

为实现超长距离、超大容量的光通信提供了可能。

始于观察与实验,兴于科学计算,成于数学理论,并得到实际应用;用敏慧的心去捕捉自然界的奇妙,用实验、计算等去探究其中的规律,再建立优美的数学理论去理解这些奇妙、规律中深藏的本质。这就是孤立波和孤子的故事,最引人瞩目的科学研究经典范例之一。完成这些科学工作的先贤,常常也就是震撼于自然之奇妙、执着于知其所以然而已。以此观之,把人培养成创造效益的“器”的教育,把科学做成追名逐利的“器”的研究,其南辕北辙乎!

**致谢** 感谢朱家鯤老师 1993 年讲授的 Scientific Computing 课程中向作者介绍了孤立波和孤子,感谢武际可老师、王振东老师、蒋持平老师等的讨论,武老师还提供了经典文献 [1-2]。文中照片均来自网络。

## 参考文献

- 1 Russell JS. Report on waves. In: Proceeding of the Fourteenth Meeting of the British Society for the Advancement of Science, London, 1845
- 2 Korteweg DJ, de Vries G. On the change of form of long waves advancing in a rectangular canal, and on a new type of long stationary waves. *Philosophical Magazine*, 1895, 39: 422-443
- 3 Fermi E, Pasta J, Ulam SM. Studies of nonlinear problems. LANL Report No. 1940, Los Alamos, 1955
- 4 Zabusky NJ, Kruskal MD. Interaction of 'solitons' in a collisionless plasma and the recurrence of initial states. *Physical Review Letters*, 1965, 15: 240-243
- 5 Gardner CS, Greene JM, Kruskal MD, et al. Methods for solving the Korteweg-de Vries equation. *Physical Review Letters*, 1967, 19: 1095-1097
- 6 王振东. 孤立波与孤立子. *力学与实践*, 2005, 27(5): 86-88

(责任编辑: 胡漫)



# 第六届全国空间轨道设计竞赛 (题目甲) 总结<sup>1)</sup>

路毅<sup>\*,†,2)</sup> 车征<sup>\*</sup> 李恒年<sup>\*</sup> 黄普<sup>\*</sup> 李军锋<sup>\*</sup> 黄岸毅<sup>\*</sup> 李济生<sup>†</sup>

<sup>\*</sup>(西安卫星测控中心, 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043)

<sup>†</sup>(西安交通大学电子与信息工程学院, 西安 710049)

**摘要** 对第六届全国空间轨道设计竞赛(题目甲)的题目和各个团队的解题情况进行了总结。包括竞赛题目任务概述、题目总结与竞赛结果、冠亚军团队的解法简介,以及从本次竞赛解题中得到的启示。

**关键词** 轨道设计, 竞赛

**中图分类号:** V412.4 **文献标识码:** A

**doi:** 10.6052/1000-0879-14-394

## 引言

全国空间轨道设计竞赛由中国力学学会和清华

本文于 2014-12-01 收到。

1) 中国国家高技术研究发展计划(2010AA7040014)资助项目。

2) 路毅, 博士生, 研究方向为航天器轨道计算、设计与控制。E-mail: lyqs666@126.com

**引用格式:** 路毅, 车征, 李恒年等. 第六届全国空间轨道设计竞赛(题目甲)总结. *力学与实践*, 2015, 37(2): 276-281

Lu Yi, Che Zheng, Li Hengnian, et al. Conclusion of the 6th competition of trajectory optimization of China (problem A). *Mechanics in Engineering*, 2015, 37(2): 276-281

大学航天航空学院发起并主办首届竞赛<sup>[1-2]</sup>。按照惯例,本届冠军团队主办下届竞赛。第六届(2014年)全国空间轨道设计竞赛由中国力学学会和宇航动力学国家重点实验室联合主办。竞赛通知于2014年6月30日发出后,全国共有15支队伍报名参赛,2014年7月16日竞赛题目公布,并要求参赛队于2014年8月31日前提交设计结果。本次竞赛题目按照难易程度,分为甲乙两个题目,其中题目甲为多体环境下的小行星取样返回轨道设计,题目乙为航天器最快飞离太阳系轨道设计。最终,有13支队伍按照要

求提交了设计结果, 经主办方复核, 有 12 支队伍确认为有效结果. 其中中国科学院空间应用工程与技术中心团队获得题目甲第一名, 而国防科技大学航天科学与工程学院团队获得题目乙第一名.

本文主要对题目甲的任务概述、题目总结与竞赛结果及冠军团队的解题情况进行了总结. 题目乙的相关情况将另文介绍.

## 1 竞赛题目任务概述

### 1.1 问题描述

任务背景为小行星采样返回任务. 探测器将于规定时间窗口 2021 年 1 月 1 日 00:00 (MJD59215) 至 2030 年 12 月 31 日 24:00 (MJD62867) 中的任意时刻从 200 km 圆形地球停泊轨道 (low earth orbit, LEO) 出发, 逃逸地球引力场后与小行星 (从小行星文件中自由选择) 交会并采样返回地球. 交会时刻探测器的位置速度在误差允许范围内与小行星相同, 驻留时间不少于 30 天. 再入地球时刻要求探测器在地心距 6 578 km 处, 且在地心惯性系 (earth central inertial frame, ECI) 中速度不大于 11.0 km/s. 从 LEO 出发的位置可以自行确定, LEO 倾角需在  $20^\circ \sim 90^\circ$  之间. 探测器初始质量为 2 000 kg, 其中燃料 1 500 kg. 探测器飞行轨道受到地球、月球和太阳的引力影响, 不考虑小行星和地球之外的大行星引力作用. 总的飞行时间不超过 10 年.

探测器的推进系统<sup>[3]</sup>可以采用两种方式, 在最终提交的结果中, 每支参赛队伍只可采用一种方式. 方式 1: 有限推力的电推进, 推进比冲 3 000 s, 推力最大值 10 N, 推力大小和推力方向可优化选择, 电推进发动机可任意开启和关闭. 方式 2: 大推力的化学推进, 推进比冲 400 s, 每次推进可简化为瞬时脉冲, 速度脉冲的大小和方向可优化选择, 推进时刻和次数没有限制.

### 1.2 性能指标和评价标准

性能指标为从小行星采集样品质量最大化

$$\text{Maximize: } J = m_{\text{Asteroid}} \quad (1)$$

采集的小行星样品质量按整数计, 单位为 kg. 若第一性能指标相同, 则再入地球时刻剩余质量大者为优.

### 1.3 动力学模型及约束条件

动力学方程在地心惯性系 (earth central inertial frame, ECI) 中描述, 考虑太阳、地球、月球的引力影响. 太阳和月球相对于地球的轨道以及小行星相

对于太阳的轨道均只考虑二体模型. 太阳和月球的轨道根数在 ECI 中给出, 由此可求得太阳和月球的 ECI 位置和速度; 小行星的轨道根数在 J2000 日心黄道惯性参照系 (heliocentric ecliptic inertial reference frame, HEIRF) 中给出, 计算时把 HEIRF 中的位置速度转换到 ECI 中即可.

动力学方程按推进方式分为如下 2 种:

#### (1) 电推进方式

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_E}{\|\mathbf{r}\|^3}\mathbf{r} - \mu_M \left( \frac{\mathbf{r}_M}{\|\mathbf{r}_M\|^3} + \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_M}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_M\|^3} \right) - \mu_S \left( \frac{\mathbf{r}_S}{\|\mathbf{r}_S\|^3} + \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_S}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_S\|^3} \right) + \frac{\mathbf{T}}{m_{sc}} \quad (2)$$

$$\dot{m}_{sc} = -\frac{T}{g_e I_{sp}} \quad (3)$$

$$0 \leq T = \sqrt{T_x^2 + T_y^2 + T_z^2} \leq 10 \text{ N} \quad (4)$$

式 (2)~(4) 中,  $\mathbf{r}$ ,  $\mathbf{r}_M$  和  $\mathbf{r}_S$  分别为探测器、月球和太阳相对地球位置矢量, 相应的  $\|\mathbf{r}\|$ ,  $\|\mathbf{r}_M\|$  和  $\|\mathbf{r}_S\|$  分别为探测器、月球和太阳相对地球位置矢量的模,  $\mu_E$ ,  $\mu_S$ ,  $\mu_M$  分别为地球、太阳和月球的引力常数,  $\mathbf{T}$  为推力矢量,  $g_e$  为地球海平面重力加速度,  $I_{sp}$  为推进比冲 (3 000 s),  $m_{sc}$  为探测器质量.

#### (2) 化学推进方式

化学推进方式近似为若干瞬时速度脉冲, 设任意一次的速度脉冲在 ECI 三轴上的分量为  $\Delta v_x$ ,  $\Delta v_y$ ,  $\Delta v_z$ , 速度脉冲前后的时刻设为  $(t_{\Delta v}^-)$  和  $(t_{\Delta v}^+)$ , 探测器的位置、速度和质量变化满足如下方程

$$\left. \begin{aligned} x_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= x_{sc}(t_{\Delta v}^-) \\ y_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= y_{sc}(t_{\Delta v}^-) \\ z_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= z_{sc}(t_{\Delta v}^-) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= \dot{x}_{sc}(t_{\Delta v}^-) + \Delta v_x \\ \dot{y}_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= \dot{y}_{sc}(t_{\Delta v}^-) + \Delta v_y \\ \dot{z}_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= \dot{z}_{sc}(t_{\Delta v}^-) + \Delta v_z \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

$$m(t_{\Delta v}^+) = m(t_{\Delta v}^-) \exp \left( -\frac{\sqrt{\Delta v_x^2 + \Delta v_y^2 + \Delta v_z^2}}{g_e I_{sp}} \right) \quad (7)$$

式 (7) 中,  $g_e$  为地球海平面重力加速度,  $I_{sp}$  为推进比冲 (400 s). 当没有施加速度脉冲时, 探测器受月

球、地球和太阳引力作用,动力学方程如式(8).

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_E}{\|\mathbf{r}\|^3}\mathbf{r} - \mu_M \left( \frac{\mathbf{r}_M}{\|\mathbf{r}_M\|^3} + \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_M}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_M\|^3} \right) - \mu_S \left( \frac{\mathbf{r}_S}{\|\mathbf{r}_S\|^3} + \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_S}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_S\|^3} \right) \quad (8)$$

式中,  $\mathbf{r}$  和  $\mathbf{v}$  均表示在坐标系 ECI 中的位置和速度矢量, 下标 sc 表示探测器, S 表示太阳, M 表示月球, 运算符  $\|\cdot\|$  表示计算矢量的模.

在设计过程中的探测器轨道约束条件如下:

(1) 地球出发时刻约束

地球出发时刻 ( $t_0$ ) 介于 2021 年 1 月 1 日 00:00 和 2030 年 12 月 31 日 24:00 之间.

(2) 探测器初始状态约束

在 LEO 出发时刻 ( $t_0$ ), 探测器位于高度 200 km (半径为 6 578 km) 的圆形地球停泊轨道上. 探测器在 LEO 上的出发位置可以任意选择, 倾角在  $20^\circ \sim 90^\circ$

$$\|\mathbf{r}_{sc}\| = 6578 \text{ km}, \quad \|\mathbf{v}_{sc}\| = \sqrt{\mu_E / \|\mathbf{r}_{sc}\|} \quad (9)$$

$$\mathbf{r}_{sc} \cdot \mathbf{v}_{sc} = 0 \quad (10)$$

$$\pi/9 \leq \arccos[\mathbf{k} \cdot (\mathbf{r}_{sc} \times \mathbf{v}_{sc}) / \|\mathbf{r}_{sc} \times \mathbf{v}_{sc}\|] \leq \pi/2 \quad (11)$$

$$\mathbf{k} = [0 \ 0 \ 1]^T$$

其中,  $\mu_E$  为地球引力常数. 式中,  $\mathbf{r}$  和  $\mathbf{v}$  均表示在坐标系 ECI 中的位置和速度矢量.

(3) 探测器与月球相对位置约束

$$\|\mathbf{r}_{sc} - \mathbf{r}_M\| \geq 1838 \text{ km} \quad (12)$$

其中,  $\mathbf{r}_M$  表示月球在 ECI 中的位置矢量.

(4) 探测器与地球距离约束

$$\|\mathbf{r}_{sc}\| \geq 6578 \text{ km} \quad (13)$$

(5) 探测器与交会小行星约束

$$\|\mathbf{r}_{sc} - \mathbf{r}_A\| \leq 100 \text{ km}, \quad \|\mathbf{v}_{sc} - \mathbf{v}_A\| \leq 1 \text{ m/s} \quad (14)$$

忽略小行星的大小,  $\mathbf{r}_A = \mathbf{r}_S + \mathbf{M}\mathbf{r}_{A-S}$ ,  $\mathbf{r}_A$  和  $\mathbf{r}_S$  分别表示小行星和太阳在 ECI 中的位置矢量,  $\mathbf{r}_{A-S}$  表示小行星在 HEIRF 中的位置矢量,  $\mathbf{M}$  表示 HEIRF 向 ECI 的转换矩阵, 为方便计算, 此题目中 ECI 的坐标方向与 J2000 日心黄道惯性参照系一致, 则  $\mathbf{M}$  为单位阵.

(6) 探测器驻留小行星时间约束

$$t_{\text{departure}} - t_{\text{arrival}} \geq 30 \text{ d} \quad (15)$$

探测器离开小行星质量约束

$$m_{sc}(t_{\text{departure}}) - m_{sc}(t_{\text{arrival}}) = m_{\text{Asteroid}} \quad (16)$$

其中  $m_{\text{Asteroid}}$  表示采集样品质量.

(7) 探测器的终端状态约束

在再入时刻 ( $t_f$ ), 需满足位置与速度约束, 即

$$\|\mathbf{r}_{sc}\| = 6578 \text{ km}, \quad \|\mathbf{v}_{sc}\| \leq 11 \text{ km/s} \quad (17)$$

探测器的最终质量 (不含小行星样品质量) 不小于 500 kg, 即

$$m_{sc}(t_f) - m_{\text{Asteroid}} \geq 500 \text{ kg} \quad (18)$$

(8) 总飞行时间约束

$$t_f - t_0 \leq 10 \text{ a} \quad (19)$$

## 2 题目总结与竞赛结果

### 2.1 题目特点总结

本届竞赛的题目甲与以往竞赛题目有较大差别, 首次考虑了多体引力的使用, 把流形拼接技术<sup>[4-5]</sup>、引力甩摆技术<sup>[6]</sup>、小推力推进<sup>[7-9]</sup>等低耗能探测轨道<sup>[10]</sup>方式综合起来考虑, 这是以往国内与国际轨道设计竞赛都不曾涉及的.

结果显示, 各个团队充分考虑了流形拼接技术、引力甩摆技术与小推力推进技术, 并进行了综合优化. 虽然题目甲较以往二体问题下的轨道设计难一些, 需要较深厚的理论基础, 但这无疑是一次大胆的尝试, 且符合以后航天任务发展的主流方向, 也必然会对宇航动力学与轨道设计与优化的学科发展起到促进作用.

### 2.2 竞赛结果总结

经过 2 个月的努力, 共有 5 支队伍提交了题目甲的设计结果 (9 支队伍提交了题目乙的设计结果). 性能指标和排名情况如表 1 所示.

## 3 冠亚军团队解法简介

本节对参赛队的设计思路与方法进行简要的介绍. 由于篇幅所限, 只给出前两名的设计方法. 方法介绍与轨道数据均摘自各队提交的说明文档和轨道数据文件.

表 1 第六届全国空间轨道设计竞赛 (题目甲) 结果

名次	队伍名称	采样质量/t	交会小行星	飞行时间/d
1	中国科学院空间应用工程与技术中心	328.313	2003 SM84	3 192.918
2	清华大学航天航空学院	42.000	2009 OS5	3 482.016
3	第二炮兵工程大学	15.020	2001 QJ142	1 012.432
4	西北工业大学数学系	1.055	1982 DB (4660 Nereus)	1 251.096
5	西北工业大学航天飞行动力学 技术重点实验室一队	0.500	2009 CV	471.000

3.1 冠军 (中国科学院空间应用工程与技术中心)

探测器推进系统采用有限推力的电推进系统, 推进比冲为 3000s, 推力取恒定值 10N. 轨道设计主要分为两部分: 一部分是探测器从地球停泊轨道出发到交会小行星, 包含两次月球引力甩摆逃离地球; 第二部分是从小行星出发到大气再入, 包含两次月球引力甩摆捕获至地球附近.

本团队应用多圈小推力平均轨道根数法实现了抬高探测器轨道远地点到月球轨道附近; 应用引力共振轨道技术, 改变探测器的相位和倾角; 应用月球引力甩摆逃离和捕获地球, 从而大大降低了探测器的燃料消耗.

整个探测器飞行轨道分 3 段: (1) 由地球停泊轨道变轨为大椭圆轨道段; (2) 由大椭圆轨道出发到交会小行星段, 其中包括两次月球引力辅助; (3) 从小行星出发到大气再入段. 由于探测器推力值比较大, 速度脉冲与小推力轨道有比较好的对应关系, 所以先进行探测器轨道脉冲变轨设计. 团队经过脉冲轨道设计筛选, 将小行星 2003 SM84 作为采样返回目标, 轨道设计事件如表 2 所示.

表 2 轨道设计事件列表

事件序号	事件名称	事件时间 (年-月-日)
1	地球停泊轨道出发	2026-11-2
2	交会小行星 2003 SM84	2028-8-1
3	飞离小行星 2003 SM84	2029-1-1
4	大气再入	2035-7-31

各段轨道在地心惯性坐标系 (ECI) 下的示意图如图 1 ~ 图 3 所示. 4 次月球引力辅助部分局部

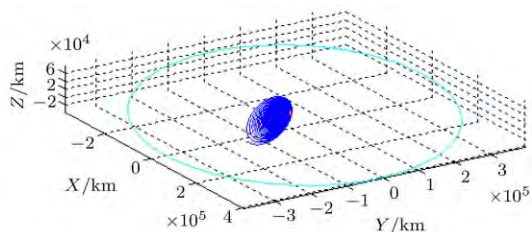


图 1 由地球停泊轨道变轨为大椭圆轨道段 (ECI)

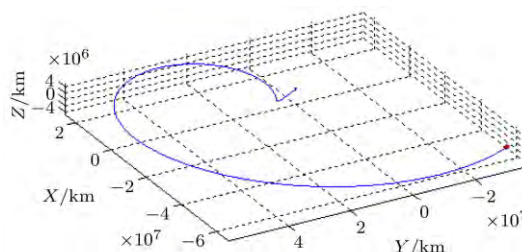


图 2 由大椭圆轨道出发到交会小行星段 (ECI)

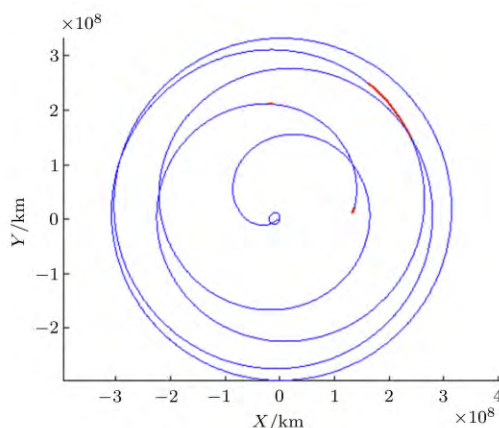
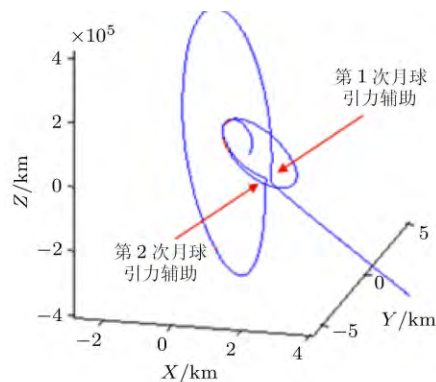


图 3 从小行星出发到大气再入段 (ECI)



(a)

图 4 月球引力辅助轨道局部放大图

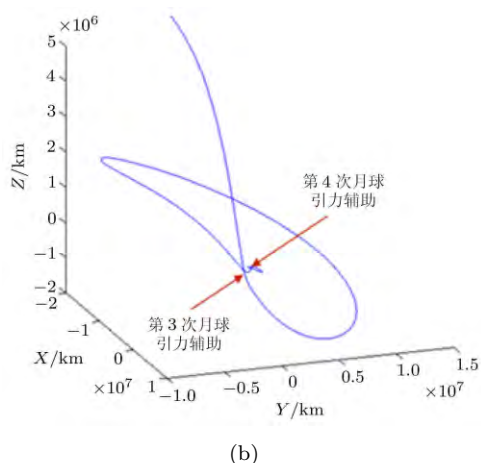


图4 月球引力辅助轨道局部放大图

放大图如图4.

### 3.2 亚军 (清华大学航天航空学院)

探测器推进系统采用有限推力的电推进系统, 推进比冲为 3000s, 推力取变推力模式. 与冠军团队类似, 轨道设计主要分为两部分: 第1部分是探测器从地球停泊轨道出发到交会小行星, 包含两次月球引力甩摆逃离地球; 第2部分是从小行星出发到大气再入, 包含一次月球引力甩摆捕获至地球附近.

本团队将整个任务分为5段, 分别为: (1) 近地轨道到月球, (2) 两次月球引力辅助, (3) 地球到小行星, (4) 小行星到地球, (5) 月球引力辅助捕获. 时间节点如下. 团队经过筛选, 将小行星 2009 OS5 作为采样返回目标, 轨道设计事件如表3所示.

各段轨道示意图如图5~图9所示.

表3 轨道设计事件列表

事件序号	事件名称	事件时间(年-月-日)
1	地球停泊轨道出发	2028-11-30
2	交会小行星 2009 OS5	2032-5-24
3	飞离小行星 2009 OS5	2032-6-23
4	大气再入	2038-7-14

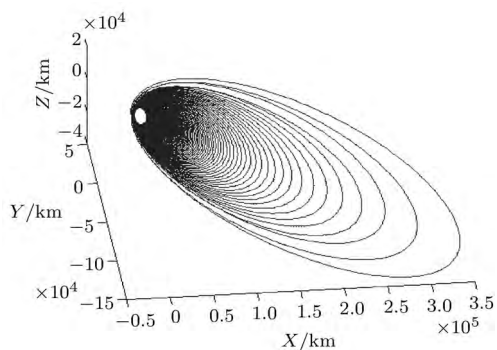


图5 近地轨道到月球 (ECI)

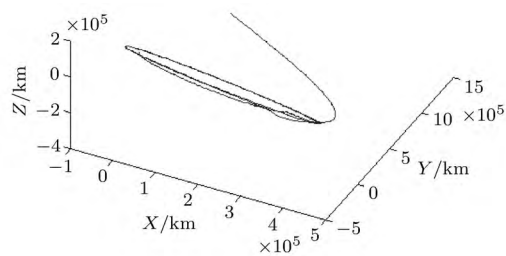


图6 两次月球引力辅助 (ECI)

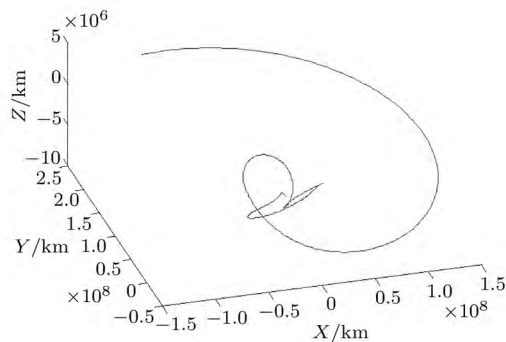


图7 地球到小行星 (ECI)

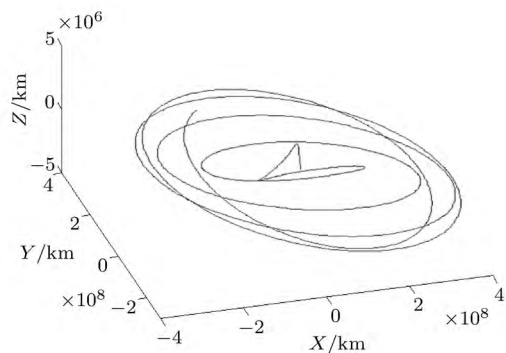


图8 小行星到地球 (ECI)

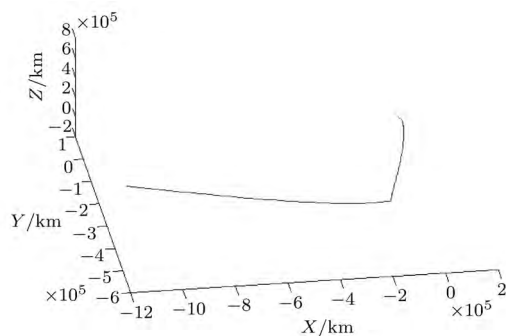


图9 月球引力辅助捕获 (ECI)

### 4 本次竞赛中得到的启示

本届竞赛的题目甲以小行星取样返回任务为背景, 以所能取回的最大样品质量为评价指标, 探讨多体力学环境下低耗能轨道的最大使用价值. 本题

以“以天之力, 成人之事”为基本宗旨, 以“多体引力”为基本环境, 以“低耗能, 高效率”为最终目的, 以“全国空间轨道设计竞赛”为基本平台, 鼓励广大航天工作者充分开发和巧妙利用宇宙所赐予的自然能量, 从而以最小代价实现人类探索宇宙的愿望. 与以往竞赛题目有较大差别, 题目甲首次考虑了多体引力的使用, 把流形拼接技术、引力甩摆技术、小推力推进技术等低耗能探测轨道设计方法综合起来考虑, 这是以往国内与国际轨道设计竞赛都不曾涉及的. 本届竞赛题目试图构造一个具有实际工程意义且有一定难度的小行星取样返回探测问题, 目的在于为未来我国开发和利用小行星矿产资源提供技术储备. 尽管本次竞赛的模型还不完善, 可能忽略了一些重要的工程约束, 但作为任务的初步设计, 竞赛结果能够为未来小行星探测与开发的目标选择、轨道设计提供一定参考.

各个团队充分考虑了流形拼接技术、引力甩摆技术与小推力推进技术, 并进行了综合优化. 值得注意的是各个团队的最终指标差距较大. 究其原因, 是由于多体引力环境下的低耗能探测轨道设计为高度非线性的问题, 其可行解不唯一, 且对初值极其敏感. 决策上或初值上微小的不同, 可能会导致运行轨道和最终指标的天壤之别. 冠亚军两支团队所使用的方法基本相同, 冠军团队多使用了一次月球引力辅助, 而恰恰是这次引力辅助, 使结果与亚军团队拉开了距离. 题目甲较以往二体问题下的轨道设计困难一些, 需要参赛成员具备较深厚的理论基础才能着手解决. 但这一出题方式无疑是一次大胆的尝试, 且符合以后航天任务的主流发展方向, 也必然会对宇航动力学与轨道设计与优化的学科发展起到促进作用.

尽管命题者经过仔细考虑和验算, 然而由于水平有限以及时间仓促, 题目中难免会存在不足. 例如小行星登陆和上升的燃料消耗等细节问题在题目中并没有考虑. 如果要进行更为精细的轨道设计, 上述问题都需要进一步建模. 全国空间轨道设计竞赛

的目的是“广泛交流, 共同提高”, 从历次比赛的结果可以看出国内多支队伍的轨道设计水平都有显著地进步, 说明空间轨道设计竞赛作为一个交流平台取得了很好的效果<sup>[1]</sup>. 第七届全国空间轨道设计竞赛将于 2015 年由中国科学院空间应用工程与技术中心负责组织举办.

**致谢** 对所有报名的参赛队员表示衷心感谢! 对所有提交题目甲设计结果的大学与科研院所表示特别感谢: 西北工业大学数学系、第二炮兵工程大学、西北工业大学航天飞行动力学技术重点实验室、中国科学院空间应用工程与技术中心、清华大学航天航空学院.

### 参 考 文 献

- 1 高扬, 祝开建, 李恒年等. 第二届全国深空轨道设计竞赛总结. 力学与实践, 2011, 33(2): 116-123
- 2 李俊峰, 宝音贺西. 深空探测中的动力学与控制. 力学与实践, 2007, 29(4): 1-8
- 3 唐国金, 罗亚中, 雍恩米. 航天器轨迹优化理论、方法及应用. 北京: 科学出版社, 2012
- 4 Gomez G, Koon WS, Lo MW, et al. Invariant manifolds, the spatial three-body problem and space mission design. Astrodynamics Specialist Meeting, Quebec City, Canada, 2001
- 5 German PA. The design of system-to-system transfer arcs using invariant manifolds in the multi-body problem. [PhD Thesis]. Purdue: Purdue University, 2006
- 6 Anderson RL. Low thrust trajectory design for resonant flybys and captures using invariant manifolds. [PhD Thesis]. Colorado: University of Colorado, 2005
- 7 尚海滨, 崔平远, 乔栋. 基于微分进化的星际小推力轨道全局优化方法, 北京理工大学学报, 2010, 30(11): 1276-1280
- 8 Jiang FH, Baoyin HX, Li JF. Practical techniques for low-thrust trajectory optimization with homotopic approach. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(1): 245-258
- 9 李俊峰, 蒋方华. 连续小推力航天器的深空探测轨道优化方法综述. 力学与实践, 2011, 33(3): 1-6
- 10 Lo MW. The interplanetary superhighway and the origins program, IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 2002
- 11 罗亚中, 沈红新, 李海阳. 第五届全国空间轨道设计竞赛总结. 力学与实践, 2014, 36(3): 379-382

(责任编辑: 胡 漫)