

# 月球探测器飞越多小天体的拓展任务设计\*

刘磊, 陈明, 张尧

(北京航天飞行控制中心 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094)

**摘要:**为充分利用月球探测任务完成后的探测器,提出控制其从环绕月球或地球的轨道出发开展多个小天体飞越探测拓展任务。结合月球探测任务完成后的探测器飞行状态,重点分析了逃逸月球或地球的能量需求,以及小天体飞越探测的其他必要条件,如小天体亮度、星载设备能力约束等。研究了小天体目标确定和转移轨道设计方法,针对小天体目标众多引起的搜索空间和计算量大、多目标序列优化复杂等问题,设计了小天体目标多层择优搜索算法。以嫦娥五号为例,搜索得到了多个可行的小天体飞越探测方案,结果表明在给定约束下可以交会最多5个小天体,包括尺寸较大的小行星12923。研究结论可直接用于嫦娥五号拓展任务,并为后续月球和小天体探测任务提供有益参考和借鉴。

**关键词:**月球探测;小天体;飞越任务;嫦娥五号;拓展任务

**中图分类号:**V412 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2023)03-039-06

## Design of extended mission to flyby multi small celestial bodies using lunar probe

LIU Lei, CHEN Ming, ZHANG Yao

(Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

**Abstract:** For a full utilization of the probe after the lunar exploration, the extended mission using the probe for flybys of multi small celestial bodies from the Moon or Earth orbit was proposed. Combined with the flight status of the probe after the lunar exploration mission, the energy requirement for escaping from the Moon or the Earth was emphatically analyzed, together with other necessary conditions for the flyby mission, such as the brightness of small celestial bodies, the capacity of onboard equipment, etc. The methods of selecting small celestial bodies and trajectory design were studied. Aiming at the problems of large search space, large amount of computation and hard optimization of multi target sequences caused by large number of targets, a multi-layer optimal search algorithm for small celestial bodies was designed. Taking Chang'e-5 as an example, the search yielded several feasible solutions for small celestial bodies' flyby detection. The result shows that the orbiter can approach up to five asteroids under given constraints, including the large Asteroid 12923. The study conclusion can be used for the Chang'e-5 extended mission, and provide beneficial reference for the future missions of the Moon and small celestial bodies.

**Keywords:** lunar exploration; small celestial body; flyby mission; Chang'e-5; extended mission

小行星和彗星等小天体对于宇宙科学、生命起源等研究具有重要价值,其蕴含的矿产资源具有应用价值,因而一直是深空探测的热点。从小天体国际探测任务发展看,主要包括三个阶段:飞越、绕飞和附着、采样返回,目前人类已经实现了对Eros、Vesta等十余颗小行星、“楚留莫夫-格拉希门克”和19P/Borrelly彗星的飞越探测,日本“隼鸟”探测器在国际上首次实现了对小行星“龙宫”的采样返回<sup>[1-10]</sup>。我国2012年实施了嫦娥二号飞越探测小行星4179拓展任务<sup>[11]</sup>,成功获取了该小行星的近距离光学图像,相关研究表明其可能是碎石堆结构,并发现了其表面的巨盆

地、陨石坑等新特征<sup>[12]</sup>。该任务的成功实施说明利用月球探测器开展小天体拓展任务,既可以充分发挥探测器价值,实现工程效益最大化,又有望获取地外天体研究所需的重要原始资料,同时可为后续小天体探测、威胁防御、开采利用等任务提供宝贵的关键技术验证机会。

为此,本文从我国小行星探测已有经验和现状出发,结合我国嫦娥五号(Chang'e-5, CE-5)任务现状,研究基于月球探测器的多小天体飞越探测轨道设计,考虑利用CE-5轨道器开展小天体飞越探测拓展任务。在CE-5任务成功返回月球采样后,轨道器进入地心大椭圆轨道,“隼

\* 收稿日期:2021-06-28

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11773004,11303001)

作者简介:刘磊(1980—),男,安徽蚌埠人,高级工程师,博士,E-mail:llbacc@139.com

鸟-2号”小行星采样返回任务结束后的飞行状态与之相同,其拓展任务轨道采用多次地球借力方式,计划于 2031 年与小行星 1998 KY26 交会<sup>[13-14]</sup>。在 NASA 提出的近地小行星探测计划中,立方星探测器从月球出发,也将通过多次月球借力前往小行星<sup>[15-16]</sup>。通过借力方式前往小行星可以节省推进剂,但是也存在飞行时间长、控制次数多等缺点,由此增加任务成本和风险。

本文基于 CE-5 轨道器能量、飞行时间和距离等约束,采用直接转移方式设计飞越探测轨道,重点研究小天体目标及其转移轨道的搜索设计算法,给出相应的飞越探测方案,为月球探测器的拓展任务提供可行方案。

## 1 任务分析

以我国嫦娥工程为例,月球探测任务类型包括绕月探测(如嫦娥一号和二号)、着陆巡视探测(如嫦娥三号和四号)和采样返回探测(如嫦娥 5T1 和五号),其中绕月探测和采样返回探测完成时,探测器一般位于环绕月球或者地球的轨道,在剩余推进剂和其余状态允许的条件下,均可以考虑开展小天体飞越探测拓展任务,以实现任务资源的充分利用。

作为小天体飞越探测拓展任务的首要前提,月球探测器剩余推进剂必须首先确保其可以逃逸月球或地球,由此需要分析拓展任务对探测器剩余推进剂的最低需求,即中心天体逃逸需求。

设月球或地球半径为  $R_c$ ,探测器逃逸时刻位于月球或地球近拱点,高度和速度分别为  $h_p$  和  $v_p$ ,轨道远拱点高度为  $h_a$ , $\mu$  为月球或地球的引力常数,有

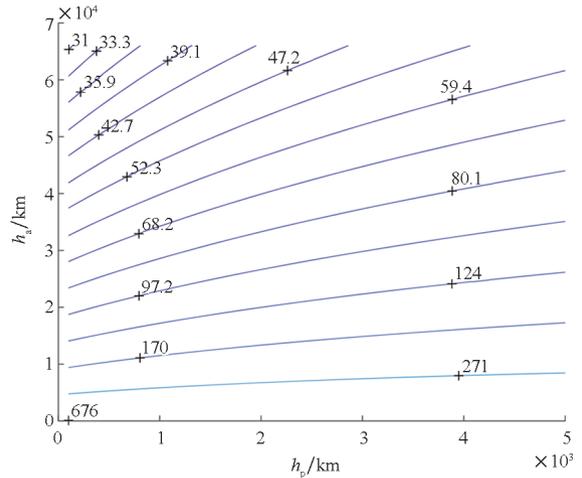
$$\frac{v_p^2}{2} - \frac{\mu}{h_p + R_c} = -\frac{\mu}{h_p + h_a + 2R_c} \quad (1)$$

设逃逸后的轨道远拱点距离月球或地球为无穷远,由此得到探测器逃逸所需速度增量为

$$\Delta v = \sqrt{\frac{2\mu}{h_p + R_c} \left( 1 - \sqrt{\frac{h_a + R_c}{h_p + h_a + 2R_c}} \right)} \quad (2)$$

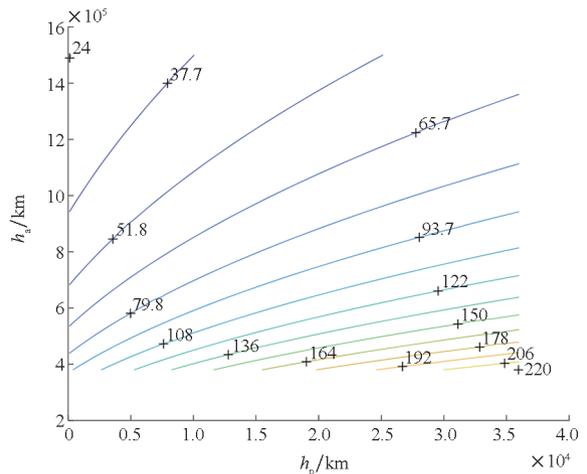
在月球探测任务完成时,若探测器位于月球环绕轨道,不妨设  $h_p$  最小为 100 km,最大为 5 000 km,远拱点最远为月球影响球边界,即  $h_a$  最大为  $6.6 \times 10^4$  km。若探测器返回地球附近,轨道一般为地心大椭圆轨道且最远可以到达白道或更远空间,当到达距离地球约  $1.5 \times 10^6$  km 即 Hill 半径处时,几乎不需要能量即可逃逸地球,因此不妨设  $h_p$  最小为 100 km,最大为地球同步卫星高度即  $3.6 \times 10^4$  km, $h_a$  为  $3.8 \times 10^5 \sim 1.5 \times 10^6$  km。由此基于式(2)分

析探测器逃逸月球或地球的速度增量需求,如图 1 所示。图中数值为速度增量,单位为 m/s。



(a) 月球逃逸能量需求

(a) Energy requirement for escape from the Moon



(b) 地球逃逸能量需求

(b) Energy requirement for escape from the Earth

图 1 月球探测器逃逸月球和地球的能量需求

Fig. 1 Energy requirement for escape from the Moon and the Earth of lunar probe

由图 1 可见,月球逃逸的速度增量需求为 31 ~ 676 m/s,最小值对应  $h_p$  为 100 km、 $h_a$  为  $6.6 \times 10^4$  km 的椭圆轨道,最大值对应 100 km 高的圆轨道。地球逃逸的速度增量需求为 24 ~ 220 m/s,最小值对应  $h_p$  为 100 km、 $h_a$  为  $1.5 \times 10^6$  km 的椭圆轨道,最大值对应  $h_p$  为  $3.6 \times 10^4$  km、 $h_a$  为  $3.8 \times 10^5$  km 的椭圆轨道。分析结果表明:在远拱点高度相同情况下,近拱点越低,速度越大,逃逸所需速度增量越小;在近拱点高度相同情况下,远拱点越高,轨道能量越大,逃逸所需速度增量越小。

需要说明,若考虑摄动力如非球形摄动和大气阻力等影响,逃逸速度增量需求会更大。以  $h_p$  为 100 km、 $h_a$  为  $1.5 \times 10^6$  km 的二体轨道为例,若

考虑摄动力则轨道远地点高度仅约为  $4.8 \times 10^5$  km, 还需约 42 m/s 速度增量才可以到达  $1.5 \times 10^6$  km。当然, 在各种摄动力作用下, 一方面轨道机动需要部分推进剂消耗, 另一方面结合地月引力辅助也可以节省推进剂, 因此精确的推进剂预算需结合具体轨道和飞行控制方式进行分析。不过, 基于式(2)分析得到的逃逸速度增量需求, 仍然可以作为推进剂用量估算的重要参考。

除剩余推进剂外, 小天体目标特性是飞越探测任务中需要考虑的重要因素, 如小天体尺寸大小决定其星等, 从而直接决定飞越时的成像效果。小天体的尺寸  $D$  与其绝对星等  $H$  和几何反照率  $\alpha$  的关系<sup>[17]</sup>为

$$D = \frac{1}{\sqrt{\alpha}} \cdot 10^{-0.2H} \cdot 329 \quad (3)$$

星载设备的通信能力也是飞越探测任务的重要制约因素, 小天体飞越探测时距离地球一般超过几百万千米, 远远大于地月距离, 可能造成月球探测器飞越探测小天体时的通信能力不足。或者, 探测器能源、通信等重要载荷装配约束使得通信能力受限等。最后, 还需考虑星载设备类型, 能否在飞越探测小天体时获取清晰光学或遥感图像, 需要结合星载成像载荷能力进行分析, 同时也对小天体目标选择(尺寸、类型等)、飞越探测的距离、相对方位等提出设计约束。

## 2 搜索算法

小天体目标数量众多, 国际天文联合会下属的小行星中心(<http://www.minorplanetcenter.org>)提供的最新数据库包含超过 103 万颗小天体的信息, 若对全部目标计算轨道则计算量非常大, 为此先基于探测器能量约束和小天体轨道特征筛选出初步目标, 然后结合转移轨道计算, 设计搜索目标算法, 最终确定目标和转移轨道。按照该设计思路, 小天体飞越探测轨道设计的主要工作为搜索确定合适的探测目标 and 设计相应的转移轨道, 即初步目标筛选、转移轨道计算和目标搜索算法。

### 2.1 初步目标筛选

小行星中心提供的小天体轨道根数文件包括近地小行星、彗星、天然卫星等, 考虑到月球探测任务结束后探测器剩余能量有限, 应选择黄道附近的近地小天体作为探测目标, 例如从上述轨道根数文件中选择近日距不大于 1.2 AU (1 AU =  $1.496 \times 10^8$  km) 的小天体作为初步筛选目标<sup>[11]</sup>。

### 2.2 转移轨道计算

在月球探测器初始轨道和小天体目标确定的

前提下, 飞越探测转移轨道计算可简化为日心二体拦截轨道, 即给定出发历元和转移时间的经典高斯问题<sup>[18]</sup>, 其求解方法有普适变量法、直接  $p$  迭代解法和原始高斯法等, 也可以根据朗伯特飞行定理求解, 相对而言普适变量法能避免许多难以处理的特殊情况, 使用更加方便。

设转移轨道的设计约束为出发速度增量、轨道测控条件和转移时间等, 其优化设计可表示为式(4)约束优化问题。

$$\begin{cases} \Delta v = \min(\text{Gauss}\{\sigma_1(t_1), \sigma_2(t_2), t_2 - t_1\}) \\ t_1 \leq t_0 + dt \\ R(t_2) \leq R_m \end{cases} \quad (4)$$

其中,  $\min$  表示求取最小值,  $\text{Gauss}$  表示高斯问题模型,  $\sigma_1$  和  $\sigma_2$  分别为探测器和小天体目标的轨道参数,  $t_0$ ,  $t_1$  和  $t_2$  分别为轨道历元时刻、出发时刻和交会时刻,  $R(t_2)$  为交会时刻地心距,  $dt$  和  $R_m$  分别为出发时刻约束和最大测控范围。式(4)可直接用二次规划方法<sup>[19]</sup>求解, 也可以将之转化为无约束优化问题, 利用遗传算法<sup>[20]</sup>等智能优化算法求解。

### 2.3 目标搜索算法

利用上述转移轨道计算可以实现对任意单个小天体的交会, 对于如何确定合适的小天体目标还需设计相应的目标搜索算法。为此, 基于分支定界算法思想, 设计了小行星目标多层择优搜索算法, 以三层择优搜索为例说明搜索设计过程, 如图 2 所示。

图 2 中, 轨道方案 TRJ\_1 已实现交会  $i$  颗小天体, 基于三层择优搜索确定下一个交会目标, 即第  $i+1$  颗小天体。

#### 2.3.1 第一次目标择优计算

1) 在任务时间约束范围内, 对探测器和  $n$  个待飞越探测目标逐一计算其最近距离  $d_m$  和对应时刻  $t_m$ 。

2) 设置由多层择优筛选条件构成的目标确定门限条件  $C_1$ , 进行目标择优计算。以 2 层择优筛选条件为例, 如第 1 层设为最大距离门限  $d$ , 择优数量不限; 第 2 层设为最近距离对应时刻  $t_m$ 、最近距离  $d_m$  和星等  $H$ , 各自对应的择优数量均设为  $k_1$ 。按照 2 层择优筛选条件, 依次对目标进行筛选, 且重复目标仅保留 1 次。

3) 择优计算完成后得到  $C_1$  条件下的择优筛选结果, 目标数量记为  $n_1$  ( $\leq 3k_1$ )。

#### 2.3.2 第二次目标择优计算

1) 对第一次择优计算得到的  $n_1$  个目标逐一设计交会轨道, 获取探测器对各个择优筛选目标的交会轨道、所需最优速度增量、交会时间、目标特征等。

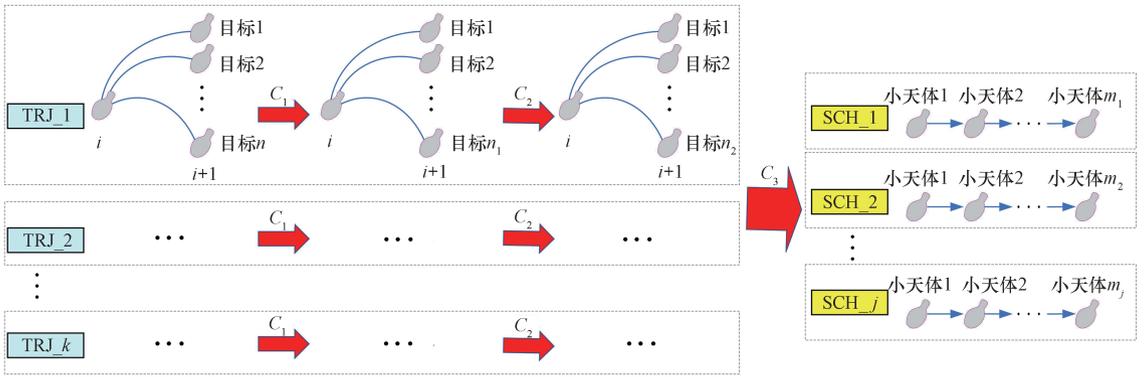


图 2 小天体飞越任务的多层择优搜索算法

Fig. 2 Search algorithm of multi-level prior choice for the flyby mission of small celestial bodies

2) 设置由多个择优筛选条件构成的目标确定门限条件  $C_2$ , 进行第二次目标择优计算。不妨设  $C_2$  包含 3 个筛选条件, 如速度增量、交会时间和星等, 各自对应的择优数量均设为  $k_2$ , 依次对目标进行筛选, 且重复目标仅保留 1 次。

3) 择优计算完成后  $C_2$  条件下的择优筛选结果, 即  $n_2$  ( $\leq 3k_2$ ) 个择优筛选目标及其交会轨道。

2.3.3 第三次目标择优计算

对  $n_2$  个择优筛选目标及其交会轨道逐一计算总速度增量、总飞行时间和交会目标数量。仿照第二次目标择优计算, 设置由多个择优筛选条件构成的目标确定门限条件  $C_3$ , 进行第三次目标择优计算, 最终得到  $C_3$  条件下的择优筛选结果。不妨设获得  $j$  个飞越探测方案 SCH<sub>1</sub>, SCH<sub>2</sub>, ..., SCH<sub>j</sub>, 每个方案包含数量不等的小天体目标、各次交会时刻、各次交会所需的速度增量、总速度增量。

3 数值设计

以 CE-5 任务为背景, 设计 CE-5 轨道器的小天体飞越探测轨道。CE-5 采样返回至地球附近时, 探测器由返回器和轨道器组成, 二者在预定位置分离后, 返回着陆场, 轨道器近地点高度过低, 为了保证轨道器安全, 需施加轨道控制抬升其近地点。以近地点高度抬升至 135 km 为例, 轨道器进入周期约 17.8 d 的地心大椭圆轨道, 基于第 1 节任务分析可知, 在高精度力模型下轨道器逃逸地球需要在近地点施加 37.8 m/s 速度增量。

以轨道器飞行至地心距  $1.5 \times 10^6$  km 作为初始状态, 对应日期为 2021 年 4 月 8 日, 最大总速度增量设为 660 m/s, 小天体飞越探测的任务时间截至 2022 年底, 搜索计算飞越探测可行的小天体及其相应转移轨道, 轨道计算时考虑太阳和各大天体的引力影响, 天体位置采用 JPL DE430。

从小行星数据文件中提取已编号小天体, 约 54.7 万个目标, 进一步筛选出近日距小于 1.2 AU 的小天体, 约 2.2 万个目标。

基于第 2 节搜索算法, 在上述能量和飞行时间约束下搜索可行的小天体目标, 同时得到其转移轨道, 初步搜索得到 19 条轨道方案, 各方案参数见表 1。表中,  $N$  为交会小天体数量,  $\Delta t$  为探测任务总天数即截至交会最后一个小天体的总飞行时间,  $\Delta V$  为探测任务需要的总速度增量,  $R_s$  为交会各小天体时的地心距离范围。

表 1 嫦娥五号小天体飞越任务的搜索结果  
Tab. 1 Search results of optional asteroids for the Chang'e-5 flyby mission

序号	$N$ /个	$\Delta t$ /d	$\Delta V$ /(m/s)	$R_s$ /km
1	2	172.8	645.0	$1.069 \times 10^7 \sim 3.256 \times 10^7$
2	2	586.3	373.4	$1.444 \times 10^7 \sim 5.090 \times 10^7$
3	2	586.4	584.1	$2.822 \times 10^7 \sim 5.088 \times 10^7$
4	5	573.8	600.7	$3.859 \times 10^7 \sim 8.013 \times 10^7$
5	5	608.3	649.3	$3.859 \times 10^7 \sim 9.019 \times 10^7$
6	4	582.6	594.6	$1.594 \times 10^7 \sim 9.588 \times 10^7$
7	4	630.1	654.8	$1.594 \times 10^7 \sim 1.1493 \times 10^8$
8	5	543.2	580.2	$3.859 \times 10^7 \sim 6.093 \times 10^7$
9	4	620.3	565.4	$1.594 \times 10^7 \sim 1.0449 \times 10^8$
10	5	616.6	542.1	$3.859 \times 10^7 \sim 7.433 \times 10^7$
11	4	620.1	537.3	$1.594 \times 10^7 \sim 1.0453 \times 10^8$
12	5	607.2	608.0	$3.859 \times 10^7 \sim 8.792 \times 10^7$
13	5	611.7	591.6	$4.917 \times 10^7 \sim 9.348 \times 10^7$
14	5	606.9	601.0	$3.859 \times 10^7 \sim 8.790 \times 10^7$
15	5	629.6	600.3	$3.859 \times 10^7 \sim 9.269 \times 10^7$
16	5	608.8	646.3	$3.859 \times 10^7 \sim 6.746 \times 10^7$
17	5	625.4	655.5	$3.859 \times 10^7 \sim 7.994 \times 10^7$
18	5	595.0	630.3	$3.859 \times 10^7 \sim 5.848 \times 10^7$
19	5	618.3	643.8	$3.859 \times 10^7 \sim 7.491 \times 10^7$

由表1可见,在给定能量和飞行时间约束下,轨道器最快可在172.8 d内完成小天体飞越探测任务,最多可以交会5个小天体;交会小天体时与地球距离最近 $1.444 \times 10^7$  km,最远 $1.149 3 \times 10^8$  km,可据此估算通信能力满足情况;任务所需总速度增量最小约373.4 m/s。此外,轨道器最早可以在2021年8月飞越多小天体。

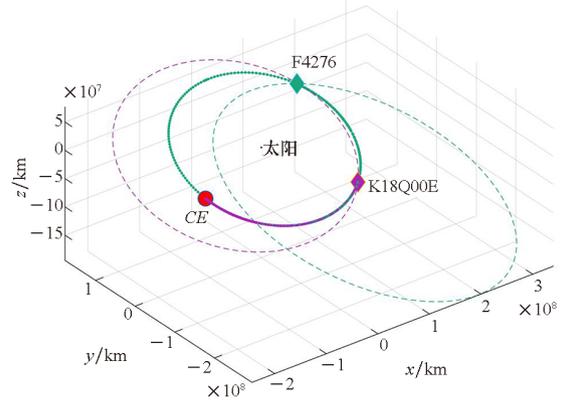
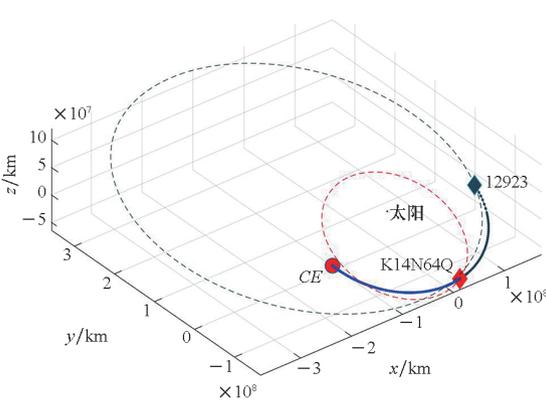
表1前4个方案的转移飞行参数和小天体参数见表2,表中, $t$ 、 $R$ 和 $\Delta v$ 分别为交会各小天体的时间、地心距离和所需速度增量, ID、 $H$ 和 $D$ 依次为各个小天体的编号、星等和尺寸, $\Delta t$ 和 $\Delta V$ 的定义与表1相同。

表2中4个方案的转移轨道如图3所示,图中给出了轨道器出发时刻位置 $CE$ ,以不同颜色标

表2 表1中前4个方案的小天体物理特征参数和转移轨道参数

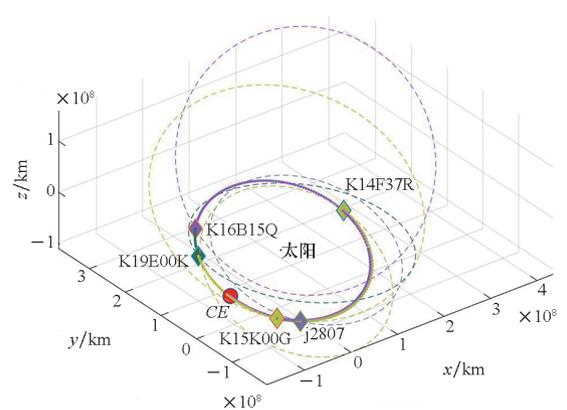
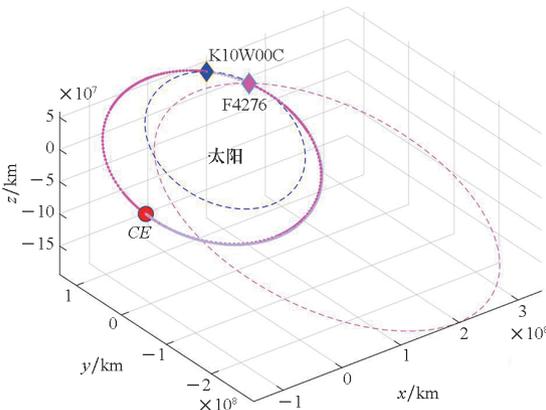
Tab. 2 Parameters of physical character and transfer trajectories for the first 4 schemes in Table 1

序号	$N/\text{个}$	$\Delta t/\text{d}$	$\Delta V/(\text{m/s})$	$\Delta v/(\text{m/s})$	$t(\text{UTC})$	$R/\text{km}$	ID	$H$	$D/\text{m}$
1	2	172.8	645.0	433.7	21-07-05	$1.069 \times 10^7$	K14N64Q	24.0	54.4
				211.3	21-09-26	$3.256 \times 10^7$	12923	15.8	2 429.7
2	2	586.3	373.4	296.4	21-08-08	$1.444 \times 10^7$	K18Q00E	27.7	9.9
				77.1	22-11-15	$5.090 \times 10^7$	F4276	17.6	1 036.5
3	2	586.4	584.1	360.8	21-11-29	$2.822 \times 10^7$	K10W00C	25.3	29.9
				223.3	22-11-16	$5.088 \times 10^7$	F4276	17.6	1 036.5
				81.4	22-02-22	$3.859 \times 10^7$	K16B15Q	25.1	32.8
				144.4	22-03-18	$3.985 \times 10^7$	K19E00K	26.4	18.0
4	5	573.8	600.7	176.7	22-05-30	$4.489 \times 10^7$	K15K00G	26.9	14.3
				99.8	22-06-16	$4.727 \times 10^7$	j2807	21.3	188.6
				98.4	22-11-03	$8.013 \times 10^7$	K14F37R	22.9	90.3



(a) 表2中序号1的目标与转移轨道  
(a) Target and transfer trajectory of No. 1 in Tab. 2

(b) 表2中序号2的目标与转移轨道  
(b) Targets and transfer trajectory of No. 2 in Tab. 2



(c) 表2中序号3的目标与转移轨道  
(c) Targets and transfer trajectory of No. 3 in Tab. 2

(d) 表2中序号4的目标与转移轨道  
(d) Targets and transfer trajectory of No. 4 in Tab. 2

图3 嫦娥五号可飞越任务的小天体及其转移轨道

Fig. 3 Optional asteroids and transfer trajectories for the Chang'e-5 flyby mission

注了交会各小天体的转移飞行阶段、交会位置,同时给出了小天体的编号和轨道。

## 4 结论

本文研究了基于月球探测任务的小天体飞越探测轨道设计,提出了小天体目标多层择优搜索算法,以嫦娥五号任务为背景,设计了轨道器飞越探测小天体的拓展任务方案,得到了可以交会的小天体目标和相应的转移轨道。

1) 目标多层择优搜索算法有效解决了多天体飞越探测任务设计中海量天体目标搜索空间大、多目标序列优化复杂的难题,降低了多天体飞越探测轨道设计难度,提高了多目标任务轨道设计的效率。

2) 在给定能量和飞行时间约束下,嫦娥五号轨道器最快可以在 172.8 d 内完成对小行星 12923 的飞越探测任务,最多可以交会 5 个小天体,总速度增量需求可以低至 373.4 m/s。

此外,若进一步放宽约束条件或者调整门限条件搜索算法的参数,有望实现对更多小天体的交会,获取更多探测方案,后续将结合实际任务需求开展该方面工作。同时,考虑结合多种智能优化算法改进小天体目标搜索流程以进一步提高计算效率,为我国月球和深空探测任务提供技术支持。

## 参考文献 (References)

- [1] 李春来, 刘建军, 严韦, 等. 小行星探测科学目标进展与展望[J]. 深空探测学报, 2019, 6(5): 424-436.  
LI C L, LIU J J, YAN W, et al. Overview of scientific objectives for minor planets exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(5): 424-436. (in Chinese)
- [2] AUSTER H U, RICHTER I, GLASSMEIER K H, et al. Magnetic field investigations during Rosetta's 2867 Šteins flyby[J]. Planetary and Space Science, 2010, 58(9): 1124-1128.
- [3] GLASSMEIER K H, BOEHNHARDT H, KOSCHNY D, et al. The Rosetta mission: flying towards the origin of the solar system[J]. Space Science Reviews, 2007, 128: 1-21.
- [4] RUSSELL C T, CAPACCIONI F, CORADINI A, et al. Dawn mission to Vesta and Ceres[J]. Earth, Moon, and Planets, 2007, 101: 65-91.
- [5] RAYMAN M D, VARGHESE P. The deep space 1 extended mission[J]. Acta Astronautica, 2001, 48(5/6/7/8/9/10/11/12): 693-705.
- [6] KAWAGUCHI J, FUJIWARA A, UESUGI T. Hayabusa—its technology and science accomplishment summary and Hayabusa-2[J]. Acta Astronautica, 2008, 62(10/11): 639-647.
- [7] PATZOLD M, ANDERT T P, ASMAR S W, et al. Asteroid 21 Lutetia; low mass, high density[J]. Science, 2011, 334(6055): 491-492.
- [8] VEVERKA J, BELTON M, KLAASEN K, et al. Galileo's encounter with 951 Gaspra: overview[J]. Icarus, 1994, 107(1): 2-17.
- [9] MCADAMS J, DUNHAM D, MOSHER L, et al. Maneuver history for the NEAR mission—launch through Eros orbit insertion [C]//Proceedings of Astrodynamics Specialist Conference, 2000.
- [10] OKI Y, YOSHIKAWA K, TAKEUCHI H, et al. Orbit insertion strategy of Hayabusa2's rover with large release uncertainty around the asteroid Ryugu[J]. Astrodynamics, 2020, 4(4): 309-329.
- [11] 刘磊, 刘勇, 曹建峰, 等. “嫦娥二号”探测小行星任务转移轨道设计[J]. 宇航学报, 2014, 35(3): 262-268.  
LIU L, LIU Y, CAO J F, et al. Mission design of the CHANG'E-2 asteroid exploration[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(3): 262-268. (in Chinese)
- [12] ZOU X D, LI C L, LIU J J, et al. The preliminary analysis of the 4179 Toutatis snapshots of the Chang'E-2 flyby[J]. Icarus, 2014, 229: 348-354.
- [13] HIRABAYASHI M, MIMASU Y, SAKATANI N, et al. Hayabusa2 extended mission: new voyage to rendezvous with a small asteroid rotating with a short period[J]. Advances in Space Research, 2021, 68(3): 1533-1555.
- [14] SARLI B V, TSUDA Y. Hayabusa 2 extension plan: asteroid selection and trajectory design[J]. Acta Astronautica, 2017, 138: 225-232.
- [15] LOCKETT T R, CASTILLO-ROGEZ J, JOHNSON L, et al. Near-earth asteroid scout flight mission[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2020, 35(3): 20-29.
- [16] JOHNSON L, CASTILLO-ROGEZ J, LOCKETT T. Near earth asteroid scout: exploring asteroid 1991VG using a smallsat [C]// Proceedings of International Astronautical Congress, 2019.
- [17] HARRIS A W. On the revision of radiometric albedos and diameters of asteroids[J]. Icarus, 1997, 126(2): 450-454.
- [18] ESCOBAL P R. Methods of orbit determination[M]. New York: John Wiley, 1965
- [19] 粟塔山. 最优化计算原理与算法程序设计[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2002.  
SU T S. Optimization calculation principle and algorithm program design[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2002. (in Chinese)
- [20] KRAMER O. Genetic algorithms essentials[M]. Germany: Springer, Publishing Company, 2017.