

2005~2009年国际深空轨迹优化竞赛综述¹⁾李俊峰^{*,2)} 祝开建[†]^{*}(清华大学航天航空学院, 北京 100084)[†](西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043)

摘要 结合本课题组连续四次参加国际深空轨迹优化竞赛的经验, 依据竞赛主办单位公布的竞赛资料和相关国际学术研讨会的报告, 该文分别介绍了四届竞赛的工程应用背景和具体设计内容, 分析各优胜队的解决方案和技术特点, 包括小行星序列的确定、引力甩摆的运用、最优控制理论的应用、优化算法开发、优化软件的应用等。通过分析对比, 总结了我們与其他代表队的理论和技术差距, 提出了对相关研究生教学和科研的启示, 给出了今后发展深空探测技术的建议。

关键词 深空探测, 轨迹优化, 竞赛, 启示

引言

1959年, 苏联发射的“月球一号”成功飞越月球。随后几十年, 美国和前苏联先后探测了月球、行星及其卫星、小行星、彗星、太阳等。经过了20世纪80年代短暂的沉寂, 我们迎来了第二次深空探测热潮。美国宇航局(NASA)准备重返月球, 建立月球基地并以此为跳板进行载人登火星。欧洲空间局(ESA)宣布了一项旨在对太阳系进行无人和载人探索的计划。日本、中国、印度、英国、德国等也先后制定了各自的月球探测计划。这次深空探测热潮, 与上一次苏美太空竞赛时期不同, 广泛采用新型轨道设计理论和新型推进技术, 如遍历探测轨道优化、天体引力甩摆、不变流理论、HALO轨道、深空编队飞行、小推力技术、太阳帆等^[1]。

为了促进深空探测科学与技术发展, 探索新型轨道设计理论和方法, 2005年欧空局新概念研究小组(advanced concepts team, ACT)发起并组织了第一届深空探测轨迹优化竞赛。之后每年一届, 由上届冠军负责出题, 利用欧空局官方网站向全球发布, 从问题发布到提交解决方案的时间期限为一个半月。美国JPL(jet propulsion laboratory)外行星任

务分析研究小组、意大利都灵理工大学、法国国家空间研究中心、莫斯科国力大学分别获得前四届冠军。竞赛题目基本上以正在规划中的或将来可能实施的深空探测任务为背景, 采用切实可行的工程参数和约束条件, 对实际的深空探测任务具有重要的指导意义。清华大学航天航空学院组队参加了这四届竞赛, 每次比赛都能够完成规定的轨道设计和优化任务, 优化指标排名总是在前40%左右, 与国外强队相比还有一定的差距。本文结合四次参加竞赛的经验, 介绍和分析优胜队的特点, 提出对相关研究生教学和科研的启示。

1 深空探测轨迹优化竞赛

1.1 第1届深空探测轨迹优化竞赛

1.1.1 问题描述

2005年, NASA发射的探测器成功撞击“坦普尔一号”彗星, 这是人类历史上史无前例的“炮轰”彗星太空实验, 也是人类第一次实际接触并探索彗星的空间活动。本次竞赛就是以此为背景, 假设从地球发射航天器撞击2001TW229小行星, 采用电推进技术作为推进手段, 给定地球逃逸速度为2.5 km/s, 允许的发射窗口为2010年到2030年, 总的飞行时间不能超过30年, 最后尽可能地改变小行星的半长轴。航天器初始质量为1500 kg, 电推进器的比冲为2500 s, 最大推力为0.04 N。最终的性能指标为 $J = m_f |U_{rel} \cdot v_{ast}|$, 其中 m_f 为航天器最后的剩余质量, U_{rel} 为撞击时刻航天器相对小行星的速度矢量, v_{ast} 为撞击时刻小行星的惯性速度^[2]。

1.1.2 解决方案

17支参赛队中有11个队提交了有效的计算结果。各个参赛队伍采用的方法各不相同, 结果差别很大, 见表1所示。

表1 参赛队伍的解决方法

排名	名称	方法描述
1	JPL	先选择出15种引力甩摆组合, 利用深空探测轨道计算软件(STOUR-LTGA)进行穹举, 得出30000个满足约束的解。最后利用局部优化软件(MALTO)求解。
2	西班牙 Deimos 空间中心	利用轨道设计软件(STREAM)分析得出47000个满足基本约束的解, 然后利用非线性规划得到最终结果。

本文于2010-06-03收到。

1) 国家自然科学基金(10832004)及高等学校博士学科点专项科研基金(20090002110050)资助。

2) 李俊峰, 教授, 博士生导师, 主要研究方向包括深空探测动力学与控制, 卫星编队飞行动力学与控制等。

E-mail: lijunfeng@tsinghua.edu.cn

表 1 参赛队伍的解决方法 (续)

排名 名称	方法描述
3 西班牙 GMV 公司	考虑助推 - 滑行 - 甩摆的综合组合, 利用遗传算法进行全局寻优, 最后再进行局部优化得到满足所有约束的解.
4 莫斯科航空学院	先利用轨道设计软件进行分析, 确定甩摆序列, 然后根据庞特里亚金极值原理进行求解.
5 意大利都灵理工大学	先利用天体动力学的知识确定甩摆的序列, 然后利用主矢量理论进行轨道转移优化.
6 法国国家空间研究中心	利用专业软件 (星际轨道优化软件、小推力优化软件以及其他优化软件) 进行计算求解.
7 英国格拉斯哥大学	先根据问题描述建立多个数学模型, 然后利用专业优化软件 (EPIC, GAIO) 进行计算.
8 莫斯科国立大学	将最优控制问题转化成参数优化问题, 然后利用打靶法进行求解.
9 法国 Alcatel 空间中心	利用 T-3D 优化软件直接进行计算.
10 德国航天中心	利用人工神经网络和进化算法进行直接优化.
11 清华大学	直接利用遗传算法进行全局寻优, 最后再进行局部优化使得最终结果满足精度要求.

1.1.3 优化指标排名

提交的有效计算结果指标的最终排名如表 2 所示.

表 2 指标排名

排名 名称	飞行序列	优化指标
1 JPL	EVEEJSJA	1 850 000
2 西班牙 Deimos 空间中心	EVVEEVVEVEJSJA	1 820 000
3 西班牙 GMV 公司	EEVEEJSA	1 455 000
4 莫斯科航空学院	EVEVEEA	1 364 000
5 意大利都灵理工大学	EVVJA	1 290 000
6 法国国家空间研究中心	EEVEEJSJA	1 194 000
7 英国格拉斯哥大学	EEVVA	385 000
8 莫斯科国立大学	EA	351 152
9 法国 Alcatel 空间中心	EA	330 385
10 德国航天中心	EA	330 000
11 清华大学	EA	89 000

注: E,V,J,S,A 分别代表地球、金星、木星、土星、小行星.

1.2 第 2 届深空探测轨迹优化竞赛

1.2.1 问题描述

本次竞赛由第 1 届冠军 JPL 外行星任务分析研究小组负责组织, 当时正是 NASA 对深空探测任务 DAWN 反复论证的时候, 这是一个航天器同时探测两颗小行星的任务, 是深空探测技术的飞跃. 以此为背景, JPL 发布了第 2 届轨迹优化竞赛的题目. 要求从地球发射小推力航天器, 忽略行星引力作用, 利用小推力航天器进行多颗小行星探测. 航天器逃逸质量 1 500 kg, 其中 1 000 kg 为燃料. 推力的大小和方向可任意变化, 但最大推力为 0.1 N, 推进器比冲为 4 000 s. 发射窗口为 2015 年 1 月 1 日至 2035 年 12 月 31 日, 逃逸速度不能超过 3.5 km/s, 方向可任选. 航天器发射后与分别来自上述 4 个小行星群的 4 颗小行星交会, 然后至少与该小行星伴飞 90 d, 总飞行时间不能超过 20 年. 优化指标为飞行器剩余质量与总飞行时间的比值. 航天器与小行星交会时二者的位置误差不超过 1 000 km, 速度误差不超过 1 m/s^[3].

1.2.2 解决方案

26 支参赛队中有 11 个队提交了有效的计算结果. 各个参赛队伍选择小行星群的序列完全一致, 但具体的选星结果和解决方案各有特色, 结果如表 3 所示.

表 3 参赛队伍的解决方法

排名 名称	方法描述
1 意大利都灵理工大学	确定探测序列后利用主矢量理论进行优化求解.
2 莫斯科航空学院	采用 Lambert 问题求解方法确定整个搜索空间, 然后采用庞特里亚金极值原理计算最终结果.
3 ACT	结合 Lambert 问题求解方法和指数正弦曲线方法压缩搜索空间, 最后采用差分进化算法和非线性规划方法求解.
4 法国国家空间研究中心	先结合小行星轨道特征和 Lambert 问题求解方法进行选星, 然后采用 Nelder-Mead 方法和庞特里亚金极值原理求解.
5 西班牙 GMV 公司	结合 Lawden 隐性导航策略和罚函数法建立目标函数, 利用遗传算法和 Nelder-Mead 方法进行求解.
6 德国航天中心	直接利用人工神经网络和进化算法进行优化, 然后再用 SNOPT 软件包进行局部优化.
7 米兰理工大学	先用 Lambert 弧段和指数正弦曲线对转移轨道简化, 再用遗传算法、粒子群算法和多层次的坐标搜索算法优化, 最后对完整模型用多重打靶和 Lagrange 插值法求解.
8 法国 Alcatel 空间中心	结合动态规划方法和小行星轨道特征进行求解.
9 莫斯科国立大学	先利用 Lambert 问题求解方法进行简单计算, 然后采用庞特里亚金极值原理和打靶法进行精确求解.
10 清华大学	对转移弧段离散化, 利用遗传算法和局部优化算法进行求解.
11 卡内基梅隆大学	利用局部优化算法对改进的赤道轨道根数模型求解.

1.2.3 优化指标排名

提交的有效计算结果指标的最终排名如表4所示。

表4 指标排名

排名	名称	飞行序列	优化指标
1	意大利都灵理工大学	3258076-2000060-2000058-2002959	98.64
2	莫斯科航空学院	3250293-2000149-2000569-2002483	87.93
3	ACT	3170221-2000574-2000209-2011542	87.05
4	法国国家空间研究中心	3170221-2001990-2000240-2001754	85.43
5	西班牙 GMV 公司	3017309-2000443-2000490-2001345	85.28
6	德国航天中心	3250293-2000027-2000110-2001038	84.48
7	米兰理工大学	3288933-2001707-2000047-2014569	82.48
8	法国 Alcatel 空间中心	3329255-2000232-2000807-2001754	76.37
9	莫斯科国立大学	3170221-2000043-2000074-2002483	75.08
10	清华大学	3250293-2000149-2000224-2009661	56.87
11	卡内基梅隆大学	3343104-2000169-2000075-2000659	27.94

注：第3列中的数字代表小行星的编号。

1.3 第3届深空探测轨迹优化竞赛

1.3.1 问题描述

这次竞赛是在 JPL 空间目标数据库中指定了 140 颗近地小行星，从地球发射小推力航天器与其中的任意 3 颗小行星进行交会，最后返回地球。航天器的初始质量为 2000 kg，地球逃逸速度为 0.5 km/s，方向可以任意选择。推力最大为 0.15 N，推力方向可以任意改变，推进器比冲为 3 ks。发射窗口为 2016 年到 2025 年，整个飞行时间不能超过 10 年，每一

次和小行星交会以后必须在小行星上停留至少 60 d 以上，忽略小行星的影响球，但可以考虑利用地球的甩摆。优化指标为 $J = m_f/m_i + 0.2 \min_{j=1,3}(\tau_j)/10$ ，其中 m_i 和 m_f 分别为航天器的初始和最终质量， τ_j ($j = 1, 2, 3$) 为航天器在第 j 颗小行星上停留的时间。

1.3.2 解决方案

26 支参赛队中有 13 个队提交了有效的计算结果，具体解决方案如表 5 所示。

表5 参赛队伍的解决方法

排名	名称	方法描述
1	法国国家空间研究中心	首先采用非线性单纯形法对探测序列进行双脉冲轨道转移优化，根据速度增量的大小来判断地球甩摆的次数，然后采用全局优化算法进行整个探测序列的优化。最后将脉冲问题转化成小推力优化问题，采用基于 Pontryagin 极值原理的间接打靶法进行最终求解。
2	JPL	利用双脉冲工作方式考虑两次地球甩摆的轨迹序列，采用大型工作站和并行算法一共得到 70 000 个可行优化解。最后利用自动局部优化软件进行小推力轨迹优化。
3	乔治亚理工大学	先不考虑小行星的相位问题，分析比较是否利用地球引力甩摆的任务情形。如果时间允许可以考虑地球引力甩摆并且结合相位分析来计算轨道转移的速度增量，最后利用自动局部优化软件进行小推力轨迹优化（和 JPL 一样）。
4	西班牙 Deimos 空间中心	先利用相位关系将 140 颗候选小行星降到 19 颗，再利用非线性规划求解器优化探测序列。采用指数正弦曲线模拟小推力轨迹，曲线参数采用进化算法进行优化，最后采用梯度补偿法则进行局部优化。
5	美国航空航天公司	直接对整个探测序列进行建模，内循环采用间接优化算法计算相关时间、速度和质量消耗等，外循环采用进化算法对探测序列进行优化。最终采用基于 UNIX 处理器的并行计算系统完成整个任务分析。
6	法国 Thales Al'enia 中心	先利用轨道倾角和轨道偏心率将候选小行星降到 20 颗，以位置速度差异为目标利用动态规划进行任务序列分析，然后利用间接法进行局部优化，通过连续平滑得到小推力弹道。
7	莫斯科航空学院	先利用 Lambert 问题求解方法进行系列计算，然后通过分枝定界进行选择，最后采用庞特里亚今极值原理进行精确求解。
8	西班牙 GMV	将分枝定界优化方法和 Lambert 求解器结合产生初步解，再将有限推力脉冲转化成小推力轨迹，最后利用无导数局部优化算法求解精确参数。
9	莫斯科国立大学	先利用双脉冲和三脉冲进行任务初步分析，然后采用庞特里亚今极值原理和改进的牛顿法进行精确求解。

表 5 参赛队伍的解决方法 (续)

排名	名称	方法描述
10	英国格拉斯哥大学	采用系统搜索和随机搜索算法进行优化. 先分析双脉冲情况, 然后对转移时间离散化, 并且再次优化. 局部优化采用序列二次规划, 而全局策略采用 MBH 原则.
11	清华大学	先利用轨道倾角和轨道偏心率将候选小行星降到 30 颗, 然后采用 PSO 和 DE 混合算法进行全局优化, 最后采用 MATLAB 的局部优化算法进行参数精确求解.
12	意大利比萨大学	采用直接法和间接法相结合, 先利用 PSO 分析可行的优化弹道, 然后对边值问题采用遗传算法和梯度算法进行优化.
13	俄罗斯 IKI 航天研究所	利用改进的 MTT 算法进行全局优化, 即在开普勒轨道附件进行线性化, 从而转化成线性规划问题进行优化.

1.3.3 优化指标排名

根据各队的计算结果, 其优化指标排名如表 6 所示.

表 6 指标排名

排名	名称	飞行序列	目标值
1	法国国家空间研究中心	E - E - E - 49 - E - 37 - 85 - E - E	0.8700
2	JPL	E - E - 49 - E - 37 - 85 - E - E	0.8685
3	乔治亚理工大学	E - 49 - E - 37 - 85 - E - E	0.8638
4	西班牙 Deimos 空间中心	E - 49 - E - E - 37 - 85 - E - E	0.8617
5	美国航空航天公司	E - 88 - E - 96 - 49 - E	0.8372
6	法国 Thales Al'enia 中心	E - 96 - E - 88 - 49 - E	0.8353
7	莫斯科航空学院	E - 88 - E - 96 - E - 49 - E	0.8321
8	西班牙 GMV	E - E - 96 - 76 - E - 49 - E	0.8279
9	莫斯科国立大学	E - 96 - E - 88 - 49 - E	0.8257
10	英国格拉斯哥大学	E - 88 - 19 - 49 - E	0.8063
11	清华大学	E - 88 - 76 - 49 - E	0.7946
12	意大利比萨大学	E - 88 - 49 - 19 - E	0.7744
13	俄罗斯 IKI 航天研究所	E - 79 - 96 - 49 - E	0.7537

注: E 代表地球, 88, 49 等数字代表小行星的编号, E 在中间表明进行了甩摆.

1.4 第 4 届深空探测轨迹优化竞赛

1.4.1 问题描述

在给定 1437 颗近地小行星集合的基础上, 从地球发射小推力航天器尽可能多地访问或者飞跃小行星, 然后选择一颗小行星进行交会. 飞行过程中每颗小行星只能访问一次, 最后交会的小行星不能是已经访问过的目标. 航天器的初始质量为 1500 kg, 其中航天器干质量为 500 kg, 燃料质量为 1000 kg, 地球逃逸速度为 4 km/s, 方向可以任意选择. 推力最大为 0.135 N, 推力方向可以任意改变, 推进器比冲为 3 ks.

发射窗口为 2015 年到 2025 年, 整个飞行时间不能超过 10 年, 忽略小行星的影响球, 不允许利用天体的甩摆作用. 优化指标为 $J = \sum_{j=1}^n \alpha_j$, 其中 n 为总的近地小行星数量, α_j 取值为 0 或者 1, 如果在飞行过程中第 j 个小行星被访问了, 取值为 1, 否则取值为 0, 求和时不包括最后交会的目标.

1.4.2 解决方案

47 支参赛队中有 23 个队提交了有效的计算结果, 具体解决方案如表 7 所示.

表 7 参赛队伍的解决方法

排名	名称	方法描述
1	莫斯科国立大学	先利用 Lambert 问题求解方法进行系列计算, 然后采用庞特里亚今极值原理和改进的牛顿法进行精确求解.
2	美国航天公司	直接对整个探测序列进行建模, 充分利用 SOCS 软件功能. 最终采用基于 UNIX 处理器的并行计算系统完成整个任务分析.
3	ESA	先采用 BP(branch and prune) 算法进行初步分析, 然后利用脉冲描述小推力模型进行精细分析, 最后再利用内点法和平滑技术进行多点边值问题求解.
4	西班牙 Deimos 空间中心	先利用 Lambert 问题求解方法进行系列计算, 然后采用 LOTNAV(low thrust interplanetary navigation tool) 软件进行求解.

表7 参赛队伍的解决方法(续)

排名	名称	方法描述
5	西班牙 GMV	将分枝定界优化方法和 Lambert 求解器结合产生初步解, 再将有限推力脉冲转化成小推力轨迹, 进行轨迹调整加入新的小行星目标, 最后进行统一优化减少燃料消耗.
6	JPL	利用双脉冲工作方式考虑轨迹序列, 充分利用 MAILTO 和 SNOPT 软件的优势, 采用大型工作站和并行算法进行求解.
7	意大利都灵理工大学 意大利罗马大学	先利用解析分析确定最后交会目标, 然后在初步弹道中加入小行星目标, 最后利用局部优化算法进行精度优化.
8	美国 Texas 大学奥斯丁分校	先利用脉冲技术进行初步弹道分析, 然后采用 SQP 进行局部优化求解.
9	格拉斯哥大学 斯特拉克莱德大学	先计算 2015~2035 年之间的飞跃目标, 利用 Lambert 求解器进行任务阶段分割, 最后利用 DITAN 软件进行求解.
10	法国 Thales Alenia 空间中心	先利用 BP 算法进行初步序列分析, 然后利用轨道动力学特性进行筛选, 最后利用 T-3D 软件(基于极值原理和打靶法)进行优化求解.
11	意大利 Trento 大学	利用动态规划思想进行任务阶段拼接, 每个阶段最好的 10 个对象进入下一个环节, 每个环节利用最优控制理论和方法进行计算.
12	德国不来梅大学 意大利米兰理工大学	先设定 200 天的转移时间约束, 利用误差球的思想进行序列局部优化. 最后利用优化控制软件 NUDOCSS 进行计算.
13	莫斯科航空学院	先进行目标排序, 转化成 3D 轨迹优化问题, 然后利用 Pantryagin 极值和同伦算法进行分析, 最后采用 Lipschitz 全局优化算法进行求解.
14	美国 Georgia 理工大学	将分枝定界优化方法和 Lambert 求解器结合产生初步解, 再将有限推力脉冲转化成小推力轨迹, 最后利用差分动态规划算法进行统一求解.
15	瑞典 TOMLAB	先确定最后交会目标, 生成初步轨迹, 再进行小行星的添加, 采用 PROPT 和 SNOPT 软件不断优化.
16	德国 VEGA 公司	采用图表搜索算法进行优化, 然后利用剪枝算法压缩搜索空间, 最后考虑所有约束利用 Pantryagin 极值原理进行优化求解.
17	德国航天操作中心 德国 Aachen 大学	利用神经网络算法(InTrance)进行分析求解.
18	美国 Illinois 大学 美国 Embry-Riddle 航空大学	采用遗传算法进行阶段分析, 然后进行拼接, 最后利用局部优化算法进行精确求解.
19	德国 DLR 航天系统所	完全基于轨道动力学理论进行人工推算和预测计算.
20	清华大学	先确定最后交会目标, 生成初步轨迹, 然后利用基于形状的轨迹优化理论进行求解.
21	美国密苏里大学	先利用 Lambert 问题求解方法进行初步计算, 然后将脉冲问题转换成小推力问题, 利用改进的打靶法进行计算.
22	北京航空航天大学	先利用 Lambert 问题求解方法进行初步计算, 然后利用 TCPSO 算法进行全局优化, 最后采用 BFGS 进行精确求解.
23	美国德克萨斯 A&M 大学	先确定最后交会目标, 生成初步轨迹, 再进行小行星的添加.

1.4.3 优化指标排名

根据各队的计算结果, 其优化指标排名如表 8 所示.

2 参赛各队的研究特点

从 4 次竞赛的结果来看, 航天强国的相关研究单位和高校始终处于领先地位. 这些技术领先的单位在深空探测技术方面已经积累了多年的经验, 甚至几十年一直从事相关技术的研究, 已经形成了专业化的研究团队, 并且将研究成果转化成软件产品. 综合来看, 他们在以下几个方面有明显的优势:

(1) 选择探测目标^[4]. 根据轨道能量的差别、偏心率的大小、轨道倾角的限制以及相位的约束等熟知的方法来选择小行星, 而且与后面采用的轨道转移技术是相辅相成的, 因为飞行序列要根据所要采用的轨道转移技术确定. 在确定探测序列的初步分析中, 先采用脉冲方式进行霍曼轨道转移评

估速度增量的近似值.

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{\mu} \left(\sqrt{2/r_{p1} - 2/(r_{p1} + r_{a1})} - \sqrt{2/r_{p1} - 2/(r_{p1} + r_{a2})} \right)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_i^2 + V_f^2 - 2V_i V_f \cos i_{rel}}$$

$$V_i = \sqrt{\mu} \sqrt{2/r_{a2} - 2/(r_{p1} + r_{a2})}$$

$$V_f = \sqrt{\mu} \sqrt{2/r_{a2} - 1/a_2}$$

$$\cos i_{rel} = \cos i_1 \cos i_2 + \sin i_1 \sin i_2 \cos \Omega_1 \cos \Omega_2 + \sin i_1 \sin i_2 \sin \Omega_1 \sin \Omega_2$$

(1)

其中, r_{p1}, r_{a1} 为初始轨道的近地点和远地点, i_1, Ω_1 为初

表 8 指标排名

排名	名称	目标值	剩余质量	交会目标
1	莫斯科国立大学	44	553.46	2000SZ162
2	美国航天公司	44	516.83	2000SZ162
3	ESA	42	511.45	2008UA202
4	西班牙 Deimos 空间中心	39	605.44	2006BZ147
5	西班牙 GMV	39	516.30	2007YF
6	JPL	38	515.87	138911
7	意大利都灵理工大学	36	574.44	2006QQ56
	意大利罗马大学			
8	美国 Texas 大学奥斯丁分校	32	639.86	2006UB17
9	格拉斯哥大学	29	715.21	2006QQ56
	斯特拉斯克莱德大学			
10	法国 Thales Alenia 空间中心	27	533.25	2006QQ56
11	意大利 Trento 大学	26	721.73	2006UB17
12	德国不来梅大学	26	577.97	2008GM2
	意大利米兰理工大学			
13	莫斯科航空学院	24	720.62	2007YF
14	美国 Georgia 理工大学	24	500.27	2008UA202
15	瑞典 TOMLAB	22	615.22	2006XP4
16	德国 VEGA 公司	20	653.07	2008UA202
17	德国航天操作中心	20	635.09	2005BG28
	德国 Aachen 大学			
18	美国 Illinois 大学	20	524.48	2006SV5
	美国 Embry-Riddle 航空大学			
19	德国 DLR 航天系统所	19	592.35	138911
20	清华大学	18	539.98	138911
21	美国密苏里大学	15	836.06	2005CD69
22	北京航空航天大学	13	651.87	2006RJ1
23	美国德克萨斯 A&M 大学	12	697.93	2006UB17

始轨道的倾角和升交点赤经, a_2 是目标轨道的半长轴, i_2, Ω_2 为目标轨道的倾角和升交点赤经。

在分析了轨道能量的差异后, 会得到一些可行的探测序列组合, 但不一定是最优组合。为了进一步压缩搜索空间, 必须进一步考虑初始相位的差异与相合周期的运行关系, 如图 1 所示。

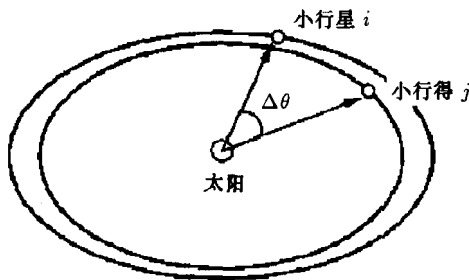


图 1 小行星相位关系图

考虑小偏心率和小倾角的交会目标时, 初始的相位差为:

$$\Delta\theta = (\omega_i + \Omega_i + M_i) - (\omega_j + \Omega_j + M_j) \quad (2)$$

两个小行星的轨道角速度差为

$$\Delta n = n_j - n_i = \sqrt{\frac{\mu_s}{a_j^3}} - \sqrt{\frac{\mu_s}{a_i^3}} \quad (3)$$

两者的轨道相合周期为

$$s(k) = \frac{\Delta\theta + 2k\pi}{\Delta n}, \quad k = 0, 1, 2, \dots \quad (4)$$

为了满足时间约束条件, 相合周期不能太大, 否则在给定的时间范围内不能重相, 为了满足交会的需要就必须消耗额外的燃料进行补偿。同时为了减少能量消耗, 航天器与探测序列中小行星的重相时间应该随着交会时间不断递增, 这样的交会就会顺应时间的推移而水到渠成, 不会因为前面重相而错过后面重相的最佳时间, 需要消耗额外的能量进行反向追赶。

例如第 3 次比赛中, 将倾角大于 2° 的小行星全部排除, 偏心率大于 0.15 的全部排除, 再根据轨道能量进行选择, 最后只剩下 6 颗星, 从中再根据相位关系和相合周期进行选择, 确定最终的序列 88-76-49, 这正是我们利用大家熟知的方法选择的结果。但是, 如果考虑甩摆技术的应用, 利用地球引力甩摆弥补提前发射带来的能量损失而让交会的重相时间逐步递增, 就可以选出更优的组合 49-37-85。

(2) 熟练使用甩摆技术。甩摆也称为引力加速, 在深空探测中有着重要的应用。美国发射的宇宙飞船旅行者 1 号和 2 号, 以及“先驱者 10 号”就是利用行星甩摆实现了人类到遥远外行星的航行。从竞赛结果看(第 2 次规定不能采用甩摆技术), 每届排名前 7 位的队伍全部采用了行星甩摆技术, 而且队伍中的研究人员对甩摆技术进行了很多年研究^[5-9], 取得了很多应用性成果。一般在选定行星序列之后, 随着甩摆的次数和时间不同指标将不断变化, 甩摆的应用需要根据行星相位的变化进行选择。在第 3 次比赛中, 如果提前考虑一次地球甩摆的时间, 航天器可以提前将近一年出发, 相位的偏差就可以放宽将近 14° , 从而确定前面给出的第 2 组探测序列, 前 4 名都是选择了这个顺序。

在进行初步分析时, 可以结合 Tisserand 准则和 Lambert 求解器进行分析, 如图 2 所示。

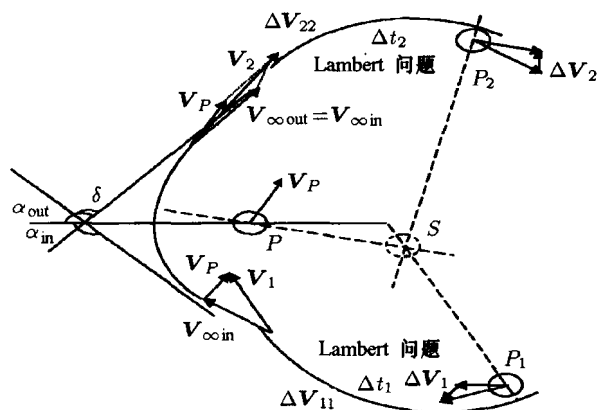


图 2 引力甩摆分析示意图

Tisserand 准则最先是用来判断经过行星甩摆后的彗星是否是同一颗彗星,即在甩摆前后的轨道要素满足给定的积分方程。后来被用于人造航天器的引力甩摆分析,利用该准则可以进行轨迹优化和分析,从而设计最小燃料消耗的轨道。在每一个运行弧段可以利用 Lambert 求解器或者考虑一次脉冲的轨迹优化,最后利用平滑和有限时间离散技术将脉冲转化成小推力弹道。

(3) 灵活应用优化算法并形成软件产品。科学研究是在继承前人成果的基础上不断创新和发展,正如大科学家牛顿所说的:要站在巨人的肩膀上。而且最终应用于实际工程中的是经过检验的产品。比如 JPL 的深空轨道自动设计软件就是经过几十年的积累和改进,集成了众多普渡大学和乔治亚理工大学的研究生和导师的工作,已经成为目前世界上最优秀的深空轨道设计软件。欧空局的并行集群优化计算系统是综合米兰理工大学、格拉斯哥大学等多种算法的研究成果,已经成为新概念研究工作的有力支撑。如果没有一定成果的积累,研究的可持续性难以保证。国外的这些参赛队伍在轨道设计与优化算法的研究上积累的一系列成果^[10-12],和开发的专业化计算软件发挥了重要作用。并且通过参加国际竞赛不断完善,最终能稳定应用于实际工程中。他们在将问题分析解剖以后,直接采用相应的软件进行求解,可以节省大量时间进行技术分析而不是将时间消耗在重复编程和程序调试中。

3 对我国相关教学与科研的启示

经过 40 多年的航天工程实践,中国在技术基础和设施、人才队伍建设等方面已经具备了开展深空探测研究的实力。有些单位已经开始了相关技术的研究,并且取得了一些成果。但是,从这四次参赛的结果看,我们与航天强国相比还有差距。需要在以下几个方面加以改进。

(1) 缺乏可持续性发展的长远规划。虽然我国月球探测任务制定了几十年多步走的长远计划,不断推进月球探测技术的发展与应用。由于我国经济文化基础落后、利益导向机制不健全、民间自发科研活力不足,使得从机构建制的设置到课题的组织和选择、从经费的支持和分配到人员的培养和任用等,基本上还是由国家计划、控制包揽下来,这样任务就与领导的喜好有关,与某一时期的政策相关,从而导致大部分任务缺乏统一的规划和长远的发展。很少有为了一个固定的科学研究或技术探索而制定一个几十年的任务规划,鲜有为了某项关键技术的攻关和发展而进行几十年持续研究的科研团队。如果能将探月计划扩展为深空探测规划,持续推进深空探测技术的发展,支助高校的专项科研和重点攻关,紧跟国际研究前沿,同时和生产应用单位进行结合互动,不断迭代反复进行良性循环,将更有利于相关科研的持续发展。

(2) 对于深空探测关键技术重视不够,技术储备、技术创新不够。“产、学、研”相结合的方针已经制定很长时间了,高校也一直被大家寄予科学探索和技术创新的希望,在我国国家创新体系中占有重要的地位和作用,为各个领域不

断输送技术专业人才,是推动我国知识经济不断发展的动力源泉。但由于种种原因,高校导师要缴纳巨额的办公、实验场地等租金费用而不得不奔波于各种项目申请和评审,浪费了大量的时间和精力。这种以项目为牵引的研究形式由于项目的随机性和分散性不可能进行技术储备和知识的积累,同时也大大压制了教师和学生创造性才能的发挥,使得承担科学研究任务的高校也没能提供一个创造性的环境,前不久浙江大学历史系教授公开拒绝招收研究生引起了全社会的广泛关注。“我们要站在巨人的肩膀上。”知识的积累是为了“学以致用”,没有知识的积累就不可能有知识的创新,不通过科学研究的训练,研究生创新能力培养的目标是难以实现的。只有通过科学研究活动,才能使创新性思维能力、探索和开拓新领域的能力、获取知识、运用知识和创新知识的能力、独立思考、独立判断和独立从事科研工作的能力、学术交流能力、创新能力和创新性个性品质自我养成的能力等能力和素质得到训练和培养。如果能长时间地持续支持若干研究团队,将更有利于形成系统性研究成果,为我国实施深空探测做理论和技术储备。

(3) 研究生学习与就业互相矛盾。科学研究已成为高校培养研究生组织能力、协调能力、社交合作能力、发现问题和解决问题的能力、创新能力的重要途径。从某种程度上说,研究生的科研能力、创新能力一定程度关系到国家科研创新程度。国外很多优秀的学者都是在研究生阶段取得一定的科研成果之后,在工作中继续深入研究,最终获得重大突破。著名的遗传算法专家 Bagley 博士,蚁群算法的提出者 Dorigo 博士,轨迹优化大赛的发起人 Izzo 博士, JPL 的 Petropoulos 博士, ACT 的 Vinko 博士,以及德国航天中心的 Dachwald 博士等都是在博士毕业之后参加工作进行继续研究,现在逐步在国际舞台上崭露头角。对于国内从事航天技术攻关的研究生来说,由于需要考虑发表文章和考虑毕业的要求,为了达到发表国际水平的学术论文的要求,不得不脱离中国的实际需求而选择国际前沿课题,这些国际前沿的研究在就业时不容易被工业部门认可,无法在参加工作后继续研究,这是困扰相关导师和研究生的一个问题。或者由于物质追求的影响而放弃多年的研究方向,还有一部分直接选择出国,虽然近几年情况有所好转,但我们和国外的差距已经很大,技术的积累非常薄弱。如果要尽早赶上航天强国的先进水平,实现航天技术的跨越式发展,必须总结过去的经验教训,解决研究生学习与就业的矛盾,为研究生的可持续性发展提供良好的平台。

4 结论

太空资源属于全人类,但谁掌握了深空探测技术,谁能够更好地利用空间资源和站稳空间大国的地位。深空探测也因此一直是推动国家科技进步、开展新技术研究和新部件验证的重要手段,是一个国家综合国力和科技水平的具体体现,将成为 21 世纪的首要竞争领域,是中国航天活动发展的必然选择。

未来几十年, 将是中国深空探测技术飞速发展的机遇期, 我们需要充分认识深空探测的紧迫性和必要性, 根据国家的发展制定可持续发展的长远规划, 在成功实施月球探测“绕-落-回”的基础上, 要积极开展火星及其他行星探测技术的发展和方案论证, 在自主创新、科学发展的原则下, 大力开展国际合作, 力争在深空探测的国际舞台上占有自己的一席之地。为此, 我国在进一步加强近地卫星网络建设的同时, 加强深空探测技术研究, 尽快缩小与航天强国的差距, 将是航天技术研究的重要内容。

轨迹优化是深空探测任务规划与论证的第一步, 其理论基础是轨道动力学与控制。国际深空探测轨迹优化竞赛, 检验了参赛队综合应用基础理论、计算方法和优化软件的能力。依作者的一孔之见, 我们与航天先进国家代表队的差距, 从一个侧面反映出我们在科研和教学中存在的问题。

参 考 文 献

- 1 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 (LI Junfeng, Baoyin Hexi. Dynamics and control in deep space exploration. *Mechanics in Engineering*, 2007, 29(4): 1-8 (in Chinese))
- 2 Izzo D. 1st ACT Global Trajectory Optimisation competition: Problem description and summary of the results. *Acta Astronautica*, 2007, 61(9): 731-734
- 3 Petropoulos AE. 2nd JPL Global Trajectory Optimisation competition: Problem description and summary of the results. Workshop on Methods and Results Sedona, Arizona, USA, 01 February 2007
- 4 祝开建. 航天器轨迹规划动力学与应用研究. [博士论文]. 北京: 清华大学, 2009 (Zhu Kaijian. Study on dynamics of trajectory planning of spacecraft and its application. [PhD thesis]. Beijing: Tsinghua University, 2009 (in Chinese))
- 5 Izzo D, Becerra VM, Myatt DR, et al. Search space pruning and global optimization of multiple gravity assist spacecraft trajectories. *Journal of Global Optimization*, 2007, 38: 283-296
- 6 Casalino L, Colasurdo G, et al. Optimal low-thrust escape trajectories using gravity assist. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1999, 22(5): 637-642
- 7 Casalino L, Colasurdo G, et al. Optimal of ΔV earth-gravity-assist trajectories. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, 21(6): 991-995
- 8 Petropoulos AE, Kowalkowski TD, et al. 1st global trajectory optimization competition results found at jet propulsion laboratory. *Acta Astronautica*, 2007, 61(9): 806-815
- 9 Casalino L, Colasurdo G, et al. 1st global trajectory optimization competition results found at the politecnico of turin. *Acta Astronautica*, 2007, 61(9): 769-774
- 10 Kennedy K, Eberhart R. Particle Swarm Optimization. IEEE Int Conf. Neural Networks. Perth, Australia, 1995, 4: 1942-1948
- 11 Storn R, Price K. Differential evolution-a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces. *Journal of Global Optimization*, 1997, 11: 341-359
- 12 Casalino L, Colasurdo G, Pastrone D. Optimization procedure for preliminary design of opposition-class mars missions. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1998, 21(1): 134-140

江山代有才人出¹⁾

戴世强

今天, 我来到千年古都西安, 与航天测控第一线的朋友们零距离接触, 感到非常高兴。七年前, 杨利伟乘“神舟”五号飞天, 我当时说: “上下五千年, 我们中华民族有哪一天如此扬眉吐气过?” 趁这个机会, 我要向你们和你们所代表的、令我们扬眉吐气的航天人表示由衷的敬意!

我还写过一篇题为“我国航天事业缘何一支独秀”的文章, 认为我国航天的巨大成功源于: 有聂荣臻、钱学森这样的帅才的领导, 有先进的科学思想(如钱学森的技术科学和系统科学思想)的指导, 有特别能战斗的航天人的独立自主的创造。其中也包含着西安卫星测控中心的航天人的努力, 所以, 今天在这里举行全国深空轨道设计竞赛颁奖暨研讨会显得尤其有意义。

在此, 我代表中国力学学会对第二届全国深空轨道设计竞赛圆满成功表示衷心的祝贺, 对本届竞赛的联合主办单位——中国科学院空间科学与应用总体部和中国西安卫星测控中心和承办单位——宇航动力学国家重点实验室表示诚

挚的感谢, 对所有的获奖参赛队表示热烈的祝贺!

本届全国竞赛扩大了上届竞赛的成果, 为推进我国深空探测技术发展和选拔和培养后备人才, 做出了相当大的贡献。我仔细地阅读了相关材料, 欣喜地注意到: 所有参赛队都交出了富有创意的满意答卷, 有些设计方案构思精妙, 方法独到, 令人拍案叫绝, 充分表明了我国航天事业后继有人。

大家知道, 飞天巡游是人类世代的梦想, 早在六百多年前, 我国明代的万户, 就试用我们发明的火药制成火箭, 并用作动力升天, 不幸火箭爆炸, 他献出了宝贵的生命。1903年随着莱特兄弟研制飞机成功, 人类实现第一次动力飞行; 三年之后, 华人工程师冯如造出比莱特兄弟飞机还先进的新飞机, 试飞成功, 引起世界轰动; 1912年, 冯如在广州进行飞机飞行表演时不幸失事遇难, 成了为我国近代航空航天事业献身的第一人。

然而, 人们仍在不屈不挠地努力着。上个世纪三十年代, 美国加州理工学院马林纳等人在航空航天大师冯卡门的支持

1) 本文为戴世强教授在“第二届全国深空轨道设计竞赛颁奖大会暨研讨会”的讲稿(略有删减)。