

一种探月任务多窗口发射轨道设计方法

唐明亮¹, 王颖¹, 张学功¹, 古艳峰^{1*}, 卢亮亮²

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109; 2. 探月与航天工程中心, 北京 100037)

摘要: 针对探月任务多窗口发射需求和目标轨道受到明显月球引力摄动的特点, 提出一种快速高效的发射轨道设计方法: 在火箭分离前的发射段, 各发射窗口对应的发射轨道的一、二级飞行段完全相同, 仅调整三级工作段程序角和无动力滑行时间, 以满足入轨要求; 在末级排放段, 微调末级速度方向, 利用月球摄动抬高末级近地点高度, 使之超过GEO保护区。该方法可统一火箭一、二级飞行段状态, 缩小子级残骸落区范围, 增强入轨参数设计的灵活性, 显著提高星箭入轨参数迭代和相关分析工作的效率, 明显改善末级离轨效果, 符合空间安全相关要求, 可推广应用于其他深空探测任务的多窗口发射轨道设计。

关键词: 嫦娥4号; 中继星; 长征4号丙; 发射轨道

中图分类号: V412.4+1

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2017)02-0118-04

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2017.02.003

引用格式: 唐明亮, 王颖, 张学功, 等. 一种探月任务多窗口发射轨道设计方法[J]. 深空探测学报, 2017, 4(2): 118-121.

Reference format: Tang M L, Wang Y, Zhang X G, et al. A method of multi-window launch trajectories design for lunar exploration mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(2): 118-121.

0 引言

“嫦娥4号”(简称CE-4)任务为探月工程的重要组成部分, 属国家重大工程。根据探月工程总体安排, CE-4探测器拟着陆于月球背面, 开展月面探测, 并通过地月L2点中继星建立CE-4探测器与地球的通信联系。“长征4号丙”(CZ-4C)运载火箭承担CE-4中继卫星发射任务。CZ-4C火箭在近地空间将卫星送入地月转移轨道后, 卫星沿轨道无动力滑行, 利用弹弓效应借力月球实现部分变轨, 最终在地月L2点附近形成绕飞轨道。

为提高发射成功概率, 根据CE-4中继星任务提出的多窗口轨道迭代要求, 结合CZ-4C火箭滑行时间限制, 开展了火箭多窗口轨道设计和滑行时间优化, 主要约束条件包括: 连续两天具备发射条件; 每天有两个发射窗口, 且卫星飞至月球附近时, 地球地面测控条件基本相同; 近地点幅角范围须符合限制条件。经中继星和运载火箭双方多轮迭代协调, 初步筛选出4个发射窗口, 参见图1和图2。

在方案阶段, 按照以往常规思路设计了4条发射轨道方案, 彼此独立, 设计工作量较大。相比常规的太阳同步轨道、倾斜圆轨道任务中的半长轴、偏心率、轨道倾角限制条件, 中继星发射轨道比较特殊, 还需

要对近地点幅角和真近点角、升交点地理经度进行限制; 同时, 结合落区初步勘察情况, 运载火箭子级残骸落区的约束条件较强, 设计难度较高。若在后续发射轨道设计时继续采用原有设计思路, 将会面临如下弊端。

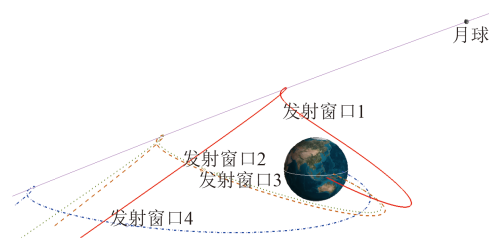


图1 地月转移轨道示意图(参考坐标系: 地球J2000坐标系)

Fig. 1 Illustration of Lunar Transfer Orbit (reference coordinate system: Earth's J2000)

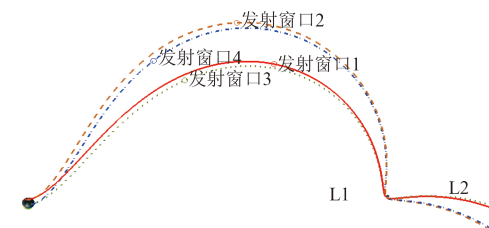


图2 地月转移轨道示意图(参考坐标系: 月球Fixed坐标系)

Fig. 2 Illustration of Lunar Transfer Orbit (reference coordinate system: Moon's Fixed)

1) 由于部分入轨参数调节难度高, 需要继续与卫星方进行入轨参数多轮迭代协调。

2) 4个窗口对应标准发射轨道的一子级、卫星整流罩、二子级理论落区不完全重合, 导致理论落区范围较大, 不利于弹道设计时的落区选择和发射前的疏散。

3) 若考虑高空风减载, 则需要设计4条射前高空风减载弹道; 需用力学、姿控、制导等相关专业知识对4条发射轨道进行逐条全程分析, 工作量成倍增加。

4) 若按照以往末级排放段设计调头减速思路, 火箭末级将再入地球, 并且各窗口对应的末级再入地点不同。部分状态对应的再入点靠近人口稠密区。

为提高星箭迭代效率, 缩短研制时间, 增强设计灵活性, 改善末级离轨效果, 结合地月转移轨道 (Lunar Transfer Orbit, LTO) 要求, 本文提出一种针对多窗口发射轨道的快速设计方法。

1 设计方法

考虑到火箭发射轨道计算模型一般以发射坐标系和地心固连坐标系为参照系, 因此将J2000系下的卫星入轨要求值转换为相对地心固连系的要求值。为便于目标轨道近地点幅角的调整, 在三级两次工作之间 (滑行段) 加入约200 km高的近圆形停泊轨道^[1], 参见图3。

为尽量减小多窗口弹道彼此之间的差异, 先设计第一个发射窗口的发射轨道, 作为基准发射轨道; 其余发射窗口对应的发射轨道的一、二级飞行段标准弹道沿用基准发射轨道。因此, 发射方位角、一二飞行段对应的程序角、关机特征量、子级落区等设计值与

基准发射轨道完全相同; 仅需在后续三级两次工作段和无动力滑行段进行调整以满足卫星入轨参数要求。其中, 调整主要包括偏航机动和滑行时间调整两方面。另外, 三级段俯仰程序角、三级关机时间也会有细微调整。

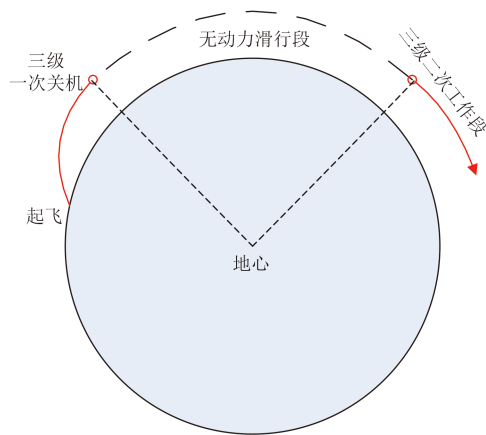


图3 发射轨道分段示意图

Fig. 3 Illustration of launch trajectory sections

1) 偏航机动

考虑到各窗口对应的轨道倾角相差不大, 因此, 可在纬度不为零的三级一次和二次工作段施加两次偏航机动, 实现对入轨点参数中的升交点地理经度和轨道倾角的微调^[2], 且对运载能力影响较小, 见图4。

2) 滑行时间

三级无动力滑行段为200 km高度的近圆形停泊轨道, 因此, 通过调整三级无动力滑行段时间, 可改变卫星入轨点的近地点幅角。

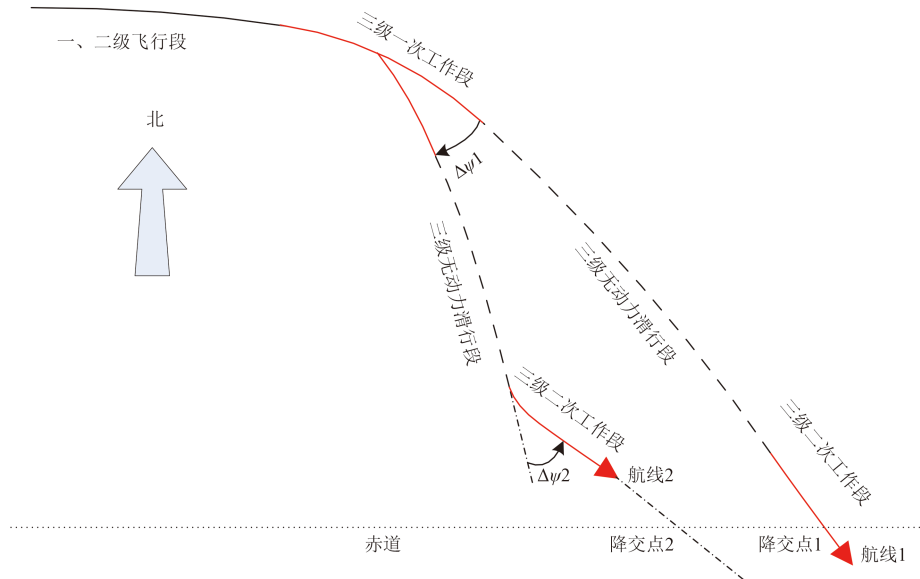


图4 偏航机动调整示意图

Fig. 4 Illustration of yaw maneuver

根据环绕速度与地心距关系^[3], 可得滑行时间调整量初值 Δt 的计算公式

$$\Delta t = \Delta \omega \sqrt{\frac{(R_e + h)^3}{GM}}$$

(1)

式中: $\Delta \omega$ 代表相对近地点幅角调整量(单位: rad); R_e 代表地球平均半径(单位: m); h 表示停泊轨道高度(单位: m); GM 表示地球引力常数。

3) 排放段调姿

星箭分离后, 末级恰当调姿, 末级姿控正推推力主要用于微调末级速度方向, 而非用于减速。当末级飞越月球时, 利用月球摄动, 末级近地点高度得到大幅提高。由此可避免末级再入地球, 并且避开低地球轨道(Low Earth Orbit, LEO) ($0 \leq h \leq 2\,000\text{ km}$) 和地球静止轨道(Geostationary Orbit, GEO) ($h \in 36\,000 \pm 200\text{ km}$) 受保护区域^[4]。

2 仿真分析

2.1 发射段

根据上节所述方法, 设计仿真出火箭4条发射轨道, 对应的主要参数对比参见表1。

火箭从西昌卫星发射中心起飞, 四个发射窗口对应的火箭航线在二级飞行段完全重合, 途经四川、云

南、贵州、湖南、江西、福建, 从中国台湾北部出境, 境外经过琉球群岛南部岛屿, 在太平洋海域上空分别实施星箭分离。火箭飞行高度、飞行航线对比曲线见图5和图6。

表1 4条发射轨道的主要参数对比

Table 1 Comparison of main parameters

名称	窗口1	窗口2	窗口3	窗口4
三级一次工作时长/s	269.4	269.6	269.6	269.7
无动力滑行时长/s	748.0	571.3	603.0	431.5
三级二次工作时长/s	140.1	140.2	140.2	140.3
三级一次段偏航调姿量/(°)	-0.1	-1.3	-1.2	-2.3
三级二次段偏航调姿量/(°)	0.1	1.6	1.5	2.8

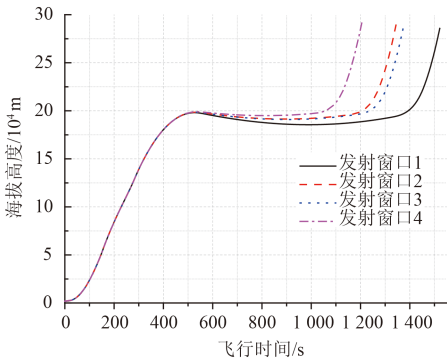


图5 火箭飞行高度对比示意图
Fig. 5 Illustration of comparison of LV flight altitudes

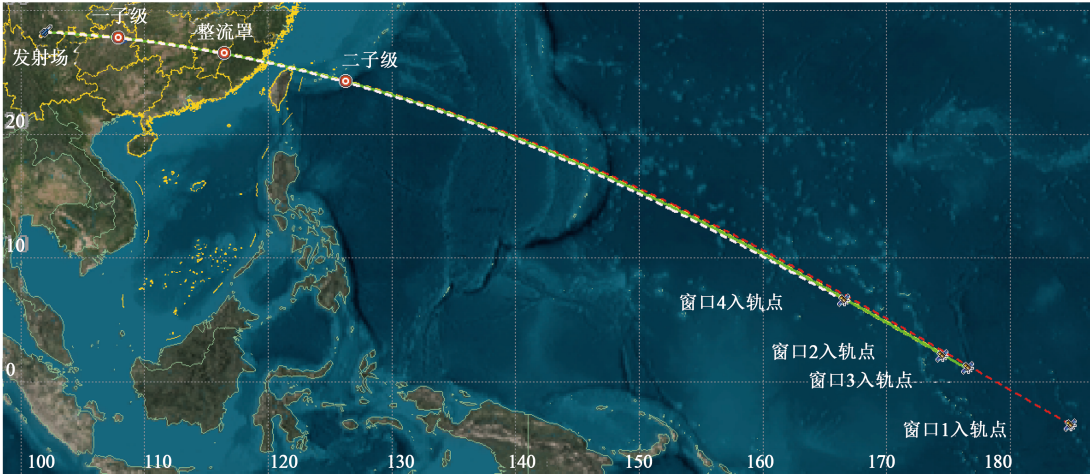


图6 火箭航线对比示意图
Fig. 6 Illustration of Comparison of LV ground tracks

2.2 排放段

三级级会飞越月球, 受到月球引力摄动, 因此最终停留轨道会发生改变。4条弹道相应的三级级远离月球后的轨道形状见图7。分析可知, 三级级最终停留在近地点高度超过4.9万 km的轨道上, 因此在很长时间内不会穿越或进入LEO和GEO太空受保护区内, 符合空间安全相关要求。

3 结 论

本文针对CE-4中继星任务多窗口发射需求和目标轨道明显受月球引力摄动的特点, 提出一种快速高效的发射轨道设计方法: 在起飞至卫星入轨的发射段, 所有发射窗口的发射轨道一、二级飞行段弹道完全相同, 通过在三级工作段偏航机动、调整三级无动力滑

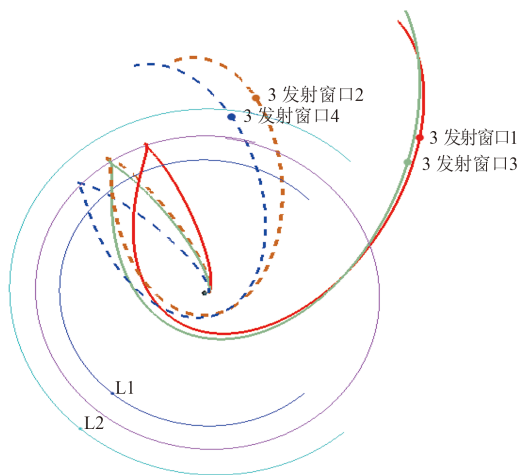


图7 三子级离轨轨迹对比示意图(从地球北极上空俯视)

Fig. 7 Illustration of comparison of orbital stage de-orbit trajectories (top view of Earth north pole)

行段时间等措施,实现卫星精确入轨;在星箭分离后的末级排放段,通过微调末级速度方向,利用月球引

力摄动,大幅增加末级近地点高度。该方法统一了发射方位角和各子级残骸落区,简化了火箭飞行状态,可提高星箭迭代设计和相关分析工作的效率,避免末级再入或侵入LEO、GEO受保护区,离轨效果得到显著改善,可在其他深空探测任务多窗口发射轨道设计工作中推广应用。

参 考 文 献

- [1] 龙乐豪. 总体设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1996: 335-337.
- [2] 李济生. 航天器轨道确定[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 110-111.
- [3] 贾沛然. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993: 82.
- [4] IOF Standardization. 24113: 2011(E), Space systems-space debris mitigation requirements[S]. [S. l.]: ISO, 2010.

作者简介:

唐明亮(1981-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 弹道与制导设计。

通信地址: 上海市闵行区元江路3888号(201109)

电话: (021)24186716

E-mail: tang2mingliang@sina.cn

A Design Method of Multi-Window Launch Trajectories Design for Lunar Exploration Mission

TANG Mingliang¹, WANG Ying¹, ZHANG Xuegong¹, GU Yanfeng^{1*}, LU Liangliang²

(1. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China;

2. Center of Lunar Exploration and Space Program, Beijing 100037, China)

Abstract: Aiming at multi-window launch requirements as well as the target orbit's property of strong lunar perturbation in lunar exploration mission, a quick and efficient design method of launch trajectory is presented in this paper. During the launch phase before Spacecraft/Launch Vehicle (SC/LV) separation, each launch window has the same trajectory in the first and second stage flight sections, only the program angles of third stage work sections and the durations of coast sections need to be adjusted to satisfy injection requirements. During the orbital stage passivation phase, in order to raise the perigee altitude of orbital stage above GEO protected region, its velocity direction is properly modified with the help of lunar perturbation. This method can consolidate LV's status in first and second stage flight sections, reduce sub-stages' impact zones, strengthen the flexibility of injection parameter design, enhance the efficiency of injection parameter iteration and relative analyses, obviously improve the de-orbit effect of orbital stage, meet the requirements of space safety. This method can be applied to multi-window launch trajectory design for other deep space missions.

Key words: Chang'e-4; relay satellite; CZ-4C; launch trajectory

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 朱鲁青]