

载人小行星探测目标选择与轨道优化设计

尚海滨^{1,2}, 崔平远^{1,2}, 熊旭^{1,2}, 武小宇^{1,2}

(1. 北京理工大学深空探测技术研究所, 北京 100081; 2. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘要: 针对 2020–2040 年载人小行星探测任务, 研究了探测目标选择与轨道优化设计问题。首先, 针对已编目的近地小行星, 综合考虑绝对星等、燃料消耗等多方面因素与约束, 给出了适合载人探测任务的候选小行星序列; 然后, 构建了载人小行星探测任务轨道的设计模型, 采用参数优化算法对探测轨道进行了设计; 进一步, 为了获得最优探测轨道, 利用主矢量原理对探测轨道进行了优化。该研究可为载人小行星探测任务设计提供有价值的参考。

关键词: 近地小行星; 小行星探测; 载人探测; 目标选择; 轨道优化

中图分类号: V412 **文献标识码:** A **文章编号:** 2095-7777(2014)01-0036-08

Target Selection and Trajectory Design for Manned Asteroid Missions

SHANG Haibin^{1,2}, CUI Pingyuan^{1,2}, XIONG Xu^{1,2}, WU Xiaoyu^{1,2}

(1. Institute of Deep Space Exploration Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China)

Abstract: In this paper, the target selection and trajectory optimization is investigated for manned asteroid exploration mission in 2020–2040. Firstly, According to various factors and constraints, such as absolute magnitude and orbital parameters, 20 potential candidates for manned missions are presented. And then, the design model for manned mission is constructed, and the exploration trajectories for asteroid candidates are computed by using parameters optimization algorithm directly. Furthermore, the prime vector theory is used to obtain the optimal exploration trajectories. This research can provide valuable proposals for future manned asteroid missions.

Key words: near-earth asteroid; asteroid exploration; manned exploration; target selection; trajectory optimization

0 引言

1801年,意大利天文学家皮亚齐发现了太阳系第一颗小行星,并将其命名为谷神星。目前,人类已经在太阳系内发现了约70万颗小行星。这些小行星按分布主要分为:近地小行星、主带小行星、特洛伊带小行星和柯伊伯带小行星^[1],其中主带小行星约占已发现小行星总数的98.5%。小行星大小形态各异、光谱分类繁多,天文学家普遍认为小行星是太阳系早期演化过程中未能形成行星的残留物质,保留了太阳系形成和早期演化的重要线索,可帮助我们理解太阳系的起源和演化,探索生命的起源。

同时,近年研究发现小行星可能蕴含着丰富的矿物资源,这对于资源逐渐枯竭的人类文明而言具有重要价值。另一方面,数量巨大的小行星对地球始终存在着碰撞威胁^[2-3],特别是近地小行星,在目前已观测到的1万多颗中,有1400多颗被确认为是对地球构成潜在威胁的小行星。因此,人类探测小行星有着广泛的动机,是巨大科学价值、长期资源和潜在威胁的结合体。此外,小行星探测任务具备低成本、高回报的特点,使得小行星成为新世纪深空探测任务的热点目标之一^[4-5]。

美国国家航空航天局(NASA)于1989年发射的“Galileo号”探测器在探测木星的途中顺访了2

颗主带小行星 Gaspra 和 Ida, 揭开了人类进行小行星探测的序幕^[6]。1996 年, NASA 发射了“NEAR 号”探测器, 在完成对近地小行星 Eros 的环绕探测后, 于 2012 年成功着陆在 Eros 表面, 成为人类历史上首颗成功环绕并着陆在小行星表面的探测器^[7-8]。日本于 2003 年 5 月发射“隼鸟号”探测器, 虽然经历多重磨难, 但仍成功实现了对小行星 Itokawa 的采样探测并返回地球^[9]。我国的“嫦娥二号”探测器在完成既定任务后, 于 2012 年 12 月成功实现了对 Toutatis 小行星的飞越探测, 在国际上首次获得了该小行星的近距离光学图像^[10-11]。迄今为止, 人类已经开展了多次无人小行星探测任务, 探测方式包括飞越探测、交会探测以及采样返回等, 获得了大量丰富的小行星科学数据, 促进了人类对小行星的认识和研究。尽管如此, 无人小行星探测始终有其局限性, 很难实现对小行星内部结构、物质构成、资源勘查等的深层次探测, 而载人小行星探测是解决这些问题的有效途径^[12-13]。同时, 载人小行星探测还可验证载人深空探测的关键技术, 为载人火星探测积累经验。目前, 在美国总统奥巴马提出的 2025 年登陆小行星计划的驱动下, 美国已经开展了载人小行星探测任务的论证工作^[14]。

探测目标选择和轨道设计是小行星探测任务设计的重要内容。相比无人探测任务, 载人小行星探测任务需要考虑宇航员返回和短任务周期等更为复杂和严苛的约束, 这对任务设计提出了新的难题。本文以 2020-2040 年进行载人小行星探测任务为背景, 研究了探测目标选择与轨道设计问题。近地小行星是载人探测任务的首选目标群, 本文综合考虑近地小行星的绝对星等、轨道特性、任务周期和燃料消耗等因素, 对适合载人探测任务的近地小行星进行了筛选与排序; 在此基础上, 构建了载人小行星探测任务轨道的设计模型, 并采用非线性规划算法进行了求解; 为了获得最优转移轨道, 利用主矢量理论对任务轨道进行了优化。

1 探测目标选择

对于小行星探测任务而言, 由于小行星数目巨大、特性各异, 进行探测目标的选择是任务设计与规划的首要工作。影响探测目标选择的因素与约束很多, 特别是对载人小行星探测而言, 需要考虑的因素

更多, 约束更为苛刻。本文考虑的主要因素与约束有:

1) 小行星绝对星等

目标小行星自身的特性是任何探测任务设计时都需要重点考虑的因素。小行星的光谱类型、资源分布等影响着探测的科学价值; 更重要的是, 其大小形状、自旋速率等物理性质直接决定了载人飞船能否实现安全着陆。通过分析小行星自旋速率的光变曲线发现, 体积小的小行星相比体积较大的具有更快的自旋速率。小行星的绝对星等是表征小行星尺寸大小的重要参数, 对于相同的反照率, 小行星的绝对星等越小对应的尺寸越大^[15]。另一方面, 从对地球的碰撞威胁角度来看, 大尺寸的小行星更是应引起我们关注的目标。因此, 可以通过绝对星等筛选掉尺寸较小的小行星。本文选取的绝对星等的约束为 $H < 22$, 在反照率为 0.05 时, 其对应的小行星直径约为 240 m。

2) 小行星轨道特性

对于小行星探测任务, 目标星的可接近性是决定任务成本的重要因素。根据小行星轨道特性不同, 近地小行星可分为 3 类: Aten 型、Apollo 型和 Amor 型。Aten 型小行星轨道半长轴小于地球的轨道半长轴, 并且远日点距离 $Q > 0.983$ AU; Apollo 型小行星轨道半长轴大于地球的轨道半长轴, 并且近日点距离 $q < 1.017$ AU; Amor 型小行星的轨道半长轴大于地球但是小于火星, 并且其近日点距离 1.017 AU $< q < 1.3$ AU。但该分类仅是从远日点和近日点角度进行划分的, 不能作为目标星选取的标准。影响可接近性的因素主要为目标星的半长轴 a 、偏心率 e 和轨道倾角 i , 特别是大偏心率和大轨道倾角的近地小行星, 其可接近性通常较差。不同于无人探测, 载人小行星探测任务不能通过行星借力(增加任务周期)等方式改善目标星的可接近性。因此, 为提高任务设计效率, 进行目标选择时需要对目标小行星的轨道参数进行约束。本文选取的约束为 0.5 AU $\leq a \leq 1.5$ AU、 $0 \leq e \leq 0.6$ 和 $0^\circ \leq i \leq 15^\circ$

3) 任务周期

载人探测任务的最大特点是有宇航员的参与。从飞行方案看, 载人小行星探测任务类似于无人采样返回任务, 都需要经历去小行星、探小行星和返回地球 3 个步骤。为了保证宇航员的安全, 避免遭受

宇宙射线的辐射,除对探测器的系统配置(配置生命保障系统)与设计(提高可靠性)提出更高的要求外,必须尽量缩短整个任务的周期。通常来讲,载人小行星探测任务的任务周期一般要小于1年。在该约束条件下,为能够寻找到合适的探测机会,还需要对3个步骤的任务时间进行约束。本文采用的约束条件是:地球到小行星转移时间 $10 \text{ d} \leq T_c \leq 200 \text{ d}$,在小行星停留时间 $7 \text{ d} \leq T_s \leq 21 \text{ d}$,小行星到地球转移时间 $10 \text{ d} \leq T_r \leq 200 \text{ d}$ 。

4) 总的速度增量

总的速度增量是深空探测任务设计过程中需要考虑的最为重要的指标之一,对于载人小行星探测任务尤为重要。由于载人探测任务的探测器平台系统庞大、质量重,若总的速度增量过大,目前或有限时间内发展的运载火箭或星载推进系统无法满足任务的需求。因此,在进行探测目标选择时,需要将探测任务的总速度增量作为重要的约束条件。本文采用的约束条件是总的速度增量 $\Delta V_T \leq 10 \text{ km/s}$ 。

综上所述,进行探测目标选择时考虑的约束条件如表1所示。

表1 载人小行星探测任务目标选择约束条件

Table 1 Constraints for manned asteroid missions

考虑因素	约束条件
目标星绝对星等	0~22
目标星半长轴/AU	0.5~1.5
目标星偏心率	0~0.6
目标星轨道倾角/(°)	0~15
地球—小行星飞行时间/d	10~200
小行星停留时间/d	7~21
小行星—地球飞行时间/d	10~200
总速度增量/($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$)	0~10

基于上述目标选择约束,本文针对目前已观测编目的10017颗近地小行星进行了筛选。由于探测目标需要同时满足约束条件,为提高筛选效率,本文采用逐层筛选的策略。首先根据所有约束条件按小行星的绝对星等进行初选,满足绝对星等约束的小行星有5719颗。图1给出了满足绝对星等约束的近地小行星的分布情况。由图1可以看出,满足绝对星等约束的近地小行星的分布区域很广泛,很多小行星距离太阳很远,这主要是由于其半长轴和偏心率较大造成的。进一步,根据约束条件2)小行星的轨道根数进行筛选,满足本文给出的约束条件的

近地小行星有572颗,分布情况如图2所示。由图2可以看出,利用轨道根数筛选后的小行星基本位于地球轨道附近,具有良好的可接近性,利于探测器以较省的燃料实现目标星交会与返回。

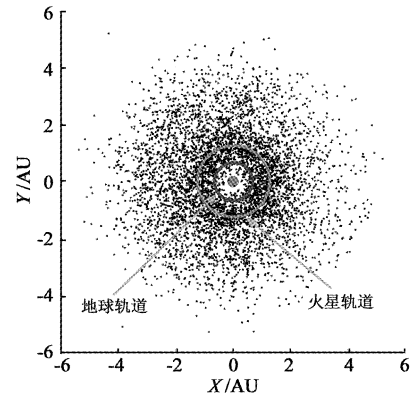


图1 绝对星等筛选后的候选小行星分布

Fig. 1 Asteroids distribution with absolute magnitude constraint

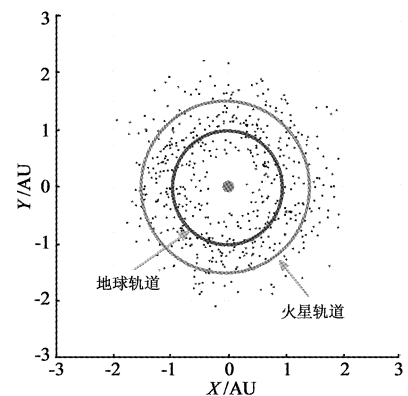


图2 轨道根数筛选后的候选小行星分布

Fig. 2 Asteroids distribution with orbit constraint

为了获得满足约束3)和约束4)的探测目标,针对筛选后的572颗小行星,搜索了2020年1月至2040年12月期间的探测机会。搜索变量为从地球发射时间 T_0 ,地球到小行星转移时间 T_c ,在小行星停留时间 T_s 和小行星到地球转移时间 T_r 。采用遍历搜索策略,4个搜索参数的搜索步长为1天。搜索过程中,总的速度增量 ΔV_T 由3部分组成:在地球停泊轨道施加的逃逸速度脉冲(本文假定停泊轨道高度为500 km)、到达小行星时的制动脉冲和离开小行星时的速度脉冲。需要指出的是,载人探测器可以通过跳跃式进入轨道或高势能点捕获(例如日地拉格朗日点)等多种不同方式实现地球返回,因此

总的速度增量暂不考虑该项。图 3 给出了满足任务周期约束的探测机会总的速度增量 ΔV_T 随发射时间的分布情况。

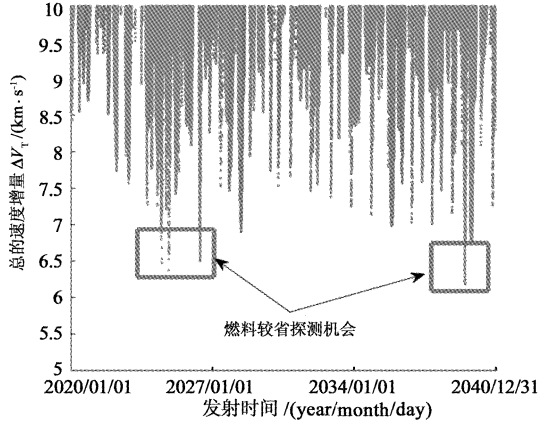


图 3 2020 - 2040 年载人小行星探测任务总速度增量分布图

Fig. 3 Total velocity increment for manned asteroid missions in 2020 - 2040

由图 3 可以看出,对于近地小行星而言,探测任务所需总的速度增量大多集中在 $8 \sim 10 \text{ km/s}$ 范围内,这与交会或飞越等无人探测任务有着较大的差别。这主要是由于载人小行星探测任务类似于采样返回任务(存在返回地球过程),并且载人探测任务不能采用行星借力等技术降低速度增量导致的。同时,我们可以发现在 2020 - 2040 年的 20 年时间域上,探测机会的分布并不连续,这主要是由于部分小行星并不适合载人探测,而适合的目标星的探测机会具有拟周期的特征造成的。从图 3 也可看出,在 2025 年和 2038 年附近出现了两次较佳的探测机会,探测任务所需的速度增量小于 6.5 km/s ,这些机会将大大降低载人小行星探测任务设计的成本与难度。图 4 给出了总的速度增量 $\Delta V_T \leq 10 \text{ km/s}$ 的探测机会任务时间随发射时间的分布情况。

由图 4 可以看出,在 2027 年附近,出现了多次探测任务时间在 150 天左右的机会,而 2034 年附近则出现了任务时间在 100 天左右的机会。因此,若探测任务需要尽量缩短任务时间,则可以选择 2027 年和 2034 年附近的机会,但这些机会对应的总的速度增量可能较大。尽管如此,在任务周期满足约束条件下,燃料消耗是需要重点考虑的指标。因此,本文以总的速度增量 ΔV_T 为指标,对 2020 - 2040 年

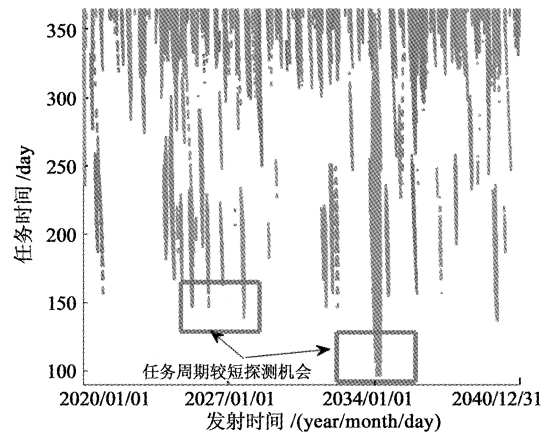


图 4 2020 - 2040 年载人小行星探测任务时间分布图

Fig. 4 Mission time for manned asteroid missions in 2020 - 2040

的探测机会进行了排序,如表 2 所示。

这些探测目标具体的物理特性可查阅德国宇航中心(DLR)或美国喷气推进实验室(JPL)公布的相关数据。表 2 中,小行星 2008 EV5 在任务时间为 361 天时的总速度增量仅为 6.1822 km/s ,该小行星的光谱类型为 C/X,具有较大的探测价值。此外,小行星 Apophis 和 Itokawa 也具有较好的探测机会。Apophis 的直径约为 390 m,是近些年来一直被重点关注的潜在威胁小行星^[16-17],俄罗斯已经计划对该小行星进行探测。编号为 25143 的 Itokawa 是一颗 S 类小行星,日本的“隼鸟号”探测器对其成功实施了采样返回探测。当然,随着人类认识的深入,会有更多的具有重大探测价值的目标被发现并被补充。

2 探测轨道设计与优化

虽然探测目标选择时对燃料消耗和任务时间进行了计算,由于采用的是搜索策略,计算得到的并非最优探测轨道。为此,本文将针对表 2 中的探测目标选择结果进行轨道的优化设计。

2.1 探测轨道设计

影响载人小行星探测任务的轨道参数有:从地球发射时间 T_0 ,到达小行星的时间 T_1 ,离开小行星的时间 T_2 ,以及返回地球的时间 T_3 。因此,轨道设计参数可以写成

$$\mathbf{X} = [T_0, T_1, T_2, T_3]^T \quad (1)$$

假设探测器从地球出发的初始轨道为圆轨道,

表2 总速度增量较小的20颗近地小行星

Table 2 20 candidates with smaller total velocity increment

序号	编号	光谱类型	绝对星等	轨道类型	半长轴/AU	偏心率	倾角/(°)	ΔV_T /($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$)	任务时间/d
1	2008 EV5	C;X	20.00	ATE	0.958	0.084	7.437	6.1822	361
2	2011 DV		20.66	ATE	0.957	0.050	10.595	6.3756	364
3	1991 JW	Sq/Q	19.19	APO	1.039	0.119	8.710	6.5048	364
4	2007 SQ6		21.90	APO	1.043	0.145	9.101	6.8013	360
5	Apophis	Sq	18.89	ATE	0.922	0.191	3.330	6.9044	328
6	2004 GU9		21.15	APO	1.001	0.136	13.649	7.0144	360
7	1999 RA32		20.94	APO	1.026	0.090	10.520	7.2170	360
8	2009 BL71		21.76	ATE	0.937	0.266	5.555	7.4780	348
9	Bennu	C	20.62	APO	1.126	0.204	6.035	7.5347	359
10	2002 AW		20.62	APO	1.071	0.256	0.571	7.5616	358
11	2000 AF205		21.54	APO	1.034	0.277	2.409	7.5890	363
12	1999 SO5		20.83	APO	1.086	0.065	13.365	7.7241	364
13	1999 FA	S	20.64	APO	1.078	0.133	12.028	7.8000	364
14	2006 GB		20.27	ATE	0.959	0.179	10.062	7.9561	364
15	2001 QC34	Q;O	19.97	APO	1.128	0.187	6.235	7.9985	207
16	1997 XR2		20.84	APO	1.077	0.201	7.173	8.0922	364
17	2004 QD14		20.61	ATE	0.942	0.338	6.249	8.1426	351
18	2001 VC2		20.78	APO	1.041	0.132	12.511	8.1739	364
19	1998 HD14	Q	20.93	ATE	0.963	0.313	7.809	8.1882	353
20	Itokawa	S;Q	18.92	APO	1.324	0.280	1.622	8.2135	217

则探测轨道的性能指标可以定义为

$$J(X) = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 \rightarrow \min \quad (2)$$

式中, ΔV_1 为探测器从地球停泊轨道出发时需要的速度脉冲, ΔV_2 为与小行星交会时需要的制动速度脉冲, ΔV_3 为从小行星出发时需要的速度脉冲。

速度脉冲的计算方法为

$$\begin{cases} \Delta V_1 = \sqrt{\|\mathbf{v}_S(T_0) - \mathbf{v}_E(T_0)\|^2 + 2\mu_E / (R_E + h)} - \sqrt{\mu_E / (R_E + h)} \\ \Delta V_2 = \|\mathbf{v}_S(T_1) - \mathbf{v}_A(T_1)\|^2 \\ \Delta V_3 = \|\mathbf{v}_S(T_2) - \mathbf{v}_A(T_2)\|^2 \end{cases} \quad (3)$$

式中, μ_E 为地球的引力常数, R_E 为地球的平均半径, h 为地球停泊轨道高度, \mathbf{v}_S 为探测器的日心速度矢量, \mathbf{v}_E 为地球的日心速度矢量, \mathbf{v}_A 为小行星的日心速度矢量。

此外,探测轨道需要满足如下任务约束

$$\begin{cases} 10\text{d} \leq T_1 - T_0 \leq 200\text{d} \\ 7\text{d} \leq T_2 - T_1 \leq 21\text{d} \\ 10\text{d} \leq T_3 - T_2 \leq 200\text{d} \\ 0 \leq T_3 - T_0 \leq 365\text{d} \end{cases} \quad (4)$$

式(1)~(4)构成的轨道设计问题是多参数多约束优化问题,本文采用序列二次规划算法对该问题进行求解,具体算法可以参考文献[18]。表3给出了20颗小行星的载人探测任务轨道设计结果。

由表3可以看出,对于小行星2008 EV5,设计后的总的速度增量仅为5.8418 km/s,比初始搜索结果降低了约0.34 km/s;而2011 DV需要的总的速度增量为5.8597 km/s,比初始搜索结果降低了约0.62 km/s。同理,其他目标星的任务轨道总的速度增量均较初始搜索解有所降低。图5~8分别给出了小行星2008 EV5、2011 DV、Apophis和Itokawa载人探测轨道。

2.2 探测轨道优化

在进行轨道设计时,计算的地球到小行星转移段和小行星到地球转移段均为两脉冲轨道。实质上,一些情况下两脉冲轨道并非为最优转移轨道,此时可以通过施加深空机动来进一步对探测轨道进行优化。判断探测轨道是否为最优则可以通过考察主矢量历程来决定,同时,也可以利用主矢量来决定如何在转移过程中增加深空机动^[19]。

表 3 载人小行星探测任务轨道设计结果

Table 3 Design results of transfer trajectories for manned asteroids mission

序号	编号	发射时间 年/月/日	总飞行时间 /d	ΔV_1 /(km · s ⁻¹)	ΔV_2 /(km · s ⁻¹)	ΔV_3 /(km · s ⁻¹)	ΔV_T /(km · s ⁻¹)
1	2008 EV5	2039/06/25	365	4.0137	0.9595	0.8687	5.8418
2	2011 DV	2024/10/28	365	4.4413	0.7089	0.7094	5.8597
3	1991 JW	2026/05/15	365	4.8804	0.6816	0.7871	6.3492
4	2007 SQ6	2039/10/04	365	4.8176	0.6350	0.7723	6.2248
5	Apophis	2028/05/28	328	3.9548	2.5339	0.4090	6.8977
6	2004 GU9	2037/11/02	364	5.4424	1.1406	0.2732	6.8563
7	1999 RA32	2024/09/10	365	4.3661	1.1441	1.3968	6.9071
8	2009 BL71	2038/04/23	352	5.1918	1.7340	0.5057	7.4315
9	Bennu	2030/03/28	360	3.9785	2.3322	1.1916	7.5023
10	2002 AW	2032/03/05	359	5.2624	1.0733	1.1897	7.5254
11	2000 AF205	2037/05/11	363	5.5281	1.3197	0.7412	7.5890
12	1999 SO5	2024/10/08	365	5.0584	1.2213	1.1742	7.4539
13	1999 FA	2035/09/09	365	5.0011	0.9205	1.3273	7.2488
14	2006 GB	2022/09/21	365	4.7517	1.5039	1.5114	7.7671
15	2001 QC34	2031/12/20	202	4.4052	0.7260	2.8136	7.9448
16	1997 XR2	2025/12/09	365	4.9651	1.6619	1.2899	7.9168
17	2004 QD14	2037/12/21	346	6.0860	1.7061	0.2721	8.0642
18	2001 VC2	2034/11/29	365	5.9543	0.9951	0.9792	7.9287
19	1998 HD14	2033/03/28	357	5.7836	1.2980	1.0581	8.1397
20	Itokawa	2035/11/18	216	3.4652	3.9043	0.7983	8.1679

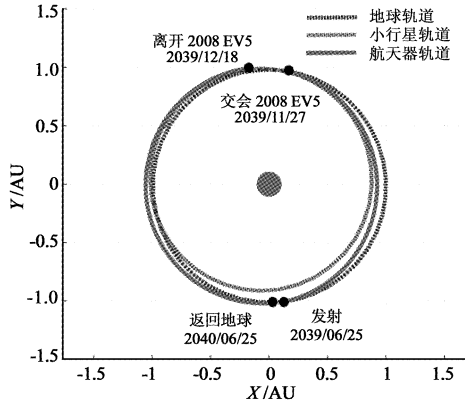


图 5 小行星 2008 EV5 载人探测轨道

Fig. 5 Exploration trajectory for manned 2008 EV5 mission

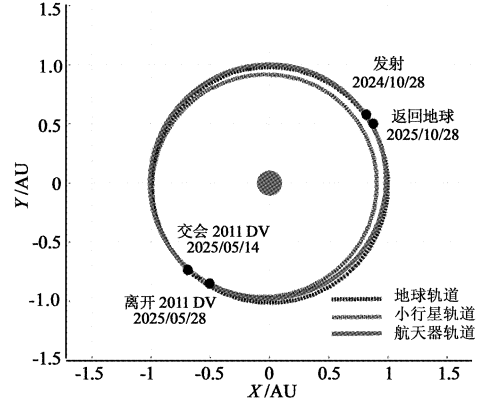


图 6 小行星 2011 DV 载人探测轨道

Fig. 6 Exploration trajectory for manned 2011 DV mission

定义 \mathbf{r} 和 \mathbf{v} 分别为探测器的位置和速度矢量, 则探测器的运动方程可以写成

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \dot{\mathbf{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ \mathbf{g}(\mathbf{r}) + \Gamma \mathbf{u} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, $\mathbf{g}(\mathbf{r}) = -\mu_s \mathbf{r} / r^3$ 为太阳引力加速度, \mathbf{u} 表示深空机动的单位方向矢量, Γ 为深空机动大小。

构建哈密顿函数

$$H = \Gamma + \boldsymbol{\lambda}_r^T \mathbf{v} + \boldsymbol{\lambda}_v^T [\mathbf{g}(\mathbf{r}) + \Gamma \mathbf{u}] \quad (6)$$

式中, $\boldsymbol{\lambda}_r$ 和 $\boldsymbol{\lambda}_v$ 分别为 \mathbf{r} 和 \mathbf{v} 对应的协状态变量。

根据式(6)可得协状态满足的微分方程为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\lambda}}_r^T = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{r}} = -\boldsymbol{\lambda}_v^T \mathbf{G}(\mathbf{r}) \\ \dot{\boldsymbol{\lambda}}_v^T = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{v}} = -\boldsymbol{\lambda}_r^T \end{cases} \quad (7)$$

$$\text{式中, } \mathbf{G}(\mathbf{r}) = \frac{\partial \mathbf{g}(\mathbf{r})}{\partial \mathbf{r}}.$$

由式(6)看出, \mathbf{u} 和 Γ 为唯一的两个控制变量, 若要使 H 达到最小, 则 \mathbf{u} 与矢量 $\boldsymbol{\lambda}_v(t)$ 的方向相反。Lawden 定义 $\mathbf{p}(t) = -\boldsymbol{\lambda}_v(t)$ 为主矢量, 结合式(7), 主矢量 $\mathbf{p}(t)$ 应满足如下微分方程

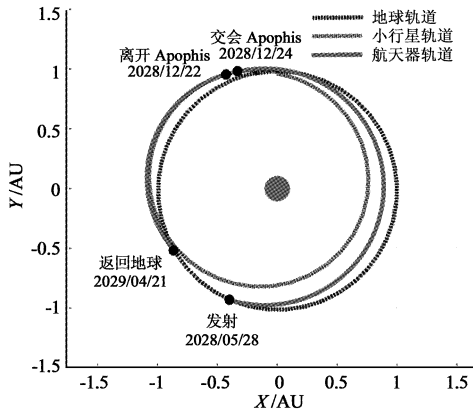


图7 小行星 Apophis 载人探测轨道

Fig. 7 Exploration trajectory for manned Apophis mission

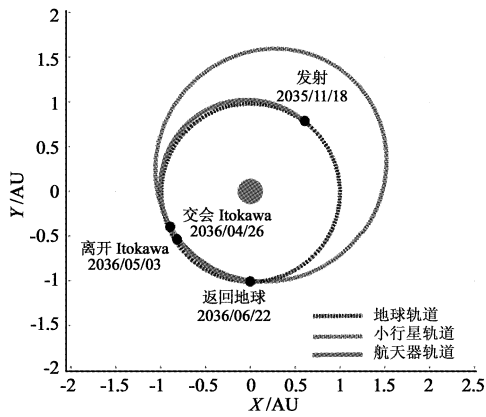


图8 小行星 Itokawa 载人探测轨道

Fig. 8 Exploration trajectory for manned Itokawa mission

$$\ddot{\mathbf{p}} = \mathbf{G}(\mathbf{r})\mathbf{p} \quad (8)$$

Lawden 基于变分原理推导了最优脉冲转移轨道的主矢量应满足如下最优性条件^[19]:

- 1) 主矢量以及它的一阶导数都是连续的;
- 2) 在转移过程中 $\|\mathbf{p}(t)\| \leq 1$, 在脉冲机动点有 $\|\mathbf{p}\| = 1$;
- 3) 在脉冲机动时刻, 主矢量为单位矢量, 并且方向与最优推力方向一致;
- 4) 由以上条件可知, 在所有中途脉冲机动处

都有 $d\mathbf{p}/dt = \dot{\mathbf{p}} = \dot{\mathbf{p}}^T \mathbf{p} = 0$ 。

根据条件 2) 可知, 对于一段两脉冲轨道, 初始和末端两点的主矢量分别为

$$\begin{cases} \mathbf{p}(t_0) = \mathbf{p}_0 = \frac{\Delta \mathbf{v}_0}{\|\Delta \mathbf{v}_0\|} \\ \mathbf{p}(t_f) = \mathbf{p}_f = \frac{\Delta \mathbf{v}_f}{\|\Delta \mathbf{v}_f\|} \end{cases} \quad (9)$$

根据主矢量原理, t 时刻主矢量满足如下关系

$$\begin{bmatrix} \mathbf{p}(t) \\ \dot{\mathbf{p}}(t) \end{bmatrix} = \Phi(t, t_0) \begin{bmatrix} \mathbf{p}(t_0) \\ \dot{\mathbf{p}}(t_0) \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中, Φ 为转移轨道的状态转移矩阵, 可以写成

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \partial \mathbf{r} / \partial \mathbf{r}_0 & \partial \mathbf{r} / \partial \mathbf{v}_0 \\ \partial \mathbf{v} / \partial \mathbf{r}_0 & \partial \mathbf{v} / \partial \mathbf{v}_0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

结合式(9)、(10)和(11), 初始端点的主矢量微分为

$$\dot{\mathbf{p}}(t_0) = \Phi_{12}^{-1}(t_f, t_0) [\mathbf{p}_f - \Phi_{11}(t_f, t_0) \mathbf{p}_0] \quad (12)$$

以式(9)中的 $\mathbf{p}(t_0)$ 和式(12)中的 $\dot{\mathbf{p}}(t_0)$ 为初值, 通过式(10)可以获得转移过程中主矢量的时间历程。如果主矢量大于1, 则根据最优性条件需要在此处施加深空机动脉冲, 具体算法参见参考文献[19]。

基于上述主矢量理论, 本文对表3给出的载人小行星探测轨道设计结果进行了优化, 优化结果如表4所示。

由表3可以看到, 对于筛选得到的20颗探测目标中, 有5颗探测目标的两脉冲转移轨道为非最优探测轨道, 需要在转移过程中施加深空机动。图9和图10分别给出了利用主矢量优化后的小行星 Apophis 和 2004 QD14 的载人探测轨道。

3 结论

载人小行星探测是未来深空探测的重要内容, 可为载人火星等复杂载人任务积累技术基础与经验。本文研究了载人小行星探测任务的目标选择与

表4 载人小行星探测任务轨道优化结果

Table 4 Trajectory optimization results of manned asteroid missions

序号	编号	发射时间 year/month/day	总飞行时间 /d	优化前 ΔV_T /(km · s ⁻¹)	优化后 ΔV_T /(km · s ⁻¹)
1	Apophis	2028/05/27	329	6.8977	6.8431
2	2009 BL71	2038/04/15	359	7.4315	7.3573
3	2002 AW	2032/02/26	365	7.5254	7.5043
4	2000 AF205	2037/05/05	365	7.5890	7.5004
5	2004 QD14	2037/12/09	358	8.0642	7.8616

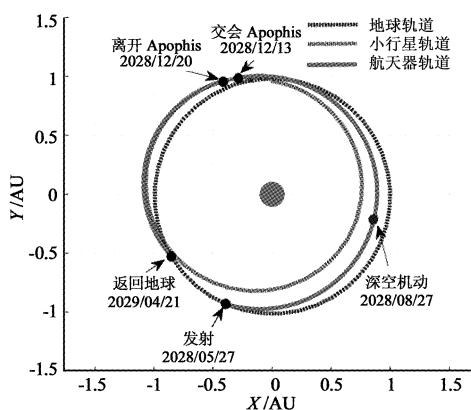


图 9 小行星 Apophis 优化后载人探测轨道

Fig. 9 Optimal exploration trajectory for Apophis mission

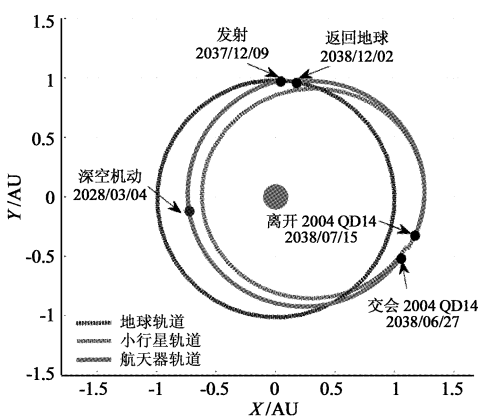


图 10 小行星 2004 QD14 优化后载人探测轨道

Fig. 10 Optimal exploration trajectory for 2004 QD14 mission

轨道优化设计问题。针对已编目的近地小行星,综合考虑多方面因素与约束,给出了适合于载人探测任务的候选小行星序列;进一步,结合参数优化算法和主矢量原理对载人探测轨道进行了设计与优化。期望本文的研究可为未来载人小行星探测任务的规划与设计提供有价值的参考。

参 考 文 献

[1] Qiao D, Cui P Y, Wang Y M. Opportunity options for rendezvous, flyby and sample return mission to different spectral-type asteroids for the 2015–2025[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 72: 143–155.

[2] Ralph K, Gerhard H, Ekkehard K. Optimal deflection of NEOs en route of collision with the Earth[J]. *Icarus*, 2006, 182(2): 482–488.

[3] Ahrens T J, Harris A W. Deflection and fragmentation of near earth asteroids[J]. *Nature(London)*, 1992,360(6403): 429–433.

[4] 徐伟彪, 赵海斌. 小行星深空探测的科学意义和展望[J]. *地球科学进展*, 2005, 20(11): 1184–1185. [Xu W B, Zhao H B. The scientific significance and prospects of the asteroid exploration[J]. *Advances in Earth Science*, 2005, 20(11): 1184–1185.]

[5] Cui P Y, Qiao D, Cui H T, et al. Target selection and transfer trajectories design for exploring asteroid mission[J]. *Sci China Tech Sci*, 2010, 53: 1150–1158.

[6] Damario L A, Bymes D V. Interplanetary trajectory design for the Galileo mission [C]. Reno, NV: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting, 21st, 1983: 10–13.

[7] Jim V M. Postlaunch contingency trajectories for the near-earth asteroid rendezvous mission[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1997, 20(4): 819–823.

[8] Ettore P, Alessandro R, Giovanni B V. Basic targeting strategies for rendezvous and flyby missions to the near-earth asteroids[J]. *Planetary and Space Science*, 2001, 49(1): 3–22.

[9] Junichiro K, Akira F, Tono U. Hayabusa—its technology and science accomplishment summary and Hayabusa-2[J]. *Acta Astronautica*, 2008, 62(10–11): 639–647.

[10] 乔栋, 黄江川, 崔平远, 等. 嫦娥二号卫星飞越 Toutatis 小行星转移轨道设计[J]. *中国科学: 技术科学*, 2013, 43: 487–492. [Qiao D, Huang J C, Cui P Y, et al. The orbit design of Chang'e-2 satellite flyby asteroid Toutatis[J]. *Chinese Science: Science and Technology*, 2013, 43: 487–492.]

[11] Zhu M H, Fa W Z, Huang J C, et al. Morphology of asteroid (4179) Toutatis as imaged by Chang'e-2 spacecraft [J]. *Geophysical Research Letter*, 2014, 41.

[12] Zimmer A K, Messerschmid E. Going beyond: target selection and mission analysis of human exploration missions to near-earth asteroids[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 69: 1096–1109.

[13] Bradley N, Ocampo C. Optimal free-return trajectories to near-earth asteroids [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(5): 1346–1355.

[14] Hopkins J, Dissel A, Jones M, et al. Plymouth rock an early human mission to near earth asteroids using orion spacecraft[R]. Lockheed Martin, 2010.

[15] LeCompte M A, Meyer T R, Horsewood J, et al. Early, short-duration, near-earth-asteroid rendezvous missions [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2012, 49(4): 731–741.

[16] Sam W, Bong W. Robotic and human exploration/deflection mission design for asteroid 99942 Apophis [J]. *Acta Astronautica*, 2013, 90(1): 72–79.

[17] Ivshikhin V V, Krylov I V, Lan A. Optimum trajectories for spacecraft mission to asteroid Apophis with a return to the Earth [J]. *Solar System Research*, 2013, 47(4): 334–345.

[18] Bueskens C, Maurer H. SQP-methods for solving optimal control problems with control and state constraints; adjoint variables, sensitivity analysis and real-time[J]. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2000, 120(1): 85–108.

[19] Bruce A C. Spacecraft trajectory optimization[M]. New York: Cambridge University Press, 2010: 17–20.

作者简介:

尚海滨(1980–),男,副教授,主要研究方向为航天器轨道动力学与控制,深空探测轨道设计与优化等。

通信地址:北京理工大学宇航学院 22 信箱(100081)

电话:(010)68913550

E-mail:shanghb@bit.edu.cn

(责任编辑:高莎)