

载人小行星探测任务总体方案研究

张泽旭, 郑博, 周浩, 崔祜涛

(哈尔滨工业大学 深空探测基础研究中心, 哈尔滨 150080)

摘要:设计了在近地轨道组装具有分组单元结构的载人深空飞船,包括核热推进单元、燃料储箱与供给单元、主动防辐射单元、人工重力单元、深空居住舱与多任务乘员舱等,给出了各个单元的尺寸与质量参数,并对主要单元的具体组成、功能和技术特点进行了分析。在此基础上,本文以编号4660的Nereus小行星为探测目标,设计了两脉冲转移初始轨道,并进行了轨道优化,得到了发射窗口和最优转移轨道。仿真结果表明,给出的最优两脉冲转移轨道单次施加脉冲在5 km/s以内,单程转移时间在160 d以内,能够满足未来能量较小的载人小行星探测任务。

关键词:载人深空探测;核热推进;载人深空飞船;近地小行星;轨道设计与优化

中图分类号: V41 **文献标识码:** A **文章编号:** 2095-7777(2015)03-0229-07

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2015.03.007

0 引言

2010年4月,美国总统奥巴马公布了新的“太空探索蓝图”,其中指出到2025年期望设计出长期可靠飞行的新型航天器,能够支持第一次到达月球以远的深空载人任务,实现人类历史上首次将航天员送上小行星,到2035年能够将人送入环火星轨道并安全返回地球,最终实现人类登上火星。早在2008年11月,美国行星学会就提交了一份题为“月球以远”的21世纪载人空间探测路线图,其中指出实现人类第一次星际航行,应该选取一个近地小行星为目标的探测任务^[1]。这些多样性的天体目标不仅是潜在的可利用空间资源,同时也构成了撞击地球的显著威胁。对这些目标的载人探测将会引导潜在资源的商业开发,并能够实现对这些近地天体威胁的有效应对与全面规划^[2-3]。

从21世纪初以来的10余年间,美国在载人小行星探测研究上取得了重大的进展,不仅航天部门与国家实验室从事这方面的研究,而且吸引了波音(The Boeing Company)、洛克希德·马丁(Lockheed Martin)、洛克达因(Rocketdyne)等公司在内的众多商业机构和学术团体参与研究。研究的范围涵盖载人小行星探测规划与路线图设计、载人

小行星探测任务方案、新概念载人航天器设计、先进空间推进系统、探测器自主导航技术、小行星捕获、防太空辐射系统、高级航天员太空服、深空居住舱、原位资源利用系统、先进空间通信及星表移动平台等众多的领域^[4-10]。

我国对载人深空探测领域的研究也越来越重视。2012年,叶培建院士承担了工程院重大咨询研究项目“面向未来航天发展的技术体系和战略研究”,该项目的8个专题中有4个专题与载人航天领域相关,可视为我国未来载人深空探测的重要纲领,对我国未来载人小行星探测任务的实施具有重要指导作用。

考虑载人深空探测任务的可重复性和可扩展性,本文设计了在近地轨道组装具有分组单元结构的载人深空飞船,给出了各分组单元的主要参数,并对载人小行星探测的日心转移轨道进行了设计与分析。

1 载人深空飞船设计

载人深空飞船采用分组单元结构设计,主要包括:1)核热推进系统;2)核热推进剂储箱与供给单元;3)主动防辐射单元;4)人工重力单元;5)深空居住舱;6)星表升降器;7)多任务乘员舱。图1为载人

收稿日期:2015-01-01 修回日期:2015-06-09

基金项目:国家重点基础研究发展计划(973计划)(2012CB720000);国家自然科学基金资助项目(61374213);装备预研共用技术基金资助项目(9140A04030113HT01049);中国航天科技集团公司航天创新基金(CASC201312)资助课题

深空飞船分组结构示意图。载人深空飞船总体尺寸与质量参数如表 1 所示,总长 72 m,总质量 144 t,能够满足 4 名航天员往返 300 余 d 的深空探测任务

需求。对于短期的载人小行星探测任务,可考虑删减主动防辐射单元、人工重力单元等结构,如果航天员减少至 2 人,总质量可小于 100 t。

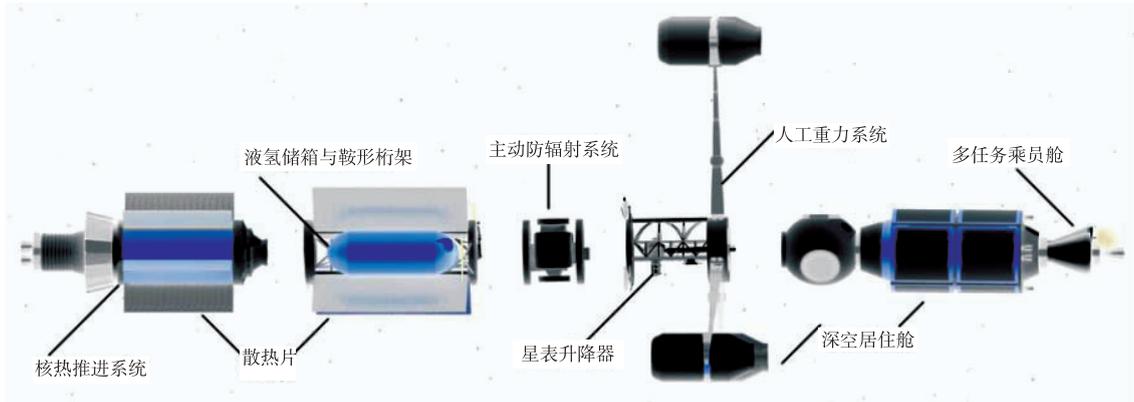


图 1 载人深空飞船分组结构示意图

Fig. 1 Illustration of the elements of the manned spacecraft

表 1 载人深空飞船尺寸与质量参数

Table 1 Size and quality parameters of the manned spacecraft

类别	尺寸/m	质量/t
核热推进系统	长 25.0, 直径 7.6	35
推进剂储箱单元	长 18.0, 直径 7.6	40(可扩展至 80)
主动防辐射单元	长 5.0, 直径 6.0	5
人工重力单元	伸展臂距旋转中心最大距离 32 重力舱长 7.0, 直径 5.5	20(3 个旋转舱)
深空居住舱	长 8.0; 直径 7.5	20(以 4 名航天员计)
桁架与星表升降器	长 7.5(含重力舱旋转机构)	6
多任务乘员舱	长 4.5, 直径 5.5	16(以 4 名航天员计)
对接舱	长 4.0, 直径 4.0	2
整体	总长 72, 最大直径 ≥ 8.0	总质量: 144

1.1 核热推进系统

采用双模态电源/核热的推进方式,这种方式适合于要求快速进入轨道的飞行任务。核热推进的工作原理是利用核反应堆产生的裂变热能对推进剂加热,使之达到高温高压状态后从喷管高速喷出产生推力,其最大比冲为 1 000 s 左右,推力可达几吨。

从推进系统的功能性出发,双模态核热发动机主要包括推进模块和能量转换模块。推进模块主要包括核反应堆及推进喷管、辐射防护系统、工作介质供给系统、自动控制系统、诊断与核防护系统、舱内低温剂长期储存系统和支撑结构。能量转换模块通常采用带有热量回收功能的布雷顿循环涡轮发电机装置,主要包括若干组单线涡轮压缩机发电机装置、两台同流热交换器、主辐射器-冷却器、带有断流阀和断开装置的集流腔,其中涡轮发电机装置的工作

介质在反应堆堆芯壳体间进行加热。

为了更好地对核热推进系统进行散热,在核热发动机和推进剂储箱四周都设计了大量的散热片。在喷嘴处设计了防辐射环,推进剂储箱前部增加相应的防辐射罩。

1.2 深空居住舱

深空居住舱包括核心舱和 2~3 组人工重力舱。根据长期空间飞行的经验,每一名航天员所占的增压舱的体积不得少于 60 m³,假设乘组有 4 名航天员,总居住体积将达到 240 m³,对直径为 7.5 m 的核心舱,长度至少是 5.42 m。为保证出现减压时航天员的安全,整个核心舱被划分成一个个自动压力密封舱,包括生活舱、工作舱、运动舱、厕所、过渡舱以及推进舱。图 2 给出了深空居住舱各舱室的分布图。

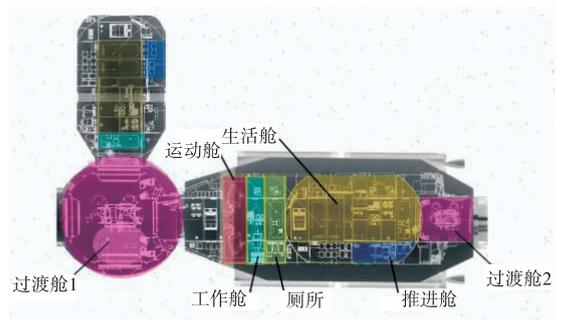


图 2 深空居住舱各舱室分布图

Fig. 2 Cabin distribution of the habitation module

生活舱内装有生命保障系统仪器、组件和设备,具有额外辐射防护的乘员房间,每个房间备有一个

睡眠台、一台计算机工作站、照明系统、通信和通风设施、个人物品的储物柜。此外,还有一个航天员个人卫生清理的舱室,能够进行淋浴和排便。

工作舱内装有电源系统仪器和组件、舱内控制系统、舱内仪器组件、温度控制系统、生命保障系统、中央控制系统和行星际飞行模拟培训设施。工作舱外面是舱内控制系统的传感器、舱内信息支持系统的组合天线以及高增益天线。所有的舱体表面覆盖着空间碎片保护罩,储箱和保护罩下的表面覆盖着真空隔热防护罩。

过渡舱是航天员中转室,为气闸舱,内部装有气密设备、对应乘组数的航天服、储气设备、对接组件和逃生口。外部有扶手、登机桥、维护和修理用的攀登模块、接近和对接天线,以及仪表和推进控制设备。过渡舱1是航天员进入星表升降器和人工重力舱的中转站,此外,该舱还将作为一个“清洁室”,航天员从星表探测返回时,作为检疫隔离站。过渡舱2是航天员从深空居住舱和多任务乘员舱往返的中转站。

2 探测任务过程分析

载人小行星探测任务可分为以下5个阶段。

1)在低地球轨道(low Earth orbit, LEO)组装载人深空飞船。利用重型运载火箭(约70~140 t)多次将核热推进系统、液氢储箱(包括鞍型桁架)、主动防辐射系统+星表升降器、深空居住舱、星表升降器和多任务乘员舱发射至400 km的LEO轨道,在轨道完成分组单元对接后,航天员乘多任务乘员舱从地球发射,在该LEO轨道与飞船对接,系统调试运行后,飞船进入环绕地球飞行轨道。

2)大推力核热火箭将飞船送入地球—小行星转移轨道。核热发动机工作,提供强大动力,飞船环绕地球飞行经过两次近地点点火变轨后,将载人深空飞船送入地球—小行星转移轨道。入轨完成后液氢储箱抛离,探测器踏上飞向目标小行星的离航轨道。期间,航天员进入深空居住舱,人工重力单元工作;此外,还要进行飞船姿态调整、中程校正以及方位机动。

3)与小行星交会并进行探测。核热火箭发动机点火制动,飞船进入近地小行星伴飞轨道,人工重力单元停止工作,航天员从核心舱进入星表升降器,星表升降器与飞船分离,附着小行星表面进行采样等科学探测,完成后返回飞船。

4)核热火箭将飞船送入小行星—地球转移轨道。核热发动机点火工作,将载人深空飞船送入小行星—地球转移轨道,飞船踏上返航轨道之旅。期间,航天员进入深空居住舱,人工重力单元工作。在进入地球轨道时,人工重力单元停止工作,航天员进入核心舱,飞船通过点火制动和地球气动捕获,进入高椭圆地球停泊轨道(约500 km×71 136 km),其后变轨逐渐进入LEO。

5)航天员进入多任务乘员舱,多任务乘员舱与飞船分离,进入地球大气层返回地球。

图3给出了往返探测任务的全景描述。整个探测任务中航天员人数4人,星表探测人数2人,其中7 d用于小行星表面探测任务。如果考虑对近地小行星Apophis进行探测,则探测的窗口选择在2028年5月8日,探测时间为344 d,其中离航时间为268 d,返航时间为69 d。

3 转移轨道设计与优化

3.1 两脉冲转移轨道初始设计

两脉冲轨道的设计问题实质就是对 Gauss 问题的求解^[11]。Gauss 问题可以描述为:给定飞行器的始末端的位置矢量($\mathbf{r}_0, \mathbf{r}_f$)、相应的飞行时间 t 和飞行方向,即可确定连接 $\mathbf{r}_0, \mathbf{r}_f$ 的轨道,进而求得始末端的速度矢量($\mathbf{v}_0, \mathbf{v}_f$)。

在二体模型中,飞行器的位置和速度矢量可以表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_2 &= f \cdot \mathbf{r}_1 + g \cdot \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 &= \dot{f} \cdot \mathbf{r}_1 + \dot{g} \cdot \mathbf{v}_1 \end{aligned} \quad (1)$$

式中: \mathbf{r}_1 和 \mathbf{v}_1 为飞行器初始位置和速度矢量; \mathbf{r}_2 和 \mathbf{v}_2 为末端位置和速度矢量; f, \dot{f}, g, \dot{g} 分别满足下列方程

$$f = 1 - \frac{r_2}{p}(1 - \cos \theta) = 1 - \frac{a}{r_1}(1 - \cos \Delta E) \quad (2)$$

$$g = \frac{r_1 r_2 \sin \theta}{\sqrt{\mu p}} = t - \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}(\Delta E - \sin \Delta E) \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{f} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} \tan \frac{\theta}{2} \left(\frac{1 - \cos \theta}{p} - \frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} \right) = \\ &\quad - \frac{\sqrt{\mu a}}{r_1 r_2} \sin \Delta E \end{aligned} \quad (4)$$

$$\dot{g} = 1 - \frac{r_1}{p}(1 - \cos \theta) = 1 - \frac{a}{r_2}(1 - \cos \Delta E) \quad (5)$$

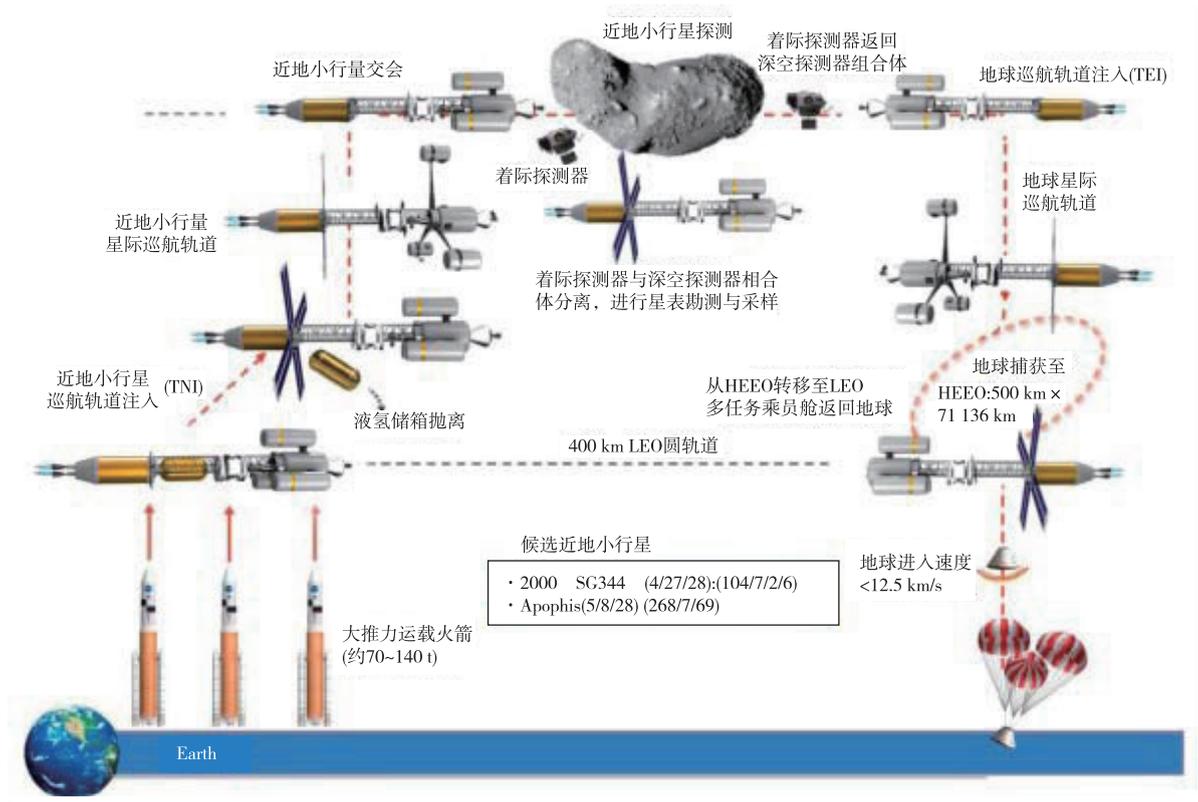


图 3 载人小行星探测任务阶段示意图

Fig. 3 Illustration of the mission phases for the manned asteroid exploration

式中: a 为轨道半长轴; ΔE 为近心点角距的变化; θ 为 \mathbf{r}_1 与 \mathbf{r}_2 的夹角; μ 为引力常数; p 为半正焦弦, $p = h^2 / \mu$, 其中 h 为角动量的模值, $h = |\mathbf{r} \times \mathbf{v}|$, 本文中 p 表示为

$$p = \frac{\mathbf{r}_1 \mathbf{r}_2 (1 - \cos \theta)}{\mathbf{r}_1 + \mathbf{r}_2 - 2\sqrt{\mathbf{r}_1 \mathbf{r}_2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\Delta E}{2}} \quad (6)$$

本文采用直接 p 迭代的方法求解上述 Gauss 问题, 定义

$$\begin{aligned} k &= \mathbf{r}_1 \mathbf{r}_2 (1 - \cos \theta) \\ l &= \mathbf{r}_1 + \mathbf{r}_2 \\ m &= \mathbf{r}_1 \mathbf{r}_2 (1 + \cos \theta) \end{aligned}$$

则轨道半长轴 a 表示为

$$a = \frac{mkp}{(2m - l^2)p^2 + 2klp - k^2} \quad (7)$$

飞行时间表示为

$$t = g + \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (\Delta E - \sin \Delta E) \quad (8)$$

由式(1)~式(8)可得出

$$\mathbf{v}_1 = \frac{\mathbf{r}_2 - f \cdot \mathbf{r}_1}{g} \quad (9)$$

$$\mathbf{v}_2 = \frac{\dot{g} \cdot \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1}{g} \quad (10)$$

由式(9)和式(10)可以看出, Gauss 问题是用 f, \dot{f}, g, \dot{g} 4 个标量以及 2 个已知的位置矢量 $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2$ 来表示两个速度矢量 $\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2$, 所以 Gauss 问题的求解就可以化简为标量 f, \dot{f}, g, \dot{g} 的计算。

Gauss 问题求解过程中, 需要对发射机会的搜索窗口进行条件约束, 尤其是在载人探测任务, 其约束条件更为严格。假设从地球发射的时间为 T_0 , 到达目标小行星的时间为 T_1 , 离开目标小行星的时间为 T_2 , 返回地球的时间为 T_3 , 轨道设计参数可以写成 $\mathbf{x} = [T_0 \ T_1 \ T_2 \ T_3]^T$, 转移轨道的设计需要满足以下时间条件约束

$$\begin{cases} 10 \text{ d} \leq T_1 - T_0 \leq 160 \text{ d} \\ 7 \text{ d} \leq T_2 - T_1 \leq 20 \text{ d} \\ 10 \text{ d} \leq T_3 - T_2 \leq 160 \text{ d} \\ 0 \text{ d} \leq T_3 - T_0 \leq 340 \text{ d} \end{cases} \quad (11)$$

针对脉冲转移方式, 交会型小天体探测发射机会的搜索一般以总的速度增量最小为搜索目标, 则搜索和优化的目标函数可以定义为

$$J(\mathbf{x}) = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 + \Delta V_4 \rightarrow \min \quad (12)$$

式中: ΔV_1 为载人深空飞船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

动脉冲; ΔV_3 为从小行星出发时需要的速度脉冲; ΔV_4 为返回时到达地球时需要的制动脉冲。转移阶段所需施加的各脉冲计算如下

$$\begin{aligned}\Delta V_1 &= \sqrt{\|\mathbf{v}_S(T_0) - \mathbf{v}_E(T_0)\|^2 + 2\mu_E/(R_E + h)} - \\ &\quad \sqrt{\mu_E/(R_E + h)} \\ \Delta V_2 &= \sqrt{\|\mathbf{v}_S(T_1) - \mathbf{v}_A(T_1)\|^2} \\ \Delta V_3 &= \sqrt{\|\mathbf{v}_S(T_2) - \mathbf{v}_A(T_2)\|^2} \\ \Delta V_4 &= \sqrt{\|\mathbf{v}_S(T_3) - \mathbf{v}_E(T_3)\|^2 + 2\mu_E/(R_E + h)} - \\ &\quad \sqrt{\mu_E/(R_E + h)}\end{aligned}\quad (13)$$

式中: μ_E 为地球引力常数; 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。

考虑到航天员所能承受的最大过载能力, 速度脉冲满足的约束条件为

$$\begin{cases} \Delta V_1 \leq 5 \text{ km/s} \\ \Delta V_2 \leq 5 \text{ km/s} \\ \Delta V_3 \leq 5 \text{ km/s} \\ \Delta V_4 \leq 5 \text{ km/s} \end{cases}\quad (14)$$

3.2 两脉冲转移轨道优化设计

针对时间固定的最优脉冲问题, 考虑有推力的情况探测器动力学方程可描述为

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \quad (15)$$

$$\mathbf{v} = \mathbf{g}(\mathbf{r}) + \Gamma \mathbf{u} \quad (16)$$

$$\dot{J} = \Gamma \quad (17)$$

式中: Γ 为推力加速度, 大小为 $0 \leq \Gamma \leq \Gamma_{\max}$; \mathbf{u} 为单位推力矢量; J 为最小特征速度。对于脉冲转移方式, 可以假设推力 $\Gamma_{\max} \rightarrow \infty$ [12-13]。在 $t \in [t_0, t_f]$ 期间, 求解燃料最省的转移方式, 可以叙述为寻找满足动力学方程和边界条件的 $[x, \Gamma]$, 使得目标函数 J 最小。

由式(15)~式(17)可以得到哈密顿函数

$$H = \lambda_r \mathbf{v} + \lambda_v (\mathbf{g} + \Gamma \mathbf{u}) + \lambda_J \Gamma \quad (18)$$

相应协状态方程为

$$\dot{\lambda}_r = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{r}} = -\lambda_v \mathbf{G}(\mathbf{r}) \quad (19)$$

$$\dot{\lambda}_v = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{v}} = -\lambda_r \quad (20)$$

$$\dot{\lambda}_J = -\frac{\partial H}{\partial J} = 0 \quad (21)$$

式中: $\mathbf{G}(\mathbf{r})$ 为引力梯度; λ_r 边界条件取决于 $\mathbf{r}(t_f)$; λ_v 边界条件取决于 $\mathbf{v}(t_f)$; 特征速度是无约束的, 因此

其协状态变量为常值。

$$\lambda_J = -1 \quad (22)$$

定义速度的协状态 λ_v 为主矢量 \mathbf{p} , 则哈密顿函数表示为

$$H = \mathbf{p}\mathbf{g} - \dot{\mathbf{p}}\mathbf{v} + (|\mathbf{p}| - 1)\Gamma \quad (23)$$

$$\ddot{\mathbf{p}} = \mathbf{G}(\mathbf{r})\mathbf{p} \quad (24)$$

由式(18)可知, 推力切换函数由 $|\mathbf{p}| - 1$ 决定。在连续推力的情况下, 当 $|\mathbf{p}| < 1$ 时, $\Gamma = 0$ 对应哈密顿函数有最大值; 当 $|\mathbf{p}| > 1$ 时, $\Gamma = \Gamma_{\max}$ 对应哈密顿函数有最大值。在脉冲转移方式中, 当 $|\mathbf{p}| < 1$ 时, $\Gamma = 0$, 即 $|\mathbf{p}(t)|$ 从下方与 $|\mathbf{p}| = 1$ 相切时, 施加脉冲机动。

主矢量分析方法的最优脉冲转移轨道的必要条件是:

- 1) 主矢量满足式(15), 并且主矢量及其导数均连续;
- 2) 转移过程中, $|\mathbf{p}| \leq 1$, 施加脉冲机动时 $|\mathbf{p}| = 1$;
- 3) 施加脉冲机动时, 主矢量 \mathbf{p} 为单位矢量, 方向与最优推力方向一致;
- 4) 在中间施加脉冲处, 均有 $\dot{\mathbf{p}} = \dot{\mathbf{p}}\mathbf{p} = 0$ 。

3.3 仿真算例与分析

根据选星约束条件, 考虑到探测小行星的类型、轨道特性、自旋周期、大小尺寸、表面温度、绝对性及发射窗口等影响因素 [14-15], 本文选取编号为 4660 的 Nereus 小行星作为载人小行星探测目标星, 该星符合载人小行星目标星的选星约束条件, 是一颗可以进行载人探测的典型小行星。Nereus 小行星的类型为 Apollo 小行星, 直径约为 330 m, 公转周期为 1.82 a, 自转周期为 15.1 h。在日心黄道坐标系下, 历元 2457000.5 (2014 年 12 月 9 日 0 时) Nereus 小行星的基本轨道参数如表 2 所示。

表 2 Nereus 小行星基本轨道参数

Table 2 Orbit parameters of the Nereus asteroid			
参数名称	参数符号	参数值	单位
偏心率	e	0.360 095 615 660 029 1	—
半长轴	a	1.488 644 643 047 171	AU
近日点距离	q	0.952 590 233 810 095 9	AU
轨道倾角	i	1.431 990 714 893 488	(°)
升交点经度	node	314.458 385 575 720 2	(°)
近日点幅角	peri	158.011 918 122 991 6	(°)
平近日点角	M	36.747 330 477 302 25	(°)
近日点时间	t_p	2 456 932.781 351 884 510	JED
		2014-10-02-2.281 351 88	

根据发射的时间约束条件, 通过绘制能量等高

图得到转移轨道初始设计参数。图 4 为地球—小行星段(Earth-Asteroid, E-A)星际转移轨道发射—到达总 ΔV 与发射—到达日期关系曲线,图中实线等高线为发射—到达总 ΔV ,虚线为时间约束标注, x 轴为相对参考出发日期(2021-10-28)天数, y 轴为相对参考到达日期(2022-01-13)天数。根据图 4 可以得到 E-A 转移轨道初始参数,如表 3 所示。

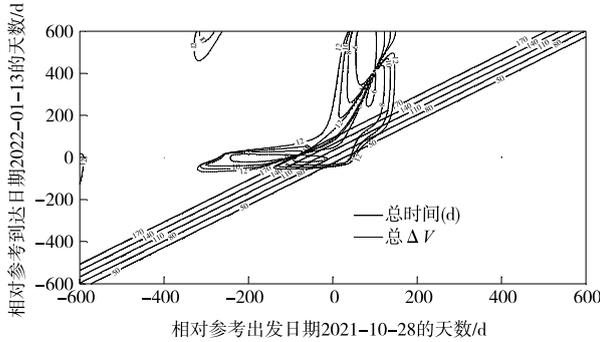


图 4 E-A 转移轨道发射—到达总 ΔV 与日期曲线

Fig. 4 Relation curve between total ΔV and date of launch-arrival for E-A transfer orbit

表 3 E-A 转移轨道初始参数

Table 3 Initial parameters for E-A transfer orbit

E-A 初始参数	参数值
出发时间/格里历	2021-11-27
出发时间/儒略日	2 459 545.5
到达时间/格里历	2022-01-23
到达时间/儒略日	2 459 602.5
转移时间/d	57
总 $\Delta V / (\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	6.784 0
到达剩余速度 / $(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	1.690 6
发射 C3 能量 / $(\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	25.943 3

根据表 3 给出的最优两脉冲转移轨道的初始数据,利用优化算法进行轨道优化,得到图 5 所示的优化后的 E-A 转移轨道,优化参数如表 4 所示。

表 4 E-A 转移轨道优化参数

Table 4 Optimal transfer orbit parameters for E-A transfer orbit

E-A 优化参数	参数值
出发时间/格里历	2021-11-15
出发 TDB 时间	23 : 33 : 59
出发时间/儒略日	2459534.4819
到达时间/格里历	2022-01-19
到达 TDB 时间	13 : 54 : 00
到达时间/儒略日	2459599.0792
转移时间/d	64.597 2
发射 $\Delta V / (\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	4.070 9
发射 C3 能量 / $(\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	16.571 9
到达 $\Delta V / (\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	2.500 0
到达 C3 能量 / $(\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	6.250 0
总 $\Delta V / (\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	6.570 9

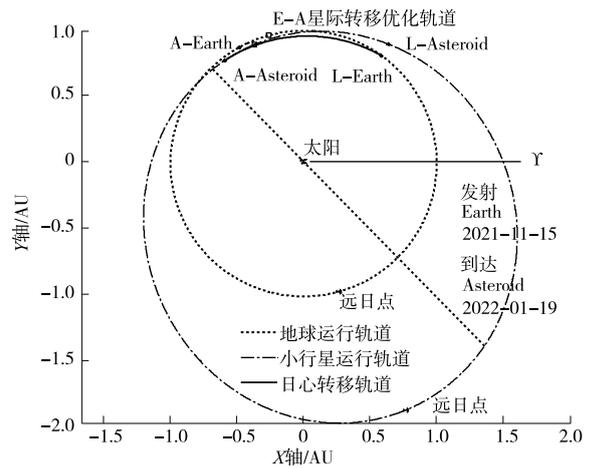


图 5 E-A 转移优化轨道

Fig. 5 Optimal trajectory for E-A transfer orbit

对比表 3 和表 4 可以看出,优化得到的发射机会参数与能量等高图法得到的结果基本相同,但需要的发射—到达总 ΔV 更小。

3 结 论

载人小行星探测是脱离地球影响球的长期行星际飞行任务,这种任务可作为未来载人火星探测的先导。本文首先设计了一种具有分组单元结构的载人深空探测飞船,各个单元在 LEO 完成对接组合;其次对载人小行星探测任务进行了阶段划分,给出了探测过程的全景描述;最后,以编号 4660 的 Nereus 小行星为探测目标,设计了两脉冲 E-A 转移轨道。期望本文给出的总体方案能够为未来我国载人深空探测任务提供有价值的参考。

参 考 文 献

[1] Rapp D, Human mission to Mars[M]. UK: Springer, 2007: 23-26.

[2] 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):1183-1190.[Xu W B, Zhao H B. Deep space exploration of asteroids: the science perspectives [J]. Advances in Earth Science, 2005,20(11):1183-1190.]

[3] Cui P Y, Qiao D, Cui H T, et al. Target selection and transfer trajectories design for exploring asteroid mission[J]. Science China Technological Sciences, 2010, 53 (4): 1150-1158.

[4] Drake B G. Human exploration of Mars design reference architecture5.0 [R]. USA: NASA, NASA-SP-2009-566,2009.

[5] Benton Sr M G. Spaceship discovery-NTR vehicle architecture for human exploration of the solar system[C]// AIAA-2009-5309, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint

- Propulsion Conference and Exhibit. [S. I.]: AIAA, 2009.
- [6] Benton Sr M G. Crew and cargo landers for human exploration of Mars-vehicle system design[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. USA: AIAA, 2008.
- [7] Benton Sr M G. Concept for human exploration of NEO asteroids using MPCV, deep space vehicle, artificial gravity module, and mini-magnetosphere radiation shield[C]//AIAA Space 2011 Conference & Exposition September. USA: AIAA, 2011.
- [8] Borowski S, Dudzinski L, McGuire M. Artificial gravity vehicle design option for NASA's human Mars mission using "Bimodal" NTR propulsion[C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. USA: AIAA, 1999.
- [9] Borowski S. Modular growth NTR space transportation system for future NASA human lunar, NEA and Mars exploration missions [C] // AIAA-2012-5144, Space 2012 Conference & Exploration. USA: AIAA, 2012.
- [10] Claude J, Daniel L, Stanley B. Development of a small nuclear thermal propulsion flight demonstrator concept that is scalable to human missions[C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. USA: AIAA, 2012.
- [11] 乔栋. 深空探测转移轨道设计方法研究及在小天体探测中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007. [Qiao D. Study of transfer trajectory design method for deep space exploration and application to small body exploration [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007.]
- [12] 乔栋, 崔平远, 尚海滨. 星际探测多脉冲转移发射机会搜索方法研究[J]. 北京理工大学学报, 2010, 30(3): 275-278. [Qiao D, Cui P Y, Shang H B. Searching launch opportunity of multiple impulsive transfer for interplanetary mission [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2010, 30(3): 275-278.]
- [13] Handelsman M, Lion P M. Primer vector on fixed-time impulsive trajectories[J]. Aiaa Journal, 1968, 6(1): 127-132.
- [14] 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(11): 1096-1109.
- [15] 王悦, 刘欢, 王开强, 等. 载人探测小行星的目标星选择[J]. 航天器工程, 2013, 21(6): 30-36. [Wang Y, Liu H, Wang K Q, et al. Target selection for human exploration of asteroid [J]. Spacecraft Engineering, 2013, 21(6): 30-36.]

作者简介:

张泽旭(1971—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 深空探测自主导航、深空探测轨道设计与分布式控制。

通信地址: 哈尔滨工业大学科学园 3030 信箱(150080)

E-mail: zexuzhang@hit.edu.cn

Overall Scheme of Manned Asteroid Exploration Mission

ZHANG Zexu, ZHENG Bo, ZHOU Hao, CUI Hutao

(Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: The manned spacecraft for deep space exploration, including nuclear thermal propulsion module, fuel tank and supply module, active radiation-resistant module, artificial gravity module, habitation module and multi-task crew cabin is designed in this paper. The size and mass of these elements are presented and the composition, function and characteristics of the main elements are analyzed. The two-impulse transfer trajectories are designed preliminarily on the basis of previous analysis, taking No. 4660 asteroid named Nereus as the exploration target. The launch window and optimal transfer trajectory are obtained. The simulation results show that the optimal two-impulse transfer trajectory makes the single impulse within 5 km/s and single transfer time within 160 days, which satisfies the low-energy manned asteroid exploration missions in the future.

Key words: manned deep space exploration; nuclear thermal propulsion; manned spacecraft; near Earth asteroids; trajectory design and optimization

[责任编辑:高莎]