



第四届全国空间轨道设计竞赛 冠军团队解法¹⁾

沈红新 罗亚中²⁾ 李海阳

(国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘要 介绍第四届全国空间轨道设计竞赛的解法, 主要包括问题分析、求解方案规划、飞行序列选择和计算结果. 本文的求解思路特点是, 着重探测目标的特性分析, 通过目标之间的排列组合来确定飞行序列, 计算表明该方法能够有效降低计算量和保留最优解.

关键词 竞赛, 深空探测, 轨道设计, 小推力

引言

目前, 空间轨道优化特别是全局优化问题是国内外的研究热点. 2005 年, 由欧空局 (European space agency, ESA) 的先进概念小组 (advanced concepts team, ACT) 发起了第一届国际全局轨迹优化竞赛 (global trajectory optimization competition, GTOC), 到今年已经举办了 6 届比赛^[1-2]. 我国于 2009 年由中国力学学会和清华大学发起了第一届全国空间轨道设计竞赛^[3], 以后每一年或两年由上届的冠军队承办下一届比赛, 今年举办了第 4 届比赛. 和国际比赛相似, 全国空间轨道设计竞赛主要面向航天动力学领域的专业人士, 问题求解涉及全局优化方法和小推力局部优化等关键技术难题. 作者代表国防科技大学参加了我国第四届空间轨道设计竞赛, 并取得了冠军. 本文将给出参加比赛的求解思路要点以及参赛体会和展望.

1 题目分析

探测器将于 2015 年 1 月 1 日 ~ 2025 年 12 月 31 日之间任意时刻从地球出发, 选取太阳系若干小天体开展多种形式探测, 探测任务总时间不超过 15 年 (5 478.75 天). 小天体探测目标分为近地小行星、主带小行星、“大”小行星、彗星 4 类; 探测类型分为交会、飞越、撞击、取样返回 4 种. 探测器飞行过程中可在任意时刻利用行星引力辅助, 飞行过程中探测器与太阳的距离不能小于 0.2 AU (AU 为地球和太阳的平均距离, 约 $1.495\,978\,706\,6 \times 10^8$ km), 探测任务结束时探测器剩余质量不能小于 500 kg. 探测器飞行轨道只受太阳引力影响, 不考虑行星与小天体引力 (行星引力辅助除外). 根据探测任务所包含的探测目标与探测类型, 飞行轨道设计结果将获得相应的得分, 并以此作为评价标准. 具体的题目描述和评价标准可参见文献 [4].

本次竞赛题目有如下几个特点: (1) 探测目标种类多: 小天体探测目标分为近地小行星 (near-earth asteroid, nea)、主带小行星 (main-belt asteroid, mb)、“大”小行星 (large

asteroid, la)、彗星 (comet) 4 类; (2) 探测类型多: 探测类型分为交会、飞越、撞击、取样返回 4 种; (3) 探测器逃逸速度大小与初始质量相关, 只能取 4 组值中任意 1 组; (4) 发动机推力和日心距相关, 推力幅值随太阳距离增大而迅速减小.

上述题目所描述的探测任务十分复杂, 此外探测器飞行过程中可在任意时刻利用行星引力辅助, 目前的计算能力很难对此题目找到一种自动全局寻优的方法. 为了降低求解难度和增加可实现性, 需要对题目进行充分分析设计, 在此基础上进行优化比较切实可行.

2 求解方案规划

复杂问题求解的一般思路是把其分解为一系列简单问题, 轨道设计也不例外. 分析性能指标后, 根据分数高低可以把探测任务分为以下几个优先级:

(1) 优先级 1: 以交会和采样返回为主, 停留时间尽量达到最大值;

(2) 优先级 2: 只交会不采样, 停留时间仍然尽量达到最大值;

(3) 优先级 3: 撞击;

(4) 优先级 4: 飞越.

其中前两个优先级不仅分数较高, 而且可以规定主要的飞行路径; 在主要飞行路径确定后, 根据就近原则搜索撞击和飞越目标, 实际上也就是将主要飞行路径进行微调去实现撞击和飞越.

为了形成任务方案, 按照探测目标的种类不同, 将前两个优先级任务方案进一步分解如下:

(1) 两颗近地小行星交会及返回地球 (称为 a 方案);

(2) 主带附近天体交会及返回地球 (简称 b1 方案);

(3) 主带附近天体交会 (简称 b2 方案);

(4) 彗星交会及返回地球 (简称 b3 方案);

(5) 彗星交会 (简称 b4 方案).

探测器从地球出发, 探测近地小行星相对容易, 另外近地位置发动机推力较大, 比较适合电推进工作, 反之, 无论是探测主带天体还是其他彗星, 都需要在日心距较大的地方开机, 此时电推进推力较小, 结果是要么耗费较多的飞行时间, 要么需要借助低比冲的化学推进而耗费燃料, 所以 a 方案是必然需要完成的, 称之基本方案. a 方案之外的走向可以分为两类: 主带方案组合 (包括 a&b1, a&b2) 和彗星方案组合 (包括 a&b3, a&b4).

2012-11-01 收到第 1 稿, 2012-11-05 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金 (10902121, 11222215) 和国家重点基础研究发展计划 (2013CB733100) 资助项目.

2) E-mail: luoyz@nudt.edu.cn

值得指出的是,为了节省燃料,在任何一个轨道段,推进模式都以电推进为主,如果电推进无法实现,例如在推力幅值很小的地方,则采用化学推进辅助实现。

3 飞行序列确定

首先确定 a 方案飞行序列,通过求解 Lambert 问题,分析下列 4 种组合:

- (1) E-nea; nea-E
- (2) nea-nea; nea-E-nea

限制总的脉冲速度大小和飞行时间,最后确定 a 方案的飞行序列为 E-nea-nea-E,表示从地球出发交会两颗近地小行星然后回到地球,返回地球需要满足采样返回约束条件,即相对速度大小不能超过 5 km/s,飞越高度不能大于 300 km(如果需要借助地球引力辅助需要满足此约束)。化学推进速度增量约 2.4 km/s,基本方案中耗时约 1500 d。

其次对主带方案进行分析,主带方案指的是探测主带附近的天体(设轨道要素 $e < 0.3$, $2\text{AU} < a < 3.5\text{AU}$),当然也包含彗星,探测目标共 3 类: mb, la 和 comet。注意到 3 类目标相互之间交会有 6 种组合类型,同类交会有 3 种组合类型,故共有 9 种组合如下:

- (1) la-mb; ma-comet; la-la
- (2) comet-la; mb-la; comet-comet
- (3) comet-mb; mb-comet; mb-mb

通过求解系列 Lambert 问题,并约束单段轨道时间和速度增量 $T < 500\text{d}$, $\Delta v < 2\text{km/s}$,得到可行的单段组合只有:

- (1) la-mb; mb-la; comet-mb
- (2) mb-comet; mb-mb

基于两两组合,得到主带方案探测 4 颗天体的飞行序列为如下 12 种组合:

- (1) la-mb-mb-la; la-mb-mb-comet
- (2) comet-mb-mb-la; Comet-mb-mb-comet
- (3) mb-la-mb-la; mb-la-mb-comet
- (4) mb-comet-mb-comet; mb-comet-mb-la
- (5) la-mb-la-mb; comet-mb-comet-mb
- (6) comet-mb-la-mb; la-mb-comet-mb

通过分析上述飞行序列,总的速度增量均大于 3 km/s。化学推进十分耗费燃料,粗略估算分配最多 3.7 km/s,探测 nea 的过程中消耗了 2.4 km/s,故主带四星方案不可行。进而分析主带三星方案,飞行序列组合如下

- (1) mb-la-mb; mb-comet-mb
- (2) mb-mb-la; la-mb-mb
- (3) mb-mb-comet; comet-mb-mb

总的速度增量大于 1.5 km/s,在保证交会驻留时间的前提下,飞行时间大于 1800 d,从时间上看,去掉交会两颗 nea 返回地球所耗时间约 1500 d 后,往返主带只有 2000 d;从能量看,往返主带至少需要化学推进 1.5 km/s,则去 nea 的化学推进不足。同时考虑到撞击因素,观察到主带方案如果

不能返回地球,指标和交会两颗彗星分数接近,所以有必要对彗星方案进行研究,然后与主带方案进行对比。

考虑彗星方案时,同样根据彗星之间的转移速度增量大小,对彗星目标进行聚类分析,分析结果发现,在转移速度增量较小的组合中,存在一类彗星,之间转移速度增量和发射窗口相关度很小,因此猜测这类彗星轨道具有相似的轨道根数,图 1 给出了彗星族的偏心率-近日距关系图,由图可知在偏心率约 0.69,近日距约 0.95 AU 存在彗星族,这验证了存在彗星族的猜测,探测彗星目标的范围被大幅缩小。

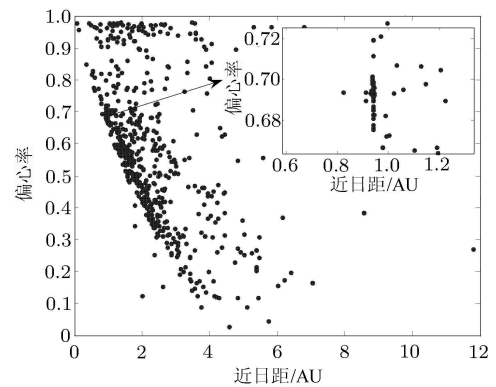


图 1 彗星族偏心率和近日距的关系

因为要借助第一次返回地球的引力辅助,因此设计引力辅助序列从第二次交会的 nea 开始,引力辅助的序列很难准确确定,下面仅给出若干种可能的引力辅助序列:

- (1) neaEVEC; neaEVEEC
- (2) neaEMEEC; neaEMEC
- (3) neaEVVEC; neaEEEC

其中 E 代表地球, V 代表金星, C 代表彗星。

根据采样返回的约束,第一次地球引力辅助要求约束相对地球速度大小和飞越高度。最后确定引力辅助序列为 neaEVEEC,总的速度增量大约 4.5 km/s,分配化学推进约 1.2 km/s,和主带方案相比,显然双彗星方案更易实现。至此,飞行方案可以确定为 nea 采样返回结合双彗星交会方案(即前文中的 a&b4 方案)。

综合 a 方案,确定主要飞行路径为 E-nea-nea-E-V-E-E-C。根据就近原则,增加一次飞越和一次撞击,总的飞行序列可描述为:地球-交会 nea547-交会 nea913-返回地球-飞越 nea299-V-E-撞击 nea1260-E-交会 comet 120-交会 comet121。

4 计算结果

多次引力辅助轨道采用微分进化算法进行优化计算,小推力轨道基于序列二次算法的打靶法实现。值得指出的是,为了实现 bang-bang 控制,小推力轨道开关机时刻也作为优化算法中的设计变量,推力大小为日心距分段函数^[4]。方法的具体实现可参见文献 [5-6],此处不再赘述。

表 1 给出了总的任务指标,总得分 120,表 2 中可以看到各探测目标和类型对性能指标的贡献。飞行过程的各个事

件如表 3, 其中 MJD 为改进儒略日, 与儒略日 JD 的关系为 $MJD=JD-2400000.5$. 图 2 给出了飞行轨道的日心距变化图, 由图可知, 除一次金星引力辅助外, 探测器的日心距随时间大致呈现增大趋势, 也就是说基本朝轨道能量增加的方向飞行.

表 1 探测任务性能指标

类型	数据
任务时间	13.66 a
剩余质量	501.6 kg
太阳-探测器最小距离	0.62 AU
性能指标	120

表 2 各探测目标和类型的得分

探测目标	探测类型				
	交会探测 (释放探测设备)	交会探测 (无探测设备)	撞击探测	飞越探测	取样返回
近地小行星	32	N/A	6.461	1.665	32
彗星	N/A	48	N/A	N/A	N/A

表 3 飞行轨道事件表

序号	事件	时间/MJD	质量/kg	备注
1	地球出发	59 152.54	3 000	初始逃逸速度 3 km/s
2	交会 nea547	59 282.54	2 281.13	释放探测设备 25 kg
3	离开 nea547	59 843.98	2 256.13	交会 547 后驻留 561.44 d
4	交会 nea913	59 964.13	1 359.15	释放探测设备 25 kg
5	离开 nea913	60 294.13	1 334.15	交会 Nea913 后驻留 330 d
6	返回地球	60 701.82	1 188.86	释放返回器 25 kg
7	飞越 nea299	60 753.15	1 072.13	相对速度 3.35 km/s
8	金星引力辅助	60 886.32	1 037.88	N/A
9	地球引力辅助	61 199.57	1 037.87	N/A
10	撞击 nea1260	61 891.11	965.65	相对速度 31.52 km/s 释放撞击器 50 kg
11	地球引力辅助	61 931.01	897.75	N/A
12	交会 comet120	63 351.42	746.18	交会 comet120 后驻留 330 d
13	离开 comet120	63 681.42	746.18	N/A
14	交会 comet121	63 811.42	717.37	交会 comet121 后驻留 330 d
15	离开 comet121	64 141.42	717.37	减去储罐质量后为 501.6 kg

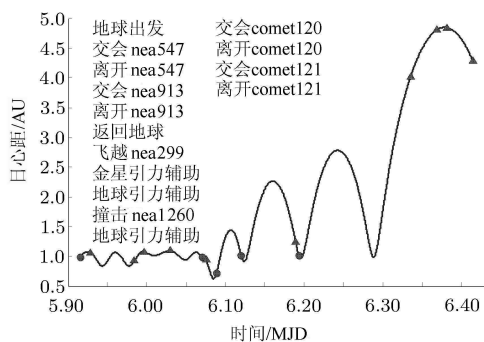


图 2 探测器日心距随时间变化

5 结论与展望

全局优化特别是多目标全局优化很难找到最优解, 本团队所求得解仍有提高余地. 比如交会彗星轨道可以尝试更多的引力辅助序列; 或者交会彗星时, 把返回地球并入引力辅助的计算, 如果能缩短交会彗星的时间, 返回地球的解是可能存在的, 如此指标分数可以大幅度提高.

小推力的局部优化近年来已经趋向于成熟和完善, 而全局优化意味着对轨道进行整体处理, 目前全局优化国内外尚没有特别成熟有效的办法, 往往是将局部轨道的优化结果进

行拼接, 所以全局优化方法尚需实质性的突破, 这可能需要借助于新的数学理论甚至是超级计算. 空间轨道设计竞赛是同行交流提高的平台, 希望轨道竞赛主办方能够不断提出有意义的同时具有挑战性的题目, 在此过程中促使我国在轨道设计方法上实现突破创新.

参考文献

- 1 The European Space Agency. ACT-Mission analysis and design. <http://www.esa.int/gsp/ACT/mad/op/GTOC/index.htm>
- 2 李俊峰, 祝开建. 2005~2009 年国际深空轨迹优化竞赛综述. 力学与实践, 2010, 32(4): 130-137
- 3 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
- 4 第四届全国空间轨道设计竞赛题目: 太阳系小天体探测飞行轨道优化设计. 力学与实践, 2012, 34(3): 102-103
- 5 Shen HX, Zhou JP, Peng QB, et al. Multi-objective interplanetary trajectory optimization combining low-thrust propulsion and gravity-assist maneuvers. *Sci China Tech Sci*, 2012, 55: 841-847
- 6 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