

考虑逃逸与俘获过程的行星际小推力轨道设计

尚海滨, 崔平远, 乔栋

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 提出一种包含逃逸和俘获阶段的行星际小推力全程轨道设计方法。该方法采用分步式设计思想, 针对地球逃逸、日心转移和目标星俘获三段轨道的转移特点, 分别采用加权组合控制律和混合法进行顺序设计, 并基于拼接条件在地球和目标星引力影响球处完成不同轨道段间的拼接。该方法降低了多引力场穿越轨道动力学的强非线性, 具有较高的计算效率和良好的收敛性。以地球-火星转移为例对设计方法进行了仿真计算, 数值结果表明: 该方法可有效用于行星际小推力转移任务的全程轨道设计。

关键词: 行星际; 小推力; 轨道设计; 地球逃逸; 目标星俘获

中图分类号: V 41 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-0645(2010)07-0774-06

Design of Interplanetary Low-Thrust Trajectory Including Escape and Capture Phase

SHANG Hai-bin, CUI Ping-yuan, QIAO Dong

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: A novel design method for interplanetary low-thrust transfer trajectory including escape and capture phase is proposed. In this approach, based on multiple-step design concept, blended locally optimal laws and hybrid method are used to design earth escape, interplanetary transfer and target capture trajectories, respectively. And then, at sphere-of-influence of earth and target planet, the three individual trajectories are jointed by patched condition. The proposed approach can weaken the nonlinear property of orbit dynamic through several gravity fields, and has the advantages of fine convergence and rapidity. Finally, the validity of this method is verified by taking the earth-mars transfer trajectory as an example. The numerical result demonstrates that, the proposed approach can be used to design the whole interplanetary low-thrust trajectory efficiently.

Key words: interplanetary; low-thrust; trajectory design; earth escape; target capture

在星际探测任务中, 采用小推力发动机能够有效提高探测器的有效载荷质量, 增加探测任务的科学回报^[1-2]。然而, 小推力推进系统的引入也使得轨道动力学模型非线性增强, 导致传统脉冲轨道问题中的许多假设不再成立, 给探测任务的转移轨道设计带来了困难。尤其对于地球逃逸和目标星俘获均采用小推力推进系统的探测任务, 探测器将穿越 3

个不同的重力场, 若采用传统方法对完整轨道进行设计, 轨道动力学模型将异常复杂, 导致目标轨道边界条件和路径约束对轨道初值的敏感性很强, 设计问题很难收敛。

在行星际小推力转移轨道设计方面, 学者们已提出了间接法^[3]、直接打靶法^[4-5]、混合法^[6]等设计方法。然而, 对于包括地球逃逸和目标星俘获的全

收稿日期: 2010-01-08

基金项目: 国家“八六三”计划项目(2009AA7035060C); 国家教育部高等学校博士学科点专项科研基金资助课题(20091101120003); 北京理工大学基础研究基金资助项目(20090142012)

作者简介: 尚海滨(1980—), 男, 博士, 讲师, E-mail: shanghb@bit.edu.cn.

过程轨道设计,目前的研究相对较少。Nah 等人针对火星探测任务,基于极大值原理提出了一种全程平面转移轨道设计方法^[7],随后,Nah 将该方法扩展到三维转移轨道^[8]。尽管该方法设计精度较高,但存在收敛半径小,只能解决推力较大圈数较少情况的转移。Gao 基于轨道平均化技术对多圈转移轨道进行处理,将全程轨道设计转化为非线性规划进行求解,并将该方法应用到火星探测任务轨道设计中^[9],该方法涉及多个重力场穿越,不便于求解。

作者采用分步设计思想,以地球和目标星引力影响球为分界点,将全程转移轨道分解为地球逃逸、日心转移和目标星俘获 3 段,从而将复杂的全程设计分解为 3 个相对简单的子问题分别进行设计,有效降低了设计难度。

1 探测器运动模型

考虑探测器在转移过程中的燃料消耗,采用改进春分点根数描述的探测器运动模型为^[10]

$$\dot{p} = (2p/w)\sqrt{p/\mu}\Delta_1, \quad (1)$$

$$\dot{f} = \sqrt{p/\mu}\{\Delta_1 \sin L + [(w+1)\cos L + f] \times (\Delta_1/w) - (h \sin L - k \cos L)(g\Delta_n/w)\}, \quad (2)$$

$$\dot{g} = \sqrt{p/\mu}\{-\Delta_1 \cos L + [(w+1)\sin L + g] \times (\Delta_1/w) + (h \sin L - k \cos L)(f\Delta_n/w)\}, \quad (3)$$

$$\dot{h} = \sqrt{p/\mu}(s^2\Delta_n/2w)\cos L, \quad (4)$$

$$\dot{k} = \sqrt{p/\mu}(s^2\Delta_n/2w)\sin L, \quad (5)$$

$$\dot{L} = \sqrt{\mu p}(w/p)^2 + (1/w)\sqrt{p/\mu}(h \sin L - k \cos L)\Delta_n, \quad (6)$$

$$\dot{m} = -2\eta(P_0/r^2)/(g_0 I_{sp})^2. \quad (7)$$

式中: m 为探测器质量; η 为太阳能电推进工作效率; P_0 为推进器在 1 AU (1 AU = 1.496 × 10⁸ km) 处的输入功率; I_{sp} 为推进剂的比冲; g_0 为地球海平面处重力加速度;式(1)~(7)中辅助变量定义为

$$\begin{cases} w = 1 + f \cos L + g \sin L, \\ s^2 = 1 + h^2 + k^2, \\ r = p/w. \end{cases} \quad (8)$$

$x = [p \ f \ g \ h \ k \ L]^T$ 为改进春分点根数,可由传统根数转化得到^[6]。

加速度矢量可以表示为

$$\Delta = \begin{bmatrix} \Delta_r \\ \Delta_t \\ \Delta_n \end{bmatrix} = u_P + u_T = u_P + \frac{2\eta P_0}{g_0 I_{sp} r^2} \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \end{bmatrix}. \quad (9)$$

式中: u_P 为探测器受到的摄动加速度矢量; u_T 为推力加速度方向单位矢量; α 为推力矢量在探测器轨道面内的投影与当地水平面夹角, $-180^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$; β 为推力矢量与探测器轨道面的夹角, $0^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$ 。

2 轨道设计方法

任务要求探测器从已知的地球停泊轨道 S_1 出发,利用小推力推进系统进行变轨,完成地球逃逸、日心轨道转移和目标星俘获过程,以燃料最省的方式安全进入预定的环绕目标星轨道 S_2 。由此,转移轨道设计问题可以归纳为寻求最优的从地球停泊轨道加速时间 t_0 ,进入预定轨道时间 t_f ,转移过程中的推力方向角 $[\alpha(t), \beta(t)]$,使探测器在满足任务轨道约束的条件下所消耗的燃料最省,即

$$\min J[t_0, t_f, \alpha(t), \beta(t)] = m_0 - m_f. \quad (10)$$

该问题涉及到复杂的多重力场穿越,并且存在轨道边界和路径等复杂约束,在没有合理初值的情况下难以收敛。为此作者给出一种简单有效的设计方法。

2.1 轨道设计步骤

作者采用分步设计思想对转移轨道进行分段设计,设计步骤如下。

① 在日心黄道惯性坐标系下,分别以地球和目标星星历为初始和末端状态值,求解二体模型下的日心转移轨道,计算得到探测器逃逸地球引力影响球时刻 t_{Esoi} 和到达目标星引力影响球时刻 t_{Asoi} 。

② 在地心 J2000 惯性坐标系下,基于二体模型对地球逃逸段轨道转移时间进行初步评估,得到初始逃逸地球过程时间 t_E ,结合步骤①所求 t_{Esoi} 可确定探测器在地球停泊轨道上加速时间 $t_0 = t_{Esoi} - t_E$ 。

③ 以 t_0 及对应轨道状态为初值,基于精确地心轨道动力学模型对地球逃逸轨道进行精确设计,求解得到新的探测器到达地球引力影响球时刻 t_{Esoi} 和轨道状态 x_{Esoi} 。

④ 将 x_{Esoi} 转化到日心坐标系中并作为设计初值,以目标星引力影响球处轨道状态为末端约束,重新计算精确模型下的日心转移轨道,求解得到新的探测器到达目标星引力影响球的时刻 t_{Asoi} 和轨道状态 x_{Asoi} 。

⑤ 将日心坐标系轨道状态 x_{Asoi} 转化到目标星赤道惯性坐标系并作为设计初值,在目标星赤道惯性坐标系下,基于精确的以目标星为中心体的轨道

动力学模型对俘获轨道进行精确设计。

2.2 地球逃逸轨道设计方法

地球逃逸段轨道的设计原则是在保证安全的情况下,探测器以最省燃料方式逃逸地球引力场。判断探测器成功逃逸地球引力影响球的条件为

$$\begin{cases} \psi_{E1}[\mathbf{x}(t_{\text{Esol}}), t_{\text{Esol}}] = e_E(t_{\text{Esol}}) - 1 = 0, \\ \psi_{E2}[\mathbf{x}(t_{\text{Esol}}), t_{\text{Esol}}] = r_E(t_{\text{Esol}}) - R_{\text{Esol}} \geq 0. \end{cases} \quad (11)$$

式中: e_E 为探测器地心轨道偏心率; r_E 为探测器的地心矢径; $R_{\text{Esol}} = 924\,647.1\text{ km}$ 为地球引力影响球半径。

地球逃逸轨道起始阶段,轨道偏心率 e 呈现快速增大趋势,直至 $e > 1$ 。当偏心率迅速增大时,可能出现轨道近地点半径 r_p 小于地球半径 R_e 的情况,若此时探测器正处于近地点附近,则将与地球发生碰撞,这是不允许的。因此,地球逃逸轨道的设计过程中还需要考虑近地点半径路径约束,即要求满足

$$\psi_{E3}[\mathbf{x}(t_{\text{Ep}}), t_{\text{Ep}}] = r_{\text{Ep}}(t_{\text{Ep}}) - R_e - h_{\text{Emin}} > 0. \quad (12)$$

式中: t_{Ep} 为探测器到达近地点的时刻; h_{Emin} 为允许的探测器距离地球表面的最小距离,即 $2\,000\text{ km}$ 。

在不考虑路径约束的情况下,燃料次优逃逸过程可通过一直增大轨道半长轴 a 来实现,即推进器推力始终分配给轨道半长轴 a 用于增大轨道能量。考虑到近地点半径的路径约束,利用加权组合的思想对上述控制律进行调整,具体推导见文献[11]。将轨道近地点半径 r_p 也考虑进加权组合控制律中,通过合适的加权策略进行加权,将问题转化为无路径约束轨道设计问题,加权组合控制律可以表示为

$$\mathbf{u}_T = \mathbf{u}_T \frac{K_a \mathbf{u}_a^* + K_r \mathbf{u}_r^*}{\|K_a \mathbf{u}_a^* + K_r \mathbf{u}_r^*\|}. \quad (13)$$

式中: \mathbf{u}_a^* 和 \mathbf{u}_r^* 分别为 a 和 r_p 对应的局部最优控制律; K_a 和 K_r 分别为加权重数。

为了逃逸地球引力场,大部分时间内 K_a 应该处于主导地位,但当轨道近地点半径接近最小允许范围 $R_e + h_{\text{Emin}}$ 时, K_r 则应该起主要作用,以便增大 r_p 。按照该原则,合理的加权组合策略为

$$\begin{cases} K_a = 1 / \exp\left(-\frac{r_{\text{Ep}}}{R_e + 10h_{\text{Emin}}} + 2\right), \\ K_r = \exp\left(-\frac{r_{\text{Ep}}}{R_e + 10h_{\text{Emin}}}\right). \end{cases} \quad (14)$$

式中: $K_a > K_r$ 时, $r_{\text{Ep}} > (R_e + 10h_{\text{Emin}})$; $K_a = K_r$ 时, $r_{\text{Ep}} = R_e + 10h_{\text{Emin}}$; $K_a < K_r$ 时, $r_{\text{Ep}} < (R_e + 10h_{\text{Emin}})$ 。

探测器距离地球表面 $10h_{\text{Emin}}$ 时为权重的切换点,小于 $10h_{\text{Emin}}$ 时,小推力推进器应更多地用于增大近心点半径 r_{Ep} ; 大于 $10h_{\text{Emin}}$ 时,应该更多地用于增大轨道半长轴 a 。

上述给出的地球逃逸过程中推进器采用的控制策略可以保证探测器从地球停泊轨道安全逃逸地球。对于不同的真近点角 ν ,探测器逃逸地球时的速度 \mathbf{v}_{Eso} 大小和方向均不相同,期望逃逸速度与地球日心轨道速度方向相同或相近,减少日心转移段的燃料消耗。为此,地球逃逸轨道的设计原则为:调整地球停泊轨道真近点角 ν ,在满足式(11)和(12)给定的约束条件下,使如下性能指标达到最大,即

$$\max J_E[\nu(t_0), t_{\text{Esol}}] = \|\mathbf{v}_S(t_{\text{Esol}})\| = \|\mathbf{V}_E(t_{\text{Esol}}) + \mathbf{M}_1 \mathbf{V}_{\text{Eso}}(t_{\text{Esol}})\|. \quad (15)$$

式中: \mathbf{V}_E 为地球的日心轨道速度; \mathbf{v}_S 为探测器的日心轨道速度; \mathbf{M}_1 为地心赤道惯性系到日心黄道惯性系的转换矩阵。

在对逃逸地球过程时间进行初始评估和逃逸轨迹进行精确设计时,均采用如上设计方法,所不同的是,初始评估时不考虑探测器受到的摄动因素影响,而精确设计时要考虑地球非球形、太阳和月球第三体以及太阳气压摄动因素。

2.3 日心转移轨道设计方法

日心转移轨道是探测器从地球引力影响球到目标星引力影响球之间的飞行轨迹,本文中采用混合法对其进行精确设计^[5]。基于改进春分点根数模型,日心精确转移轨道设计可以归结为参数优化问题。

寻优参数

$$\begin{aligned} \mathbf{X} = & [\lambda_p \ \lambda_f \ \lambda_g \ \lambda_h \ \lambda_k \ \lambda_L \ \Delta v_{\Lambda_x} \ \Delta v_{\Lambda_y} \ \Delta v_{\Lambda_z} \ t_s]^T, \\ \boldsymbol{\lambda} = & [\lambda_p \ \lambda_f \ \lambda_g \ \lambda_h \ \lambda_k \ \lambda_L]^T \end{aligned}$$

为探测器日心轨道状态

$$\mathbf{x} = [p \ f \ g \ h \ k \ L]^T$$

对应的协状态变量; $\Delta v_{\Lambda_x}, \Delta v_{\Lambda_y}, \Delta v_{\Lambda_z}$ 为探测器到达目标星引力影响球时相对目标星在日心黄道惯性坐标系 3 轴上的速度分量; t_s 为日心轨道转移时间。

性能指标 $J_S(\mathbf{X}) = m_{\text{Esol}} - m_{\text{Asol}}$ 。其中: m_{Esol} 为探测器到达地球引力影响球时的质量; m_{Asol} 为到达目标星引力影响球时的质量。

为保证探测器能够被目标星俘获,需满足如下约束

$$\psi_{S1}[\mathbf{x}(t_{\text{Asol}}), t_{\text{Asol}}] =$$

$$\left(\|r_S(t_{Asoi}) - R_A(t_{Asoi})\| - r_{Asoi} \right) = 0, \quad (16)$$

$$\psi_{S2}[x(t_{Asoi}), t_{Asoi}] = e_A - 1 < 0. \quad (17)$$

式中: $t_{Asoi} = t_{Esoi} + t_S$; R_A 和 V_A 分别为目标星日心轨道的位置和速度矢量; $\|\Delta v\| = \sqrt{\Delta v_{Ax}^2 + \Delta v_{Ay}^2 + \Delta v_{Az}^2} = 10^{-3} \text{ km/s}$; e_A 为探测器环绕目标星轨道偏心率。

值得注意的是,以上设计方法是针对轨道设计步骤④给出的,计算时考虑地球和目标星的第三体、太阳光压摄动。轨道设计步骤①同样采用混合法设计,所不同的是 Δv_{Ax} , Δv_{Ay} , Δv_{Az} 不作为寻优变量,且忽略了摄动因素影响,同时目标约束条件应改为

$$\psi_{S3}[x(t_{Asoi}), t_{Asoi}] = \begin{pmatrix} r_S(t_{Asoi}) - R_A(t_{Asoi}) \\ v_S(t_{Asoi}) - V_A(t_{Asoi}) \end{pmatrix} = 0. \quad (18)$$

2.4 目标星俘获轨道设计方法

根据日心转移轨道设计结果,探测器在目标星俘获初始相对目标星的速度约为0,对应偏心率 e_A 略微小于1的椭圆轨道,并且初始探测器位于椭圆轨道远心点处。由于在目标星引力影响球处的太阳第三体引力摄动非常大,该摄动可能增大探测器的能量,使其无法被目标星俘获;另一方面,即使探测器可以被目标星俘获,其仍可能会以与位置矢量方向相反的速度向目标星逼近(位置和速度矢量夹角约为 180°),这将导致探测器直接撞击目标星。因此,俘获轨道必须满足路径约束

$$\psi_{A1}[x(t), t] = r_A(t) - R_A - h_{Amin} > 0. \quad (19)$$

式中: r_A 为探测器相对目标星轨道的矢径; R_A 为目标星的半径; h_{Amin} 为允许的探测器距离目标星表面的最小距离, $h_{Amin} = 2\,000 \text{ km}$ 。

为了能安全被目标星俘获,并节省燃料,将俘获轨道分为两段设计。

① 安全椭圆轨道形成段。若要成功被目标星俘获,需要降低探测器相对于目标星的能量,可通过减小轨道半长轴实现。由于初始轨道的偏心率非常大,减小轨道半长轴最快的推力方向几乎与位置方向相同,导致探测器沿切线方向速度很小。为了形成环绕目标星的安全椭圆轨道,需适当增大探测器的切向速度。当探测器第一次到达近心点时已经形成了闭合的非大偏心率椭圆轨道,则认为探测器已经俘获成功^[12]。为此,安全椭圆轨道形成段可采用如下控制律。

$$u_T = u_T \frac{K_a u_a^* + K_i u_i^*}{\|K_a u_a^* + K_i u_i^*\|}. \quad (20)$$

式中: $K_a < 0$; K_i 为 u_i^* 对应权重,惯性控制律 u_i^* 可以表示为

$$u_i^* = [\sin(180 + \nu) \cos(180 + \nu) 0]^T, \quad (21)$$

式中 $180^\circ \leq \nu \leq 360^\circ$ 为探测器轨道的真近点角。

加权权重 K_a 和 K_i 是设计的关键。选取标准是:当探测器第一次到达近心点时,期望形成的闭合椭圆轨道偏心率 e_A 越小越好,并保证探测器不与行星相撞。因此,这一段轨道设计的性能指标可以取为罚函数形式

$$J_{A1}[x(t_{Ap}), t_{Ap}] = e_A(t_{Ap}) + H(r_{Ap}). \quad (22)$$

式中: t_{Ap} 为第一次到达近心点时间;罚函数 $H(r_{Ap})$ 可以表示为

$$H(r_{Ap}) = \begin{cases} 0 & r_{Ap} \geq h_{Amin} + R_A \\ S(h_{Amin} + R_A - r_{Ap}) & r_{Ap} < h_{Amin} + R_A \end{cases}. \quad (23)$$

式中 S 为大于0的罚因子。

实质上, K_a 和 K_i 表征了推进器推力分配给 u_a^* 和 u_i^* 的比例大小,可以始终令 $K_a = -1$,则问题简化为一个单维变量寻优问题,可通过优化算法求得最优的权重 K_i 。

② 向目标轨道转移段。通过第一阶段变轨,探测器已运行于安全的椭圆轨道上。第二阶段是将探测器转移到目标轨道上。在该阶段,探测器轨道不考虑路径约束,采用全状态最优加权组合控制律的设计方法,同时调整轨道根数 $x = [p \ f \ g \ h \ k]^T$,使探测器到达目标轨道的燃料最省。

对目标星俘获轨道进行设计时,考虑的摄动因素包括:地球和太阳的第三体引力,目标星体的非球形,以及太阳光压摄动。

3 数值仿真与分析

以火星探测任务为例,对本文中所提设计方法进行验证。探测任务的发射时间选定在2009年1月1日到2014年12月31日,该时间段略小于3个地球-火星会合周期。探测器总体质量 $1\,500 \text{ kg}$,采用NSTAR离子推进系统,推进系统动力处理单元的最大输入功率为 2.53 kW ,结构质量 $m_T = 66.3 \text{ kg}$ 。为了减少整个转移任务时间,将采用2个NSTAR推进器同时工作模式,同时考虑到其他设备的供电问题,飞行器配置 10 kW 功率的太阳能电池阵。地球停泊轨道和要求的火星环绕目标轨道参

数(i 为轨道倾角, Ω 为角交点赤经, ω 为近心点角距)如表 1 中所示。

表 1 火星探测任务初始和目标轨道参数

Tab. 1 Initial and target orbital parameters for mars mission					
轨道类型	a/km	e	$i/(^{\circ})$	$\Omega/(^{\circ})$	$\omega/(^{\circ})$
地球停泊轨道	42 164	0.2	0	0	0
火星环绕日轨道	12 000	0	90	180	0

利用本文所提设计方法对该任务轨道进行设计,地球逃逸轨道设计结果如表 2 所示。

表 2 地球逃逸轨道设计结果

Tab. 2 Design result of earth escape trajectory					
设计步骤	机动时刻/ 儒略日	逃逸时 间/d	剩余质 量/kg	逃逸位 置/km	逃逸速度/ ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$)
初始评估		249.13	1 392.30	1 501 965	0.728 5
精确设计	2 456 210.39	250.79	1 391.58	1 505 247	0.727 7

图 1 给出了地球逃逸轨道示意图,逃逸过程中的推进器控制角时间历程如图 2 所示。

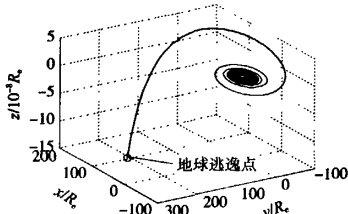


图 1 地球逃逸轨道示意图
Fig. 1 Sketch map of earth escape trajectory

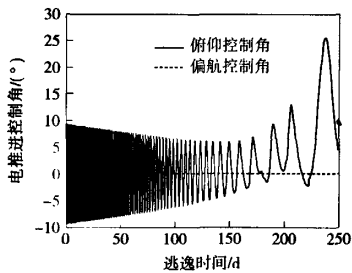


图 2 地球逃逸过程控制角时间历程
Fig. 2 Time history of control angel for earth escape

由图 1 可以看出,在逃逸过程的前期,轨道的偏心率变化较为缓慢,近地点半径不会出现突变,推进器控制律的变化比较有规律。在逃逸过程的后期,当轨道偏心率接近 1 时,导致近地点半径迅速减小,这时加权组合控制律中的 u_r 将发挥主要作用,使得控制律变化不规律。由仿真结果可以看出,设计的转移轨道能够安全逃逸地球,表明地球逃逸轨道设计方法的正确性和有效性。

采用混合法对日心转移轨道进行设计,设计结

果如表 3 所示。

表 3 日心转移轨道设计结果

Tab. 3 Design result of interplanetary transfer trajectory								
设计步骤	λ_p	λ_f	λ_g	λ_h	λ_k	λ_L	转移时间/d	剩余质量/kg
初始设计	-1.66	-2.00	4.03	-5.25	-5.20	-0.97	720.85	1 262.15
精确设计	2.05	-3.35	3.51	-4.10	-4.24	-1.64	670.38	1 166.22

由表 3 可以看出,精确设计与初始设计结果相近,表明初始设计可以为精确设计提供合理的参数搜索范围。最终设计结果为飞行器从地球逃逸点出发,飞行 670.38 d 到达火星引力影响球,剩余质量为 1 161.21 kg,该结果将作为火星捕获轨道设计的初始状态。图 3 和图 4 分别给出了飞行器日心转移轨道的示意图和推进器控制角的时间历程。

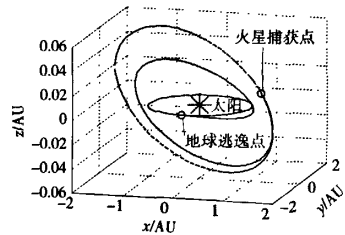


图 3 日心转移轨道示意图
Fig. 3 Sketch map of interplanetary transfer

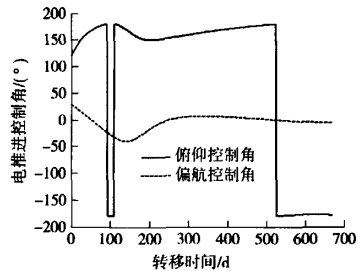


图 4 日心转移过程控制角时间历程
Fig. 4 Time history of control angle for interplanetary transfer

火星俘获轨道设计结果如表 4 所示。

表 4 火星捕获轨道设计结果

Tab. 4 Design result of mars capture trajectory							
轨道阶段	a/R_m	e	$i/(^{\circ})$	$\Omega/(^{\circ})$	$\omega/(^{\circ})$	转移时 间/d	剩余质 量/kg
初始轨道	288.62	0.99	72.53	4.26	15.59		1 166.22
第一阶段	72.39	0.69	72.51	4.25	342.85	30.68	1 158.96
第二阶段	8.83	0	89.99	179.13	359.94	296.37	1 088.85

由表 4 可以看出,在捕获轨道第一阶段完成后,探测器的火心轨道的偏心率达到 0.69,半长轴为

72.39 R_m (R_m 为火星平均半径), 对应的轨道近心点半径为 22.44 R_m , 说明通过第一阶段的变轨, 探测器已经完全形成了环绕火星的安全椭圆轨道。由第二阶段设计结果可以看出, 探测器能够进入预定的目

标轨道, 表明了本文所给火星俘获轨道设计方法的有效性。图 5 给出了火星俘获轨道示意图, 图 6 和图 7 分别给出了火星俘获过程中推力俯仰控制角和偏航控制角的时间历程。

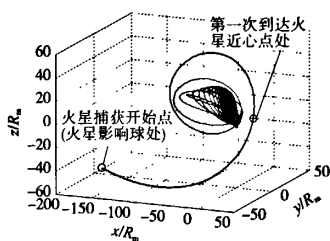


图 5 火星俘获轨道示意图

Fig. 5 Sketch map of mars capture trajectory

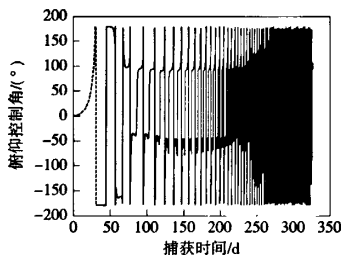


图 6 俯仰控制角时间历程

Fig. 6 Time history of pitch angle for mars capture

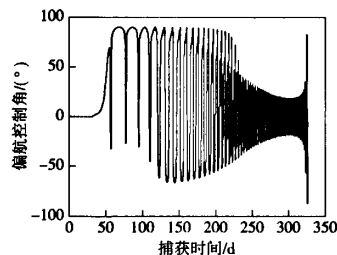


图 7 偏航控制角时间历程

Fig. 7 Time history of yaw angle for mars capture

4 结论

研究了包括逃逸和俘获阶段的行星际小推力转移轨道设计问题。① 提出的分步式设计方法有效避免了多重力场穿越动力学模型强非线性, 降低了轨道设计问题的难度; ② 设计地球逃逸和目标星俘获轨道时, 引入了安全实现地球逃逸和目标星俘获约束条件, 提高了所设计轨道的可行性; ③ 分别针对地球逃逸和目标星俘获轨道设计, 提出了相应的局部最优控制律的权重选择策略, 提高了轨道设计效率。

利用本文中所提方法设计的全程转移轨道是次优的, 可以进行行星际小推力全程转移轨道的初始设计, 并可为精确最优转移轨道的设计提供良好可行的设计初值。

参考文献:

- [1] Bertrand R, Bernussou J, Geffroy S. Electric transfer optimization for mars sample return mission[J]. Acta Astronautica, 2001, 48(5-12): 651-660.
- [2] Kluever C A, Pierson B L. Optimal low-thrust three dimensional earth-moon trajectories[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1995, 18(4): 830-837.
- [3] Haberkorn T, Martinon P, Gergaud J. Low-thrust minimum-fuel orbital transfer: a homotopic approach[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(6): 1046-1060.
- [4] Betts J T, Erb S O. Optimal low thrust trajectory to the moon[J]. Journal of Applied Dynamical Systems, 2003, 2(2): 144-170.
- [5] Benson D. A gauss pseudospectral transcription for optimal control[D]. Cambridge: Department of Aeronau-

tics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 2004.

- [6] 任远, 崔平远, 栾恩杰. 利用混合法进行地球-火星小推力轨道设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2007, 39(3): 359-362.
- Ren Yuan, Cui Pingyuan, Luan Enjie. An earth-mars low-thrust trajectory design based on hybrid method[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2007, 39(3): 359-362. (in Chinese)
- [7] Vadali S R, Nah R. Fuel-optimal planar earth-mars trajectories using low-thrust exhaust-modulated propulsion [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(3): 476-482.
- [8] Nah R, Vadali S R. Fuel-optimal, low-thrust, three-dimensional earth-mars trajectories[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(6): 1100-1107.
- [9] Gao Y. Low-thrust interplanetary transfers, including escape and capture trajectories[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(6): 1814-1818.
- [10] Broucke R A, Cefola P J. On the equinoctial orbit elements[J]. Celestial Mechanics, 1972, 5(3): 303-310.
- [11] 尚海滨, 崔平远, 栾恩杰. 近地小推力转移轨道的加权组合制导策略[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1419-1427.
- Shang Haibin, Cui Pingyuan, Luan Enjie. Guidance scheme for near-earth low-thrust orbit transfers using blended locally optimal laws[J]. Acta Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1419-1427. (in Chinese)
- [12] Gao Y, Kluever C A. Low-thrust guidance scheme for earth-capture trajectories [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(2): 333-342.

(责任编辑: 赵业玲)