

星际探测太阳帆行星和太阳借力轨道全局优化*

钱航^{1,3}, 郑建华¹, 李明涛¹, 李晖², 高东¹, 于锡峥¹

(1. 中国科学院复杂航天系统电子信息技术重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院空间天气学国家重点实验室, 北京 100190; 3. 中国科学院大学, 北京 100190)

摘要:以太阳帆在20年内飞行至距离太阳200 AU以远进行星际探测为目标,研究太阳帆通过行星借力和太阳借力的轨道全局优化问题。建立太阳帆时间最优转移轨道数学模型,分析行星借力和太阳借力的约束条件,并用这些约束条件构造目标函数,从而将轨道优化的四点边值问题转化为求解无约束条件下的多变量优化问题。通过选取合理的约束权重,采用遗传算法获得大范围的粗略解,代入到序列二次规划算法中获得高精度解。仿真结果表明,虽然太阳帆通过太阳借力已获得相当大的加速度,但加上木星借力仍然可以节省相当多的飞行时间。提出的轨道优化思路,可以为太阳系逃逸任务轨道初步设计提供参考。

关键词:星际探测;太阳帆;引力辅助;太阳光压辅助;轨道全局优化

中图分类号:V423.6 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2016)01-137-06

Global optimization of solar sail gravity assist and solar photonic assist trajectory for interstellar mission

QIAN Hang^{1,3}, ZHENG Jianhua¹, LI Mingtao¹, LI Hui², GAO Dong¹, YU Xizheng¹

(1. Key Laboratory of Electronics and Information Technology for Space Systems, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. State Key Laboratory of Space Weather, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: With the goal of solar sail mission to near interstellar space (200AU) in 20 years, a global optimization problem of solar sail gravity assist and solar photonic assist trajectory for interstellar mission was studied. A mathematical model for solar sail time-optimal trajectory was established. By taking the constraints of solar sail gravity assist and solar photonic assist into the object function, the four-point boundary value problem of orbit optimization can be converted to multi-variable optimization problem of no constraint. With choosing appropriate constrain proportions, the problem was solved by using genetic algorithm and sequential quadratic programming method. Optimization result shows that plenty of time can be saved by adding Jupiter gravity assist, though solar sail gains a large velocity with solar photonic assist. The proposed global optimization algorithm will provide a reference for the preliminary design of solar system escape orbit.

Key words: interstellar flight; solar sail; gravity assist; solar photonic assist; global optimization of trajectory

外日球层以及星际空间是人类从未直接探索过的崭新领域,蕴含着许多重大科学发现的无限可能。迄今为止,国际上还没有一个专门设计的飞船计划对其展开综合性的就位与遥感探测。作为国际上首个为飞出日球层探索人类从未触及且知之甚少的星际空间而专门设计的飞船探测计划,中科院空间中心提出的星际快车(Interstellar Express)——“神梭”探测计划将开展概念研究,旨在设计一种能在20年内穿过日球层边界到达200AU(天文单位,1AU = 1.495 978 70 × 10¹¹ m,表示地球到太阳的平均距离)以外星际空间的飞

船方案,实现对外日球层和星际空间的等离子体、中性成分、尘埃、磁场、高能粒子、宇宙线和太阳系外红外辐射等信息的首次综合性就位及遥感探测,从而研究日球层内外的物质分布特性、邻近太阳系星际介质的性质、动力学特征及演化规律,揭示日球层与星际介质的相互作用过程及相互影响机制,促进对外日球层、邻近星际空间以及二者之间耦合过程的深入认识。

“神梭”探测计划的首要技术挑战就是设计一种经济可行的推进技术方案。现有四种先进星际航行推进技术:放射性同位素电推进

* 收稿日期:2015-01-19

基金项目:中国科学院战略性先导科技专项资金资助项目(XDA04060303, XDA04076700)

作者简介:钱航(1987—),男,湖北黄冈人,博士研究生,E-mail:qianhang10@mails.ucas.ac.cn;

郑建华(通信作者),女,研究员,博士,博士生导师,E-mail:zhengjianhua@nssc.ac.cn

(Radioisotope Electric Propulsion, REP)、核电推进(Nuclear-Electric Propulsion, NEP)、太阳帆推进(Solar Sail Propulsion, SSP)以及引力辅助推进(Gravity Assist Propulsion, GAP, 即行星借力)。其中,太阳帆航天器虽然受到的太阳光压力很小,但持续加速可使太阳帆航天器在长时间后获得相当可观的速度,并且利用太阳帆可以实现传统航天器无法实现的非开普勒轨道,因而备受重视。

在太阳帆借力飞行和轨道优化方面,意大利比萨大学学者 Quarta 和 Mengali 根据非理想太阳帆的最优控制律设计了通过一次金星借力与水星交会的最小时间转移轨道^[1]。Dachwald 基于进化神经元算法研究了关于理想和非理想太阳帆的最优逃逸太阳系轨道,并以太阳帆最大耐热温度而不是以最小近日距离为优化约束^[2]。Leipold 总结了 NASA 冰火项目任务,提出高性能太阳帆采用单次或双次太阳光压辅助可以更快地飞往冥王星甚至更远目标,并认为无须进行引力辅助^[3]。Matloff 在给 NASA 报告中提出了在 0.2 AU 近日点的双曲轨道展开太阳帆、在椭圆轨道的近日点 0.2AU 展开太阳帆和木星借力这三种可能的近星际太阳帆探测方案设想,但没有给出具体任务轨道设计^[4]。Vulpetti 首次提出了三维角动量翻转太阳帆日心逃逸轨道设计方法^[5]。

针对太阳系行星近似共面特点,太阳帆逃逸太阳系任务基于平面二体模型,对从地球出发在 20 年内通过行星借力和太阳借力获得巨大加速后到达距离太阳 200 AU 以远的轨道做初步设计。该问题需要考虑行星借力时太阳帆与行星位置约束,以及太阳借力时不得小于最小近日距离约束,和终端 200 AU 约束,属于复杂四点边值问题,用传统方法求解存在难以收敛、对初值敏感或计算速度慢等缺点。针对这一问题,可转化为无约束的优化问题,并引入相关算法进行求解。

1 理想太阳帆时间最优转移轨道

给出太阳帆运动方程的极坐标形式,轨道半径为 r ,轨道相角为 θ ,径向速度是 v_r ,横向速度为 v_θ ,那么太阳帆在日心黄道 J2000 坐标系中平面轨道运动方程^[6-9]为:

$$\dot{r} = v_r \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = \frac{v_\theta}{r} \quad (2)$$

$$\dot{v}_r = \frac{\beta \cos^3 \alpha}{r^2} + \frac{v_\theta^2}{r} - \frac{1}{r^2} \quad (3)$$

$$\dot{v}_\theta = \frac{\beta \sin \alpha \cos^2 \alpha}{r^2} - \frac{v_r v_\theta}{r} \quad (4)$$

其中: β 为光压因子; α 是太阳帆指向背光面的帆面法向与太阳光线的夹角,即为控制角。式(3)、式(4)右端项中 $\frac{\beta \cos^3 \alpha}{r^2}$ 和 $\frac{\beta \sin \alpha \cos^2 \alpha}{r^2}$ 分别为太阳光压加速度的径向和横向分量。所有变量经过无量纲化处理。

由于太阳帆不消耗燃料,唯一优化指标是飞行时间,故目标函数为:

$$J = \int_{t_0}^{t_f} dt \quad (5)$$

构造该系统的哈密顿函数。

$$H(\mathbf{x}, u, \boldsymbol{\lambda}, t) = 1 + \boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{f}(\mathbf{x}, u, t) = 1 + \lambda_1 v_r + \frac{\lambda_2 v_\theta}{r} + \lambda_3 \left(\frac{\beta \cos^3 \alpha}{r^2} + \frac{v_\theta^2}{r} - \frac{1}{r^2} \right) + \lambda_4 \left(\frac{\beta \sin \alpha \cos^2 \alpha}{r^2} - \frac{v_r v_\theta}{r} \right) \quad (6)$$

其中: $\boldsymbol{\lambda} = [\lambda_1 \ \lambda_2 \ \lambda_3 \ \lambda_4]^T$ 为协态矢量。

相应的协态方程可以通过求 $\dot{\lambda} = \frac{-\partial H}{\partial \mathbf{x}}$ 而得。

$$\dot{\lambda}_1 = \frac{\lambda_2 v_\theta}{r^2} + \lambda_3 \left(\frac{2\beta \cos^3 \alpha}{r^3} + \frac{v_\theta^2}{r^2} - \frac{2}{r^3} \right) + \quad (7)$$

$$\lambda_4 \left(\frac{2\beta \sin \alpha \cos^2 \alpha}{r^3} - \frac{v_r v_\theta}{r^2} \right)$$

$$\lambda_2 = \text{const} \begin{cases} = 0 & \theta(t_f) = \text{free} \\ \neq 0 & \theta(t_f) = \theta_f \end{cases} \quad (8)$$

$$\dot{\lambda}_3 = -\lambda_1 + \frac{\lambda_4 v_\theta}{r} \quad (9)$$

$$\dot{\lambda}_4 = -\frac{\lambda_2}{r} - \frac{2\lambda_3 v_\theta}{r} + \frac{\lambda_4 v_r}{r} \quad (10)$$

根据庞德里亚金极小值原理,最优控制输入 $u^* \equiv \alpha^*$ 使哈密顿函数 H 最小。

$$u^* = \arg \min_{u \in U} H(\mathbf{x}^*, u, \boldsymbol{\lambda}^*, t), \forall t \geq 0 \quad (11)$$

其中: \mathbf{x}^* 和 $\boldsymbol{\lambda}^*$ 分别表示最优状态和最优协态矢量。最优方向角 α^* 可以通过 $\partial H / \partial \alpha = 0$ 得到。^[10]

$$\alpha^* = \begin{cases} \tan^{-1} \left\{ \frac{-3\lambda_3 - \sqrt{9\lambda_3^2 + 8\lambda_4^2}}{4\lambda_4} \right\} & \lambda_4 \neq 0 \\ 0 & \lambda_4 = 0, \lambda_3 < 0 \\ \pm \pi/2 & \lambda_4 = 0, \lambda_3 > 0 \end{cases} \quad (12)$$

由协态方程(7)~(10)和式(12)可以看出,最优控制输入可由协态变量初值完全确定。

2 借力与优化模型

2.1 行星借力

采用如下简单的脉冲借力模型^[11]。认为太

阳帆在飞越行星前后时刻(t_{ga}^- 和 t_{ga}^+),太阳帆在日心黄道惯性坐标系中的位置不变。

$$\mathbf{r}_{\text{sail}}(t_{ga}^-) = \mathbf{r}_{\text{sail}}(t_{ga}^+) = \mathbf{r}_{\text{sail}}(t_{ga}) \quad (13)$$

设 \mathbf{v}_{body} 为行星在日心黄道惯性坐标系中的速度,在太阳帆飞越行星前后,相对行星的速度分别为:

$$\tilde{\mathbf{v}}_{in} = \mathbf{v}_{\text{sail}}(t_{ga}^-) - \mathbf{v}_{\text{body}}(t_{ga}^-) \quad (14)$$

$$\tilde{\mathbf{v}}_{out} = \mathbf{v}_{\text{sail}}(t_{ga}^+) - \mathbf{v}_{\text{body}}(t_{ga}^+) \quad (15)$$

其中: $\mathbf{v}_{\text{sail}}(t_{ga}^-)$ 和 $\mathbf{v}_{\text{sail}}(t_{ga}^+)$ 分别表示 t_{ga}^- 和 t_{ga}^+ 时刻太阳帆在日心黄道惯性坐标系中的速度。同时,在飞越前后,行星在日心黄道惯性坐标系中的速度不变,即

$$\mathbf{v}_{\text{body}}(t_{ga}^-) = \mathbf{v}_{\text{body}}(t_{ga}^+) = \mathbf{v}_{\text{body}}(t_{ga}) \quad (16)$$

在飞越前后,太阳帆相对于行星的速度大小满足:

$$v_{\infty} \triangleq \|\tilde{\mathbf{v}}_{in}\| = \|\tilde{\mathbf{v}}_{out}\| \quad (17)$$

则当进行引力辅助时约束为:

$$\tilde{\mathbf{v}}_{in} \cdot \tilde{\mathbf{v}}_{out} = v_{\infty}^2 \cos \delta \quad (18)$$

$$\sin\left(\frac{\delta}{2}\right) = \frac{\mu_{\text{body}}/R_{\text{body}}}{v_{\infty}^2 + \mu_{\text{body}}/R_{\text{body}}} \quad (19)$$

其中: μ_{body} 为借力天体的引力常数; R_{body} 为行星中心飞越半径,其取值应不小于行星半径; δ 表示相对速度矢量的夹角, $\delta = 0^\circ$ 表示相对速度 $\tilde{\mathbf{v}}_{in}$ 和 $\tilde{\mathbf{v}}_{out}$ 同向, $\delta = 180^\circ$ 表示相对速度 $\tilde{\mathbf{v}}_{in}$ 和 $\tilde{\mathbf{v}}_{out}$ 反向, $0^\circ < \delta < 180^\circ$ 只能表示 $\tilde{\mathbf{v}}_{in}$ 和 $\tilde{\mathbf{v}}_{out}$ 的夹角为 δ ,但是 $\tilde{\mathbf{v}}_{in}$ 相对于 $\tilde{\mathbf{v}}_{out}$ 的方向是不唯一的,需要自行设计。引力辅助实际上近似为日心黄道惯性系中的一个具有约束条件的速度脉冲。

引力辅助通过将相对速度矢量旋转 δ 角度,可以张成锥形空间,使得轨道能量增加或减少(相对速度大小不变)。对于平面行星借力问题,可以将相对速度 δ 角度张成扇形空间处理。计算得到标称转角 δ ,优化转角系数 s ,使得相对速度在扇形空间内(实际转角为转角系数 s 与标称转角 δ 乘积, $-1 \leq s \leq 1$)。

2.2 太阳借力

太阳借力,又称为太阳光压辅助,是太阳帆独有的动力学特性。根据太阳光压加速度的计算公式(3)和式(4),太阳帆获得的光压加速度与帆日距离平方成反比。对于星际飞行,从地球出发后先向内飞靠近太阳,获得巨大速度后逃逸出太阳系。考虑到材料的耐热性,太阳帆距离太阳限制在规定的距离以外。

$$r_{\text{sail}} \geq r_{\text{min}} \quad (20)$$

式(20)为硬约束(hard constraint),即整个转

移轨道必须满足式(20)。将该约束转化为指标函数 $\{\min[0, r(t) - r_{\text{min}}]\}^2$,一旦违反约束将产生很大的数值。同时,为了让太阳帆获得更大加速,又必须使得太阳帆尽可能靠近太阳,该约束为软约束(soft constraint),转化为 $|r(t) - r_{\text{min}}|$ 。构造复合指标函数:

$$G = k_1 \{\min[0, r(t) - r_{\text{min}}]\}^2 + k_2 |r(t) - r_{\text{min}}| \quad (21)$$

2.3 全局优化

太阳帆转移轨道的初始条件为

$$\begin{cases} r(t_0) = r_0 \\ \theta(t_0) = \theta_0 \\ v_r(t_0) = 0 \\ v_\theta(t_0) = \frac{1}{\sqrt{r_0}} \end{cases} \quad (22)$$

终端约束条件为

$$\begin{cases} r(t_f) = r_f \\ \theta(t_f) = \text{free} \end{cases} \quad (23)$$

其中: t_0, t_f 分别为出发时刻和到达时刻; r_0, r_f 分别为地球轨道半径和最远飞行距离。要求太阳帆初始相位角与地球相位角相同 $\theta(t_0) = \theta_0$,对终端时刻相位角没有要求 $\theta(t_f) = \text{free}$ 。

由于太阳帆在飞越行星后 t_{ga}^+ 时刻,相当于获得了一个瞬时的速度增量,则借力前后协态变量发生突变,故第二段轨道的协态变量初值同样需要优化。太阳帆的相位角不发生变化,根据最优控制原理^[12]可得:

$$\lambda_2(t_{ga}^+) = \lambda_2(t_{ga}^-) \quad (24)$$

由式(8)可知,终端时刻并没有对相位角进行约束,则在时间区间 $[t_{ga}, t_f]$ 内,相位角的协态变量满足 $\lambda_2 = 0$ 。由式(8)和式(24)可以看出,在行星借力前的飞行时间区间 $[t_0, t_{ga}]$ 内,相位角的协态变量同样满足 $\lambda_2 = 0$,即整个飞行区间 $[t_0, t_f]$ 内 $\lambda_2 = 0$,这样就可以减少两个优化变量,使得优化计算过程更顺利进行。

采用行星借力和太阳借力的太阳帆飞往太阳系边缘的任务轨道在行星借力处分为两段,行星借力认为是瞬间完成,相当于获得速度增量。而行星借力和太阳借力的先后顺序以及行星借力高度则是优化结果。

行星借力时要求太阳帆和借力天体的日心位置相同,即

$$\mathbf{r}_{\text{sail}}(t_{ga}) = \mathbf{r}_{\text{body}}(t_{ga}) \quad (25)$$

同时,考虑到太阳帆飞越行星时必须与行星表面的安全高度 h_{min} ,这里规定为500 km,则

$$|\mathbf{r}_{\text{sail}}(t_{\text{ga}}) - \mathbf{r}_{\text{body}}(t_{\text{ga}})| \geq R_{\text{body}} + h_{\text{min}} \quad (26)$$

其中： R_{body} 为行星的半径。该约束为硬约束，构造约束函数方法同式(21)。

为使优化更容易，将行星借力约束和太阳借力约束转化在目标函数中，则太阳帆最优控制的目标函数为：

$$J = \int_{t_0}^{t_f} dt + k_1 \{ \min[0, r(t) - r_{\text{min}}] \}^2 + k_2 |r(t) - r_{\text{min}}| + k_3 |r_{\text{sail}} - r_{\text{body}}| + k_4 |\theta_{\text{sail}} - \theta_{\text{body}}| + k_5 \{ \min[0, |\mathbf{r}_{\text{sail}}(t_{\text{ga}}) - \mathbf{r}_{\text{body}}(t_{\text{ga}})| - (R_{\text{body}} + h_{\text{min}})] \}^2 + k_6 |r(t) - r_f| \quad (27)$$

将协态变量初值作为寻优变量，从而太阳借力和行星借力组合的太阳帆转移轨道优化问题转化为一个无约束多变量优化问题，寻优参数为：

$$\mathbf{Y} = [t_0 \quad t_1 \quad t_f \quad s \quad \lambda_{11} \quad \lambda_{13} \quad \lambda_{14} \quad \lambda_{21} \quad \lambda_{23} \quad \lambda_{24}]^T \quad (28)$$

其中： t_0 为太阳帆从地球出发所经历的时间， t_1 为从出发到借力时刻所经历的时间， t_f 为飞行总时间， s 为转角系数； $\lambda_{11}, \lambda_{13}, \lambda_{14}$ 为第一段轨道的协态变量初值； $\lambda_{21}, \lambda_{23}, \lambda_{24}$ 为第二段轨道的协态变量初值。

如图 1 所示，主要讨论从地球出发的太阳帆通过行星借力和太阳借力加速的时间最优转移轨道设计，属于四点边值问题 (Four-Point Boundary Value Problem, 4PBVP)，并且动力学模型复杂，用传统方法求解存在难以收敛、对初值敏感或计算速度慢等缺点。针对这一问题，通过混合优化算法来解决，即先采用遗传算法获得大范围的粗略解形成太阳帆整体飞行轨迹，代入到序列二次规划 (Sequential Quadratic Programming, SQP) 算法中获得高精度解以加强约束^[13]。图 2 是该套算法的流程图。

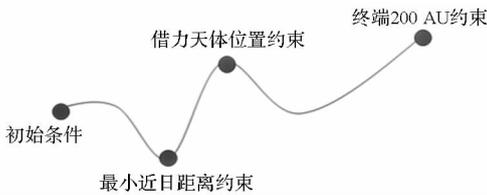


图 1 复杂约束的四点边值问题

Fig. 1 4PBVP with complicated path constraints

3 算例与分析

为了便于同仅以太阳借力的太阳系逃逸任务轨道对比，仿真参数取自 Leipold 经典文献的算

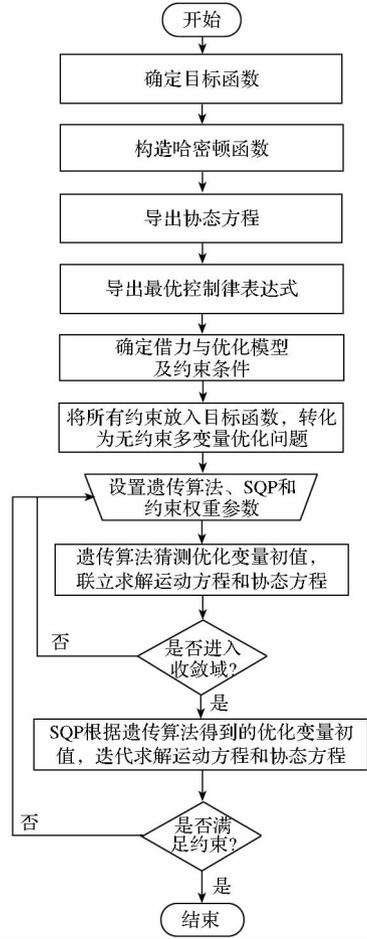


图 2 算法流程图

Fig. 2 Flow chart of algorithm

例^[14]。太阳帆的特征加速度 $a_c = 0.75 \text{ mm/s}^2$ ，对应的太阳帆尺寸为 $160 \text{ m} \times 160 \text{ m}$ ，总质量为 280 kg 。特征加速度小于 1 mm/s^2 ，是目前国际上太阳帆能够达到的制造技术水平。2000 年左右，NASA 提出星际探测器任务^[15]，其太阳帆特征加速度选择为 $3 \sim 4 \text{ mm/s}^2$ ，属于高性能太阳帆，远远超过当今的制造技术水平。出发时双曲超越速度 $C_3 = 0 \text{ km}^2/\text{s}^2$ ，最小近日距离是 0.1 AU ，最远飞行 200 AU ，总飞行时间为 21.2 h 。图 3 为该算例的轨道图。

以下借力参数根据实际情况合理选取。太阳帆出发的窗口时间选择在 2020 年 1 月 1 日 00:00:00 至 2035 年 1 月 1 日 00:00:00，借力时间是第 100 至 1000 天，整个飞行时间从 15 年到 25 年 (每年按 365.25 天算)。选择借力天体为木星，木星的引力常数为 $1.26687 \times 10^8 \text{ km}^3/\text{s}^2$ ，其半径为 71400 km 。出发天体为地球，按二体圆轨道进行递推。选择历元为 MJD 54000 时两个天体的轨道根数，以此时长半轴为圆轨道半径，以此时平近点角为相角，相应轨道参数见表 1。

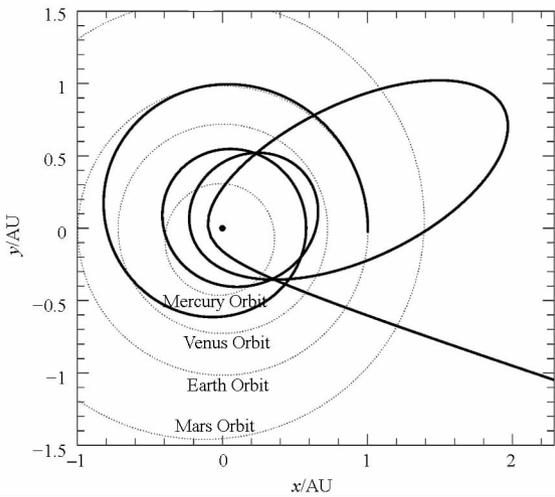


图 3 Leipold 文献中的最优太阳帆轨迹^[14]

Fig. 3 Leipold's optimal trajectory with dual solar photonic assist

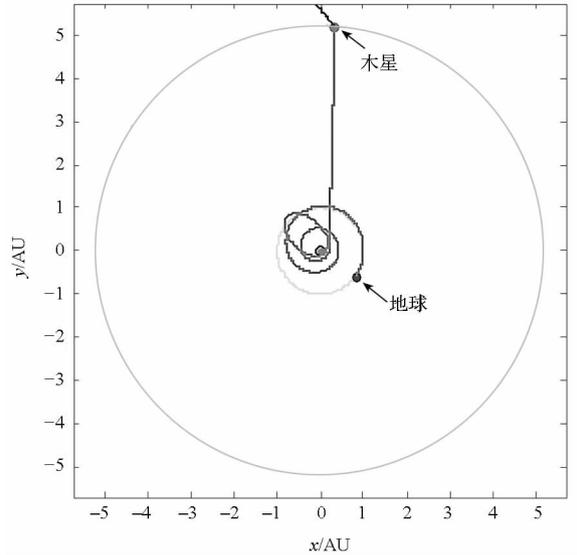


图 4 太阳帆飞行至 200 AU 以远轨道图

Fig. 4 Sailcraft interstellar trajectory beyond 200 AU

表 1 地球和木星在历元为 MJD 54000 的轨道参数
Tab. 1 Orbit elements of Earth and Jupiter at MJD 54000

行星	长半轴/AU	平近点角/(°)
木星	5.207 048 482 836	224.406 064 159 641
地球	1.000 840 371 998	260.350 295 639 764

采用 MATLAB 的 ode113 积分器,积分相对和绝对精度为 1×10^{-10} 。经过反复调试,在算法的最优性和收敛性上做了平衡,遗传算法的参数最终设定为种群代数为 10,种群大小为 10 000,交叉概率为 0.8,精英解保持个数为 2;SQP 算法最终设定为迭代次数为 10 000;目标函数中最小近日不等式约束权重 $k_1 = 10^{18}$,等式约束 $k_2 = 10^3$,借力天体径向约束权重 $k_3 = 10^2$,相角约束权重 $k_4 = 10^2$,借力高度不等式约束 $k_5 = 10^{18}$,终端最远距离约束 $k_6 = 10$,硬约束的权重远远大于软约束。

仿真得到太阳帆出发时刻是 2023 年 12 月 4 日 06:37:09,到达时刻是 2041 年 05 月 10 日 18:10:58,借力飞行时间是第 734.463 天,总飞行时间是 17.4 年。太阳帆距离太阳最近为 0.100 004 AU,最远飞行距离距日 200.005 022 AU,解来出的初始值是 $Y = [1.036.981.672.586.4.12.634.310.670.6.109.534.052.051.5.1.000.000.000.0.0.842.889.169.7.0.217.008.775.1.0.298.441.508.6.-0.114.242.867.1.1.365.045.386.7.-0.043.180.891.0]^T$ 。

图 4 为优化得到的太阳帆飞行至 200 AU 以远轨道,可见算法优化的结果是先进行太阳借力,

而后进行行星借力。对比图 3 和图 4,两个轨道在进行太阳借力轨道段是大致相同的,都是进行了两次太阳借力,本文给出的算法算例在太阳帆飞越木星时获得借力,飞行方向发生明显变化,比 Leipold 算例节省 3.8 年的时间正是木星借力的结果。

图 5 是太阳帆控制角随时间变化曲线。从图 5 中可以看出太阳帆姿态角发生 3 次突变,第 1 次突变和第 2 次突变均是太阳帆姿态角从一个极限位置转变到另一个极限位置。结合图 6 太阳帆速度随时间变化曲线,控制角第 1 次突变和第 2 次突变是太阳帆在其远日点进行调整,第 3 次突变是由木星借力产生。从图 6 看出,木星借力得到的速度增量将太阳帆加速 ($\Delta v = 39.920 \text{ km/s}$),并且使太阳帆速度方向偏转 43° 。在获得木星加速后,也就是距离太阳 5 AU 后,太阳帆所受光压力很小,获得加速也很小,抛掉太阳帆更有利于科学载荷开展工作(图 5 和图 6 由于后续曲线几乎不发生改变,故只取前 5 年的变化曲线)。

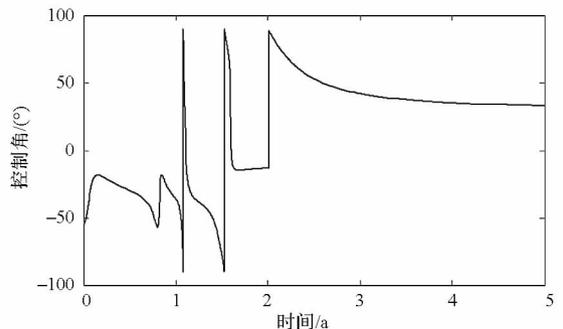


图 5 太阳帆控制角曲线图

Fig. 5 Solar sail control angle curve

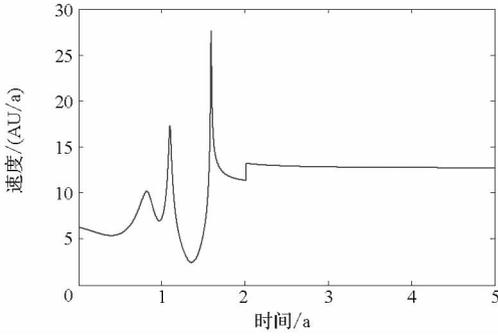


图 6 太阳帆速度曲线图

Fig.6 Solar sail velocity curve

表 2 给出了借力时太阳帆与借力天体绝对差,反映太阳帆与借力天体交会时,两者位置差是 73 592 km,即借力高度是 2192 km;并获得了 39.920 km/s 的速度增量,相当于 8.421 AU/a,使得太阳帆绝对速度增加了 1.857 AU/a。

表 2 借力时太阳帆与借力天体绝对差

Tab.2 Gravity assist absolute differences

位置差/km	速度差/(km/s)	速度增量/(km/s)
73 592	54.875	39.920

4 结论

研究了太阳帆通过行星和太阳借力飞行至太阳系边缘的轨道全局优化问题,将复杂的四点边值问题转换为无约束的参数优化数学模型,通过合理地设计优化目标函数和约束参数,利用混合优化算法,计算得到了满足条件的组合借力逃逸太阳系轨道。仿真结果表明,虽然太阳帆通过太阳借力已获得相当大加速,但加上行星借力仍然可以节省相当多的任务时间;到达木星轨道后,太阳帆所受光压力很小,速度几乎不再发生变化。该太阳帆轨道设计思路,可以为采用行星借力和太阳借力的轨道初步设计提供参考。

参考文献 (References)

[1] Quarta A A, Mengali G. Solar sail missions to mercury with venus gravity assist[J]. Acta Astronautica, 2009, 65 (3-4): 495-506.
 [2] Dachwald B. Optimal solar sail trajectories for missions to the

outer solar system [J] Journal of Guidance Control & Dynamics, 2004, 28(6):1187-1193.
 [3] Leipold M. To the sun and pluto with solar sails and micro-sciencecraft [J]. Acta Astronautica, 1999, 45 (4-9): 549-555.
 [4] Matloff G L, Taylor T, Powell C, et al. Near term interstellar sailing, 20050204038 [R]. New York, USA: NYC College of Technology, 2004.
 [5] Vulpetti G. 3D high-speed escape heliocentric trajectories by all-metallic-sail low mass sailcraft [J]. Acta Astronautica, 1996, 39(1-4): 161-170.
 [6] McInnes C R. Solar sailing: technology, dynamics, and mission applications [M]. London, UK: Springer Verlag, 1999, 112-151.
 [7] Kim M. Continuous low-thrust trajectory optimization: techniques and applications [D]. Virginia, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
 [8] 王松霞,徐世杰,陈统. 太阳帆飞行器轨道动力学分析[J]. 中国空间科学技术, 2006, 26(2): 30-37. WANG Songxia, XU Shijie, CHEN Tong. Orbit dynamics analysis of solar spacecraft [J]. Chinese Space Science and Technology, 2006, 26(2): 30-37. (in Chinese)
 [9] Wie B. Thrust vector control of solar sail spacecraft [C]// Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California, USA, 2005.
 [10] 钱航,郑建华. 太阳帆航天器行星际轨道转移优化算法[J]. 空间控制技术与应用, 2012, 38(1): 18-22. QIAN Hang, ZHENG Jianhua. Optimization algorithm for interplanetary transfer trajectories of solar-sail spacecraft [J]. Aerospace Control and Application, 2012, 38(1): 18-22. (in Chinese)
 [11] 唐国金,罗亚中,雍恩米. 航天器轨迹优化理论、方法及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2011. TANG Guojin, LUO Yazhong, YONG Enmi. Spacecraft trajectory optimization: theory, method and application [M]. Beijing: Science Press, 2011. (in Chinese)
 [12] Bryson A E, Ho Y C. Applied optimal control: optimization, estimation, and control [M]. Waltham, Massachusetts, USA: Blaisdell Publishing Company, 1969.
 [13] 彭祺攀,李海阳,李楨,等. 从空间站出发的奔月轨道设计[J]. 国防科技大学学报, 2009, 31(2): 25-30. PENG Qibo, LI Haiyang, LI Zhen, et al. Trans-lunar trajectory design of lunar probe launched from space station [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2009, 31(2): 25-30. (in Chinese)
 [14] Leipold M, Fichtner H, Heber B, et al. Heliopause explorer-a sailcraft mission to the outer boundaries of solar system [J]. Acta Astronautica, 2006, 59(8-11): 785-796.
 [15] Liewer P C, Mewaldt R A, Ayon J A, et al. NASA's interstellar probe mission [C]// Proceedings of El-Genk, M. S. Space Technology and Applications International Forum, New York, American Institute of Physics, 2000: 911-916.