



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111301720 B

(45) 授权公告日 2021.09.03

(21) 申请号 202010212525.7

(22) 申请日 2020.03.24

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 111301720 A

(43) 申请公布日 2020.06.19

(66) 本国优先权数据
202010051829.X 2020.01.17 CN

(73) 专利权人 北京理工大学
地址 100081 北京市海淀区中关村南大街5号

(72) 发明人 尚海滨 杨浩瀚 崔平远 韦炳威

(74) 专利代理机构 北京正阳理工知识产权代理
事务所(普通合伙) 11639
代理人 鄂晓楠

(51) Int.Cl.

B64G 1/24 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 106407619 A, 2017.02.15

CN 109250153 A, 2019.01.22

US 2010228409 A1, 2010.09.09

审查员 吴红兵

权利要求书2页 说明书5页 附图1页

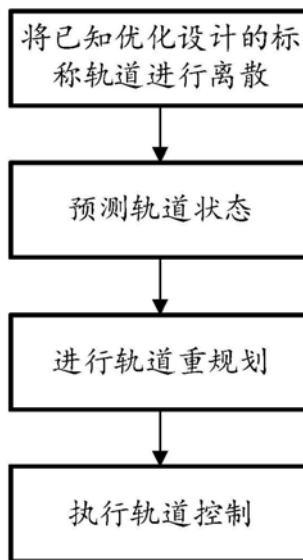
(54) 发明名称

一种深空探测器轨道自主控制方法

(57) 摘要

本发明公开的一种深空探测器轨道自主控制方法,属于航空航天技术领域。本发明实现方法为:将已知优化设计的标称轨道进行离散,得到标称轨道状态和控制量的离散化数据;对于当前的控制周期,根据导航系统估计值获得后面时刻探测器的估计状态;然后以当前状态为轨道初值,以标称轨道的终端状态为目标值,采用序列凸优化方法求解最优控制问题,对探测器转移轨道进行重规划,获得新的轨道控制律;探测器在该控制周期内按照新的控制指令执行轨道控制,直至达到下一控制时刻。重复迭代上述步骤,直到到达终端时刻,轨道自主控制终止。本发明具有如下优点:利用凸优化求解最优控制问题速度快,有较强的收敛性,鲁棒性好,求得的解为全局最优解。

CN 111301720 B



1. 一种深空探测器轨道自主控制方法,其特征在于:包括如下步骤,

步骤一,将已知优化设计的标称轨道进行离散,得到标称轨道状态和控制量的离散化数据;

步骤二,分别在每个轨道控制周期内预测轨道状态;

步骤三,定义需要求解如下的滚动最优控制问题P1,基于序列凸优化方法,对滚动最优控制问题P1进行凸化处理,获得滚动最优控制问题P1的凸化模型P2,采用序列凸优化方法求解最优控制问题P2,对探测器转移轨道进行重规划,获得新的轨道控制律;

步骤四,探测器在步骤二中对应的第*i*个控制周期内按照步骤三得到的控制指令执行轨道控制,直至探测器完成第*i*个控制周期内的飞行控制任务,令 $t_{i+1} = t_i + \Delta T$,其中 t_i 为第*i*个控制周期的起始时间, t_{i+1} 为第*i+1*个控制周期的起始时间, ΔT 为控制周期,返回步骤二;

步骤五,重复迭代步骤二至步骤四,直至轨道自主控制终止;

步骤一实现方法为,

建立深空探测器的轨道动力学模型为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \frac{\mathbf{T}}{m} \\ \dot{m} = -\alpha_{fuel} \|\mathbf{T}\| \end{cases}$$

其中: \mathbf{r} 、 \mathbf{v} 、 m 分别表示探测器的位置、速度与质量; \mathbf{T} 为探测器的三维推力矢量; μ 表示太阳引力系数、 α_{fuel} 为探测器质量消耗率;

由于探测器推进系统产生的推力大小受限,因此探测器三维推力矢量的模长应满足如下约束条件:

$$\|\mathbf{T}\| \leq T_{max}$$

$$\text{令 } \mathbf{x} = [\mathbf{r}^T \ \mathbf{v}^T \ m]^T, \mathbf{u} = \frac{\mathbf{T}}{m};$$

已知标称轨道状态 \mathbf{x}_{ref} 与控制量 \mathbf{u}_{ref} ,标称轨道的起始时间 t_0 与终端时刻 t_f ,将标称轨道进行*N*等分,得到控制周期 $\Delta T = (t_f - t_0) / N$,即实现标称轨道状态和控制量的离散化处理,得到标称轨道状态和控制量的离散化数据;

步骤二实现方法为,

对于第*i*个($i = 1, 2, \dots, N$)控制周期,起始时间为 t_i ,根据导航系统估计值获得 t_i 时刻探测器的估计状态 $\mathbf{x}(t_i)$,即实现轨道状态预测;

步骤三实现方法为,

为了使探测器实际飞行轨道与标称轨道接近,同时使探测器能够在预定的时间到达目标位置,在利用模型预测控制方法解决该问题时,对于每一控制节点,需要求解如下的滚动最优控制问题P1:

性能指标:

$$J(\mathbf{u}) = \int_{t_i}^{t_f} (\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}\| + \|\mathbf{u} - \mathbf{u}_{ref}\|) dt$$

约束条件:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$$

$$\begin{aligned}x(t_i) &= x_i \\x(t_f) &= x_f \\||u|| &\leq u_{\max}\end{aligned}$$

其中：函数 $f(x, u, t)$ 是探测器动力学方程的紧凑形式，最大推进加速度 u_{\max} 分别根据标称轨道与实际任务要求得到；

基于序列凸优化方法，采用泰勒级数展开对滚动最优控制问题P1进行凸化处理，获得滚动最优控制问题P1的滚动最优控制凸化模型P2：

性能指标：

$$J(\mathbf{u}) = \int_{t_i}^{t_f} (||\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}|| + ||\mathbf{u} - \mathbf{u}_{ref}||) dt + \rho$$

约束条件：

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}^k} (\mathbf{x} - \mathbf{x}^k) + \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}^k} (\mathbf{u} - \mathbf{u}^k) + \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \Big|_{\mathbf{x}^k, \mathbf{u}^k}$$

$$\begin{aligned}x(t_i) &= x_i \\x(t_f) &= x_f \\||u|| &\leq u_{\max} \\||x - x^k|| + ||u - u^k|| &\leq \rho\end{aligned}$$

其中： ρ 表示在序列凸优化算法中近似凸优化问题解的置信域，将置信域加入到性能指标中能够提升凸优化方法的收敛速度并降低凸优化方法发散与迭代中断的风险；

采用序列凸优化方法求解最优控制问题P2，对探测器转移轨道进行重规划，获得新的轨道控制律 $u(t)$ ， $t_i \leq t \leq t_f$ ；

步骤四实现方法为，

探测器在步骤二中对应的第 i 个控制周期内按照步骤三得到的控制指令 $u(t)$ ， $t_i \leq t \leq t_i + \Delta T$ 执行轨道控制，直至探测器完成第 i 个控制周期内的飞行控制任务，令 $t_{i+1} = t_i + \Delta T$ ，返回步骤二；

步骤五实现方法为，

采用序列凸优化方法求解最优控制问题，对探测器转移轨道进行重规划，获得更新的轨道控制律；探测器在该控制周期内按照更新的控制指令执行轨道控制，直至达到下一控制时刻；重复迭代上述步骤，当 $t_{i+1} = t_f$ 时，轨道自主控制终止，其中 t_f 为终端时刻。

一种深空探测器轨道自主控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种深空探测器轨道自主控制方法,属于航空航天技术领域。

背景技术

[0002] 深空探测器在行星际飞行过程中受到发射误差、导航误差、推力器执行误差等多种因素的影响,将逐渐偏离其预定设计轨道,使得探测器无法达到目标位置,导致探测任务的失败;另一方面,深空探测器在任务过程中距地面测控站远,通信时间长,无法依靠地面测控系统实施探测器的轨道控制。因此,这就要求深空探测器具备自主的轨道控制能力。随着深空探测任务对探测器自主性需求日益迫切,深空探测器轨道自主控制方法的研究是目前航天领域的热点问题之一。

[0003] 在已发展的深空探测器轨道自主控制方法中,在先技术[1](尚海滨,金婷,王帅, et al.基于B平面参数的行星际小推力轨道制导策略[J].北京理工大学学报,2013,33(11).),采用一种基于目标B平面参数的闭环预测制导算法。以B平面参数为目标约束,建立目标B平面参数与离散制导参数间的关系,基于微分校正思想,采用分段逐次修正策略实现制导参数的修正。该方法采用B平面参数作为制导目标约束,提高了小推力转移轨道的制导精度,但鲁棒性较差,当实际轨道与标称轨道的偏差值较大时,难以修正轨道。

[0004] 在先技术[2](Starek J A,Kolmanovsky I V.Nonlinear model predictive control strategy for low thrust spacecraft missions[J].Optimal Control Applications and Methods,2014,35(1):1-20.),采用模型预测控制方法来解决探测器低推行星际转移问题,研究了一种以最优轨迹为参考的轨迹校正方法,以最小能耗为目标,以当前状态作为初始条件进行轨道重规划,利用序列二次规划算法求解轨道最优控制问题。整段轨道被离散为一系列控制子区间,在这些子区间上,控制律变为分段线性。该方法具有良好的鲁棒性,但利用传统非线性规划算法求解最优控制律,计算速度慢,无法满足自主控制需求。

发明内容

[0005] 针对现有方法鲁棒性较差,求解最优控制问题速度慢等问题,本发明公开的一种深空探测器轨道自主控制方法要解决的技术问题是:提供一种基于凸优化思想的深空探测器轨道模型预测控制的方法,在重规划轨道时能够比较快的求解轨道最优控制问题,符合自主控制在线实施的需求,同时,凸优化有较强的收敛性,鲁棒性好,求得的解为全局最优解。

[0006] 本发明的目的是通过下述技术方案实现的。

[0007] 本发明公开的一种深空探测器轨道自主控制方法,将已知优化设计的标称轨道进行离散,得到标称轨道状态和控制量的离散化数据;对于当前的控制周期,根据导航系统估计值获得后面时刻探测器的估计状态;然后以当前状态为轨道初值,以标称轨道的终端状态为目标值,采用序列凸优化方法求解最优控制问题,对探测器转移轨道进行重规划,获得

新的轨道控制律;探测器在该控制周期内按照新的控制指令执行轨道控制,直至达到下一控制时刻。重复迭代上述步骤,直到到达终端时刻,轨道自主控制终止。

[0008] 本发明公开的一种深空探测器轨道自主控制方法,包括如下步骤:

[0009] 步骤一,将已知优化设计的标称轨道进行离散,得到标称轨道状态和控制量的离散化数据。

[0010] 建立深空探测器的轨道动力学模型为:

$$[0011] \quad \begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \frac{\mathbf{T}}{m} \\ \dot{m} = -\alpha_{fuel} \|\mathbf{T}\| \end{cases}$$

[0012] 其中: \mathbf{r} 、 \mathbf{v} 、 m 分别表示探测器的位置、速度与质量; \mathbf{T} 为探测器的三维推力矢量; μ 表示太阳引力系数、 α_{fuel} 为探测器质量消耗率。

[0013] 由于探测器推进系统产生的推力大小受限,因此探测器三维推力矢量的模长应满足如下约束条件:

$$[0014] \quad \|\mathbf{T}\| \leq T_{\max}$$

$$[0015] \quad \text{令 } \mathbf{x} = [\mathbf{r}^T \quad \mathbf{v}^T \quad m]^T, \mathbf{u} = \frac{\mathbf{T}}{m}。$$

[0016] 已知标称轨道状态 \mathbf{x}_{ref} 与控制量 \mathbf{u}_{ref} ,标称轨道的起始时间 t_0 与终端时刻 t_f ,将标称轨道进行 N 等分,得到控制周期 $\Delta T = (t_f - t_0) / N$,即实现标称轨道状态和控制量的离散化处理,得到标称轨道状态和控制量的离散化数据。

[0017] 步骤二,分别在每个轨道控制周期内预测轨道状态。

[0018] 对于第 i 个($i=1, 2, \dots, N$)控制周期,起始时间为 t_i ,根据导航系统估计值获得 t_i 时刻探测器的估计状态 $\mathbf{x}(t_i)$,即实现轨道状态预测。

[0019] 步骤三,定义需要求解如下的滚动最优控制问题P1,基于序列凸优化方法,对滚动最优控制问题P1进行凸化处理,获得滚动最优控制问题P1的凸化模型P2,采用序列凸优化方法求解最优控制问题P2,对探测器转移轨道进行重规划,获得新的轨道控制律。

[0020] 为了使探测器实际飞行轨道与标称轨道接近,同时使探测器能够在预定的时间到达目标位置,在利用模型预测控制方法解决该问题时,对于每一控制节点,需要求解如下的滚动最优控制问题P1:

[0021] 性能指标:

$$[0022] \quad J(\mathbf{u}) = \int_{t_i}^{t_f} (\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}\| + \|\mathbf{u} - \mathbf{u}_{ref}\|) dt$$

[0023] 约束条件:

$$[0024] \quad \dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$$

$$[0025] \quad \mathbf{x}(t_i) = \mathbf{x}_i$$

$$[0026] \quad \mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}_f$$

$$[0027] \quad \|\mathbf{u}\| \leq u_{\max}$$

[0028] 其中:函数 $f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$ 是探测器动力学方程的紧凑形式,最大推进加速度 u_{\max} 分别根据标称轨道与实际任务要求得到。

[0029] 基于序列凸优化方法,采用泰勒级数展开对滚动最优控制问题P1进行凸化处理,获得滚动最优控制问题P1的滚动最优控制凸化模型P2:

[0030] 性能指标:

$$[0031] \quad J(\mathbf{u}) = \int_{t_i}^{t_f} (\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}\| + \|\mathbf{u} - \mathbf{u}_{ref}\|) dt + \rho$$

[0032] 约束条件:

$$[0033] \quad \dot{\mathbf{x}}(t) = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}^k} (\mathbf{x} - \mathbf{x}^k) + \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}^k} (\mathbf{u} - \mathbf{u}^k) + \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \Big|_{\mathbf{x}^k, \mathbf{u}^k}$$

$$[0034] \quad \mathbf{x}(t_i) = \mathbf{x}_i$$

$$[0035] \quad \mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}_f$$

$$[0036] \quad \|\mathbf{u}\| \leq \mathbf{u}_{\max}$$

$$[0037] \quad \|\mathbf{x} - \mathbf{x}^k\| + \|\mathbf{u} - \mathbf{u}^k\| \leq \rho$$

[0038] 其中: ρ 表示在序列凸优化算法中近似凸优化问题解的置信域,将置信域加入到性能指标中能够提升凸优化方法的收敛速度并降低凸优化方法发散与迭代中断的风险。

[0039] 采用序列凸优化方法求解最优控制问题P2,对探测器转移轨道进行重规划,获得新的轨道控制律 $\mathbf{u}(t)$, $t_i \leq t \leq t_f$;

[0040] 步骤四,探测器在步骤二中对应的第 i 个控制周期内按照步骤三得到的控制指令执行轨道控制,直至探测器完成第 i 个控制周期内的飞行控制任务,令 $t_{i+1} = t_i + \Delta T$,返回步骤二。

[0041] 探测器在步骤二中对应的第 i 个控制周期内按照步骤三得到的控制指令 $\mathbf{u}(t)$, $t_i \leq t \leq t_i + \Delta T$ 执行轨道控制,直至探测器完成第 i 个控制周期内的飞行控制任务,令 $t_{i+1} = t_i + \Delta T$,返回步骤二。

[0042] 步骤五,重复迭代步骤二至步骤四,直至轨道自主控制终止。

[0043] 采用序列凸优化方法求解最优控制问题,对探测器转移轨道进行重规划,获得更新的轨道控制律;探测器在该控制周期内按照更新的控制指令执行轨道控制,直至达到下一控制时刻。重复迭代上述步骤,当 $t_{i+1} = t_f$ 时,轨道自主控制终止。

[0044] 有益效果:

[0045] 本发明公开的一种深空探测器轨道自主控制方法,利用模型预测控制方法预测深空探测器飞行过程的后续状态,通过序列凸优化方法求解轨道最优控制问题,对探测器转移轨道进行重规划,通过凸优化方法提高收敛性和鲁棒性,获得更新的轨道控制律。此外,通过凸优化方法求解轨道最优控制问题,能够提高优化问题求解速度,符合自主控制的需求。

附图说明

[0046] 图1为本发明深空探测器轨道自主控制方法流程图;

[0047] 图2为具体实施方式中地球—火星低推力转移轨道图。

具体实施方式

[0048] 为了更好的说明本发明的目的和优点,下面结合附图和实例对发明内容做进一步

说明。

[0049] 实施例1:

[0050] 如图2所示,本实施例公开一种深空探测器轨道自主控制方法,具体实现步骤如下:

[0051] 步骤一,将已知优化设计的标称轨道进行离散,得到标称轨道状态和控制量的离散化数据。

[0052] 建立深空探测器的轨道动力学模型为:

$$[0053] \quad \begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \frac{\mathbf{T}}{m} \\ \dot{m} = -\alpha_{fuel} \|\mathbf{T}\| \end{cases}$$

[0054] 其中: r 、 v 、 m 分别表示探测器的位置、速度与质量; T 为探测器的三维推力矢量; μ 表示太阳引力系数、 α_{fuel} 为探测器质量消耗率。

[0055] 由于探测器推进系统产生的推力大小受限,因此器三维推力矢量的模长应满足如下约束条件:

$$[0056] \quad \|\mathbf{T}\| \leq T_{\max}$$

$$[0057] \quad \text{令 } \mathbf{x} = [\mathbf{r}^T \ \mathbf{v}^T \ m]^T, \mathbf{u} = \frac{\mathbf{T}}{m}。$$

[0058] 已知标称轨道状态 \mathbf{x}_{ref} 与控制量 \mathbf{u}_{ref} ,标称轨道的起始时间 t_0 与终端时刻 t_f ,将标称轨道进行50等分,得到控制周期 $\Delta T = (t_f - t_0) / 50$,即实现标称轨道状态和控制量的离散化处理,得到标称轨道状态和控制量的离散化数据。

[0059] 轨道初始点状态:

$$[0060] \quad \mathbf{r}_0 = [-60544412.47 \ -138973011.01 \ 10293.07] \text{ km}$$

$$[0061] \quad \mathbf{v}_0 = [29.63140060 \ -14.81280821 \ -1.50550590] \text{ km/s}$$

[0062] 轨道末端点状态:

$$[0063] \quad \mathbf{r}_f = [-73275056.62 \ 229357920.17 \ 6603202.14] \text{ km}$$

$$[0064] \quad \mathbf{v}_f = [-21.70480986 \ -9.31009855 \ 0.98008222] \text{ km/s};$$

[0065] 步骤二,分别在每个轨道控制周期内预测轨道状态。

[0066] 对于第 i 个($i=1,2,\dots,N$)控制周期,起始时间为 t_i ,根据导航系统估计值获得 t_i 时刻探测器的估计状态 $\mathbf{x}(t_i)$,即实现轨道状态预测。

[0067] 步骤三,定义需要求解如下的滚动最优控制问题P1,基于序列凸优化方法,对滚动最优控制问题P1进行凸化处理,获得滚动最优控制问题P1的凸化模型P2,采用序列凸优化方法求解最优控制问题P2,对探测器转移轨道进行重规划,获得新的轨道控制律。

[0068] 为了使探测器实际飞行轨道与标称轨道接近,同时使探测器能够在预定的时间到达目标位置,在利用模型预测控制方法解决该问题时,对于每一控制节点,需要求解如下的滚动最优控制问题P1:

[0069] 性能指标:

$$[0070] \quad J(\mathbf{u}) = \int_{t_i}^{t_f} (\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}\| + \|\mathbf{u} - \mathbf{u}_{ref}\|) dt$$

[0071] 约束条件:

[0072] $\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$

[0073] $\mathbf{x}(t_i) = \mathbf{x}_i$

[0074] $\mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}_f$

[0075] $\|\mathbf{u}\| \leq u_{\max}$

[0076] 其中：函数 $f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$ 是探测器动力学方程的紧凑形式，最大推进加速度 u_{\max} 值取 $5.93 \times 10^{-6} \text{ km/s}^2$ 。

[0077] 基于序列凸优化方法，采用泰勒级数展开对滚动最优控制问题P1进行凸化处理，获得滚动最优控制问题P1的滚动最优控制凸化模型P2：

[0078] 性能指标：

[0079] $J(\mathbf{u}) = \int_{t_i}^{t_f} (\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}\| + \|\mathbf{u} - \mathbf{u}_{ref}\|) dt + \rho$

[0080] 约束条件：

[0081] $\dot{\mathbf{x}}(t) = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}^k} (\mathbf{x} - \mathbf{x}^k) + \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}^k} (\mathbf{u} - \mathbf{u}^k) + f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \Big|_{\mathbf{x}^k, \mathbf{u}^k}$

[0082] $\mathbf{x}(t_i) = \mathbf{x}_i$

[0083] $\mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}_f$

[0084] $\|\mathbf{u}\| \leq u_{\max}$

[0085] $\|\mathbf{x} - \mathbf{x}^k\| + \|\mathbf{u} - \mathbf{u}^k\| \leq \rho$

[0086] 其中： ρ 表示在序列凸优化算法中近似凸优化问题解的置信域，将置信域加入到性能指标中能够提升凸优化方法的收敛速度并降低凸优化方法发散与迭代中断的风险。

[0087] 采用序列凸优化方法求解最优控制问题P2，对探测器转移轨道进行重规划，获得新的轨道控制律 $\mathbf{u}(t)$ ， $t_i \leq t \leq t_f$ ；

[0088] 步骤四，探测器在步骤二中对应的第 i 个控制周期内按照步骤三得到的控制指令执行轨道控制，直至探测器完成第 i 个控制周期内的飞行控制任务，令 $t_{i+1} = t_i + \Delta T$ ，返回步骤二。

[0089] 探测器在步骤二中对应的第 i 个控制周期内按照步骤三得到的控制指令 $\mathbf{u}(t)$ ， $t_i \leq t \leq t_i + \Delta T$ 执行轨道控制，直至探测器完成第 i 个控制周期内的飞行控制任务，令 $t_{i+1} = t_i + \Delta T$ ，返回步骤二。

[0090] 步骤五，重复迭代步骤二至步骤四，轨道自主控制终止。

[0091] 采用序列凸优化方法求解最优控制问题，对探测器转移轨道进行重规划，获得更新的轨道控制律；探测器在该控制周期内按照更新的控制指令执行轨道控制，直至达到下一控制时刻。不断重复上述步骤，当 $t_{i+1} = t_f$ 时，轨道自主控制终止。在整个轨道自主控制过程中，选取最小的控制周期为 431136 s ，单次最大计算时间为 5.2 s ，计算时间与控制周期的比值不超过 0.002% ，满足自主控制要求。

[0092] 以上所述的具体描述，对发明的目的、技术方案和有益效果进行了进一步详细说明，所应理解的是，以上所述仅为本发明的具体实施例而已，并不用于限定本发明的保护范围，凡在本发明的精神和原则之内，所做的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本发明的保护范围之内。

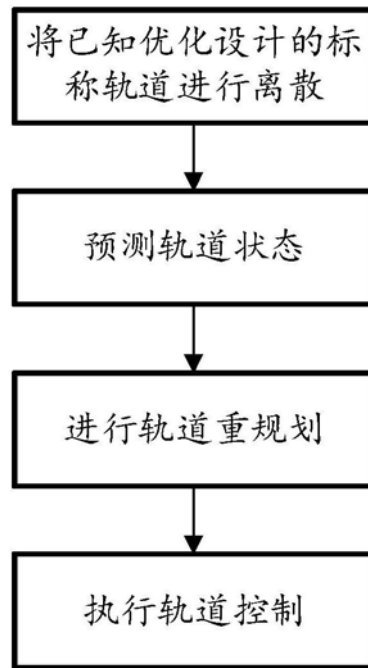


图1

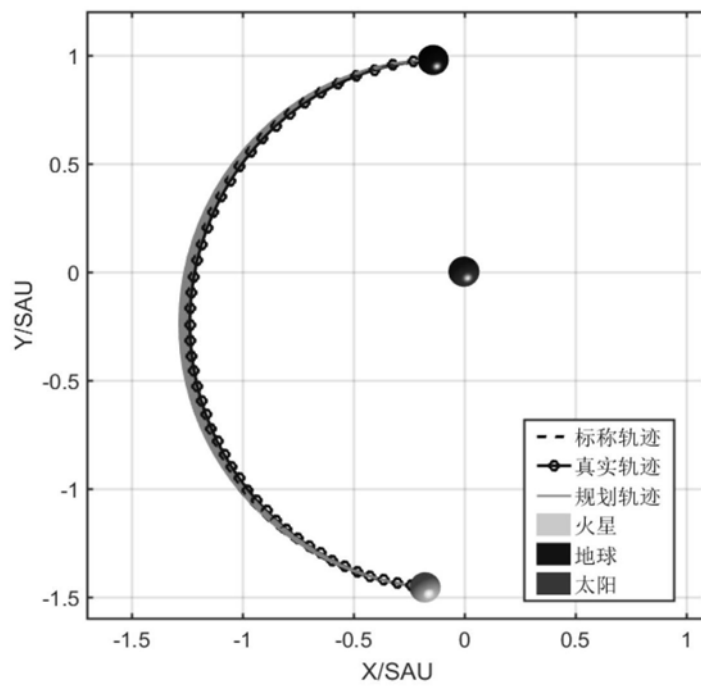


图2