



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115373264 A

(43) 申请公布日 2022. 11. 22

(21) 申请号 202210877501.2

(22) 申请日 2022.07.25

(71) 申请人 哈尔滨工业大学

地址 150001 黑龙江省哈尔滨市南岗区西
大直街92号

(72) 发明人 吴宝林 陈俊宇 丁学良 戴瀚苏
马军 许闯 李化义

(74) 专利代理机构 哈尔滨华夏松花江知识产权
代理有限公司 23213

专利代理师 岳昕

(51) Int. Cl.

G05B 13/04 (2006.01)

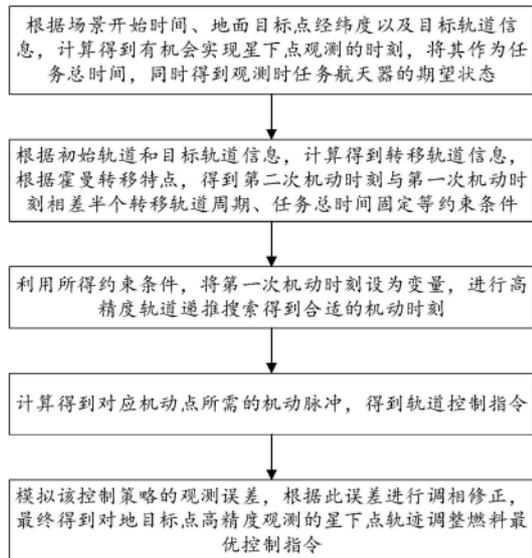
权利要求书4页 说明书11页 附图8页

(54) 发明名称

高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法及设备

(57) 摘要

高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法及设备,属于航天器轨道控制技术领域。为了解决常规对星下点轨迹调整的方法存在控制精度不高、燃料消耗较大的问题。本发明根据场景开始时间、地面目标经纬度以及目标轨道信息,计算得到一天内有机会实现星下点观测的时刻,选出任务总时间,并得到观测时任务航天器的期望状态。然后根据初始轨道和目标轨道信息,计算得到转移轨道信息,根据霍曼转移特点及约束条件,将第一次机动时刻设为变量,进行高精度轨道递推搜索得到合适的机动时刻,并将轨道控制指令代入高精度轨道动力学模型进行轨道递推,模拟观测误差并对机动时刻进行调相处理,得到修正后的轨道控制指令,实现对地面目标的高精度观测。



1. 高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,其特征在于,包括以下步骤:

S1、根据场景开始时间、B点经纬度以及A星初始轨道信息,计算得到有机会实现星下点观测的时刻,将其作为任务总时间,同时得到观测时A星的期望状态;

所述A星为任务航天器,B点表示对地面目标B进行观测;

S2、根据霍曼转移特点得到轨道机动的相关约束条件,将第一次机动时刻设为变量,将A星的初始轨道信息和期望状态代入高精度轨道动力学模型进行轨道递推搜索得到合适的机动时刻,同时,结合初始轨道及目标轨道信息得到对应机动点所需的机动脉冲,由此得到轨道控制指令;

S3、将轨道控制指令代入高精度轨道动力学模型进行轨道递推,模拟出观测误差,根据此误差对机动时刻进行调相修正,最终得到对地目标观测的星下点轨迹调整燃料最优控制策略;

在地球惯性坐标系下,高精度轨道动力学模型如下:

$$\begin{cases} v_x = \dot{x} \\ v_y = \dot{y} \\ v_z = \dot{z} \\ a_x = f_x - \frac{\mu x}{r^3} \\ a_y = f_y - \frac{\mu y}{r^3} \\ a_z = f_z - \frac{\mu z}{r^3} \end{cases} \quad (1)$$

其中,(x,y,z)为所述任务航天器在地球惯性坐标系中的位置, v_x 、 v_y 、 v_z 分别为所述任务航天器在地球惯性坐标系三个轴对应位置的一阶导数,即三个轴方向的速度,上标 \cdot 表示一阶导数运算符; a_x 、 a_y 、 a_z 分别表示所述任务航天器在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的加速度; r 表示所述任务航天器质心到地心的距离; μ 表示地球引力常数; f_x 、 f_y 、 f_z 分别表示所述任务航天器受到的非保守力产生的加速度在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量。

2. 根据权利要求1所述高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,其特征在于,所述任务航天器受到的非保守力中所包含的干扰项至少包括地球非球形引力摄动干扰以及大气阻力摄动干扰, f_x 、 f_y 、 f_z 表达式具体如下:

$$\begin{cases} f_x = f_{cx} + f_{ex} + f_{Ax} \\ f_y = f_{cy} + f_{ey} + f_{Ay} \\ f_z = f_{cz} + f_{ez} + f_{Az} \end{cases} \quad (2)$$

其中, f_{cx} 、 f_{cy} 、 f_{cz} 分别表示所述任务航天器受到的控制力产生的加速度在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量; f_{ex} 、 f_{ey} 、 f_{ez} 分别表示所述任务航天器受到的地球非球形引力摄动产生的加速度在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量; f_{Ax} 、 f_{Ay} 、 f_{Az} 分别表示所述任务航天器受到的大气阻力产生的加速度在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量;

3. 根据权利要求2所述高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,其特征在于,

任务航天器受到的地球非球形引力摄动产生的加速度在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量 f_{ex} 、 f_{ey} 、 f_{ez} 如下：

$$\begin{cases} f_{ex} = -\frac{3}{2}J_2 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^2 \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2}J_3 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^3 \left(\frac{3z}{r} - \frac{7z^3}{r^3}\right) \\ \quad + \frac{5}{8}J_4 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^4 \left(3 - \frac{42z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right) \\ f_{ey} = -\frac{3}{2}J_2 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^2 \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2}J_3 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^3 \left(\frac{3z}{r} - \frac{7z^3}{r^3}\right) \\ \quad + \frac{5}{8}J_4 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^4 \left(3 - \frac{42z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right) \\ f_{ez} = -\frac{3}{2}J_2 \frac{\mu z}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^2 \left(3 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2}J_3 \frac{\mu}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^3 \left(\frac{6z^2}{r} - \frac{7z^4}{r^3} - \frac{3r}{5}\right) \\ \quad + \frac{5}{8}J_4 \frac{\mu z}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^4 \left(15 - \frac{70z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right) \end{cases} \quad (3)$$

其中,Re为地球半径,带谐项系数 J_2 、 J_3 、 J_4 均为常数。

4. 根据权利要求3所述高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,其特征在于,任务航天器受到的大气阻力产生的加速度在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量 f_{Ax} 、 f_{Ay} 、 f_{Az} 如下：

$$\begin{cases} f_{Ax} = \frac{F_{Ax}}{M} \\ f_{Ay} = \frac{F_{Ay}}{M} \\ f_{Az} = \frac{F_{Az}}{M} \end{cases} \quad (5)$$

其中, F_{Ax} 、 F_{Ay} 、 F_{Az} 分别表示任务航天器受到的大气阻力 F_A 在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量,M为所述任务航天器质量。

5. 根据权利要求4所述高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,其特征在于,任务航天器受到的大气阻力 F_A 如下：

$$F_A = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_D A_p \mathbf{v}$$

其中: ρ 为大气密度; V_R 为大气相对于航天器的速度; C_D 为阻力系数; A_p 为迎流面面积; \mathbf{v} 为来流方向单位矢量。

6. 根据权利要求1至5之一所述高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,其特征在于,所述步骤S2的具体过程如下：

首先,利用面内机动的特点,根据场景开始时间、地面目标经纬度以及目标轨道信息,计算得到一天内有机会实现星下点观测的两个时刻；

设任务航天器初始轨道根数 $oev_0 = [a_0, e_0, i_0, \omega_0, \Omega_0, f_0]$,其中, a_0 为初始半长轴, e_0 为初始偏心率, i_0 为初始轨道倾角, ω_0 为初始近地点幅角, Ω_0 为初始升交点赤经, f_0 为初始真近角; H_f 为目标轨道高度,Re为地球半径；

基于面内机动,目标轨道的轨道根数 $oev_{f1} = [Re+H_f, e_0, i_0, \omega_0, \Omega_0, f_0]$,将其代入高精度轨道动力学模型递推一个轨道周期,得到目标轨道一周期内任意时刻对应的位置矢量 \vec{r}_{orbit} 的集合;然后结合场景开始时间,目标经纬度 (Lon_t, Lat_t) ,并考虑地球自转的章动和岁差,求得地面目标一天内在ECI坐标系下的位置矢量 \vec{r}_{target} 的集合,该矢量集合为一个锥形;通过遍历将每个序列的 \vec{r}_{orbit} 与每个序列的 \vec{r}_{target} 点乘求夹角,得到一天内有机会实现星下点观测的两个时刻 t_{f1} 和 t_{f2} ,根据 t_{f1} 和 t_{f2} 的具体数值选择其中的一个作为任务总时间,为描述方便,不失一般性地,取任务总时间 $t_f = t_{f1}$;同时,得到 t_f 时刻目标轨道上对应的 $\vec{r}_f^{(ref)}, \vec{v}_f^{(ref)}$, $\vec{r}_f^{(ref)}, \vec{v}_f^{(ref)}$ 分别为所述任务航天器在地球惯性坐标系下的期望位置矢量和期望速度矢量;

接下来搜索得到合适的霍曼转移时刻;该星下点轨迹调整问题描述为:从出发点时刻 t_0 开始,寻找一个合适的机动点时刻 t_1 ,进行一次Hohmann转移,经过半个转移轨道周期,到达机动点2,此刻时间记为 t_2 ,机动成为目标圆轨道,经过一段时间后,在 t_f 时刻,航天器星下点到达目标位置附近;且对于该问题,出发点任务航天器的位置速度已知,转移轨道周期可以提前算出,终点任务航天器的期望位置速度已知;

根据该问题描述,确定搜索算法如下:

(a) 设定序列的等待时间序列 $t_{w1} = t_{w1}^{start} : \Delta t : t_{w1}^{end}$, Δt 为时间步长,用 $t_{w1}^{(i)}$ 表示序列中第 i 个等待时间, $i = 1, 2, \dots, n$, t_{w1}^{start} 、 t_{w1}^{end} 分别为开始和结束时间;因此根据约束条件 $t_{w1} = t_1 - t_0$ 得到对应序列的 $t_1^{(i)}$,同时根据约束条件 $t_{tf} = t_2 - t_1$ 得到对应序列的 $t_2^{(i)}$,其中 t_{tf} 为转移时间;最后根据约束条件 $t_{w2} = t_f - t_2$ 得到对应序列的 $t_{w2}^{(i)}$,由此得到通过确定特定的等待时间 $t_{w1}^{(i)}$ 所得到的特定解;

(b) 对于第 i 个时间序列,从出发点轨道递推 $t_{w1}^{(i)}$ 时间得到机动点1的位置矢径 $\vec{r}_1^{(i)}$,从终点轨道倒推 $t_{w2}^{(i)}$ 时间得到机动点2的位置矢径 $\vec{r}_2^{(i)}$;

(c) 通过点乘计算得到 $\vec{r}_1^{(i)}$ 和 $\vec{r}_2^{(i)}$ 夹角,设误差裕度 ε ,若 $\langle \vec{r}_1^{(i)}, \vec{r}_2^{(i)} \rangle \leq 180^\circ - \varepsilon$,特定解不是合适解;

进行序列更新,令 $i = i + 1$,将更新后的第 i 个时间序列 $t_{w1}^{(i)}$ 和 $t_{w2}^{(i)}$ 代入(b)和(c)中进行计算;当 $\langle \vec{r}_1^{(i)}, \vec{r}_2^{(i)} \rangle > 180^\circ - \varepsilon$,则说明搜索到了合适的霍曼转移时刻,记录下此时的 $t_{w1}^{(i)}$,退出循环;

由此便得到合适的霍曼转移时刻,并计算得到机动脉冲大小;

由此便得到了基于霍曼转移的星下点轨迹调整燃料最优控制指令。

7. 根据权利要求6所述高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,其特征在于,所述的转移时间如下:

$$t_{tf} = 2\pi \sqrt{\frac{a_{tf}^3}{\mu}} * \left(\frac{1}{2} + n \right) \quad (9)$$

其中, a_{tf} 代表转移轨道半长轴, n 代表转移轨道额外运行的圈数, $n = 1$ 表示航天器在转

移轨道上运行了1.5圈。

8. 根据权利要求6所述高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,其特征在于,根据此误差对机动时刻进行调相修正的过程中,将星下点经纬度与目标经纬度存在的偏差认为是任务航天器由于受摄动影响,通过调相的方式使航天器抵近时经过目标正上方,具体包括以下步骤:

以同纬度时的航天器星下点与目标的距离 d_{s-t} 来描述初始的控制误差,以 d_{s-t} 的符号表示二者的位置关系: $d_{s-t} > 0$ 时,目标在星下点右侧, $d_{s-t} < 0$,目标在星下点左侧;

目标随着地球自转运动,目标在惯性空间中的速度表示为:

$$v_{\text{target}} = 2\pi * R_e * \cos(\text{Lat}_t) / 86400 \quad (12)$$

其中, R_e 代表地球半径, Lat_t 代表目标的纬度;

目标到达轨道正下方投影还需要的时间 Δt_t 表示为:

$$\Delta t_t = d_{s-t} / v_{\text{target}} \quad (13)$$

Δt_t 为负表示目标滞后,还需 $|\Delta t_t|$ 到达轨道正下方,数值为正表示目标已经在 $|\Delta t_t|$ 前到达了轨道正下方;

通过调相的方式使航天器抵近时经过目标正上方。

9. 一种计算机存储介质,其特征在于,所述存储介质中存储有至少一条指令,所述至少一条指令由处理器加载并执行以实现如权利要求1至8之一所述的高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法。

10. 一种高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制设备,其特征在于,所述设备包括处理器和存储器,所述存储器中存储有至少一条指令,所述至少一条指令由处理器加载并执行以实现如权利要求1至8之一所述的高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法。

高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法及设备

技术领域

[0001] 本发明属于航天器轨道控制技术领域,具体涉及一种高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法、装置及介质。

背景技术

[0002] 对于近地轨道的对地观测卫星,由于任务的需要,常常需要他们通过轨道机动进行星下点轨迹调整,使得航天器能够快速运行到地面目标上空进行观测,同时要求调整为超低轨道(轨道高度在120km-300km)并尽可能减少燃料消耗。针对该星下点轨迹调整问题,目前常规方法是在二体条件下进行解析求解,但是这种算法的缺点是无法克服地球非球形引力、大气阻力等摄动因素的影响,导致其控制精度不高,无法实现高精度的星下点轨迹调整,同时,其求解出的燃料消耗也较大,因此对于高精度的星下点轨迹调整应用十分受限。

发明内容

[0003] 本发明为了解决常规对星下点轨迹调整的方法存在控制精度不高、燃料消耗较大的问题。

[0004] 高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法,包括以下步骤:

[0005] S1、根据场景开始时间、B点经纬度以及A星初始轨道信息,计算得到有机会实现星下点观测的时刻,将其作为任务总时间,同时得到观测时A星的期望状态;

[0006] 所述A星为任务航天器,B点表示对地面目标B进行观测;

[0007] S2、根据霍曼转移特点得到轨道机动的相关约束条件,将第一次机动时刻设为变量,将A星的初始轨道信息和期望状态代入高精度轨道动力学模型进行轨道递推搜索得到合适的机动时刻,同时,结合初始轨道及目标轨道信息得到对应机动点所需的机动脉冲,由此得到轨道控制指令;

[0008] S3、将轨道控制指令代入高精度轨道动力学模型进行轨道递推,模拟出观测误差,根据此误差对机动时刻进行调相修正,最终得到对地目标观测的星下点轨迹调整燃料最优控制策略;

[0009] 在地球惯性坐标系下,高精度轨道动力学模型如下:

$$[0010] \begin{cases} v_x = \dot{x} \\ v_y = \dot{y} \\ v_z = \dot{z} \\ a_x = f_x - \frac{\mu x}{r^3} \\ a_y = f_y - \frac{\mu y}{r^3} \\ a_z = f_z - \frac{\mu z}{r^3} \end{cases} \quad (1)$$

[0011] 其中, (x, y, z) 为所述任务航天器在地球惯性坐标系中的位置, v_x, v_y, v_z 分别为所述任务航天器在地球惯性坐标系三个轴对应位置的一阶导数, 即三个轴方向的速度, 上标 \cdot 表示一阶导数运算符; a_x, a_y, a_z 分别表示所述任务航天器在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的加速度; r 表示所述任务航天器质心到地心的距离; μ 表示地球引力常数; f_x, f_y, f_z 分别表示所述任务航天器受到的非保守力产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量。

[0012] 进一步地, 所述任务航天器受到的非保守力中所包含的干扰项至少包括地球非球形引力摄动干扰以及大气阻力摄动干扰, f_x, f_y, f_z 表达式具体如下:

$$[0013] \quad \begin{cases} f_x = f_{cx} + f_{ex} + f_{Ax} \\ f_y = f_{cy} + f_{ey} + f_{Ay} \\ f_z = f_{cz} + f_{ez} + f_{Az} \end{cases} \quad (2)$$

[0014] 其中, f_{cx}, f_{cy}, f_{cz} 分别表示所述任务航天器受到的控制力产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量; f_{ex}, f_{ey}, f_{ez} 分别表示所述任务航天器受到的地球非球形引力摄动产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量; f_{Ax}, f_{Ay}, f_{Az} 分别表示所述任务航天器受到的大气阻力产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量;

[0015] 进一步地, 任务航天器受到的地球非球形引力摄动产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量 f_{ex}, f_{ey}, f_{ez} 如下:

$$[0016] \quad \begin{cases} f_{ex} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^2 \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2} J_3 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^3 \left(\frac{3z}{r} - \frac{7z^3}{r^3}\right) \\ \quad + \frac{5}{8} J_4 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^4 \left(3 - \frac{42z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right) \\ f_{ey} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^2 \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2} J_3 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^3 \left(\frac{3z}{r} - \frac{7z^3}{r^3}\right) \\ \quad + \frac{5}{8} J_4 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^4 \left(3 - \frac{42z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right) \\ f_{ez} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{\mu z}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^2 \left(3 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2} J_3 \frac{\mu}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^3 \left(\frac{6z^2}{r} - \frac{7z^4}{r^3} - \frac{3r}{5}\right) \\ \quad + \frac{5}{8} J_4 \frac{\mu z}{r^3} \left(\frac{Re}{r}\right)^4 \left(15 - \frac{70z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right) \end{cases} \quad (3)$$

[0017] 其中, Re 为地球半径, 带谐项系数 J_2, J_3, J_4 均为常数。

[0018] 进一步地, 任务航天器受到的大气阻力产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量 f_{Ax}, f_{Ay}, f_{Az} 如下:

$$[0019] \quad \begin{cases} f_{Ax} = \frac{F_{Ax}}{M} \\ f_{Ay} = \frac{F_{Ay}}{M} \\ f_{Az} = \frac{F_{Az}}{M} \end{cases} \quad (5)$$

[0020] 其中, F_{Ax}, F_{Ay}, F_{Az} 分别表示任务航天器受到的大气阻力 F_A 在地球惯性坐标系下的

x、y、z轴方向的分量,M为所述任务航天器质量。

[0021] 进一步地,任务航天器受到的大气阻力 F_A 如下:

$$[0022] \quad F_A = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_D A_p \mathbf{v}$$

[0023] 其中: ρ 为大气密度; V_R 为大气相对于航天器的速度; C_D 为阻力系数; A_p 为迎流面面积; \mathbf{v} 为来流方向单位矢量。

[0024] 进一步地,所述步骤S2的具体过程如下:

[0025] 首先,利用面内机动的特点,根据场景开始时间、地面目标经纬度以及目标轨道信息,计算得到一天内有机会实现星下点观测的两个时刻;

[0026] 设任务航天器初始轨道根数 $oev_0 = [a_0, e_0, i_0, \omega_0, \Omega_0, f_0]$,其中, a_0 为初始半长轴, e_0 为初始偏心率, i_0 为初始轨道倾角, ω_0 为初始近地点幅角, Ω_0 为初始升交点赤经, f_0 为初始真近角; H_f 为目标轨道高度, Re 为地球半径;

[0027] 基于面内机动,目标轨道的轨道根数 $oev_{f1} = [Re+H_f, e_0, i_0, \omega_0, \Omega_0, f_0]$,将其代入高精度轨道动力学模型递推一个轨道周期,得到目标轨道一周内任意时刻对应的位置矢量 \vec{r}_{orbit} 的集合;然后结合场景开始时间,目标经纬度 (Lon_t, Lat_t) ,并考虑地球自转的章动和岁差,求得地面目标一天内在ECI坐标系下的位置矢量 \vec{r}_{target} 的集合,该矢量集合为一个锥形;通过遍历将每个序列的 \vec{r}_{orbit} 与每个序列的 \vec{r}_{target} 点乘求夹角,得到一天内有机会实现星下点观测的两个时刻 t_{f1} 和 t_{f2} ,根据 t_{f1} 和 t_{f2} 的具体数值选择其中的一个作为任务总时间,为描述方便,不失一般性地,取任务总时间 $t_f = t_{f1}$;同时,得到 t_f 时刻目标轨道上对应的 $\vec{r}_f^{(ref)}, \vec{v}_f^{(ref)}$, $\vec{r}_f^{(ref)}, \vec{v}_f^{(ref)}$ 分别为所述任务航天器在地球惯性坐标系下的的期望位置矢量和期望速度矢量;

[0028] 接下来搜索得到合适的霍曼转移时刻;该星下点轨迹调整问题描述为:从出发点时刻 t_0 开始,寻找一个合适的机动点时刻 t_1 ,进行一次Hohmann转移,经过半个转移轨道周期,到达机动点2,此刻时间记为 t_2 ,机动成为目标圆轨道,经过一段时间后,在 t_f 时刻,航天器星下点到达目标位置附近;且对于该问题,出发点任务航天器的位置速度已知,转移轨道周期可以提前算出,终点任务航天器的期望位置速度已知;

[0029] 根据该问题描述,确定搜索算法如下:

[0030] (a) 设定序列的等待时间序列 $t_{w1} = t_{w1}^{start} : \Delta t : t_{w1}^{end}$, Δt 为时间步长,用 $t_{w1}^{(i)}$ 表示序列中第 i 个等待时间, $i = 1, 2, \dots, n$, t_{w1}^{start} 、 t_{w1}^{end} 分别为开始和结束时间;因此根据约束条件 $t_{w1} = t_1 - t_0$ 得到对应序列的 $t_1^{(i)}$,同时根据约束条件 $t_{tf} = t_2 - t_1$ 得到对应序列的 $t_2^{(i)}$,其中 t_{tf} 为转移时间;最后根据约束条件 $t_{w2} = t_f - t_2$ 得到对应序列的 $t_{w2}^{(i)}$,由此得到通过确定特定的等待时间 $t_{w1}^{(i)}$ 所得到的特定解;

[0031] (b) 对于第 i 个时间序列,从出发点轨道递推 $t_{w1}^{(i)}$ 时间得到机动点1的位置矢径 $\vec{r}_1^{(i)}$,从终点轨道倒推 $t_{w2}^{(i)}$ 时间得到机动点2的位置矢径 $\vec{r}_2^{(i)}$;

[0032] (c) 通过点乘计算得到 $\vec{r}_1^{(i)}$ 和 $\vec{r}_2^{(i)}$ 夹角,设误差裕度 ε ,若 $\langle \vec{r}_1^{(i)}, \vec{r}_2^{(i)} \rangle \leq 180^\circ - \varepsilon$,特定解

不是合适解；

[0033] 进行序列更新,令 $i = i + 1$,将更新后的第 i 个时间序列 $t_{w1}^{(i)}$ 和 $t_{w2}^{(i)}$ 代入(b)和(c)中进行计算;当 $\langle \vec{r}_1^{(i)}, \vec{r}_2^{(i)} \rangle > 180^\circ - \varepsilon$,则说明搜索到了合适的霍曼转移时刻,记录下此时的 $t_{w1}^{(i)}$,退出循环;

[0034] 由此便得到合适的霍曼转移时刻,并计算得到机动脉冲大小;

[0035] 由此便得到了基于霍曼转移的星下点轨迹调整燃料最优控制指令。

[0036] 进一步地,所述的转移时间如下:

$$[0037] \quad t_f = 2\pi \sqrt{\frac{a_{tf}^3}{\mu}} * \left(\frac{1}{2} + n \right) \quad (9)$$

[0038] 其中, a_{tf} 代表转移轨道半长轴, n 代表转移轨道额外运行的圈数, $n = 1$ 表示航天器在转移轨道上运行了1.5圈。

[0039] 进一步地,根据此误差对机动时刻进行调相修正的过程中,将星下点经纬度与目标经纬度存在的偏差认为是任务航天器由于受摄动影响,通过调相的方式使航天器抵近时经过目标正上方,具体包括以下步骤:

[0040] 以同纬度时的航天器星下点与目标的距离 d_{s-t} 来描述初始的控制误差,以 d_{s-t} 的符号表示二者的位置关系: $d_{s-t} > 0$ 时,目标在星下点右侧, $d_{s-t} < 0$,目标在星下点左侧;

[0041] 目标随着地球自转运动,目标在惯性空间中的速度表示为:

$$[0042] \quad v_{target} = 2\pi * R_e * \cos(Lat_t) / 86400 \quad (12)$$

[0043] 其中, R_e 代表地球半径, Lat_t 代表目标的纬度;

[0044] 目标到达轨道正下方投影还需要的时间 Δt_t 表示为:

$$[0045] \quad \Delta t_t = d_{s-t} / v_{target} \quad (13)$$

[0046] Δt_t 为负表示目标滞后,还需 $|\Delta t_t|$ 到达轨道正下方,数值为正表示目标已经在 $|\Delta t_t|$ 前到达了轨道正下方;

[0047] 通过调相的方式使航天器抵近时经过目标正上方。

[0048] 一种计算机存储介质,所述存储介质中存储有至少一条指令,所述至少一条指令由处理器加载并执行以实现所述的高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法。

[0049] 一种高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制设备,所述设备包括处理器和存储器,所述存储器中存储有至少一条指令,所述至少一条指令由处理器加载并执行以实现所述的高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法。

[0050] 有益效果:

[0051] 本发明首先建立了一个用于轨道预报的高精度轨道动力学模型,然后基于该模型建立了一个基于霍曼转移的星下点轨迹调整燃料最优控制算法,同时使用考虑了大气阻力, J_2 、 J_3 、 J_4 等摄动因素影响的高精度轨道动力学模型,适用于精确的星下点轨迹调整。本发明简单易行,可以准确、可靠地计算出需要的机动控制脉冲以及机动时刻,能够准确、可靠地获得所需的机动控制指令以进行精确的星下点轨迹调整;此外,还能够最大程度节省燃料消耗,提高航天器使用寿命。

附图说明

- [0052] 图1为实施例提供的高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制算法方案图。
- [0053] 图2为实施例提供的轨道控制中各种常见的坐标系示意图。
- [0054] 图3为实施例提供的同平面轨道机动星下点观测时刻计算示意图。
- [0055] 图4为实施例提供的星下点轨迹调整经典霍曼转移示意图。
- [0056] 图5为实施例提供的高精度轨道动力学轨道预测X轴预测误差。
- [0057] 图6为实施例提供的高精度轨道动力学轨道预测Y轴预测误差。
- [0058] 图7为实施例提供的高精度轨道动力学轨道预测Z轴预测误差。
- [0059] 图8为实施例提供的星下点误差分析示意图,其中图8(a)为航天器抵近时刻的星下点误差分析示意图,图8(b)为轨道投影过顶时刻的星下点误差分析示意图。
- [0060] 图9为实施例提供的调相修正示意图。
- [0061] 图10为实施例提供的星下点轨迹示意图。
- [0062] 图11为实施例提供的星下点轨迹示意图局部放大。
- [0063] 图12为实施例提供的航天器与目标距离示意图。

具体实施方式

- [0064] 具体实施方式一:结合图1说明本实施方式,
- [0065] 本实施方式为一种高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法。本实施方式以A星为任务航天器,对地面目标B进行观测。
- [0066] 首先,利用面内机动的特点,根据场景开始时间、B点经纬度以及A星初始轨道信息,计算得到有机会实现星下点观测的时刻,将其作为任务总时间,同时得到观测时A星的期望状态。
- [0067] 然后,根据霍曼转移特点得到轨道机动的相关约束条件,将第一次机动时刻设为变量,将A星的初始轨道信息和期望状态代入高精度轨道动力学模型进行轨道递推搜索得到合适的机动时刻,同时,结合初始轨道及目标轨道信息得到对应机动点所需的机动脉冲,由此得到轨道控制指令。将此控制指令代入高精度轨道动力学模型进行轨道递推,模拟出观测误差,根据此误差对机动时刻进行调相修正,最终得到对地目标观测的星下点轨迹调整燃料最优控制策略。
- [0068] 下面进行具体说明:
- [0069] 1、高精度轨道预报:
- [0070] 在航天器姿态和轨道动力学研究中,常用的坐标系包括地心惯性坐标系(Earth Centered Inertial Frame,简称ECI坐标系)、地心地固坐标系(Earth Centered Earth Fixed Frame,简称ECEF坐标系)、航天器轨道坐标系(Local Vertical Local Horizontal Frame,简称LVLH坐标系),如图2所示。在图2中, X^J 、 Y^J 、 Z^J 为ECI坐标系,也可以称之为J2000.0坐标系的坐标轴示意; X^E 、 Y^E 、 Z^E 为ECEF坐标系的坐标轴示意; X^L 、 Y^L 、 Z^L 则为LVLH坐标系的坐标轴示意。
- [0071] 在地球惯性坐标系下,高精度轨道动力学模型可以表示为:

$$[0072] \begin{cases} v_x = \dot{x} \\ v_y = \dot{y} \\ v_z = \dot{z} \\ a_x = f_x - \frac{\mu x}{r^3} \\ a_y = f_y - \frac{\mu y}{r^3} \\ a_z = f_z - \frac{\mu z}{r^3} \end{cases} \quad (1)$$

[0073] 其中, (x, y, z) 为所述任务航天器在地球惯性坐标系中的位置, v_x, v_y, v_z 分别为所述任务航天器在地球惯性坐标系三个轴对应位置的一阶导数, 即三个轴方向的速度, 上标 \cdot 表示一阶导数运算符; a_x, a_y, a_z 分别表示所述任务航天器在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的加速度; r 表示所述任务航天器质心到地心的距离; μ 表示地球引力常数; f_x, f_y, f_z 分别表示所述任务航天器受到的非保守力产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量;

[0074] 所述任务航天器受到的非保守力中所包含的干扰项至少包括地球非球形引力摄动干扰以及大气阻力摄动干扰, f_x, f_y, f_z 表达式具体如下:

$$[0075] \begin{cases} f_x = f_{cx} + f_{ex} + f_{Ax} \\ f_y = f_{cy} + f_{ey} + f_{Ay} \\ f_z = f_{cz} + f_{ez} + f_{Az} \end{cases} \quad (2)$$

[0076] 其中, f_{cx}, f_{cy}, f_{cz} 分别表示所述任务航天器受到的控制力产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量; f_{ex}, f_{ey}, f_{ez} 分别表示所述任务航天器受到的地球非球形引力摄动产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量; f_{Ax}, f_{Ay}, f_{Az} 分别表示所述任务航天器受到的大气阻力产生的加速度在地球惯性坐标系下的 x, y, z 轴方向的分量。

[0077] 通常把地球假设为均匀球体, 此时地球对航天器的引力仅与地心距的平方成反比, 与航天器的经纬度无关, 在此假设条件下, 航天器在地球中心引力场中运行, 运动特性完全可以由开普勒定律进行描述。实际上地球的质量是分布不均匀的, 它是不规则的扁状球体, 赤道半径与其极轴并不相等, 赤道呈轻微的椭圆状, 导致航天器轨道的切线和法线方向同时受到引力作用, 这些因素就被称为地球非球形引力摄动。从而造成地球引力的等位面与等球面不重合, 需要在引力位函数中添加一系列球面调和函数, 这些函数称为摄动函数。

[0078] 对于近地球轨道航天器而言, 地球摄动主要产生于地球的扁状, 在地球引力势函数中, 一般忽略田谐项的影响, 仅考虑带谐项引力位函数, 本方案中考虑了4阶带谐项 (J2、J3、J4), 因此, f_{ex}, f_{ey}, f_{ez} 具体表达式为:

$$\begin{cases}
 f_{ex} = -\frac{3}{2}J_2 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^2 \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2}J_3 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^3 \left(\frac{3z}{r} - \frac{7z^3}{r^3}\right) \\
 \quad + \frac{5}{8}J_4 \frac{\mu x}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^4 \left(3 - \frac{42z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right) \\
 f_{ey} = -\frac{3}{2}J_2 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^2 \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2}J_3 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^3 \left(\frac{3z}{r} - \frac{7z^3}{r^3}\right) \\
 \quad + \frac{5}{8}J_4 \frac{\mu y}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^4 \left(3 - \frac{42z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right) \\
 f_{ez} = -\frac{3}{2}J_2 \frac{\mu z}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^2 \left(3 - \frac{5z^2}{r^2}\right) - \frac{5}{2}J_3 \frac{\mu}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^3 \left(\frac{6z^2}{r} - \frac{7z^4}{r^3} - \frac{3r}{5}\right) \\
 \quad + \frac{5}{8}J_4 \frac{\mu z}{r^3} \left(\frac{\text{Re}}{r}\right)^4 \left(15 - \frac{70z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4}\right)
 \end{cases} \quad (3)$$

[0080] 其中,Re为地球半径,一般取Re=6378.1km,带谐项系数 J_2 、 J_3 、 J_4 均为常数,一般取 $J_2=1.0826 \times 10^{-3}$, $J_3=-2.5356 \times 10^{-6}$, $J_4=-1.6234 \times 10^{-6}$ 。

[0081] 在中低轨道高度上,与地球表面相比大气密度比较低,但是当航天器以较高速度、长时间在大气中飞行,大气阻力的积累最终会在航天器的轨道摄动上体现其影响,从而导致航天器轨道运动的发散。本发明以大气分子摩擦航天器表面建立阻力模型,得到大气产生的阻力模型:

$$[0082] \quad \mathbf{F}_A = \frac{1}{2} \rho V_R^2 C_D A_p \mathbf{v} \quad (4)$$

[0083] 其中: ρ 为大气密度;

[0084] V_R 为大气相对于航天器的速度;

[0085] C_D 为阻力系数,取值一般为2.2-2.6;

[0086] A_p 为迎流面面积;

[0087] \mathbf{v} 为来流方向单位矢量。

[0088] 因此,所述任务航天器受到的大气阻力产生的加速度在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量 f_{Ax} 、 f_{Ay} 、 f_{Az} 可以表示为:

$$[0089] \quad \begin{cases}
 f_{Ax} = \frac{F_{Ax}}{M} \\
 f_{Ay} = \frac{F_{Ay}}{M} \\
 f_{Az} = \frac{F_{Az}}{M}
 \end{cases} \quad (5)$$

[0090] 其中, F_{Ax} 、 F_{Ay} 、 F_{Az} 分别表示所述任务航天器受到的大气阻力 F_A 在地球惯性坐标系下的x、y、z轴方向的分量,M为所述任务航天器质量。

[0091] 在本发明中,使用了“WGS84-EGM96”地球引力场模型,大气阻力采用了“US Standard1976”模型。

[0092] 基于上述模型以及轨道动力学方程,本发明实施例以表1所示的轨道信息作为航天器的轨道初始参数示例。

[0093] 表1航天器初始轨道信息

[0094] 初始时间UTC	2010-01-01 04:00:00
R _x /km	773.923949
R _y /km	-3514.073825
R _z /km	5506.746152
v _x /km × s ⁻¹	-0.578737
v _y /km × s ⁻¹	6.580464
v _z /km × s ⁻¹	4.11792

[0095] 基于表1所示的轨道初始参数,可以使用上述高精度轨道动力学模型进行为期一天的轨道预报,预报值与由卫星仿真软件(STK)同样的参数获得的值相对比得到的三轴预报误差分别如图5至图7所示。由图5至图7可以看出,在一天内,递推获得的轨道信息与由卫星仿真软件(STK)仿真获得的轨道信息之间的位置误差低不超过1.5km,符合精度需求。

[0096] 本发明开发了高精度轨道动力学模型的C语言程序,显著缩短了搜索过程中轨道递推的计算时间。

[0097] 2、基于霍曼转移的星下点轨迹调整燃料最优控制算法:

[0098] 霍曼转移指两圆轨道间的转移,霍曼转移轨道与内外两圆相切。由于霍曼转移为两圆轨道间燃料最省的机动方式,因此在工程上得到广泛的应用。因此,为最大程度减少燃料消耗以提高航天器使用寿命,基于霍曼转移机动方式设计星下点轨迹调整燃料最优控制算法。

[0099] 基于霍曼转移的星下点轨迹调整燃料最优控制问题描述是:在场景开始时,给定地面目标经纬度,任务航天器初始轨道六根数,目标轨道高度,其中初始轨道及目标轨道均为圆轨道,求出霍曼转移的两次机动指令,包括机动时刻和机动脉冲,使得在过渡到目标轨道后的某一时刻,任务航天器的星下点轨迹经过地面目标,实现对地目标的高精度观测。

[0100] 首先,如图3所示,利用面内机动的特点,根据场景开始时间、地面目标经纬度以及目标轨道信息,计算得到一天内有机会实现星下点观测的两个时刻。设任务航天器初始轨道根数 $oev_0 = [a_0, e_0, i_0, \omega_0, \Omega_0, f_0]$,其中, a_0 为初始半长轴, e_0 为初始偏心率, i_0 为初始轨道倾角, ω_0 为初始近地点幅角, Ω_0 为初始升交点赤经, f_0 为初始真近角;目标轨道高度 H_f ,地球半径 R_e ,由于是面内机动,则可近似得到目标轨道的轨道根数 $oev_{f1} = [R_e + H_f, e_0, i_0, \omega_0, \Omega_0, f_0]$,将其代入高精度轨道动力学模型递推一个轨道周期,得到目标轨道一周期内任意时刻对应的位置矢量 \vec{r}_{orbit} 的集合,然后结合场景开始时间,目标经纬度(Lon_t, Lat_t),并考虑地球自转的章动和岁差,求得地面目标在一天内(86400s)在ECI坐标系下的位置矢量 \vec{r}_{target} 的集合,该矢量集合为一个锥形。通过遍历将每个序列的 \vec{r}_{orbit} 与每个序列的 \vec{r}_{target} 点乘求夹角,即可得到一天内有机会实现星下点观测的两个时刻 t_{f1} 和 t_{f2} ,可根据 t_{f1} 和 t_{f2} 的具体数值选择其中的一个作为任务总时间,为描述方便,不失一般性地,取任务总时间 $t_f = t_{f1}$ 。同时,可以得到 t_f 时刻目标轨道上对应的 $\vec{r}_f^{(ref)}, \vec{v}_f^{(ref)}$, $\vec{r}_f^{(ref)}, \vec{v}_f^{(ref)}$ 分别为所述任务航天器在地球惯性坐标系下的期望位置矢量和期望速度矢量。

[0101] 接下来搜索得到合适的霍曼转移时刻。如图4所示,该星下点轨迹调整问题可以描述为:从出发点时刻 t_0 开始,寻找一个合适的机动点时刻 t_1 ,进行一次Hohmann转移,经过半

个转移轨道周期,到达机动点2,此刻时间记为 t_2 ,机动成为目标圆轨道,经过一段时间后,在 t_f 时刻,航天器星下点到达目标位置附近。且对于该问题,出发点任务航天器的位置速度已知,转移轨道周期可以提前算出,终点任务航天器的期望位置速度已知。

[0102] 根据该问题描述,定义等待时间 t_{w1} 为出发点到达机动点1的时间,定义转移时间 t_{tf} 为机动点1到达机动点2的时间,定义抵近时间 t_{w2} 为机动点2到达终点的时间,则上述参数应满足以下约束条件:

$$[0103] \quad t_{w1} = t_1 - t_0 \quad (6)$$

$$[0104] \quad t_{tf} = t_2 - t_1 \quad (7)$$

$$[0105] \quad t_{w2} = t_f - t_2 \quad (8)$$

[0106] 根据约束条件(6)~(8),不难看出,对于该星下点调整轨道机动问题,由于 t_0, t_f 已知,因此只要确定了等待时间 t_{w1} ,由于转移时间 t_{tf} 可提前算出,那么机动点1、机动点2就全部确定。

[0107] 转移时间计算如下:

$$[0108] \quad t_f = 2\pi \sqrt{\frac{a_{tf}^3}{\mu}} * \left(\frac{1}{2} + n\right) \quad (9)$$

[0109] 其中, a_{tf} 代表转移轨道半长轴, n 代表转移轨道额外运行的圈数,如 $n=1$ 说明航天器在转移轨道上运行了1.5圈。

[0110] 由霍曼转移特点易知机动点1和机动点2的位置矢径成 180° 相位,通过上述分析,可得到如下的搜索算法:

[0111] (a) 设定序列的等待时间序列 $t_{w1} = t_{w1}^{start} : \Delta t : t_{w1}^{end}$, Δt 为时间步长,用 $t_{w1}^{(i)}$ 表示序列中第 i 个等待时间, $i=1,2,\dots,n$, t_{w1}^{start} 、 t_{w1}^{end} 分别为开始和结束时间;因此可根据约束条件(6)得到对应序列的 $t_1^{(i)}$,同时根据约束条件(7)得到对应序列的 $t_2^{(i)}$,最后可根据约束条件(8)得到对应序列的 $t_{w2}^{(i)}$,由此可得到通过确定特定的等待时间 $t_{w1}^{(i)}$ 所得到的特定解。

[0112] (b) 对于第 i 个时间序列,从出发点轨道递推 $t_{w1}^{(i)}$ 时间得到机动点1的位置矢径 $\vec{r}_1^{(i)}$,从终点轨道倒推(速度取反即可) $t_{w2}^{(i)}$ 时间得到机动点2的位置矢径 $\vec{r}_2^{(i)}$ 。

[0113] (c) 通过点乘计算得到 $\vec{r}_1^{(i)}$ 和 $\vec{r}_2^{(i)}$ 夹角,设误差裕度 ε ,一般取 $0 < \varepsilon < 3^\circ$,若 $\langle \vec{r}_1^{(i)}, \vec{r}_2^{(i)} \rangle \leq 180^\circ - \varepsilon$,说明该特定解不是合适解。

[0114] (d) 进行序列更新,令 $i = i+1$,将更新后的第 i 个时间序列 $t_{w1}^{(i)}$ 和 $t_{w2}^{(i)}$ 代入(b)和(c)中进行计算。当 $\langle \vec{r}_1^{(i)}, \vec{r}_2^{(i)} \rangle > 180^\circ - \varepsilon$,则说明搜索到了合适的霍曼转移时刻,记录下此时的 $t_{w1}^{(i)}$,退出循环。

[0115] 由此便得到合适的霍曼转移时刻,并通过活力公式计算得到机动脉冲大小:

$$[0116] \quad \Delta v_1 = \left| \sqrt{\frac{2\mu}{r_1} - \frac{\mu}{a_0}} - \sqrt{\frac{2\mu}{r_1} - \frac{\mu}{a_{tf}}} \right| \quad (10)$$

$$[0117] \quad \Delta v_2 = \left| \sqrt{\frac{2\mu}{r_2} - \frac{\mu}{a_i}} - \sqrt{\frac{2\mu}{r_2} - \frac{\mu}{Re+H_f}} \right| \quad (11)$$

[0118] 其中, Δv_1 和 Δv_2 分别对应第一次和第二次机动脉冲大小, 且第一次机动脉冲方向沿速度方向, 第二次机动脉冲方向与速度方向相反。

[0119] 由此便得到了基于霍曼转移的星下点轨迹调整燃料最优控制指令。

[0120] 3、相位修正方法

[0121] 对于上述星下点调整机动策略, 其计算机动控制脉冲的方式是基于二体模型下的, 这导致按照此机动控制脉冲进行轨道机动, 最终会存在较大的控制误差。本发明提出一种基于调节初始等待时间从而完成误差修正的方法。

[0122] 对于星下点误差分析如图8所示, 图8(a)表示了当任务航天器抵近时, 其星下点经纬度与目标经纬度有着一定偏差, 而图8(b)则表示在a图运行一定时间过后, 目标跟随地球自转运行到了航天器轨道的正下方。对于图8(a)和图8(b)所示情况而言, 可以将其理解为任务航天器由于受摄动影响, 过早的来到了机动点, 即航天器的相位提前了。要想使得航天器抵近时恰好经过目标正上方, 则必须进行调相。

[0123] 本发明以同纬度时, 航天器星下点与目标的距离 d_{s-t} 来描述初始的控制误差, 以 d_{s-t} 的符号表示二者的位置关系: $d_{s-t} > 0$ 时, 目标在星下点右侧, $d_{s-t} < 0$, 目标在星下点左侧。

[0124] 目标随着地球自转运动, 目标在惯性空间中的速度可以表示为:

$$[0125] \quad v_{\text{target}} = 2\pi * R_e * \cos(\text{Lat}_t) / 86400 \quad (12)$$

[0126] 其中, R_e 代表地球半径, Lat_t 代表目标的纬度。

[0127] 目标到达轨道正下方投影还需要的时间 Δt_t 可以表示为:

$$[0128] \quad \Delta t_t = d_{s-t} / v_{\text{target}} \quad (13)$$

[0129] Δt_t 为负表示目标滞后, 还需 $|\Delta t_t|$ 到达轨道正下方, 数值为正表示目标已经在 $|\Delta t_t|$ 前到达了轨道正下方。

[0130] 分析图8(a)和图8(b)为例, 目标落在星下点轨迹左边, 说明 $\Delta t_t < 0$ 。故以 Δt_t 为负为例, 表示目标在 $|\Delta t_t|$ 时刻之后就应到达轨道正下方, 航天器略快于期望速度, 航天器慢一点到达期望位置, 观测精度便会提高。下面通过调整航天器在各轨道上的运行时间来达到该目的, 如图9所示, Δt_t 为负时, 应使航天器相位滞后, 所以需要航天器在初始高轨道上多运行一段时间 Δt_1 , 设初始轨道周期 T_1 , 目标轨道周期 T_2 , 则 Δt_1 可以表示为:

$$[0131] \quad \Delta t_1 = \frac{|\Delta t_t|}{(T_1 - T_2)} * T_1 \quad (14)$$

[0132] 由此, 便得到了经过调相修正的基于霍曼转移的星下点轨迹调整燃料最优控制指令, 达到较高的观测精度。

[0133] 设计任务航天器A的初始轨道信息如表2所示:

[0134] 表2任务航天器A的初始轨道信息

	Time	a/km	e	Incl/°	ω /°	Ω /°	f/°
[0135]	A 2021/12/08 04: 00: 00	6720	3e-8	51	100.6	250	46

[0136] 地面目标B经纬度 $(\text{Lon}_t, \text{Lat}_t) = (13^\circ 26' \text{N}, 144^\circ 43' \text{E})$ ，目标轨道高度 $H_f = 200\text{km}$ ，转移轨道取1.5圈。

[0137] 进行搜索求解，得到如下的控制指令：

[0138] 表3星下点调整机动控制指令

	机动时刻/sec	脉冲大小/ $\text{m} \times \text{s}^{-1}$	机动方向(在ECI下)
第一次机动	5972	41.2	[0.585, -0.230, 0.777]
第二次机动	14065	39.4	[-0.589, 0.222, -0.777]

[0140] 星下点轨迹如图10所示，图11为星下点轨迹示意图局部放大，由图可知，航天器星下点与目标经纬度之差约为 0.03° ，任务航天器星下点与目标B最近距离约为7km，达到了较高的观测精度。

[0141] 图12给出了任务航天器A与目标B距离示意图，由图可知，经过两次轨道机动，最终于32395秒到达目标上空，轨道高度为200km，证明了本机动控制策略的精确性。

[0142] 具体实施方式二：

[0143] 本实施方式为一种计算机存储介质，所述存储介质中存储有至少一条指令，所述至少一条指令由处理器加载并执行以实现所述的高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法。

[0144] 应当理解，包括本发明描述的任何方法对应的可以被提供为计算机程序产品、软件或计算机化方法，其可以包括其上存储有指令的非暂时性机器可读介质，所述指令可以用于编程计算机系统，或其他电子装置。存储介质可以包括但不限于磁存储介质，光存储介质；磁光存储介质包括：只读存储器ROM、随机存取存储器RAM、可擦除可编程存储器（例如，EPROM和EEPROM）以及闪存层；或者适合于存储电子指令的其他类型的介质。

[0145] 具体实施方式三：

[0146] 本实施方式为高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制设备，所述设备包括处理器和存储器，应当理解，包括本发明描述的任何包括处理器和存储器的设备，设备还可以包括其他通过信号或指令进行显示、交互、处理、控制等以及其他功能的单元、模块；

[0147] 所述存储器中存储有至少一条指令，所述至少一条指令由处理器加载并执行以实现所述的高精度航天器星下点轨迹调整燃料最优控制方法。

[0148] 以上所述，仅为本发明的具体实施方式，但本发明的保护范围并不局限于此，任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内，可轻易想到变化或替换，都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此，本发明的保护范围应以所述权利要求的保护范围为准。

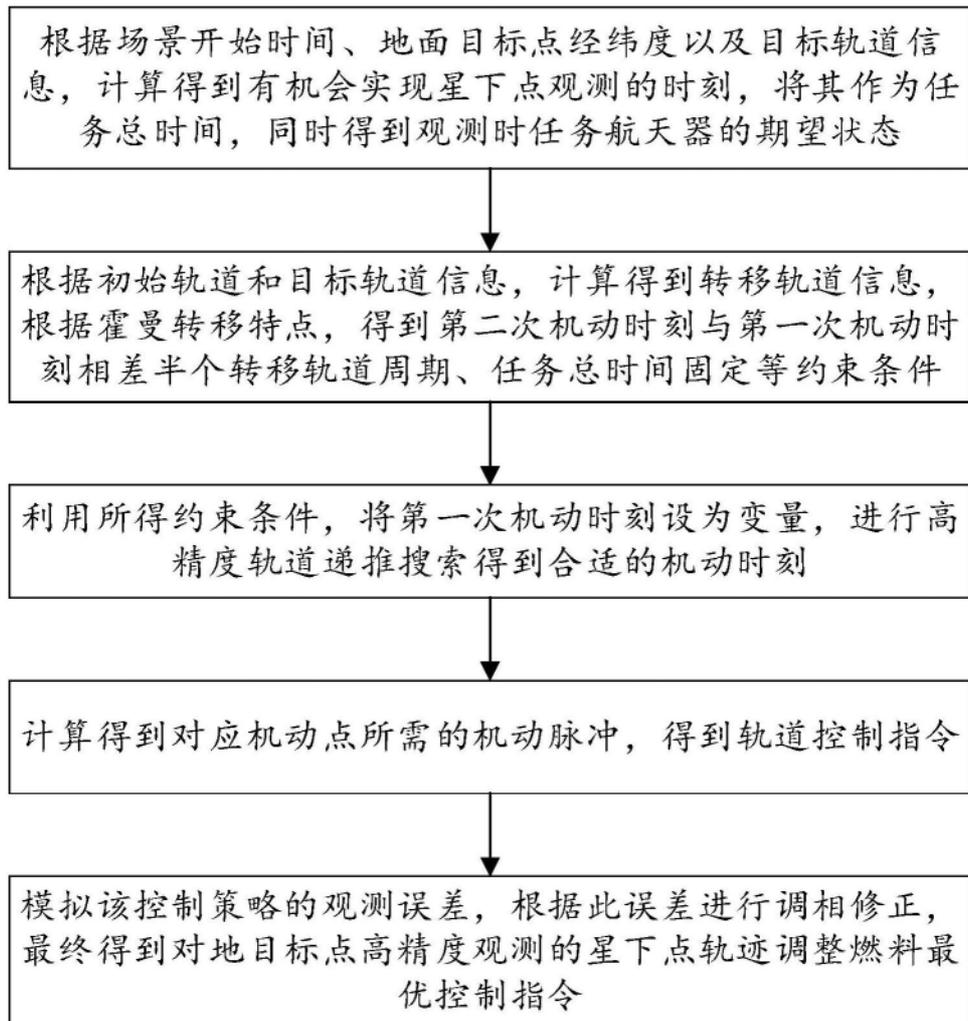


图1

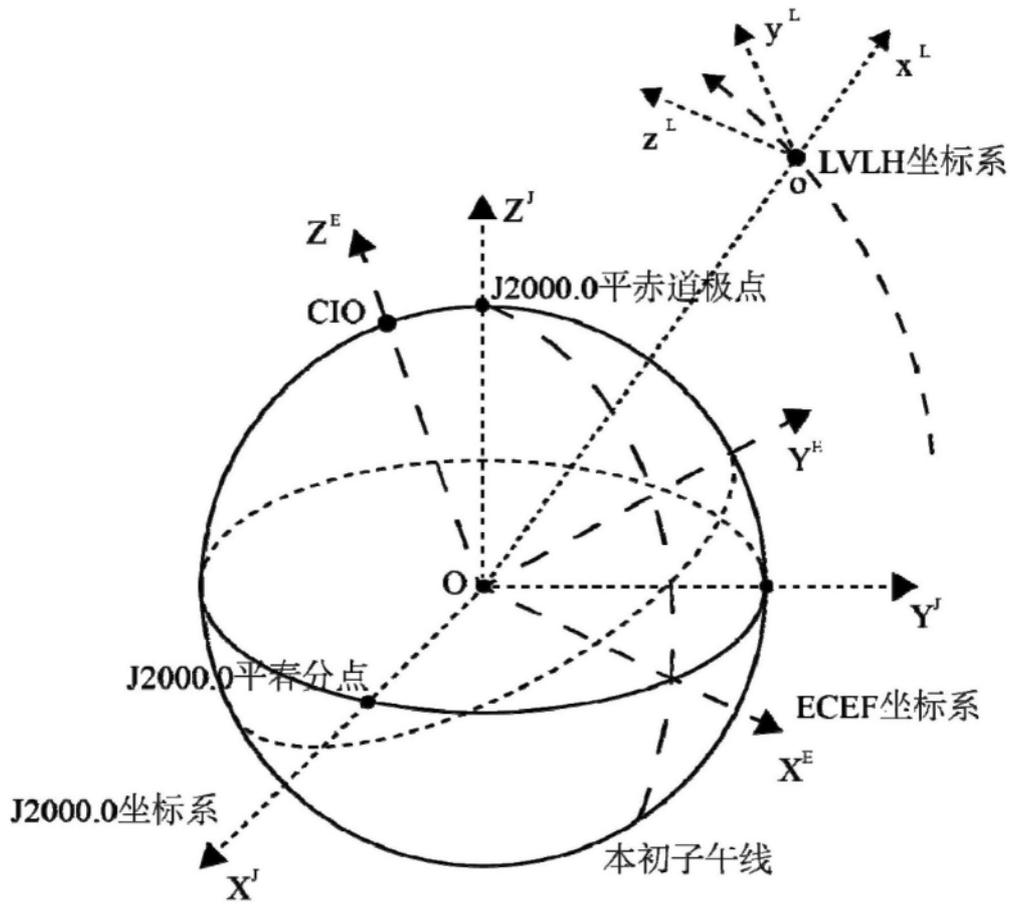


图2

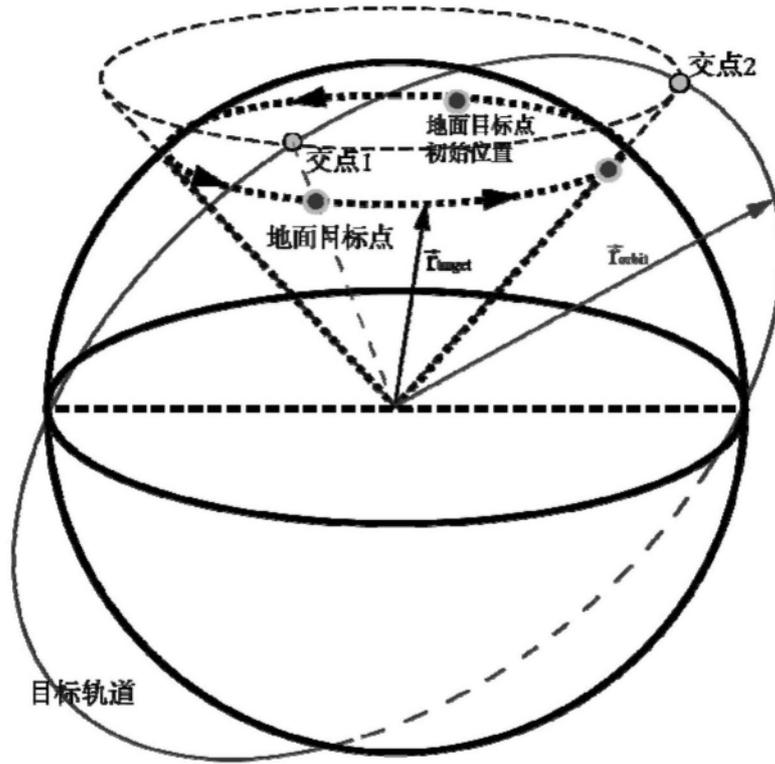


图3

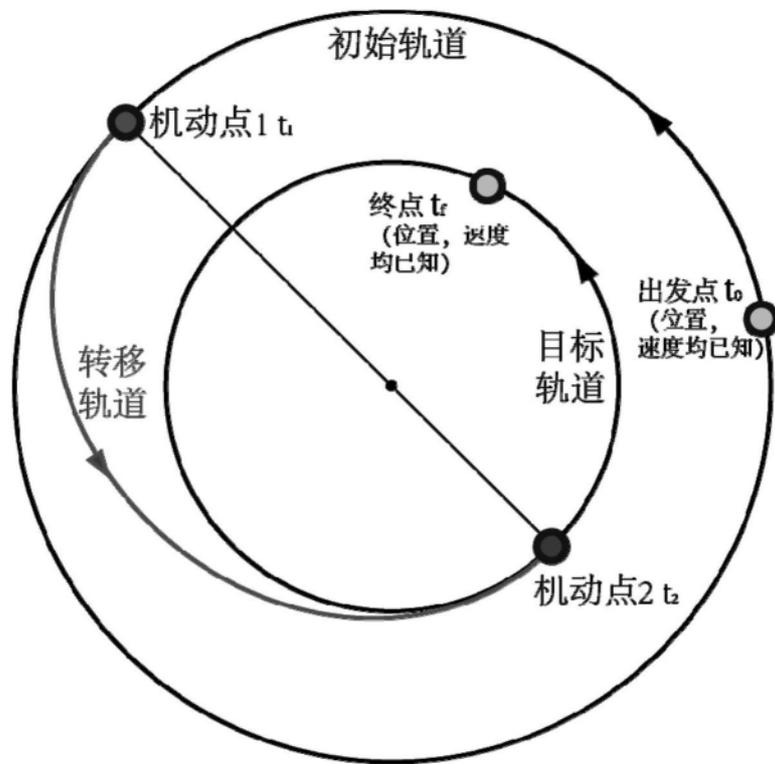


图4

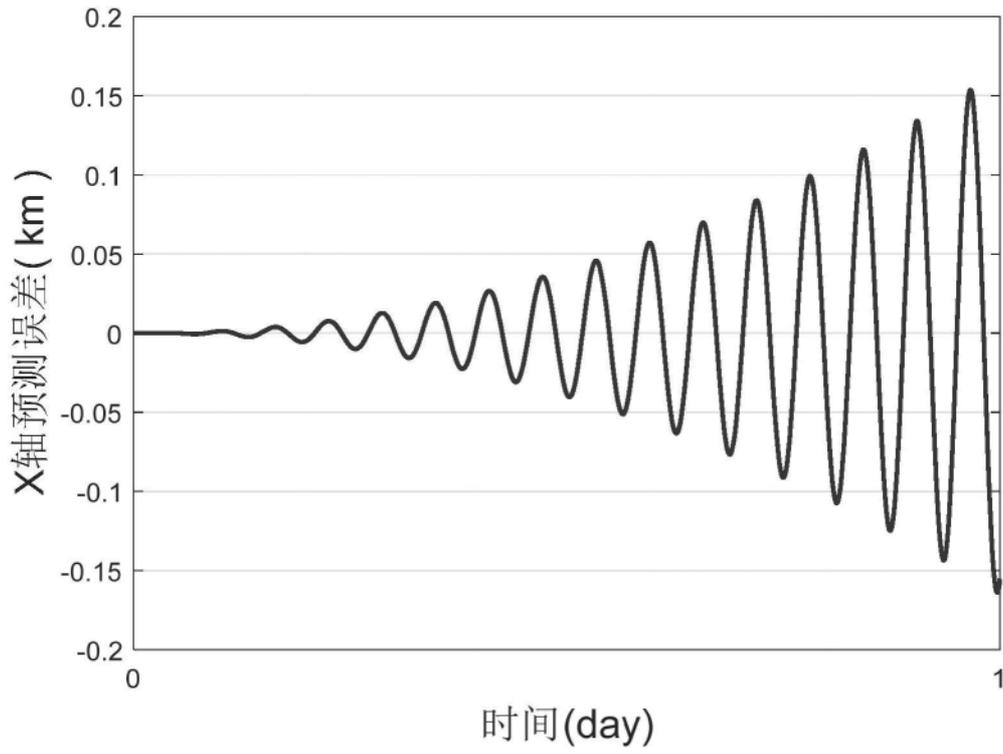


图5

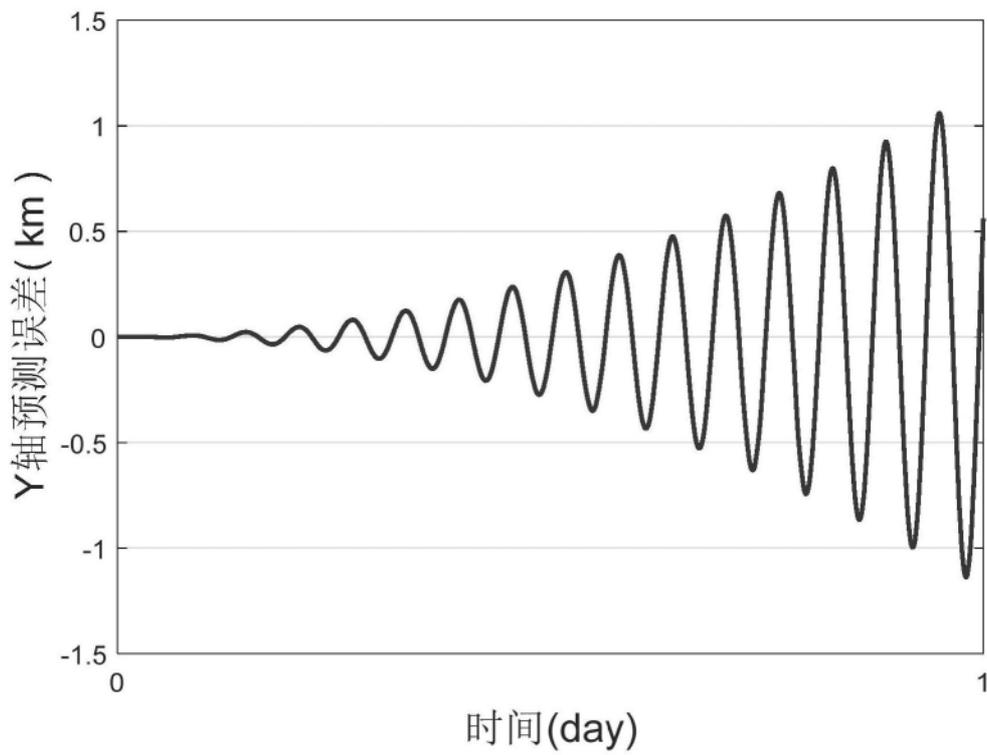


图6

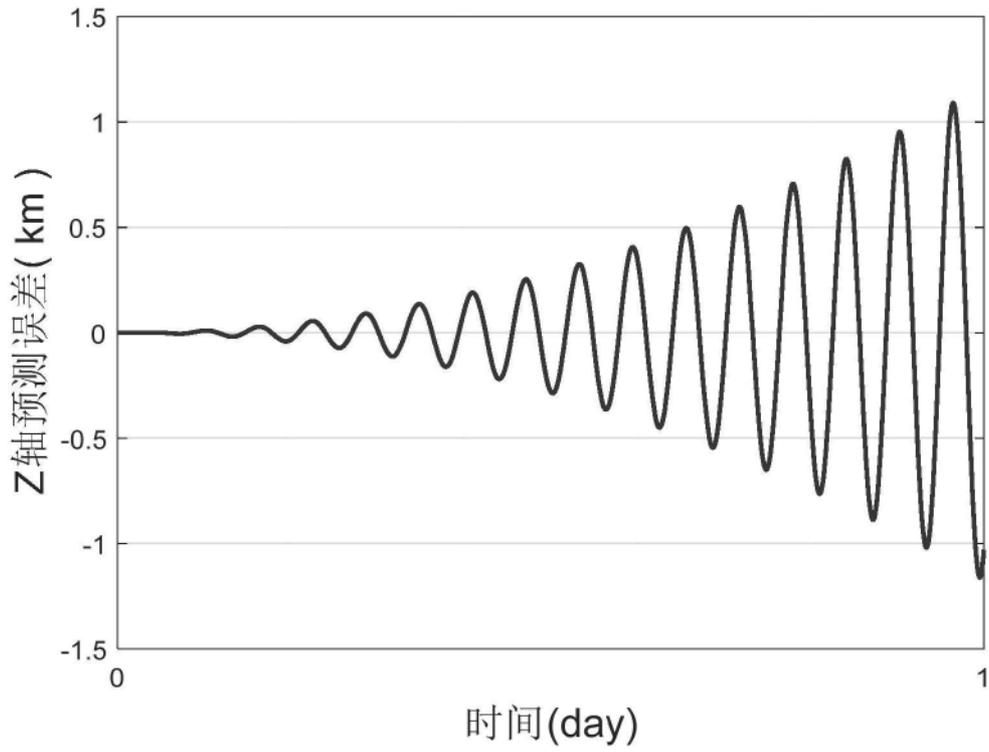


图7

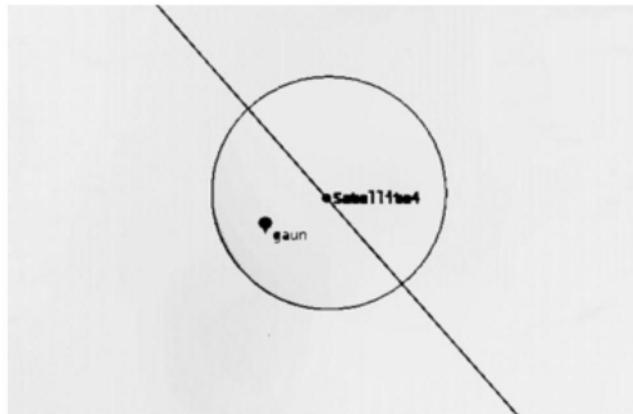


图8 (a)

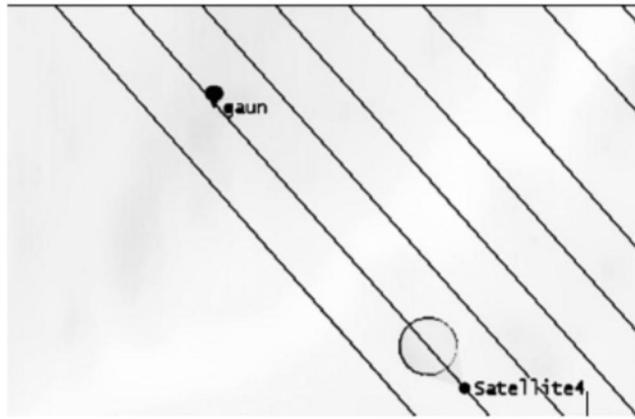


图8 (b)

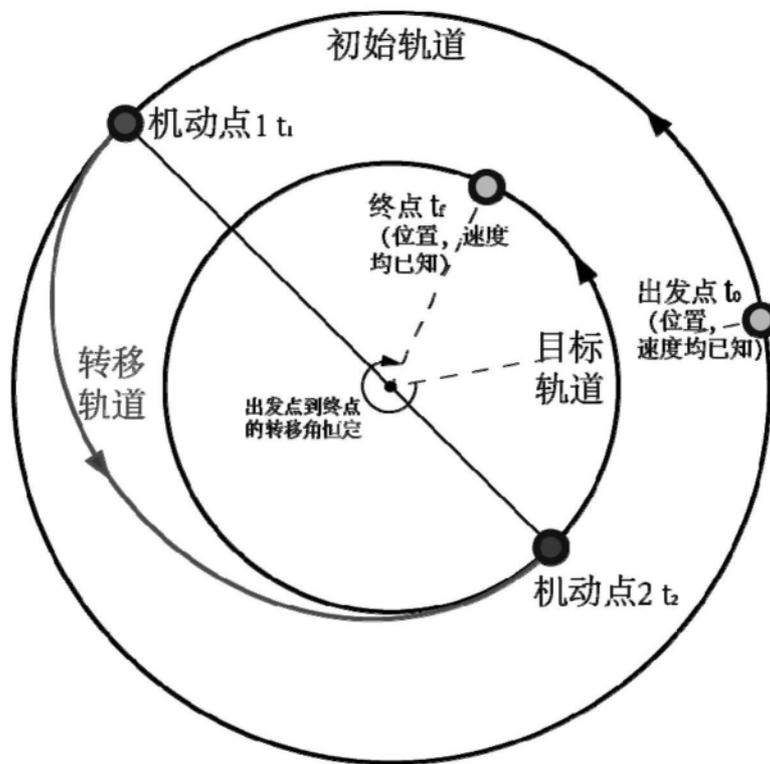


图9

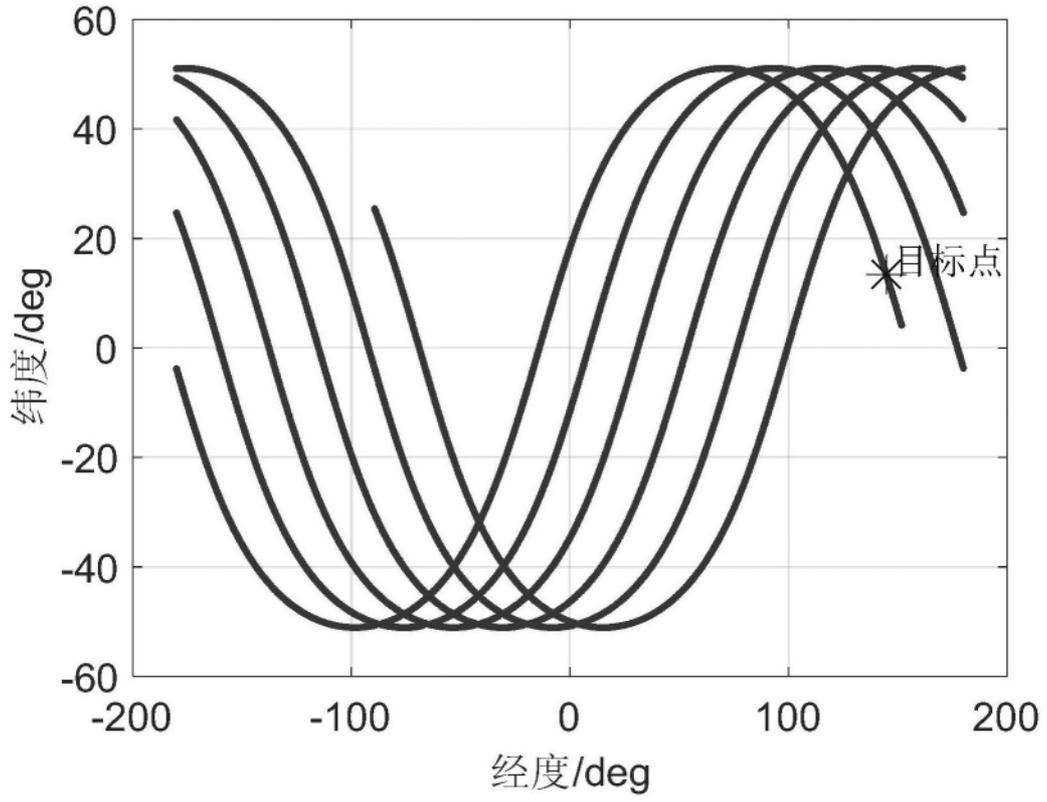


图10

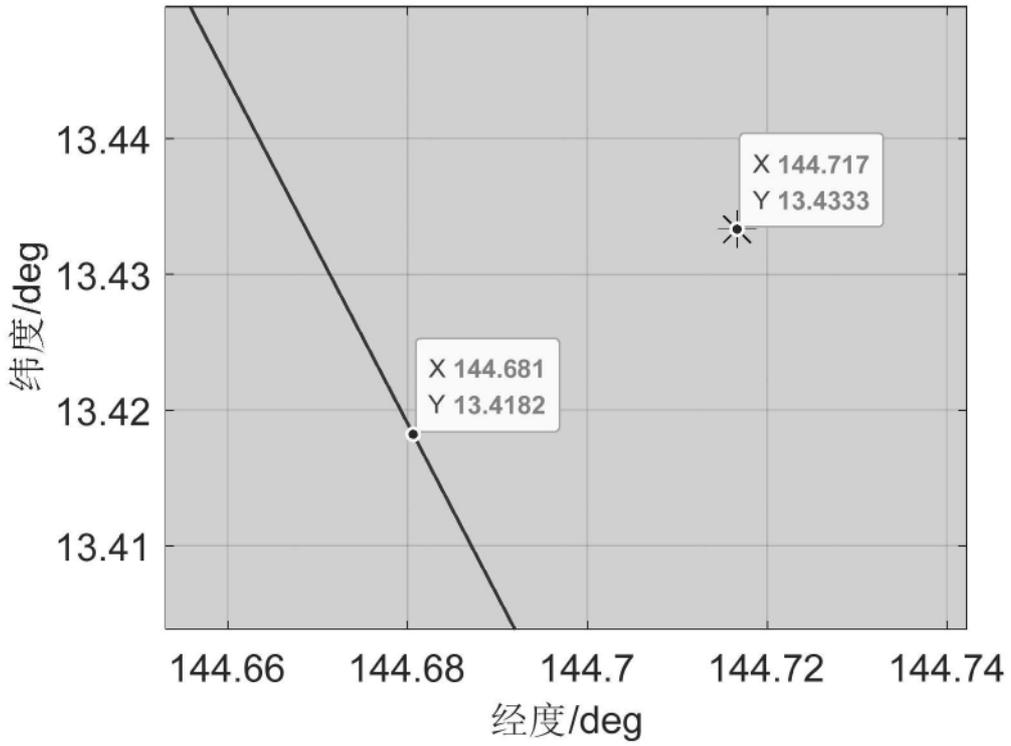


图11

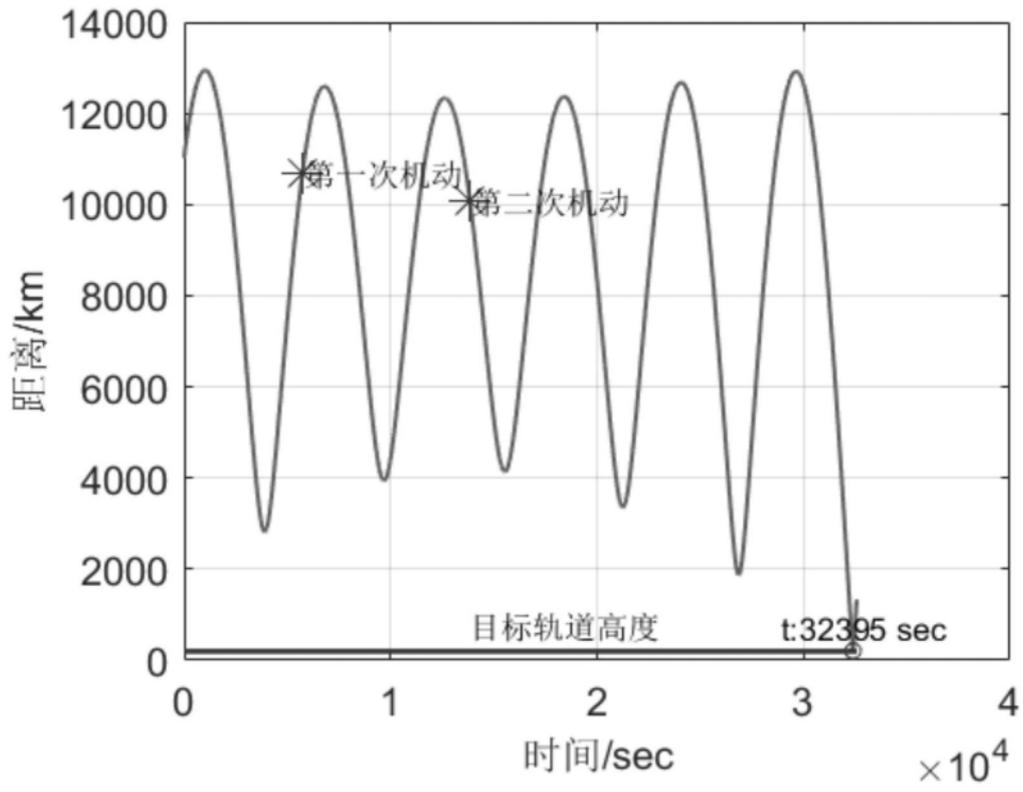


图12