

doi:10.11918/j.issn.0367-6234.2016.10.003

载人小行星探测最优两脉冲转移轨道优化设计

郑博,张泽旭

(哈尔滨工业大学 航天学院,哈尔滨 150080)

摘要:为实现对目标小行星的载人探测,提出一种时间严格约束条件下的最优两脉冲往返转移轨道设计与优化方法.针对载人小行星探测任务的特点,建立了两脉冲转移轨道设计方案,初步设计了两脉冲往返转移轨道,并且利用序列二次规划算法进行了轨道优化,得到了各转移阶段的发射、到达窗口和最优往返转移轨道.仿真结果表明,给出的最优两脉冲往返转移轨道单次施加脉冲能够控制在5 km/s以内,可以满足未来300 d内的能量较小的载人小行星探测任务.

关键词:载人小行星探测;星际转移轨道;轨道设计与优化;两脉冲轨道;发射窗口搜索

中图分类号:V41

文献标志码:A

文章编号:0367-6234(2016)10-0024-07

Two-impulse transfer trajectory design and optimization for manned asteroid exploration

ZHENG Bo, ZHANG Zexu

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: To achieve the manned asteroid exploration, the design and optimization method of two-impulse round-trip transfer trajectory for manned asteroid exploration is presented in the strict time constraint. According to the characteristics of the manned asteroid exploration, the scheme of the two-impulse transfer trajectory is established. Then the two-impulse round-trip transfer trajectory is designed preliminarily on the basis of the scheme. In each stage of the transfer trajectory, the launch window and the reach window are optimized by the sequential quadratic programming algorithm. Finally, the optimum two-impulse round-trip transfer trajectory is obtained. The simulation results show that the design of the optimum two-impulse round-trip transfer trajectory given in this paper is able to control the single impulse within 5 km/s, which is enough to achieve the manned asteroid exploration missions for 300 days by little energy.

Keywords: manned asteroid exploration; interplanetary transfer trajectory; trajectory design and optimization; two-impulse trajectory; search for launch window

从20世纪后期开始,世界各国开展的深空探测活动日益频繁,探测目标的选择更具有挑战性,逐步转向小行星、火星等地外天体;探测方式也不断更新,从无人探测逐步向载人探测发展.美国国家航空航天局(NASA)于1989年发射了“Galileo号”探测器执行木星探测任务,在飞往木星的途中访问了Gaspra和Ida两颗主带小行星,揭开了小行星探测的序幕^[1].此后,美国于1996年发射的“尼尔号”探测器也对Eros小行星进行了绕飞探测并成功着陆^[2-3];日本于2003年发射的“隼鸟号”探测器成功实现了对Itokawa小行星的采样返回探测任务^[4];

中国的“嫦娥号”探测器于2012年成功实现了对Toutatis小行星的飞越探测^[5-6].迄今为止,人类已经进行了多次无人小行星探测任务,但是无人探测始终具有局限性,任务的灵活性、有效性、可靠性均不如载人探测,很难对小行星进行深层次的科学探测.因此,载人小行星探测是解决这些问题的有效途径.

在小行星探测转移轨道设计方面,Mccue等^[7]对任意两个非共面椭圆轨道之间的转移问题进行了研究,在已知转移轨道的始末位置和飞行时间的情况下,应用两脉冲转移轨道的设计方式,得到发射-到达所需的总 ΔV ,再通过不断地改变转移轨道的始末位置和飞行时间,获得相应的很多组发射-到达总 ΔV ,将所得到的发射-到达总 ΔV 的大小根据发射-到达日期的对应关系绘制成等高线图,即“总 ΔV 的等高图”,就可以寻找出最优两脉冲转移轨道的发射-到达窗口,得到初步确定的转移轨道;文献[7]最初将研究的转移轨道设计方法仅应用于以地

收稿日期:2015-01-27

基金项目:国家自然科学基金(61374213);国家重点基础研究发展计划(973计划)(2012CB720003)

作者简介:郑博(1989—),男,硕士研究生;

张泽旭(1971—),男,教授,博士生导师

通信作者:张泽旭,zexuzhang@hit.edu.cn

对式(6)进行迭代计算,就可以求得 Gauss 问题的解.定义 $k = r_1 r_2 (1 - \cos \theta)$, $l = r_1 + r_2$, $m = r_1 r_2 (1 + \cos \theta)$, 则轨道半长轴 a 可以表示为

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

飞行时间 t 可以表示为

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

由式(1)~(8)可以得出

$$v_1 = \frac{r_2 - f \cdot r_1}{g}, \quad (9)$$

$$v_2 = \frac{\dot{g} \cdot r_2 - r_1}{g}. \quad (10)$$

由式(9)~(10)可以看出,Gauss 问题的求解过程可以简化为对标量 f, \dot{f}, g, \dot{g} 进行计算,求得速度矢量 v_1, v_2 .

载人探测任务对发射机会的搜索有严格的约束条件,时间约束是其中重要的轨道约束条件之一.假设地球发射时刻为 T_0 ,到达小行星时刻为 T_1 ,离开小行星时刻为 T_2 ,返回到地球的时刻为 T_3 ,则轨道设计参数可以写成 $X = [T_0, T_1, T_2, T_3]^T$,探测轨道需要满足以下时间约束:

$$10 \text{ d} \leq T_1 - T_0 \leq 160 \text{ d},$$

$$0 \text{ d} \leq T_2 - T_1 \leq 20 \text{ d},$$

$$10 \text{ d} \leq T_3 - T_2 \leq 160 \text{ d},$$

$$0 \text{ d} \leq T_3 - T_0 \leq 340 \text{ d}.$$

根据以上针对交会类探测任务提出的各项约束条件,相应的搜索和优化的目标函数可定义为

$$J(X) = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 + \Delta V_4 \longrightarrow \min. \quad (11)$$

式中: $\Delta V_1, \Delta V_2, \Delta V_3, \Delta V_4$ 分别为 T_0, T_1, T_2, T_3 时刻施加的速度脉冲.相应地,各转移阶段所需施加的脉冲计算式如下:

$$\begin{aligned} \Delta V_1 &= \sqrt{\|v_S(T_0) - v_E(T_0)\|^2 + 2\mu_E/(R_E + h) - \sqrt{\mu_E/(R_E + h)}}, \\ \Delta V_2 &= \sqrt{\|v_S(T_1) - v_A(T_1)\|^2}, \\ \Delta V_3 &= \sqrt{\|v_S(T_2) - v_A(T_2)\|^2}, \\ \Delta V_4 &= \sqrt{\|v_S(T_3) - v_E(T_3)\|^2 + 2\mu_E/(R_E + h) - \sqrt{\mu_E/(R_E + h)}}. \end{aligned} \quad (12)$$

式中: μ_E 为地球引力常数; R_E 为地球的平均半径,km; h 为地球停泊轨道高度,km; v_S 为探测器的日心速度矢量,km/s; v_E 为地球的日心速度矢量,km/s; v_A 为小行星的日心速度矢量,km/s.

速度脉冲满足的任务约束条件为

$$\Delta V_1 \leq A, \Delta V_2 \leq B, \Delta V_3 \leq C, \Delta V_4 \leq D. \quad (13)$$

对于载人小行星探测任务,考虑到宇航员所能承受的最大过载能力,一般情况下 A, B, C, D 的大小都不超过 5,并且越小越好.

3 两脉冲往返转移轨道优化

利用序列二次规划算法(sequential quadratic programming, SQP)对初步设计的两脉冲轨道进行进一步优化^[15].SQP 方法是求解带约束优化问题的高效方法,该方法的核心思想是:在进行每一步迭代时,都求解一个二次规划子问题,以此来确立一个下降方向,通过减少价值函数来取得步长,重复上述步骤就可以求出原问题的解.应用牛顿-拉格朗日法求解该问题的基本原理如下:

$$\begin{cases} \min f(x), \\ \text{s.t. } h_i(x) = 0, i \in E = \{1, \dots, l\}. \end{cases}$$

式中, $f(x), h_i(x)$ 都是二阶连续可微的实函数.记 $\mathbf{h}(x) = (h_1(x), \dots, h_l(x))^T$,则该问题的拉格朗日函数为

$$L(x, \mu) = f(x) - \sum_{i=1}^l \mu_i h_i(x) = f(x) - \mu^T \mathbf{h}(x),$$

式中 $\mu = (\mu_1, \dots, \mu_l)^T$ 为拉格朗日乘子向量.约束函数 $\mathbf{h}(x)$ 的梯度矩阵为

$$\nabla \mathbf{h}(x) = [\nabla h_1(x), \dots, \nabla h_l(x)],$$

则 $\mathbf{h}(x)$ 的 Jacobi 矩阵为 $\mathbf{A}(x) = \nabla \mathbf{h}(x)^T$,根据式(13)的 KT(kuhn-tucker)条件,可以得到如下方程组

$$\nabla L(x, \mu) = \begin{bmatrix} \nabla_x L(x, \mu) \\ \nabla_\mu L(x, \mu) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \nabla f(x) - \mathbf{A}(x)^T \mu \\ -\mathbf{h}(x) \end{bmatrix} = 0. \quad (14)$$

用牛顿法求解上述非线性方程组(14),记函数 $\nabla L(x, \mu)$ 的 Jacobi 矩阵为

$$N(x, \mu) = \begin{bmatrix} W(x, \mu) & -\mathbf{A}(x)^T \\ -\mathbf{A}(x) & 0 \end{bmatrix}, \quad (15)$$

其中

$$W(x, \mu) = \nabla_{xx}^2 L(x, \mu) = \nabla^2 f(x) - \sum_{i=1}^l \mu_i \nabla^2 h_i(x),$$

是 $L(x, \mu)$ 函数关于 x 的 Hesse 阵,式(15)也被称为 KT 矩阵.给定点 $z_k = (x_k, \mu_k)$ 的牛顿法迭代格式为

$$z_{k+1} = z_k + p_k,$$

式中 $p_k = (d_k, v_k)$ 满足线性方程组:

$$N(x_k, u_k) p_k = -\nabla L(x_k, u_k),$$

即

$$\begin{bmatrix} W(x_k, u_k) - \mathbf{A}(x_k)^T \\ -\mathbf{A}(x_k) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_k \\ v_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\nabla f(x_k) + \mathbf{A}(x_k)^T \mu_k \\ h(x_k) \end{bmatrix}. \quad (16)$$

只要矩阵 $A(x_k)$ 行满秩且 $W(x_k, u_k)$ 是正定的, 方程组(16)的系数矩阵是非奇异的, 且该方程有唯一解. 由于 KT 条件(14)是拉格朗日函数稳定点的条件, 所以通常把基于求解方程(14)的优化方法称为拉格朗日法. 如果用牛顿法求解该方程组, 则根据牛顿法的性质, 该方法具有局部二次收敛性质.

本文定义的寻优变量 $T = [t_l, t_A]^T$, 其中 t_l 为发射时间, t_A 为到达时间, 则待优化的目标函数表示为式(11)所示. 下面应用该方法对以下算例进行轨道优化设计.

4 仿真算例与分析

根据载人小行星探测任务中, 候选目标星的选星准则, 综合考虑目标小行星的类型、轨道特性、绝对星等、自旋周期、发射窗口等约束条件^[16-17], 本文选取 Nereus 小行星(编号 4660)作为载人小行星探测目标星. 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 2 457 000.5 (2014-12-09T0)

Nereus 小行星的基本轨道参数, 见表 1.

根据发射时间约束条件, 可以计算出 E-A 段和 A-E 段的发射-到达总 ΔV 与飞行时间关系图, 分别如图 2、3 所示. 根据图 2、3, 可初步得到地球到 Nereus 小行星的往返轨道初步设计参数(见表 2), 其中停留星表时间 14 d.

表 1 Nereus 基本轨道参数

Tab.1 The essential orbit parameters of Nereus Asteroid

基本轨道要素	参数值
偏心率	0.360 095 615 660 029 1
半长轴/km	1.488 644 643 047 171
近日点距离/km	0.952 590 233 810 095 9
轨道倾角/(°)	1.431 990 714 893 488
升交点经度/(°)	314.458 385 575 720 2
近日点幅角/(°)	158.011 918 122 991 6
平近点角/(°)	36.747 330 477 302 25
近日点时间/JED	2 456 932.781 351 884 510 2014-10-02-2.28135188

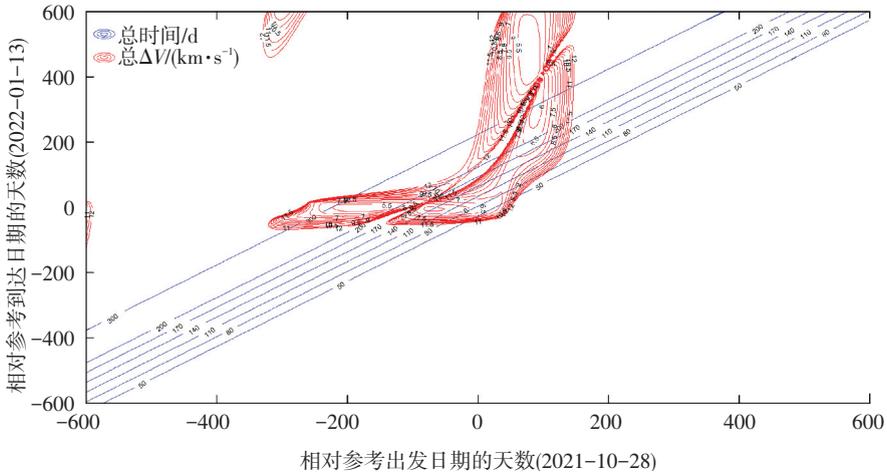


图 2 探测 Nereus 小行星 E-A 段总 ΔV 与飞行时间关系曲线

Fig.2 The total ΔV of E-A stage for Nereus Asteroid exploration with flight time

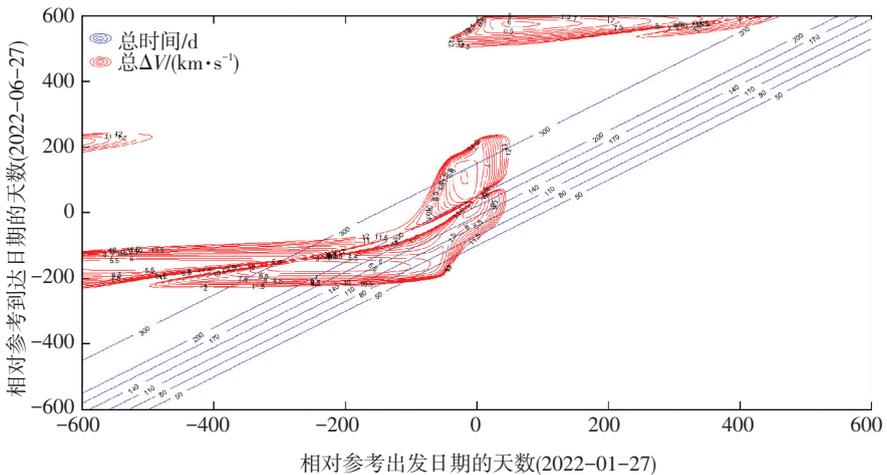


图 3 探测 Nereus 小行星 A-E 段总 ΔV 与飞行时间关系曲线

Fig.3 The total ΔV of A-E stage for Nereus Asteroid exploration with flight time

注: 彩图见电子版 (<http://hit.alljournals.cn>) (2016 年第 10 期)

表 2 地球到 Nereus 小行星(E-A-E)轨道方案初步设计参数

Tab.2 The preliminary design parameters of transfer trajectory between Earth and Nereus Asteroid (E-A-E)

转移阶段	出发日期	到达日期	飞行时间/ d	总 ΔV / ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$)
E-A 段	2021-08-24	2021-12-24	122	5.963 5
A-E 段	2022-01-07	2022-05-13	126	7.776 5

通过进一步轨道优化,设计出从地球停泊轨道飞往小行星绕飞轨道的日心转移轨道,如图 4 所示,图中黑色为地球运行轨道,蓝色为小行星运行轨道,红色为日心转移轨道。

表 3 具体给出了 J2000 地心平赤道春分点坐标系下 E-A 段的优化轨道设计参数.探测器组合体 2021 年 8 月 17 日从地球停泊轨道出发,施加的加

表 3 E-A 段两脉冲转移轨道优化参数

Tab.3 The optimal parameters of two-impulse transfer trajectory of E-A stage

地球停泊轨道出发的轨道要素	参数值	到达小行星绕飞轨道的轨道要素	参数值
$C3/(\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	10.606 530 39	$C3/(\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	12.856 764 517
$\Delta V_1/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	3.256 766 862	$\Delta V_2/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	3.585 633 071
UTC 日期	2021-08-17	UTC 日期	2022-01-01
UTC 时间	18:39:41.07	UTC 时间	14:29:30.36
UTC 儒略历日期	245 944 4.28	UTC 儒略历日期	245 958 0.10
$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-1.559 460 133	$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-3.099 641 063
$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	2.607 338 905	$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-1.541 073 662
$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-1.173 200 035	$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-0.934 923 401
$v_{\text{mag}}/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	3.256 766 862	$v_{\text{mag}}/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	3.585 633 071
转移时间/d	136.826 265	转移时间/d	136.826 265

表 3 中, v_x, v_y, v_z 分别为探测器的速度 v 在 x, y, z 轴的分量; v_{mag} 为探测器速度的模值大小,即 $v_{\text{mag}} = \|v\|_2 = \sqrt{\|v_x\|^2 + \|v_y\|^2 + \|v_z\|^2}$.至此,E-A 段转移任务结束,开始星表科学探测任务.星表科学探测任务完成后,探测器组合体进入 A-E 转移轨道返回,通过进一步轨道优化,设计出从小行星绕飞轨道飞往地球停泊轨道的日心转移轨道,如图 5 所示,图中黑色为地球运行轨道,蓝色为小行星运行轨道,红色为日心转移轨道。

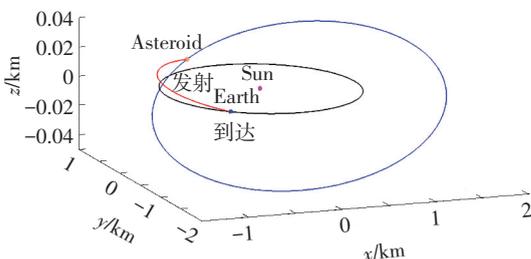


图 5 A-E 段日心转移轨道

Fig.5 The transfer trajectory of A-E stage

注:彩图见电子版(<http://hit.alljournals.cn>)(2016 年第 10 期)

速脉冲 ΔV_1 为 3.256 766 862 km/s ,到达小行星绕飞轨道的时间为 2022 年 1 月 1 日,施加的减速脉冲 ΔV_2 为 3.585 633 071 km/s ,E-A 段最优两脉冲转移轨道的总 $\Delta V = 6.842 399 933 \text{ km/s}$,整个 E-A 段优化转移飞行时间为 136.826 265 d.

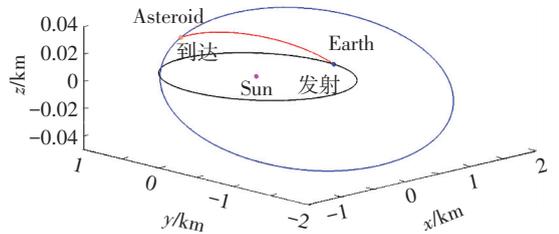


图 4 E-A 段日心转移轨道

Fig.4 The transfer trajectory of E-A stage

注:彩图见电子版(<http://hit.alljournals.cn>)(2016 年第 10 期)

图 4,5 给出的最优两脉冲转移轨道是地球停泊轨道与小行星绕飞轨道(轨道高度 500 m)之间的转移轨道.图 6 为以地球为中心的 A-E 段转移轨道,中心体为地球,红色为地球停泊轨道,蓝色为日心转移轨道,其中 x, y, z 轴为探测器与日心间的距离;图 7 为以小行星为中心的 A-E 段转移轨道,中心体为小行星,红色为小行星绕飞轨道,蓝色为日心转移轨道,其中 x, y, z 轴为探测器与日心间的距离.通过图 6,7 可以更为清楚地看到地球停泊轨道与小行星绕飞轨道附近的转移轨道情况。

表 4 具体给出了 J2000 地心平赤道春分点坐标系下 A-E 段的优化轨道设计参数.探测器组合体 2022 年 1 月 9 日从小行星绕飞轨道出发,施加的加速脉冲 ΔV_3 为 4.417 889 104 km/s ,到达地球停泊轨道的时间为 2022 年 1 月 1 日,施加的减速脉冲 ΔV_4 为 3.356 902 452 km/s ,E-A 段最优两脉冲转移轨道的总 $\Delta V = 7.774 791 556 \text{ km/s}$,整个 E-A 段优化转移飞行时间为 160.689 203 d.

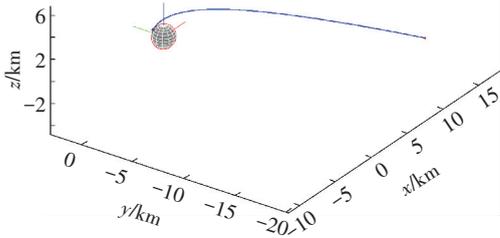


图 6 A-E 段以地球为中心的转移轨道

Fig.6 The geocentric view of transfer trajectory of A-E stage

注: 彩图见电子版 (<http://hit.alljournals.cn>) (2016 年第 10 期)

表 4 中参数定义与表 3 中相同. 至此, A-E 段转移任务结束. 对目标小行星 Nereus 的整个载人飞行探测过程可以看出, 整个任务的时间约束在 307 d 以内, 其中包含在小行星表面进行 9 d 的科学探测, 整个任务的总能量小于 15 km/s.

对于载人小行星探测, 转移轨道的设计部分是具有多约束条件的轨道设计, 初步设计中通过能量等高线图得到的局部最优解, 虽然总的速度增量较小, 仅为 13.739 0 km/s, 但是出发到达小行星后施加的脉冲 ΔV_2 (5.258 7 km/s) 和返回时从小行星出发施加的脉冲 ΔV_3 (6.237 5 km/s) 过大, 严重超出宇航

员能承受的最大过载. 因此, 在轨道优化阶段, 对单次脉冲大小进行控制, 在单次脉冲不超过 5 km/s 的约束条件下进行优化设计, 最终得到符合各项约束条件的转移轨道设计参数, 总的速度增量 ΔV 为 14.617 2 km/s, 单次施加脉冲最大的 ΔV_3 为 4.417 9 km/s, 总体设计合理可行.

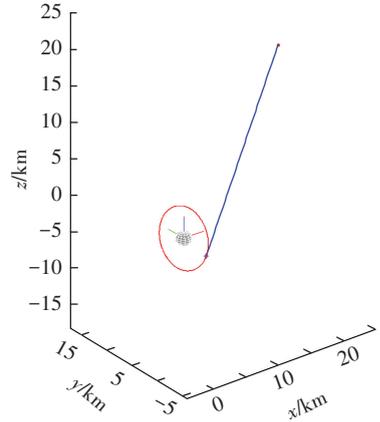


图 7 A-E 段以小行星为中心的转移轨道

Fig.7 The asteroid view of transfer trajectory of A-E stage

注: 彩图见电子版 (<http://hit.alljournals.cn>) (2016 年第 10 期)

表 4 A-E 段两脉冲转移轨道优化参数

Table 4 The optimal parameters of two-impulse transfer trajectory of A-E stage

小行星绕飞轨道出发的轨道要素	参数值	到达地球停泊轨道的轨道要素	参数值
$C3/(\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	19.517 744 138	$C3/(\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2})$	11.268 794 070
$\Delta V_3/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	4.417 889 104	$\Delta V_4/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	3.356 902 452
UTC 日期	2022-01-09	UTC 日期	2022-06-19
UTC 时间	15:55:26.41	UTC 时间	08:27:53.53
UTC 儒略历日期	2 459 589.16	UTC 儒略历日期	2 459 749.85
$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	3.212 739 259	$v_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	1.843 546 724
$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	2.123 884 628	$v_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	-0.780 773 797
$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	2.164 524 123	$v_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	2.694 535 549
$v_{\text{mag}}/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	4.417 889 104	$v_{\text{mag}}/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	3.356 902 452
转移时间/d	160.689 203	转移时间/d	160.689 203

5 结 语

本文针对星际转移轨道设计中发射窗口的搜索问题, 结合发射-到达约束条件, 通过对星历的计算和 Gauss 问题的求解, 得到了初始转移轨道参数. 利用序列二次规划算进行了轨道优化, 仿真结果证明该方法收敛性好、计算效率高、边界搜索能力强, 是一种有效的轨道优化方法.

参 考 文 献

[1] D'AMARIO L A, BYRNES D V. Interplanetary trajectory design for the Galileo mission [C]//AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV: AIAA, 1983:10-13. DOI: 10.2514/6.1983-99.

[2] MCADAMS J V. Postlaunch contingency trajectories for the near-earth asteroid rendezvous mission [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(4): 819-823. DOI: 10.2514/2.4118.

- [3] PEROZZI E, ROSSI A, VALSECCHI G B. Basic targeting strategies for rendezvous and flyby missions to the near-Earth asteroids[J]. *Planetary and Space Science*, 2001, 49(1): 3–22. DOI:10.1016/S0032-0633(00)00124-0.
- [4] KAWAGUCHI J, FUJIWARA A, UESUGI T. Hayabusa-Its technology and science accomplishment summary and Hayabusa-2[J]. *Acta Astronautica*, 2008, 62(10/11): 639–647. DOI:10.1016/j.actaastro.2008.01.028.
- [5] 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(5): 487–492. DOI:10.1360/092013-231.
- [6] ZHU Menghua, FA Wenze, HUANG Jiangchuan, et al. Morphology of asteroid (4179) Toutatis as imaged by Chang'e-2 spacecraft[J]. *Geophysical, Research Letter*, 2014, 41(2): 328–333. DOI: 10.1002/2013GL058914.
- [7] MCCUE G A, BENDER D F. Optimum transfers between nearly tangent orbits[J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1966, 13: 72.
- [8] HULKOWER N D, LAU C O, BENDER D F. Optimum two-impulse transfers for preliminary interplanetary trajectory design[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1984, 7(4): 458–461. DOI: 10.2514/3.19878.
- [9] HULKOWER N D, ROSS D J. Missions to the asteroid anteros and the space of true anomalies[J]. *Acta Astronautica*, 1983, 10(3): 42–47. DOI: 10.1016/0094-5765(83)90032-2.
- [10] LAU C O. Accessibility of Near-Earth Asteroids[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1987, 10(3): 225–232. DOI: 10.2514/3.20207.
- [11] 任远, 崔平远, 栾恩杰. 最优两脉冲行星际轨道转移优化算法[J]. *航空学报*, 2007, 28(6): 1307–1310. DOI:10.3321/j.issn:1000-6893.2007.06.005.
REN Yuan, CUI Pingyuan, LUAN Enjie. Interplanetary optimum two-impulse transfer trajectories [J]. *ACTA Aeronautica ET Astronautica Sinica*, 2007, 28(6): 1307–1310. DOI:10.3321/j.issn:1000-6893.2007.06.005.
- [12] 崔平远, 乔栋, 崔祐涛, 等. 小行星探测目标选择与转移轨道方案设计[J]. *中国科学:技术科学*, 2010, 40(6): 677–685. DOI: 10.1007/s11431-010-0007-6.
- [13] 乔栋, 崔平远, 高海滨. 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. DOI: 10.15918/j.tbit1001-0645.2010.03.008.
QIAO Dong, CUI Pingyuan, SHANG Haibin. Searching launch opportunity of multiple impulsive transfer for interplanetary mission [J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2010, 30(3): 275–278. DOI:10.15918/j.tbit1001-0645.2010.03.008.
- [14] 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 Dong. Study of transfer trajectory design method for deep space exploration and application to small body exploration [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007.
- [15] BÜSKENS C, MAURER H. SQP-methods for solving optimal control problems with control and state constraints: adjoint variables, sensitivity analysis and real-time control[J]. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2000, 120(1/2): 85–108. DOI:10.1016/S0377-0427(00)00305-8.
- [16] CUI Pingyuan, QIAO Dong, CUI Hutao, et al. Target selection and transfer trajectories design for exploring asteroid mission [J]. *Science China Technological Sciences*, 2010, 53(4): 1150–1158. DOI: 10.1007/s11431-010-0007-6.
- [17] 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*, 2012, 21(6): 30–36.
WANG Yue, LIU Huan, WANG Kaiqiang, et al. Target selection for Human exploration of Asteroid [J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(6): 30–36.

(编辑 张红)