

第六届全国空间轨道设计竞赛(题目乙)总结¹⁾

李军锋^{*,2)} 车征^{*} 李恒年^{*} 路毅^{†,*} 黄普^{*} 黄岸毅^{*} 李济生[†]

^{*}(西安卫星测控中心, 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043)

[†](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(题目乙)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、各团队的解法简介, 以及从本次竞赛解题中得到的启示.

关键词 轨道设计, 竞赛, 引力辅助

中图分类号: V412.4 文献标识码: A

doi: 10.6052/1000-0879-14-395

引言

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. 本次竞赛题目按照难易程度分为甲、乙两个题目: 题目甲为多体环境下的小行星取样返回轨道设计, 题目乙为可利用行星引力辅助的航天器快速飞离太阳系轨道设计. 最终, 经主办方复核所有团队结果, 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和光电院与空间应用中心联队共同获得题目乙第一名.

自1959年苏联发射第一颗月球探测器, 拉开深空探测的序幕后, 各国纷纷发射多颗行星探测器, 进行深空探测, 目前已经实现对太阳系内所有主要天体的探测, 而对于太阳系外的探测还在设想当中, 旅行者1号就是对这一设想的有效实践, 旅行者1号是由美国宇航局研制的无人外太阳系空间探测器, 旅行者1号于1977年9月5日发射, 曾到访过木星及土星, 2013年9月12日, 美国宇航局NASA确认, “旅行者1号”探测器距离日心约180亿千米, 已经进入太阳系最外层边界, 目前处于太阳影响范

围与星际介质之间^[1].

随着中国国力的增强, 开展进一步走向深空、飞出太阳系的航天活动是未来航天领域发展的必然选择. 本届竞赛题目乙正以此为背景, 设计快速飞离太阳系的轨道, 以便实现对太阳系外探测轨道设计提供参考. 本文主要对题目乙的任务概述、题目总结与竞赛结果及各团队的解题情况进行了总结.

1 竞赛题目任务概述

1.1 问题描述

探测器将于2025年1月1日至2055年12月31日之间任意时刻从地球出发, 逃逸太阳系, 出发时刻认为探测器的日心位置在误差范围内与地球相同, 运载火箭最大可为探测器提供大小为3 km/s的逃逸速度, 方向任意选择. 逃逸过程中可在任意时刻利用大行星的引力辅助效应, 即飞越的瞬间获得大行星引力辅助所产生的速度增量, 除此之外, 探测器的飞行轨道只受太阳引力影响, 不考虑大行星及小天体引力. 根据飞至距离日心40AU处的飞行时间获得得分, 并以此作为评价标准.

探测器最大载重2500 kg, 其中燃料罐质量为燃料质量的5%, 设备自重500 kg, 燃料质量可根据情况自由调整.

探测器的推进系统^[2-3]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:

(1) 有限推力的电推进, 推进比冲3000 s, 推力最大值0.5 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.

(2) 大推力的化学推进, 推进比冲500 s, 每次推

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) E-mail: li_jf04618@163.com

引用格式: 李军锋, 车征, 李恒年等. 第六届全国空间轨道设计竞赛(题目乙)总结. 力学与实践, 2015, 37(2): 282-286

Li Junfeng, Che Zheng, Li Hengnian, et al. Conclusion of the 6th competition of trajectory optimization of China (problem B). *Mechanics in Engineering*, 2015, 37(2): 282-286

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

性能指标为从地球出发到逃逸到太阳系边界的总时间

$$J = t_f - t_0 \quad (1)$$

评价标准: 假设有 N 个结果正确并且满足约束条件, 按照 J 的大小排序, J 值最小的设计结果为最佳.

1.3 动力学模型及约束条件

选择 J2000 日心黄道惯性参照系 (heliocentric ecliptic inertial reference frame, HEIRF) 作为参考坐标系, 除利用行星进行引力辅助外, 只考虑太阳的引力和推进系统推力. 动力学方程按推进方式分为如下 2 种:

(1) 电推进方式

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_S}{\|\mathbf{r}\|^3}\mathbf{r} + \frac{\mathbf{T}}{m_{sc}} \quad (2)$$

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

式 (2) 和式 (3) 中, \mathbf{r} 为探测器位置矢量在 HEIRF 中的位置矢量, μ_S 为太阳的引力常数, $\|\mathbf{r}_{sc}\|$ 为探测器到太阳的距离, $\|\mathbf{T}\|$ 为推力大小, \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 (3000 s).

(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

$$\left. \begin{aligned} x_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= x_{sc}(t_{\Delta v}^-) \\ y_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= y_{sc}(t_{\Delta v}^-) \\ z_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= z_{sc}(t_{\Delta v}^-) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= \dot{x}_{sc}(t_{\Delta v}^-) + \Delta v_x \\ \dot{y}_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= \dot{y}_{sc}(t_{\Delta v}^-) + \Delta v_y \\ \dot{z}_{sc}(t_{\Delta v}^+) &= \dot{z}_{sc}(t_{\Delta v}^-) + \Delta v_z \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

$$m(t_{\Delta v}^+) = m(t_{\Delta v}^-) \exp\left(-\frac{\sqrt{\Delta v_x^2 + \Delta v_y^2 + \Delta v_z^2}}{g_e I_{sp}}\right) \quad (6)$$

当没有施加速度脉冲时, 探测器只受太阳引力作用.

在设计过程中的探测器轨道约束条件如下:

(1) 地球出发初始状态约束

地球出发时刻 (t_0) 介于 2025 年 1 月 1 日 00:00 和 2055 年 12 月 31 日 24:00 之间. 在地球出发时刻, 探测器与地球的位置相同, 运载火箭最大可为探测器提供大小为 3 km/s 的逃逸速度

$$\mathbf{r}_{sc}(t_0) = \mathbf{r}_{earth}(t_0) \quad (7)$$

$$\|\mathbf{v}_{sc} - \mathbf{v}_{earth}\| \leq 3 \text{ km/s} \quad (8)$$

(2) 探测器终点状态约束

探测器最终与太阳的相对距离不小于 40 AU.

(3) 行星引力辅助的约束

设计者如果选择利用行星引力辅助, 则只需将行星引力辅助近似为探测器在 HEIRF 中获得一个瞬时速度脉冲, 而不考虑其在 HEIRF 中的位置变化, 行星引力辅助的约束条件是探测器具有 HEIRF 中相同的位置.

2 题目总结与竞赛结果

2.1 题目特点总结

本届竞赛的题目乙在延续深空轨迹优化传统技术的基础上提出了新的要求. 求解题目会涉及到全局优化的序列搜索、小推力的轨迹优化、行星引力辅助、最优控制求解等传统的深空轨迹优化技术. 作为题目甲的补充, 题目乙给深空轨迹优化爱好者提供了一个可以广泛参与的任务, 各参赛队伍均能够容易实现问题的求解, 从而保证了本竞赛的参与度. 综合题目甲, 本届竞赛在保证题目前瞻性前提下, 题目和约束更加倾向于贴近工程实际任务需求.

在题目乙中, 以最短时间逃离太阳系为最优指标主要基于两方面考虑: 首先, 以时间最优指标的优化问题在历届竞赛中是首次提出, 而小推力的轨迹和行星的引力辅助需要以花费更多的时间为代价, 这将与最优指标的矛盾更加凸显, 因此, 求解问题过程中会产生一些新颖的思路和结果. 其次, 从实际任务角度出发, 兼顾深空探测器的寿命问题, 最短时间逃离有助于探测器有更充足的时间进行太阳系外的探测活动. 从而, 使得该结果可以为我国后续任务设计提供实际意义的参考.

2.2 竞赛结果总结

经过 2 个月的努力, 共有 8 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.

表1 第六届全国空间轨道设计竞赛(题目乙)结果

名次	队伍名称	飞行时间/a	推进方式	初始质量	甩摆序列
1	国防科技大学	5.6355	电推进	1784.47	地—火—木—外
2	光电院与空间应用中心联队	5.6397	电推进	1906.32	地—火—木—外
3	中国空间技术研究院通信卫星事业部	6.0944	电推进	1900	地—木—外
4	第二炮兵工程大学	6.2258	电推进	2500	地—火—外
5	中国地质大学(武汉)计算机学院	6.9651	电推进	2500	地—外
6	西北工业大学航天学院	7.8337	化学推进	2850	地—地—木—外
7	西北工业大学航天学院二队	9.8987	化学推进	2500	地—火—木—外
8	信息工程大学	11.4472	化学推进	2500	地—木—外

3 主要团队解法简介

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, 只给出部分代表性结果及设计方法. 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.

3.1 国防科技大学结果

探测器推进系统采用了小推力的电推进系统. 为了满足最短时间飞离太阳系的性能指标, 该队采用了尽早地用掉所携带的燃料, 使探测器在更短的时间内增加到更大的速度的策略. 该团队最终的飞行序列为: 探测器从地球出发后, 经过火星和木星引力辅助各一次, 之后飞离太阳系, 运行轨迹如图1所示. 最终轨迹的飞行任务参数如表2所示, 引力辅助参数如表3所示.

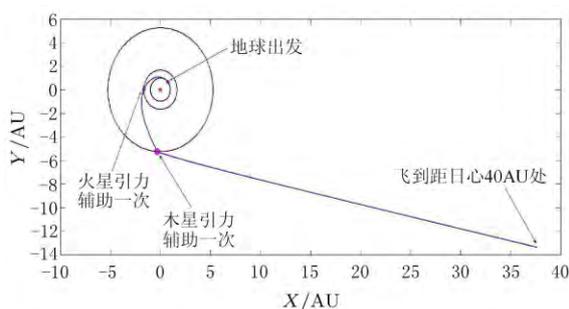


图1 探测器飞行轨迹图

表2 飞行任务参数

参数名称	数值
地球出发时刻/MJD	66 844.14
逃逸速度/($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	3.0
性能指标/d	2058.375
探测器初始质量/kg	1784.478
消耗燃料质量/kg	1220.254
探测器最终质量/kg	564.224

表3 引力辅助参数

序列	辅助行星	时刻/MJD	速度增量/ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	飞越半径/km
1	火星	67 012.065	2.114	3 395
2	木星	67 424.325	23.811	222 643

该队伍采用了改进的差分进化算法, 根据提交的结果报告其解法概要如下:

(1) 首先, 估计采用小推力作用下直接逃逸策略: 整段轨道分为全力推进段和双曲线滑行段两个部分, 以最小逃逸时间为指标, 对4个设计变量进行优化(即出发时刻 t_0 , 逃逸速度方向的角度 u , v 和初始燃料质量 m), 最优结果为6.726年, 该结果与中国地质大学(武汉)计算机学院提交结果相近.

(2) 构造适当的考虑引力甩摆的全局优化模型, 针对不同的行星甩摆序列进行全局搜索, 确定可行的时间最短的飞行序列. 根据筛选得到地—火—木的甩摆序列时间最短.

(3) 进一步改进序列优化模型, 采用折中考虑小推力最优性和计算效率的模型对小推力方向进行优化和改进.

3.2 光电院与空间应用中心联队结果

光电院与空间应用中心联队(中国科学院光电研究院, 中国科学院空间应用工程与技术中心)结果中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.

与国防科技大学团队结果类似, 该队也采用了地—火—木—外的甩摆序列. 运行轨迹如图2所示. 最终轨迹的飞行任务参数如表4所示, 引力辅助参数如表5所示. 出发时间相差约773天, 总消耗时间相差仅2.2天, 最优指标极其相近.

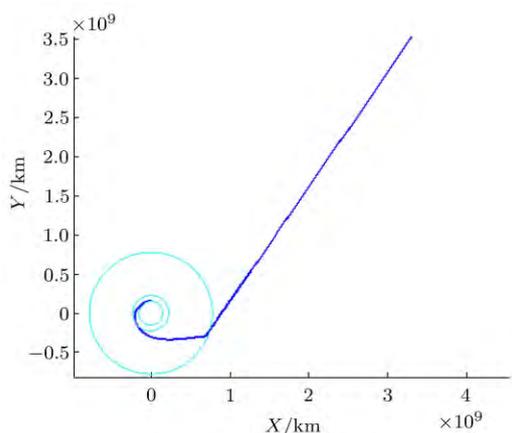


图 2 探测器飞行轨迹图

表 4 飞行任务参数

参数名称	数值
地球出发时刻/MJD	67 617.46
逃逸速度/(km·s ⁻¹)	3.0
性能指标/d	2 058.482
探测器初始质量/kg	1 906.32
消耗燃料质量/kg	1 339.35
探测器最终质量/kg	566.97

表 5 引力辅助参数

序列	辅助行星	时刻/MJD	速度增量/(km·s ⁻¹)	飞越半径/km
1	火星	67 799.43	2.615	3 395.0
2	木星	68 239.08	25.91	182 407

3.3 其他结果

竞赛的第三名和第四名分别为：中国空间技术研究院通信卫星事业部和第二炮兵工程大学，他们分别利用了木星、火星的引力辅助，实现加速逃逸的策略，结果轨迹如图 3 和图 4 所示。

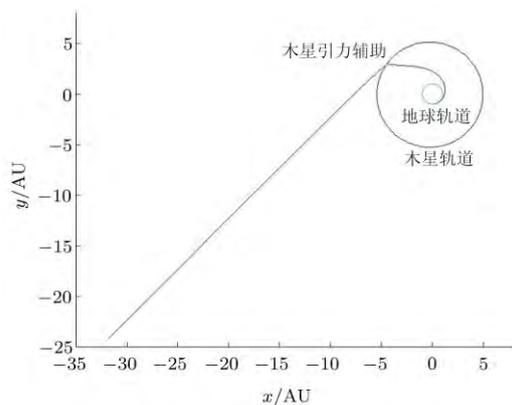


图 3 利用木星甩摆结果轨迹图

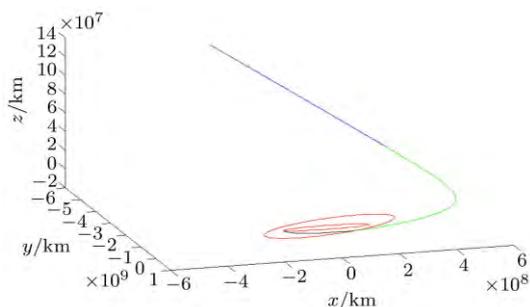


图 4 利用火星甩摆轨迹图

中国地质大学(武汉)计算机学院的结果不使用引力辅助,直接以小推力推进,消耗完所有推进剂以获取探测飞行的最大飞行速度,最后探测器以该最大速度滑行至距太阳 40AU 处,如图 5 所示. 剩余 3 个团队采用了化学推进,由于初始质量给定上限,采用化学推进方式获得的速度增量有限,导致该团队进行优化后得到的航行时间比较长,例如信息工程大学队伍采用化学推进优化结果轨迹如图 6 所示.

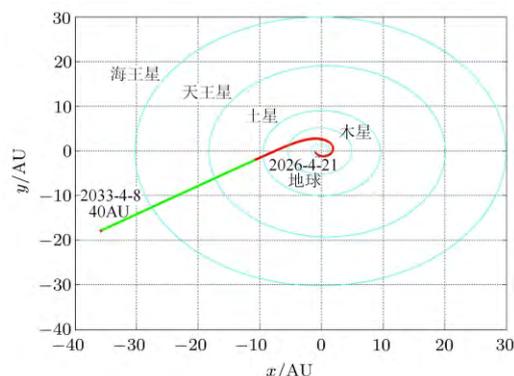


图 5 直接小推力推进逃逸轨迹图

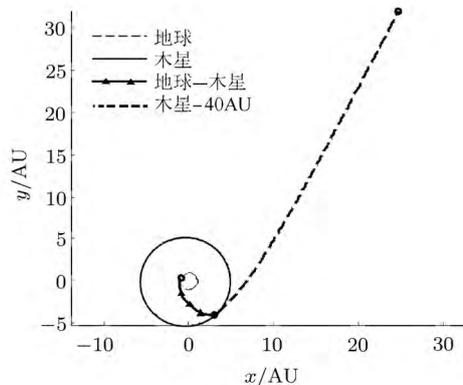


图 6 化学推进结果轨迹图 (信息工程大学队伍结果)

4 本次竞赛中得到的启示

对太阳系外的探测一直以来是一个难以解决的问题,主要原因是按照传统的深空探测方式,从地球

飞出太阳系所耗时间过长,很难轻易试验成功.要想成功实现未来对系外的探测,对飞行耗时的量化必然成为一个很重要的问题.而本届竞赛的题目乙正是针对这一问题,试图探究可以最快地飞出太阳系的有效飞行方式.

本题以从地球出发至逃逸到太阳系边界的总时间为评价指标,更加注重甩摆借力和转移时间的权衡.主要考验参赛队伍把任务设计要求转化成优化模型的能力、在结果最优性与计算工作量权衡取舍等能力.题目乙在延续深空轨迹优化传统技术的基础上提出了新的要求.求解题目涉及到了全局优化的序列搜索、小推力的轨迹优化、行星引力辅助、最优控制求解等传统的深空轨迹优化技术.作为题目甲的补充,题目乙给深空轨迹优化爱好者提供了一个可以广泛参与的任务,各参赛队伍均能够容易实现问题的求解,从而保证了本竞赛的参与度.

结果显示,大部分团队充分考虑了引力甩摆技术与小推力推进技术,并进行了综合优化.经过多年的国际和国内的深空轨迹优化竞赛,基于小推力轨迹优化的方法和技术已经成为主要参赛队伍熟知的技能^[4-9],竞赛的过程就是反映各团队分析问题、综合利用这些技能解决问题的能力.值得注意的是前两名团队的结果均为地球—火星—木星—逃逸的甩摆序列,窗口时间处在不同的阶段,但最优指标结果非常接近.该结果非常巧妙地依次利用火星、木星的引力辅助,在时间最优和借力飞行达到了精妙的统一,该结果基本接近全局最优解.第三、四名的结果为采用了单一的火星或木星的甩摆,其结果优于直接小推力逃逸的最优时间.而如果轨迹的全局优化处理的不理想,借力飞行在调整相位上将花费大量的时间.采用化学推进优化结果队伍也给出了出色的结果,表明采用引力辅助,即使只有化学推进也可以实现在10年左右时间逃离太阳系进行外太空探测的目标.但是,由于题目给出的化学推进的比冲远小于小推力,故而采用化学推进得到的结果得到的最优指标比小推力结果差一些.

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.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的进步,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.按照惯例,2015年第七届全国空间轨道设计竞赛将由本届题目甲的冠军团队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!对所有提交设计结果的大学与科研院所表示特别感谢:国防科技大学、光电院与空间应用中心联队、中国空间技术研究院通信卫星事业部、第二炮兵工程大学、中国地质大学(武汉)计算机学院、西北工业大学航天学院、西工大航天学院二队、信息工程大学.

参 考 文 献

- 1 Voyager enters realm between the stars, report says, 8:10 pm. EDT September 12, 2013. (DB/OL) <http://www.usatoday.com/story/news/nation/2013/09/12/voyager-1-visits-space-between-stars/2804007/>
- 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 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
- 5 罗宗富,连一君,蒋小勇等.2010年国际深空探测轨道优化竞赛的国防科技大学解法.力学与实践,2011,33(3):106-110
- 6 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
- 7 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
- 8 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
- 9 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)