



论文

我国小行星探测目标分析与电推进轨道设计

陈杨^{*}, 宝音贺西, 李俊峰[†]

清华大学航天航空学院, 北京 100084

^{*} E-mail: chenyang.thu@gmail.com[†] 李俊峰编委供稿

收稿日期: 2011-07-04; 接受日期: 2011-07-08; 网络出版日期: 2011-08-03

国家自然科学基金资助项目(批准号: 10832004 和 11072122)

摘要 近几年, 世界各航天大国陆续实施了小行星探测计划. 近地小行星也是我国下一步深空探测的重要目标, 国内航天相关单位正在积极开展近地小行星探测的前期任务论证与规划工作. 以此为背景, 研究了电推进方式探测近地小行星的目标选择与轨道设计问题. 首先分析了近地小行星探测的科学和技术目标, 结合我国技术水平的发展现状, 给出了 6 颗适合作为探测目标的近地小行星. 搜索了 2016 年至 2020 年之间探测每颗可能目标的发射窗口. 为了增加探测任务的科学回报, 特别关注了多目标、多任务的近地小行星探测, 推荐了一次探测多个有价值目标的可行多任务探测方案: Earth 出发-Nereus 飞越-Apophis 飞越-1999JU3 交会. 基于脉冲估算结果设计电推进轨道, 将中途多任务探测作为内点约束整体优化小推力转移轨道, 采用间接法求解燃料最优控制问题得到了小推力的最优轨迹. 最后给出了推荐方案的详细飞行程序.

关键词 小行星, 电推进, 小推力轨道, 多任务探测

PACS: 96.30.Ys, 45.50.Pk, 02.60.Pn

小行星是 21 世纪深空探测活动的重要目标. 至今为止在太阳系内已经发现了超过 70 万颗小行星. 小行星按照其轨道类型可以分为: 近地小行星、主带小行星和特洛伊小行星.

近地小行星指的是轨道近日点在 1.3AU 以内的小行星, 其轨道多数与地球轨道相交, 有撞击地球的危险. 有些近地小行星上蕴含多种有机物, 与地球上生命的形成有关. 近地小行星上丰富的矿产也是人类可以开发利用的重要太空资源.

目前国外已经发射过若干颗小行星探测器. 1971 年, 水手 9 号探测器近距离拍摄到了火星两颗卫星的照片, 这两颗卫星都被认为是被火星捕获的小行星.

1991 年, 伽利略号在飞往木星的途中掠过了 2 颗小行星. 1997 年, 第一个专门探测小行星的太空计划是 NEAR, 成功交会了 433 Eros 小行星, 并在途中飞越了 253 Mathilde 小行星. 1999 年, Deep Space-1 号探测器造访了 9969 Braille 小行星. 2005 年, 日本隼鸟号完成了 25143 Itokawa 小行星的采样任务并成功返回地球, 使人类第一次从小行星上获取了样本. 2007 年美国 DAWN 号探测器开始了飞往 4 Vesta 和 1 Ceres 小行星的旅程. 2011 年 5 月 25 日, 美国航天局宣布了最新的近地小行星采样返回任务, 计划于 2016 年发射探测器, 2020 年到达 101955 1999RQ36 小行星采集土壤并于 2023 年送回地球.

引用格式: 陈杨, 宝音贺西, 李俊峰. 我国小行星探测目标分析与电推进轨道设计. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2011, 41: 1104–1111

Chen Y, Baoyin H X, Li J F. Target Target analysis and low-thrust trajectory design of Chinese asteroid exploration mission (in Chinese). Sci Sin Phys Mech Astron, 2011, 41: 1104–1111, doi: 10.1360/132011-788

我国已经顺利实施月球探测任务并正在全力进行自主探测火星、金星的研究, 随着国力的增强, 开展进一步走向深空的航天活动是中国航天发展的必然选择. 近地小行星将是我国未来深空探测的第一站. 目前, 航天工业部门和相关高校正在进行我国首次近地小行星探测任务论证以及初步轨道设计工作.

国内航天科研工作者对小行星探测任务规划和轨道设计的研究已开展多年. Qiao 和 Cui 等人^[1,2]研究了近地小行星探测的目标分析与化学推进转移轨道设计问题, 并给出了探测 1627 Ivar 小行星^[3]和 4660 Nereus 小行星^[4]的参考轨道方案. 夏炎, 罗永杰等人^[5]研究了小行星可接近性与脉冲多目标探测转移轨道的设计.

近地小行星探测与以火星、金星等类地行星为主要目标的传统深空探测有着极大的不同, 这也正是我国在规划未来的近地小行星探测任务所需要重点考虑和解决的问题, 其中与轨道设计相关的主要有:

(1) 探测目标的选择. 小行星数目繁多, 必须从中选取科学价值大、尺寸合适、定轨精确并且探测所需燃料消耗较少的目标.

(2) 多任务、多目标探测. 为了节省经费的同时获得更大的科学技术回报, 多任务、多目标的小行星探测任务越来越受到世界各航天大国的关注. 一次小行星探测任务最好能够以飞越或交会方式探测多个目标小行星, 这就对轨道设计提出了新的要求. 多任务、多目标的深空探测任务是我国目前尚未涉及的领域, 很多问题亟待解决.

(3) 使用电推进方式. 电推进发动机以其轻质量、高比冲的特点将越来越多地应用于未来深空探测任务中. 由于电推进航天器质量轻, 能够有效降低从地球发射时对运载火箭能力的要求, 我国在役的运载火箭都能够将电推进航天器送入飞向近地甚至主带小行星的轨道. 同时, 电推进发动机推力小、持续时间长, 在深空中轨道控制精度高, 特别适合小行星探测. 电推进方式的小推力轨道分为推进段与滑行段, 切换点推力存在跳变, 积分精度难以保证, 轨道优化设计问题求解比较困难. 另外, 多任务、多目标探测任务和电推进小推力轨道的结合也给小行星探测轨道设计带来了新的难点, 分段设计再拼接的方法难以保证燃料最优性, 有必要研究多任务轨道的整体求解方法.

本文针对以上问题进行了较深入的研究. 首先给出我国首次小行星探测的可能目标以及可探测性

评估, 对每颗目标小行星搜索 2016 年至 2020 年的发射窗口. 结合我国对多任务、多目标深空探测任务的需求, 推荐了一次发射探测多个有价值目标的参考轨道方案. 根据脉冲搜索得到的时间节点及状态, 基于燃料最优控制理论设计小推力飞行轨道. 对于多任务小行星探测轨道的优化, 将中途探测任务作为内点约束, 整体设计轨道, 克服了以往分段设计不能保证整段轨道最优性的缺点. 燃料最优控制问题的求解过程中, 引入了平滑技术和开关函数检测等方法解决了间接法的缺陷, 能够快速、高效地得到优化设计结果.

本文紧密结合工程实际, 以我国目前关注的目标小行星为研究对象, 能够为我国未来将要进行的首次近地小行星探测任务设计提供参考.

1 探测计划与候选目标

1.1 小行星探测的科学目标

小行星是太阳系形成初期的行星体, 内部蕴含了大量太阳系形成与演化的信息. 由于地面光学和雷达观测的精度和局限性, 只能获得小行星的轨道数据与一些基本物理性质. 发射航天器近距离探测, 才能够深入了解小行星. 文献[6]详细说明了小行星探测的科学目标, 主要有:

(1) 确定小行星的物理参数和地质特性, 帮助对威胁地球的小行星制定防御计划.

(2) 测定小行星的化学和矿物成分, 为人类开发利用小行星资源做先期准备.

(3) 研究水在小行星形成和演化过程中的作用, 寻找小行星上的有机物, 揭开地球生命起源之谜.

(4) 试验和开发航天新技术.

1.2 我国探测计划与候选目标

我国首次近地小行星探测的合适时间是 2016 年至 2020 年之间, 探测器将采用电推进发动机, 运载火箭能够为探测器提供的最大 C_3 约为 $22 \text{ km}^2/\text{s}^2$, 探测器初始质量文中暂取为 1000 kg, 电推进发动机的相关基本参数见表 1.

选择探测目标时应综合考虑目标小行星的科学价值与物理化学性质、观测与定轨精度、探测燃料消耗以及小行星动力学特性等因素:

(1) 科学价值. 基于目前研究成果^[4,6], 我国的小

表 1 我国小行星探测器基本参数设想

Table 1 Parameters of asteroid explorer of China

探测器初始质量	运载火箭 $C_{3\max}$	发动机最大推力	比冲	最大开机时间
1000 kg	22 km ² /s ²	80 mN	1600 s	10000 h

行星探测科学目标应为确定小行星物理特性与地质特征、测定小行星化学与矿物质成分并寻找氨基酸等生命相关物质. 小行星探测目标应选择为 S 型、C 型或 X 型小行星. 为了尽可能多地获得科学回报, 应重点考虑选取不同起源与演化的小行星作为多任务探测的目标.

(2) 小行星动力学特性. 小行星的形态、自转、角动量方向以及是否存在卫星都对探测任务有很大的影响, 在选择目标时应予以关注.

(3) 观测与定轨精度. 作为目标的小行星必须具备合适的大小、完备的观测数据与精确的轨道确定. 探测目标应从目前已经获得永久编号的近地小行星中选择, 未编号的小行星定轨精度不高, 不适合作为探测目标.

(4) 探测燃料消耗. 大量计算评估候选目标小行星的可探测性和燃料消耗时, 通常先假设探测器为化学推进, 使用发射 C_3 和交会所需速度增量 Δv 判断小行星是否满足燃料约束.

发射小行星探测器要适应我国运载火箭的发射能力, 根据目前情况估计, 2016 年至 2020 年之间我国运载火箭能够为 1000 kg 的小行星探测器提供大约 22 km²/s² 的 C_3 , 因此, 从地球飞向目标小行星轨道的地球双曲线剩余速度大小不应超过 4.69 km/s.

电推进发动机的燃料消耗计算公式为

$$\dot{m} = -\frac{T_{\max}}{I_{sp} g_0}, \quad (1)$$

其中 $T_{\max}$ 为发动机最大推力, I_{sp} 和 g_0 分别为发动机比冲和海平面重力加速度.

为了粗略估算电推进发动机能够产生的最大速度增量, 假设发动机总沿同一方向为探测器加速, 速度变化方程为

$$\dot{v} = \frac{T_{\max}}{m}, \quad (2)$$

其中 m 为探测器的瞬时质量. 积分公式(1)和(2)至发动机最大开机时间 10000 h, 得到燃料消耗为 326.31 kg, 能够产生的最大速度增量 $\Delta v_{\max}$ 为 6.198 km/s. 因此, 探测目标应选择交会速度增量不超过 6.198 km/s 的近地小行星.

综合考虑各种因素, 表 2 中列出了重点关注的近地小行星以及其物理参数和轨道根数等信息, 我国首次小行星探测任务的目标有可能从这些小行星中选取. 表中 D , T_r , H , a , e 和 i 分别表示小行星直径、自转周期、星等、轨道半长轴、偏心率和倾角.

2 发射机会搜索与多任务探测

搜索发射窗口时, 基于脉冲假设, 求解二体 Lambert 问题, 利用速度增量大小判断满足约束的发射机会. 为了便于分析, 在任务论证和轨道初步设计时, 采用圆锥曲线拼接法并引入行星引力影响球的概念, 将小行星探测轨道分为地球影响球内的地心逃逸段和地球影响球外的日心交会段. 近地小行星的尺寸都较小, 计算表明, 直径 1 km 量级的小行星在其表面上仍然是太阳引力占主导作用. 因此, 暂不考虑小行星的引力影响球, 航天器在日心轨道飞行时与同样绕日运行的小行星交会.

表 2 我国可能探测的目标小行星^{a)}

Table 2 Candidate targets^{a)}

小行星	类型	$D(\text{m})$	$T_r(\text{hrs})$	$H(\text{mag})$	$a(\text{AU})$	e	$i(\text{deg})$
1989UQ	B	730	7.733	19.05	0.915	0.265	1.292
Apophis	Sq	270	30.538	19.70	0.922	0.191	3.332
1999RQ36	C	200	4.288	20.72	1.126	0.204	6.035
1999JU3	C	870	7.627	19.20	1.190	0.190	5.883
Nereus	C, E, X	510	15.16	18.30	1.489	0.360	1.432
Ivar	S	9400	4.795	13.24	1.863	0.397	8.448

a) 数据来自小天体动力学网站 <http://unicom.eis.uva.es/neodys/>

2.1 双脉冲交会

双脉冲交会探测方式适合于半长轴与地球相近, 偏心率和轨道倾角均不大的小行星. 探测器首先由运载火箭发射至地球停泊轨道, 等待合适的时机, 运载火箭末级点火, 将探测器送入地心双曲线逃逸轨道. 到达地球影响球边缘时, 具有相对地球的双曲线剩余速度 $\mathbf{v}_\infty$, 那么探测器的日心转移初始速度 $\mathbf{v}_0$ 为

$$\mathbf{v}_0 = \mathbf{v}_E + \mathbf{v}_\infty, \quad (3)$$

其中 $\mathbf{v}_E$ 为地球的日心速度. 反应转移轨道对火箭运载能力要求的参数 C_3 表示为

$$C_3 = \|\mathbf{v}_\infty\|^2, \quad (4)$$

如果运载火箭提供的 $C_{3\max}$ 小于飞向目标小行星所需 C_3 , 那么还要求探测器自身发动机提供变轨速度增量, 记为 $\Delta \mathbf{v}_0$, 大小表示为

$$\|\Delta \mathbf{v}_0\| = \sqrt{C_3} - \sqrt{C_{3\max}}. \quad (5)$$

探测器到达小行星时, 利用自身携带燃料制动, 与小行星交会. $\Delta \mathbf{v}_f$ 表示制动所需速度增量, 有

$$\Delta \mathbf{v}_f = \mathbf{v}_A - \mathbf{v}_f, \quad (6)$$

其中 $\mathbf{v}_A$ 和 $\mathbf{v}_f$ 分别为交会时目标小行星和探测器的日心速度. 那么, 离开地球影响球后总的速度增量为

$$\Delta v = \|\Delta \mathbf{v}_0\| + \|\Delta \mathbf{v}_f\|. \quad (7)$$

双脉冲交会的评估准则为出发能量参数 C_3 和需要探测器自身提供的总速度增量大小 Δv . 对表 2 中可能作为探测目标的小行星搜索燃料最优转移机会, 结果见表 3.

2.2 多目标、多任务探测方案

结合我国国情, 一次小行星探测任务应该飞越或交会多颗小行星, 以节省经费并获得更大的科学回报. 设计多目标、多任务的小行星探测轨道一般有两种方法:

(1) 明确主要目标和次要目标以及探测方式, 设计依次探测多个目标的飞行轨道.

(2) 先确定探测主要目标的轨道, 统计轨道附近有探测价值的小行星, 根据实际情况决定探测目标与访问序列, 再重新设计整段飞行轨道.

综合以上两种方法, 本文给出多目标、多任务小行星探测的一种推荐方案. 由于电推进发动机推力较小, 从地球出发通常绕日飞行多圈后才能满足交会目标小行星, 脉冲搜索求解 Lambert 问题时的转移圈数也需要设定为多圈.

2017 年 1 月 11 日从地球出发, 出发 C_3 为 $7.72 \text{ km}^2/\text{s}^2$, 飞行 460 天后, 于 16 Apr 2018 飞越小行星 Nereus, 再继续飞行 98 天之后于 23 Jul 2018 飞越小行星 Apophis, 飞越 Apophis 后 580 天交会 1999JU3. 此方案途中飞越了两颗有价值的目标小行星 Nereus 和 Apophis. 其中 Nereus 是一颗非常重要的 Apollo 型小行星, 并且轨道和火星轨道相交. Apophis 是目前为止撞击地球可能性最高的近地小行星, 人类在制定防御方案之前有必要发射无人探测器充分了解其结构与组成. 1999JU3 为 C 类小行星, 含有较丰富的有机物, 就位分析或采集岩石样本返回地球能够帮助人类揭开生命的起源之谜.

3 电推进轨道设计

根据脉冲搜索结果, 能够确定探测器的初始、末端时间和状态, 在此基础上设计电推进方式节省燃料的小推力转移轨道. 因此, 小推力轨道优化设计实际上就是求解初始状态和末端状态确定的燃料最优控制问题.

燃料最优控制问题的求解方法主要分为三类: 间接法、直接法和混合法^[7]. 直接法和混合法将最优控制问题离散为参数优化问题, 计算量大且很难求

表 3 双脉冲转移最优发射机会^{a)}

Table 3 Optimal launch window for two-impulse rendezvous^{a)}

小行星	单圈转移				多圈转移			
	t_0	t_f	C_3	Δv	t_0	t_f	C_3	Δv
1989UQ	2017-09	2018-02	22	1.164	2018-09	2019-12	15.348	1.025
Apophis	2018-04	2019-07	22	3.303	2018-04	2021-03	22	1.398
1999RQ36	2018-10	2019-12	22	1.058	2018-10	2021-01	22	0.790
1999JU3	2016-12	2018-04	22	0.625	2016-12	2019-08	22	0.318
Nereus	2018-01	2020-01	22	1.886	2018-01	2021-10	22	1.017

a) 表中时间单位取 UTCG, C_3 单位为 km^2/s^2 , Δv 单位为 km/s

得最优解. 间接法利用庞特里亚金极大值原理将最优控制问题转化为两点边值问题进行求解, 能够保证最优性, 但是两点边值问题的求解对协态变量初值猜测非常敏感, 并且燃料最优情况下推力不连续(推进段推力最大, 滑行段推力为 0, 也称 bang-bang 控制), 积分精度难以保证. 本文在求解小推力轨道中采用了文献[8]中提出的平滑技术与开关函数检测方法, 克服了间接法的缺点, 求解过程快速、高效.

对于电推进方式的多任务轨道设计, 传统方法是将各段轨道分别求解小推力燃料最优控制问题, 再拼接得到完整轨道, 这种分段设计的方法有可能丢失整体轨道的最优解. 本文将探测器的中途多任务探测视为内点约束, 整体求解飞行轨道, 节省了计算时间并保证了完整轨道的最优性.

3.1 动力学方程

日心转移阶段假设探测器只受到太阳中心引力和电推进发动机的推力作用, 探测器的动力学方程为

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}, \quad \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + c_1 \frac{u}{m} \mathbf{a}, \quad \dot{m} = -c_2 u, \quad (8)$$

其中 $\mathbf{r}$ 和 $\mathbf{v}$ 为探测器的日心位置矢量和速度矢量, m 为探测器瞬时质量与初始质量 m_0 的比值, μ 为日心引力常量, u 为实际推力与最大推力的比值, $\mathbf{a}$ 为推力方向单位矢量, c_1 和 c_2 为常数, 表达式为

$$c_1 = \frac{T_{\max}}{m_0}, \quad c_2 = \frac{T_{\max}}{m_0 I_{sp} g_0}. \quad (9)$$

性能指标考虑燃料最优:

$$J = c_2 \int_{t_0}^{t_f} u dt, \quad (10)$$

初始时间为 t_0 , 末端时间为 t_f , 初始状态与末端状态约束可以写为

$$\mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0, \quad \mathbf{v}(t_0) = \mathbf{v}_0, \quad m(t_0) = 1, \quad (11)$$

$$\mathbf{r}(t_f) = \mathbf{r}_f, \quad \mathbf{v}(t_f) = \mathbf{v}_f. \quad (12)$$

最优控制问题的哈密顿函数写为

$$H = c_2 u + \boldsymbol{\lambda}_r \mathbf{v} + \boldsymbol{\lambda}_v \left(-\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + c_1 \frac{u}{m} \mathbf{a} \right) - \lambda_m c_2 u, \quad (13)$$

根据庞特里亚金极大值原理, 最优控制使得哈密顿函数取得极值:

$$\alpha = -\frac{\lambda_v}{\|\boldsymbol{\lambda}_v\|}, \quad (14)$$

$$\begin{cases} u = 0, & \text{if } \rho > 0, \\ u = 1, & \text{if } \rho < 0, \\ 0 \leq u \leq 1, & \text{if } \rho = 0, \end{cases} \quad (15)$$

上述推力幅值控制律称为 bang-bang 控制, 轨道分为满推段($u=1$)和滑行段($u=0$). ρ 为开关函数, 表达式为

$$\rho = 1 - \frac{c_1 \|\boldsymbol{\lambda}_v\|}{c_2 m} - \lambda_m. \quad (16)$$

协态变量需要满足的协态微分方程为

$$\dot{\boldsymbol{\lambda}}_r = \frac{\mu}{r^3} \boldsymbol{\lambda}_v - \frac{3\mu \boldsymbol{\lambda}_v \cdot \mathbf{r}}{r^5} \mathbf{r}, \quad \dot{\boldsymbol{\lambda}}_v = -\boldsymbol{\lambda}_r, \quad \dot{\lambda}_m = -\frac{c_1 u}{m^2} \|\boldsymbol{\lambda}_v\|, \quad (17)$$

由于对末端质量没有约束, 质量的协态变量需要满足横截条件

$$\lambda_m = 0. \quad (18)$$

3.2 多任务中途飞越小行星内点约束条件

将小推力多任务探测的中途飞越小行星视为最优控制问题的内点约束条件, 整体求解多任务小行星探测轨道, 能够克服分段求解再拼接有可能丢失最优解的缺点.

在飞越小行星时刻 t_{fly} , 要求探测器的日心位置与小行星相同, 等式约束 $\boldsymbol{\psi}$ 可写为

$$\boldsymbol{\psi} \triangleq (\mathbf{r}(t_{fly}) - \mathbf{r}_A(t_{fly})) = 0, \quad (19)$$

其中 $\mathbf{r}(t_{fly})$ 和 $\mathbf{r}_A(t_{fly})$ 为飞越时刻探测器和小行星的日心位置矢量.

处理等式约束的最优控制问题需要引入拉格朗日数值乘子 $\boldsymbol{\chi}$, 那么, 可以得到中途飞越小行星的内点条件为

$$H(t_{fly}^-) - H(t_{fly}^+) - \boldsymbol{\chi} \cdot \mathbf{v}_A(t_{fly}) = 0. \quad (20)$$

飞越前后协态变量需要满足

$$\boldsymbol{\lambda}_r(t_{fly}^+) - \boldsymbol{\lambda}_r(t_{fly}^-) + \boldsymbol{\chi} = 0, \quad (21)$$

$$\boldsymbol{\lambda}_v(t_{fly}^+) - \boldsymbol{\lambda}_v(t_{fly}^-) = 0, \quad (22)$$

$$\lambda_m(t_{fly}^+) - \lambda_m(t_{fly}^-) = 0. \quad (23)$$

3.3 两点边值问题的求解

经过以上处理后的燃料最优控制问题转化为带内点约束的两点边值问题. 如果给定协态变量的初始值 $[\boldsymbol{\lambda}_r(t_0), \boldsymbol{\lambda}_v(t_0), \lambda_m(t_0)]$ 、内点小行星飞越等式约束的乘子 $\boldsymbol{\chi}$ 和飞越时刻 t_{fly} , 状态变量的初值 $[\mathbf{r}(t_0), \mathbf{v}(t_0), m(t_0)]$ 为已知, 从初始时刻 t_0 积分微分方程组(8)和(17)

至飞越时刻 t_{fly} . 飞越时刻前后, 状态变量连续, 协态变量根据(21)~(23)式更新, 再积分微分方程组得到末端时刻的状态与协态变量. 共有 11 个约束方程需要满足, 即末端位置速度状态变量约束(11)和(12)、末端质量协态变量约束(18)、内点飞越小行星位置约束(19)和内点条件(20).

因此, 两点边值问题的求解实际上是非线性方程组的求解, 7 维末端条件方程(11), (12)和(18)对应的变量为 7 维的协态变量初值 $[\lambda_r(t_0), \lambda_v(t_0), \lambda_m(t_0)]$, 中途每一次小行星飞越引入 4 个方程, 即(19)和(20)式, 对应的 4 个变量为三维数值乘子 χ 和飞越时刻 t_{fly} .

非线性方程求解器可采用 MATLAB 中的 fsolve 函数或者 FORTRAN 语言格式的 minpack 函数. 由于

燃料最优控制为 bang-bang 控制, 被积函数不连续, 积分精度难以保证. 本文求解过程中采用了开关函数检测方法^[8,9], 将推力开关点找到后分段积分, 保证了数值求解的精度. 同伦平滑技术^[8,9]也被用来获得求解非线性方程所需的设计变量初值, 从推力控制连续、容易求解的能量最优问题, 逐步迭代得到燃料最优问题的解.

4 推荐方案轨道设计结果

表 4 给出 2.2 节中推荐多任务小行星探测轨道的电推进设计结果, 轨道示意图见图 1, 推力幅值变化曲线见图 2(由于篇幅, 推力方向变化曲线省略, 推力

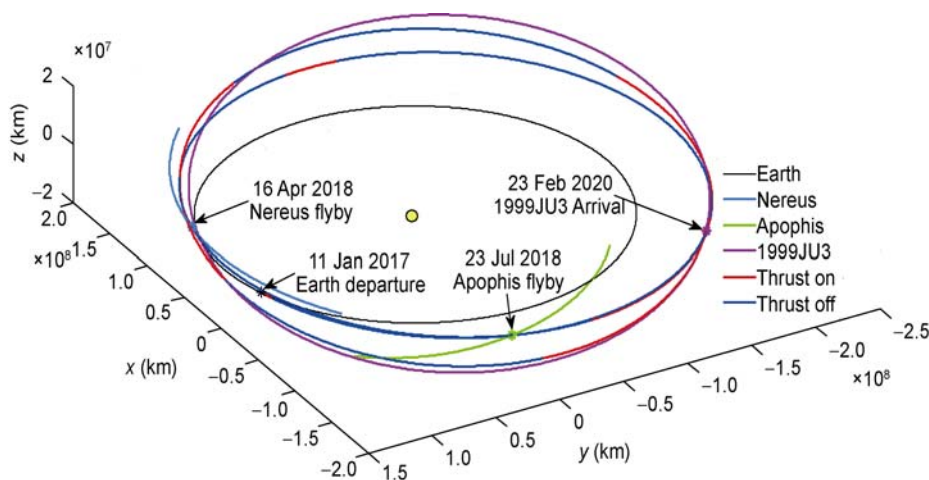


图 1 推荐方案轨道示意图

Figure 1 Trajectory of recommended scheme.

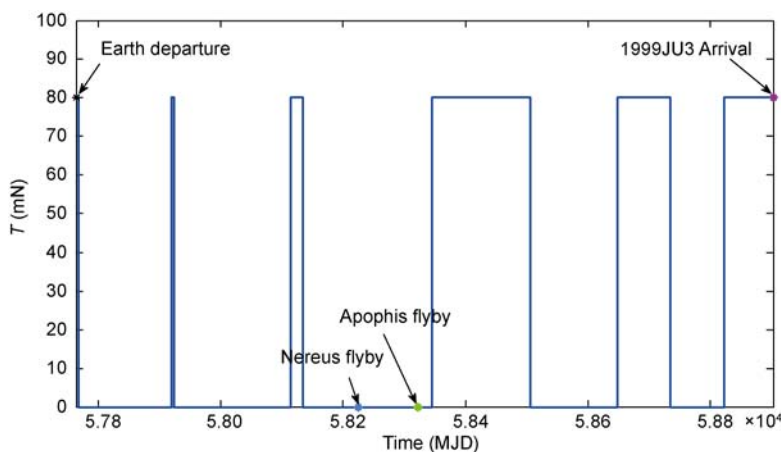


图 2 推力幅值曲线

Figure 2 Optimal thrust.

表 4 推荐小行星探测方案电推进轨道设计结果^{a)}

Table 4 Trajectory design result of recommended scheme of asteroid exploration^{a)}

事件	数值	单位
地球出发时间	11 Jan 2017	UTCG
地球出发 C_3	7.720	km^2/s^2
出发双曲线赤道倾角	31.6	deg
地球出发双曲线速度	$[-2.22; -1.32; -1.01]$	km/s
飞越 Nereus 时间	16 Apr 2018	UTCG
飞越相对速度	$[2.39; 2.00; -0.33]$	km/s
飞越 Apophis 时间	23 Jul 2018	UTCG
飞越相对速度	$[-7.57; -3.25; -2.01]$	km/s
交会 1999JU3 时间	23 Feb 2020	UTCG
总飞行时间	1138.36	day
燃料消耗	264.36	kg
发动机开机总时间	8471.31	hour

a) 表中向量分量均表示在 J2000 黄道坐标系中

方向总与速度协态变量反向, 见(14)式). 电推进发动机参数取值参考表 1.

5 结论与展望

本文结合我国即将开展的近地小行星探测任务,

给出了目前比较关注的 6 个可能的目标小行星. 针对多目标、多任务小行星探测, 推荐了可行方案并设计了推荐方案的电推进转移轨道, 为我国小行星探测任务论证与设计提供了依据.

本文主要关注的是任务方案论证和轨道初步设计, 在近地小行星探测任务正式立项进入科研攻关后, 还有很多问题需要进行系统深入的研究, 例如:

(1) 精确动力学模型的电推进方式小推力轨道设计. 国内关于小推力轨道设计的研究主要基于日心二体问题, 这种模型基本反应探测器的受力情况, 在任务论证阶段能够起到简化计算、突出核心问题、大幅节省计算时间的重要作用. 但是, 二体模型还是和实际星历模型存在差别, 必须研究如何将二体结果作为初值, 迭代得到满足工程要求的轨道与控制方案.

(2) 小行星附近轨道的动力学与控制. 探测器在接近小行星后, 要受到小行星的弱引力, 而且很多小行星形状不规则. 不规则弱引力场中探测器与小行星伴飞、绕飞、悬停与着陆的力学行为对小行星探测任务至关重要, 有必要开展相关研究.

致谢 衷心感谢上海航天技术研究院小行星探测任务论证组和中国空间技术研究院总体部系统研究室对本文研究工作提供的帮助.

参考文献

- 1 Qiao D, Cui H T, Cui P Y. Evaluating accessibility of near-earth asteroids via earth gravity assists. J Guidance Control Dyn, 2006, 29: 502–505
- 2 Cui P Y, Qiao D, Cui H T, et al. Target selection and transfer trajectories design for exploring asteroid mission. Sci China Tech Sci, 2010, 53: 1150–1158
- 3 Cui P Y, Li L T, Cui H T, et al. Ivar asteroid rendezvous mission system scenario and trajectory design. J Harbin Inst Tech, 2003, 10: 338–342
- 4 崔平远, 崔祐涛, 赵海滨, 等. 我国小行星探测方案设想. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第一届学术会议. 哈尔滨, 2005
- 5 Xia Y, Luo Y J, Zhao H B, et al. Accessibility for the Main Belt Asteroid Exploration and Trajectory Design for Multiple Asteroids (in Chinese). Acta Astron Sin, 2010, 51(2): 163–172 [夏炎, 罗永杰, 赵海斌, 等. 主带小行星深空探测可接近性与多目标探测轨道的实现. 天文学报, 2010, 51(2): 163–172]
- 6 赵海斌, 徐伟彪, 马月华. 小行星深空探测的科学目标与探测计划. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第一届学术会议. 哈尔滨, 2005
- 7 Li J F, Jiang F H. Survey of low-thrust trajectory optimization methods for deep space exploration (in Chinese). Mech Eng, 2011, 33(3): 1–6 [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 蒋方华, 李俊峰, 宝音贺西. 平滑技术与开关函数检测方法在燃料最优控制中的应用. 全国第十四届空间及运动体控制技术学术年会. 九寨沟, 2010
- 9 Jiang F H, Chen Y, Liu Y C, et al. The solution by Tsinghua University (in Chinese). Mech Eng, 2011, 33(3): 103–105 [蒋方华, 陈杨, 刘跃聪, 等. 2010 年国际深空探测轨道优化竞赛的清华大学解法. 力学与实践, 2011, 33(3): 103–105]

Target analysis and low-thrust trajectory design of Chinese asteroid exploration mission

CHEN Yang^{*}, BAOYIN HeXi & LI JunFeng[†]

School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China

In recent years, some asteroid exploration missions have been implemented. Near Earth Asteroids are the next targets of China's deep space exploration. The selection of targets is analyzed and the low-thrust trajectory design is investigated. 6 potential target asteroids are presented. In the case of launching between 2016 and 2020, launch window for each target asteroid is searched. To get more scientific and engineering return, one asteroid exploration mission should rendezvous or flyby with several valuable asteroids. So the trajectory design for multiple asteroid are concerned about. Feasible multiple asteroid exploration missions are recommended. Based on impulsive evaluation results, the low-thrust trajectory design problem for the multiple asteroid missions is formulated as fuel-optimal control problem with inner constraints. At last, the low-thrust trajectory design results of recommended schemes are given.

asteroid, electric propulsion, low-thrust, multiple exploration mission

PACS: 96.30.Ys, 45.50.Pk, 02.60.Pn

doi: 10.1360/132011-788