

# 第五届全国空间轨道设计竞赛总结<sup>1)</sup>

罗亚中<sup>2)</sup> 沈红新 李海阳

(国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

**摘要** 介绍了第五届全国空间轨道设计竞赛的题目和评价标准, 总结了各队的设计结果排名以及获得的启示。

**关键词** 竞赛, 轨道设计

**中图分类号**: V11 **文献标识码**: A

**doi**: 10.6052/1000-0879-13-519

2013 年第五届全国空间轨道设计竞赛由中国力学学会、国防科技大学航天科学与工程学院以及航天飞行动力学技术重点实验室联合主办。竞赛通知于 2013 年 5 月 1 日发出后, 全国共有 20 支队伍报名参赛。2013 年 6 月 1 日竞赛题目公布, 并要求参赛队于 2013 年 8 月 1 日前提交设计结果。本次竞赛题目的应用背景为载人小行星飞行轨道设计, 通过设计最优的飞行轨道, 实现对两个不同的近地小行星的科学探测。最终, 有 13 支队伍按照要求提交了设计结果, 经主办方复核, 均确认为有效结果。其中西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室、中国科学院光电研究院和中国科学院空间应用工程与技术中心并列获得第一名。

## 1 竞赛题目与评价标准

### 1.1 任务描述

任务背景为载人小行星探测任务。探测器于规定时间窗口 2035 年 1 月 1 日—2065 年 12 月 31 日中的任意时刻从地球出发, 出发时刻认为探测器的日心位置和速度在误差允许范围内与地球相同。从组办方提供的 792 颗小行星中随意选择 2 颗不同的目标依次交会。交会时探测器的日心位置速度在允许的误差范围内与交会目标相同, 驻留时间不得小于规定的最小驻留时间 (10d)。从每颗小行星离开时刻探测器均释放前期生活废弃物 (注: 包括驻留期间的废弃物, 设消耗品全部转化为废弃物, 按 20 kg/d 计算<sup>[1]</sup>)。从第 2 颗小行星出发时, 释放小行星探测器质量 6.7 t (1 t = 1 000 kg)<sup>[2]</sup>。探测 2 颗小行星后返回地球, 要求探测器的位置在允许的误差范围内与

地球相同, 相对地球速度小于 5 km/s<sup>[3-4]</sup>。返回地球时有效剩余质量不少于 36 t<sup>[3]</sup> (有效剩余质量计算方法见 1.2 节)。探测器的所有飞行任务必须在 5 年内完成。

探测器飞行轨道只受太阳引力影响, 不考虑小天体与大行星引力 (地球引力辅助除外)。仅考虑地球引力辅助效应, 飞越地球时要求探测器的位置在允许的误差范围内与地球相同, 速度不同, 即飞越的瞬时获得大行星引力辅助所产生的速度增量。

### 1.2 探测器质量分配

探测器的质量分配情况如下

$$m_R + m_L + m_P = m_0 - m_E - m_C - km_F$$

其中,  $m_0$  为探测器初始质量;  $m_E$  为小行星探测器质量,  $m_E = 6.7$  t;  $m_C$  为生活消耗品质量 (包括水, 食物等), 按 20 kg/d 计算;  $m_F$  为飞行消耗的推进剂质量;  $k = 1.15$  (考虑工质储罐质量);  $m_R + m_L + m_P$  为有效剩余质量, 包含返回舱质量、生活舱质量和有效载荷质量, 不小于 36 t。

### 1.3 推进系统

探测器的推进系统可以采用 3 种方式中的一种:

#### (1) 核电推进模式一

有限推力的核电推进, 推进比冲 5 000 s, 推力大小为常值 91.7 N, 推力方向需要优化选取, 电推进发动机可任意开启和关闭;

#### (2) 核电推进模式二

有限推力的核电推进, 推力  $T$ 、比冲  $I_{sp}$  和输入功率  $P$  满足关系式  $T = 2\eta P / (I_{sp} g_0)$ <sup>[5]</sup>, 其中  $\eta$  为推进效率, 设为 0.75;  $g_0$  为地球海平面的重力加速度; 推进比冲可以在 4 000~10 000 s 范围内任意选择; 参考文献 [6], 输入功率  $P$  选择为常值 3 MW。推力大

本文于 2013-12-18 收到。

1) 国家自然科学基金 (11222215) 和国家重点基础研究发展计划 (2013CB733100) 资助项目。

2) 罗亚中, 博士, 教授, 主要从事载人航天任务规划、轨道动力学与控制研究。E-mail: luoyz@nudt.edu.cn

小、比冲和推力方向需要优化选取,电推进发动机可任意开启和关闭;

### (3) 大推力的化学推进

推进比冲 500s,每次推进简化为瞬时速度脉冲,每次速度脉冲的大小和方向需要优化选取,施加速度脉冲的时刻和次数没有限制。

在最终提交的结果中,每支参赛队伍只允许采用其中一种推进方式。

## 1.4 性能指标与评判规则

各队设计结果需要在竞赛截止日期之前提交,并且没有违反任何约束条件,严重违反约束条件或

在截止日期之后提交的结果不进入排名。

性能指标为最小化探测器初始质量,即  $J = m_0$ 。

若第一性能指标相同,结束任务时总时间小者为优。

## 2 竞赛结果与排名

从 2013 年 6 月 1 日起,经过 2 个月的努力,共有 13 支队伍提交了有效设计结果,性能指标和排名情况如表 1。其中的设计方法简介摘自各队提交的设计文档。图 1 给出了第一名的探测器飞行轨道(此图引自中国科学院空间应用工程与技术中心提交的设计文档)。

表 1 第五届全国空间轨道设计竞赛结果的性能指标和排名

名次	队伍名称	初始质量/kg	任务时间/d	探测序列	推进方式	使用方法
1	西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室	53 656	293.6	E—2000SG344—2009 YF—E	A	在路径选择上采用分支定界,在全局搜索可能的路径,在推力优化方面采用同伦法小推力 bang-bang 控制。
1	中国科学院光电研究院	53 656	293.6	E—2000SG344—2009 YF—E	A	基于主矢量理论和自适应伪谱法的最优脉冲轨道设计,基于 fmincon 的直接法小推力轨道优化。
1	中国科学院空间应用工程与技术中心	53 656	293.6	E—2000SG344—2009 YF—E	A	首先采用混合法分别对各段飞行轨道进行小推力轨道优化,然后拼接各段飞行轨道并进行整体优化。
4	清华大学航天航空学院	53 829	300.0	E—2000SG344—2009 YF—E	A	按地球返回—小行星 2—小行星 1—地球发射逆向进行搜索。小推力同伦方法初末状态量及转移时间按照搜索的事件时刻点进行确定,采取定功率变比冲程序进行求解。
5	第二炮兵工程大学一队	54 000	291.3	E—2000SG344—2009 YF—E	A	以探测器推力、方位角大小和发射窗口为优化变量,以探测器初始质量为目标函数建立探测器飞行轨道设计优化模型,设计了基于遗传算法和序列二次规划算法的并行优化算法,对优化模型进行了全局搜索。
6	西北工业大学航天飞行动力学技术重点实验室	54 068	306.8	E—2000SG344—2009 YF—E	A	根据微分进化法得到最优序列,采用小推力实现。首先,利用伪谱法得到基于能量最优的协态初值,然后利用同伦法和打靶算法得到基于燃料最优的协态值,最终完成小推力的转化。
7	北京航天控制中心航天飞行动力学技术重点实验室	54 960	368.0	E—2001CQ36—2007CS5—E	A	采用分支定界法结合 Lambert 求解器得到交会序列,然后采用同伦间接法进行局部优化。
8	解放军信息工程大学导航与空天目标工程学院	55 131	347.0	E—2000SG344—2009 YF—E	A	采用 Lambert 算法结合 PSO (particle swarm optimization) 优化算法得到脉冲交会序列,然后转化为电推进轨道。

表 1 第五届全国空间轨道设计竞赛结果的性能指标和排名 (续)

名次	队伍名称	初始质量/kg	任务时间/d	探测序列	推进方式	使用方法
9	北京航空航天大学宇航学院一队	55 264	368.0	E—2001CQ36—2007CS5—E	A	通过求解 Lambert 问题, 进行选星, 选星过程中考虑燃料-时间混合指标; 采用小推力计算各阶段燃料最优控制问题.
10	西北工业大学航天学院二队	55 285	406.0	E—2001CQ36—2007CS5—E	A	采用分枝定界法搜索初始的发射时间和序列, 然后用 PSO 搜索精确的发射窗口. 采用高斯伪谱法和同伦法实现最省燃料的小推力轨道设计.
11	西北工业大学航天学院一队	61 800	540.0	E—2001CQ36—2007CS5—E	B	分段用脉冲初步进行计算, 以寻找合适的序列; 最后利用小推力优化算法按照上述序列进行计算.
12	北京大学工学院	160 000	906.8	E—2009YF—2004KE1—E	B	小推力模型中使用了混合直接打靶法. 先用遗传算法确定出待优化参量的初始值, 再利用非线性规划得到待优化参量的精确值.
13	中国地质大学(武汉)计算机学院	223 755	616.8	E—2010JK1—2001CQ36—E	C	采用脉冲推进方式. 使用差分演化算法, 搜索最优的发射时刻与转移和驻留时长.

注: A: 核电推进模式 2 (变比冲); B: 核电推进模式 1 (固定比冲); C: 化学推进; E: 地球

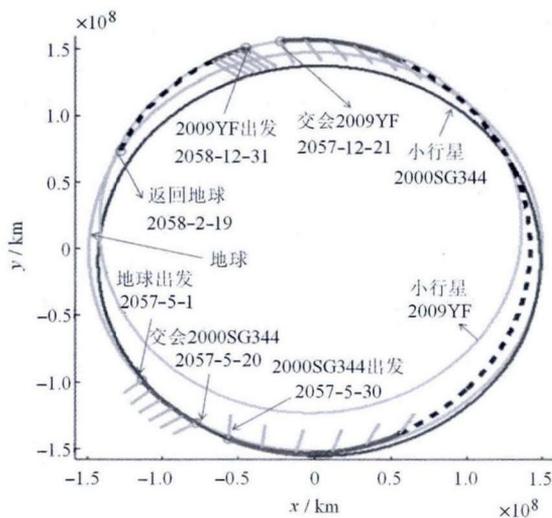


图 1 第一名设计的飞行轨道在黄道面的投影

### 3 本次竞赛中得到的启示

本届竞赛题目以载人深空探测为背景, 从任务时间和地球影响球边界出发质量两方面探讨大功率变比冲发动机载人深空探测任务实施的可能性. 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载人小行星探测的目标选择、轨道设计提供参考. 从所提交最好的竞赛结果看, 地球影响球出发质量大约为 53.6t, 总飞行时间不到 300d, 在交会两

颗小行星的情况下仍均小于传统的载人火星任务对应的指标<sup>[7]</sup>, 从此也可以看出深空载人探测的技术难度主要受制于大推力高比冲推进技术. 尽管还有诸多问题需要解决, 但至少可以让我们通过任务设计和轨道设计的手段来设想进行载人小行星探测可能的任务方案<sup>[6,8-9]</sup>.

本届竞赛题目试图构造一个有实际工程意义、一定难度的载人深空探测轨道优化问题, 其性能指标同时考虑减小任务时间和减小燃料消耗, 优化初始质量而不是传统的最大化终端质量. 由于比冲较高, 轨道相近时性能指标差别比以往小. 由于竞赛背景限于载人任务, 故轨道序列并不复杂, 竞赛题目侧重于有限推力轨道的局部优化而非探测序列的选择. 实际上, 全局优化的前提是有成熟可靠的局部优化算法, 此次竞赛旨在推动国内学者在局部优化方面的研究. 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.

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, 例如探测器有效剩余质量的估计还有待商榷, 以及小行星的登陆和上升的燃料消耗、地球影响球内的轨

道转移时间等在题目中并没有考虑. 如果进行更为精细的轨道设计, 上述问题都需要进一步建模.

第六届全国空间轨道设计竞赛于 2014 年由西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室负责组织.

致谢 对所有报名的参赛队表示衷心感谢! 对所有提交设计结果的大学与科研院所表示特别感谢!

### 参考文献

- 1 Landau D, Strange N. Human exploration of near-earth asteroids via solar electric propulsion. AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, New Orleans, Louisiana, 2011
- 2 Drake BG. Strategic considerations of human exploration of near-earth asteroids. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2012
- 3 Landau D, Strange N. Near-earth asteroids accessible to human exploration with high-power electric propulsion. AAS Paper 11-446, 2011
- 4 Striepe SA, Braun RD, Powell RW, et al. Influence of interplanetary trajectory selection on earth atmospheric entry velocity of Mars missions. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1993, 30(4): 420-425
- 5 Casalino L, Colasurdo G. Optimization of variable-specific-impulse interplanetary trajectories. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(4): 678-684
- 6 Kluever CA, Pierson BL. Optimal earth-moon trajectories using nuclear electric propulsion. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1997, 20(2): 239-245
- 7 李桢. 载人火星探测任务轨道和总体方案研究. [博士学位论文]. 长沙: 国防科技大学, 2011
- 8 Zimmerman D, Wagner S, Wie B. The first human asteroid mission: target selection and conceptual mission design. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Toronto, Canada, 2010
- 9 高扬. 电火箭星际航行: 技术进展、轨道设计与综合优化. *力学学报*, 2011, 43(6): 991-1019

(责任编辑: 胡漫)



读者·作者·编者

### 封面图片说明

X-43A 是美国以氢为燃料的超燃发动机高超声速技术试飞平台, 在 2004 年 3 月和 9 月的两次飞行试验中, 成功获得了马赫数 7 和马赫数 10 的飞行速度. 在马赫数 7 时, 发动机产生的推力大于阻力, X-43A 以加速度飞行; 在马赫数 10 时, 推力与阻力保持平衡, X-43A 实现了巡航飞行. X-43A 项目有力地证明了高超声速飞行的推进原理, 促进了高超声速技术的发展. 中国航天空气动力技术研究院测绘了 X-43A 通气模型, 采用计算流体动力学的方法数值模拟了飞行高度为 30 km、飞行马赫数为 7 时的湍流流场, 结果显示在进气道唇口附近及前体压缩面上, 流动变化十分显著, 同时 X-43A “骑” 在激波之上, 有较高的气动升力, 且升阻比高, 有助于远距离巡航飞行. (图文供稿: 马汉东, 中国航天空气动力技术研究院)