数尽可能少、时长尽可能短。

3 在轨飞行情况

嫦娥四号中继星于2018年5月21日05时54分由CZ-4C火箭发射入轨,由于入轨精度较高,原定的3次地月转移中途修正仅执行了第1次,第2次和第3次中途修正均取消。地月转移段飞行约112 h后,中继星到达近月点附近,近月点高度111.6 km,倾角 14.9° ,中继星于5月25日21时32分开机执行近月制动,速度增量203.2 m/s,控后进入月球至L2点转移轨道,由于控制

精度较高,预定的第4次中途修正取消,仅执行了第5次中途修正。中继星于5月29日09时到达地月L2点附近进入捕获段轨道,由于轨控误差较小,捕获段仅执行了第2次和第3次捕获控制,第1次捕获控制以及3次轨道修正均取消。表5给出进入使命轨道前的轨控事件情况汇总。

中继星于2018年6月14日11时执行了第3次捕获机动控制,第3次捕获点与预定位置的偏差不得超过20 km,控后进入Z向振幅为13000 km的南向Halo轨道,控后当圈振幅与标称设计结果差异小于20 km。

进入使命轨道后至2018年8月底,中继星围绕L2点飞行5圈,共实施10次轨道维持。各次轨控位置统计如图10所示。针对已有的维持实施情况分析了维持频率和速度增量消耗,中继星轨道维持频率大多在4~10

表 5 转移飞行阶段轨道控制

飞行事件	日期/BJT	速度增量 (m/s)	备注
第1次中途修正	2018-05-21	3.1	
第2次中途修正	2018-05-22	—	取消
第3次中途修正	2018-05-24	—	取消
近月制动	2018-05-25	203.2	
第4次中途修正	2018-05-26	—	取消
第5次中途修正	2018-05-27	0.4	
第1次捕获机动	2018-05-30	—	取消
第1次轨道修正	2018-06-01	—	取消
第2次捕获机动	2018-06-08	1.0	
第2次轨道修正	2018-06-10	—	取消
第3次捕获机动	2018-06-14	65.1	
第3次轨道修正	2018-06-16	—	取消

图 10 (网络版彩图)各次轨道维持点在Halo轨道位置统计。(a) 轨控位置在YOZ面投影;(b) 轨控位置在XOY面投影

天左右一次, 一年对应的速度增量约为18 m/s, 可以满足前期设计的速度增量预算。

4 结论

本文详细介绍了嫦娥四号中继星的轨道设计过

程, 包括使命轨道以及转移轨道的方案选择、关键参数确定及轨控策略设计、优化等, 并对在轨飞行的结果进行了评估。中继星任务的成功实施, 验证了轨道设计和轨控策略设计的正确性和合理性, 可为后续相关月球探测任务和平动点探测任务的轨道设计工作提供经验与参考。

参考文献

- 1 Barrow-Green J. Poincaré and the Three-body Problem. Providence, Rhode Island: American Mathematical Society-London Mathematical Society, 1997
- 2 Barden B T. Application of dynamical systems theory in mission design and conceptual development for libration point missions. Dissertation for Doctoral Degree. Purdue: Purdue University, 2000
- 3 Farquhar R W. The flight of ISEE-3/ICE: Origins, mission history, and a legacy. In: AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Boston, 1998
- 4 Wild W, Kardashev N S, Likhachev S F, et al. Millimetron—A large Russian-European submillimeter space observatory. *Exp Astron*, 2009, 23: 221–244
- 5 Farquhar R W. The Utilization of Halo Orbits in Advanced Lunar Operations. Greenbelt, Maryland: Goddard Space Flight Center, 1971
- 6 Sweetser T H, Broschart S B, Angelopoulos V, et al. Artemis mission design. *Space Sci Rev*, 2011, 165: 27–57
- 7 Meng Z F, Gao S, Wang Z S, et al. Trajectory design for extended mission of circumlunar return and reentry test. In: IAA/AAS DyCoss 2018. Hunan, 2018
- 8 徐明, 徐世杰. 地月系L2点Lissajous轨道卫星对地月的跟踪规律研究. *宇航学报*, 2008, 29: 59–65
- 9 梁伟光, 周文艳, 周建亮. 地月系L2平动点卫星月掩规避问题分析. *航天器工程*, 2015, 24: 44–49
- 10 周文艳, 黄昊, 刘德成, 等. 嫦娥二号卫星日地L2点扩展任务轨道设计. *中国科学: 技术科学*, 2013, 43: 609–613
- 11 Dunham D W, Jen S J, Roberts C E, et al. Transfer trajectory design for the SOHO libration-point mission. In: 43rd International Astronautical Congress. Washington, 1992
- 12 Folta D C, Pavlak T A, Howell K C, et al. Stationkeeping of Lissajous trajectories in the Earth-Moon system with applications to ARTEMIS. In: 20th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. San Diego, 2010
- 13 Howell K C, Pernicka H J. Station-keeping method for libration point trajectories. *J Guidance Control Dyn*, 1993, 16: 151–159
- 14 高珊, 周文艳, 梁伟光, 等. 地月拉格朗日L2点中继星轨道分析与设计. *深空探测学报*, 2017, 4: 122–129
- 15 Gordon D P. Transfers to earth-moon L2 Halo orbits using lunar proximity and invariant manifolds. Dissertation for Master Degree. Indiana: Purdue University, 2008

Trajectory design and flight results for Chang'e 4-relay satellite

GAO Shan¹, ZHOU WenYan¹, ZHANG Lei¹, LIANG WeiGuang², LIU DeCheng¹ & ZHANG He¹

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

² *Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China*

The Queqiao communication relay satellite, as an important part in Chang'e-4 mission, relays commands and data between Earth station and lander for the farside lunar landing mission. This paper introduces trajectory design method and flight result of the relay satellite. Firstly, design method and analysis results of Halo orbit is given with mission requirements and constraints. Secondly, the transfer trajectory is studied, including trajectory characteristics, maneuver strategies and ΔV budget. In the end, the flight data is compared with predicted value.

Chang'e-4 mission, Earth-Moon L2 point, lunar flyby, Halo orbit, orbit station-keeping, flight validation

doi: [10.1360/N092018-00393](https://doi.org/10.1360/N092018-00393)