



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109190158 B

(45) 授权公告日 2022.09.27

(21) 申请号 201810837424.1

G06Q 10/04 (2012.01)

(22) 申请日 2018.07.26

G06Q 50/30 (2012.01)

G01C 21/16 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 109190158 A

(56) 对比文件

CN 105678061 A, 2016.06.15

CN 102880184 A, 2013.01.16

CN 102424119 A, 2012.04.25

(43) 申请公布日 2019.01.11

(73) 专利权人 西北工业大学
地址 710072 陕西省西安市碑林区友谊西路127号

解永春 等. 一类禁飞区后方安全撤离轨迹的设计方法研究.《空间控制技术与应用》. 2009, 第35卷(第3期),

(72) 发明人 袁建平 张军华 岳晓奎 李琪
王伟 高琛

审查员 段偲丽

(74) 专利代理机构 西安通大专利代理有限责任公司 61200
专利代理师 徐文权

(51) Int. Cl.

G06F 30/20 (2020.01)

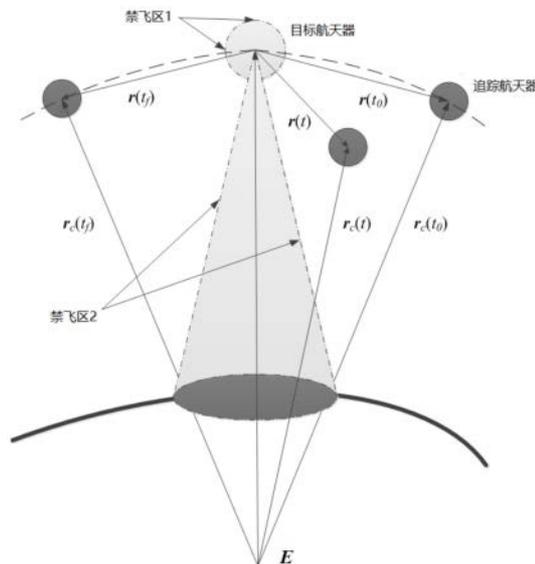
权利要求书1页 说明书11页 附图2页

(54) 发明名称

一种考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法

(57) 摘要

本发明公开了一种考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法,包括以下步骤:1) 建立地球惯性坐标系EXYZ及目标航天器轨道坐标系Txyz,设定目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区;2) 建立航天器相对运动轨道模型,求航天器相对运动轨道模型的解,再消除漂移项,然后利用初始条件给出追踪航天器的初始位置及最终位置的条件;3) 构建转移轨迹的解析方程;4) 构建禁飞区约束条件的数学表达式,然后构建避开禁飞区完成轨道转移的条件;5) 根据转移轨迹的解析方程、禁飞区约束条件的数学表达式及避开禁飞区完成轨道转移的条件设计最优转移轨迹,该方法能够获取非合作目标禁飞区约束的最优轨道。



1. 一种考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法,其特征在于,包括以下步骤:

1) 建立地球惯性坐标系EXYZ及目标航天器轨道坐标系Txyz,追踪航天器与目标坐标系在同一轨道上,初始状态下,追踪航天器落后于目标航天器的相位角为 α ,设定目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区;

2) 建立航天器相对运动轨道模型,求航天器相对运动轨道模型的解,再根据航天器相对运动轨道模型的解的性质,消除漂移项,然后利用初始条件给出追踪航天器的初始位置及最终位置的条件;

3) 分别利用法向脉冲及径向脉冲求解避开禁飞区的轨道转移所需的脉冲大小,然后根据法向脉冲及径向脉冲对应的脉冲大小构建转移轨迹的解析方程;

4) 根据目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区构建禁飞区约束条件的数学表达式,然后根据步骤3)得到的转移轨迹的解析方程构建避开禁飞区完成轨道转移的条件;

5) 根据转移轨迹的解析方程、禁飞区约束条件的数学表达式及避开禁飞区完成轨道转移的条件设计最优转移轨迹,完成考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计。

2. 根据权利要求1所述的考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法,其特征在于,

地球惯性坐标系EXYZ的原点在地心E,地球惯性坐标系EXYZ的X轴指向春分点,地球惯性坐标系EXYZ的Z轴垂直于地球赤道平面向上,且地球惯性坐标系EXYZ的Y轴满足右手法则;

目标航天器轨道坐标系Txyz的原点在航天器质心T,目标航天器轨道坐标系Txyz的z轴沿航天器矢径方向且指向地心,目标航天器轨道坐标系Txyz的y轴垂直于轨道平面,目标航天器轨道坐标系Txyz的x轴沿速度方向,且遵循右手法则。

3. 根据权利要求1所述的考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法,其特征在于,

目标航天器本体禁飞区为根据目标航天器本身的大小设定半径为R的球体,目标航天器全部位于所述球体内;

目标航天器传感器禁飞区为根据目标航天器传感器视野定义的面向天底的圆锥。

一种考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法

技术领域

[0001] 本发明属于空间非合作目标在轨服务技术领域,涉及一种考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法。

背景技术

[0002] 近年来,随着在轨航天器和空间碎片的不断增多,在轨服务变得越来越重要。一般的在轨服务任务可以分为三个阶段:绕飞观测阶段,逼近及交会段和服务段,其中绕飞观测段可以提前获取对目标的运动信息和自身性质信息,包括位置、姿态、惯性参数等。尤其是针对非合作目标,信息的提前获取是相当重要的。但是,远距离观测的观测精度受限于传感器的精度,造成的观测误差对逼近及交会段和服务段有较大的影响。因此近距离观测对高精度的在轨服务任务显得尤为重要。对于目标航天器,它一般拥有自己的观测传感器,最常见的是相机。如何在避免被其传感器观测到或者在不干扰其传感器工作的情况下,自主完成对目标的全面观测,是需要解决的问题。

[0003] 对于上述情况下的轨迹设计方法,一般的处理方式是在绕飞观测过程中设置路径约束。“Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft,Cambridge University Press,Cambridge (2003) 29-170”设计了在交会对接任务中逼近的安全走廊及禁飞区;“Trajectory Design and Navigation Analysis for Cargo Transfer Vehicle Proximity Operations,Proceedings from the 1992AIAA/AAS Astrodynamics Conference,Hilton Head Island,(1992) 131-142”在交会任务的最终阶段设计将追踪航天器限制在逼近锥形区域内;“Operational Implications for Path Constrained Rendezvous,1985”定义了对于目标的集中禁飞区,包括了圆柱形、圆盘形和球形禁飞区。“Path-constrained maneuvering near large space structures,2015”设计了在大型空间结构图附近机动时考虑的路径约束问题。“Errata-Path-Constrained Rendezvous:Necessary and Sufficient Conditions,2015”研究了考虑路径约束下进行交会的充分必要条件。然而这些方法针对的是合作目标,对于非合作目标,路径约束的问题需要有更多的考虑因素。针对目标的传感器的观测区域和目标本身的约束条件,寻找全面绕飞观测的最优轨道对非合作目标的逼近和交会有重大意义。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于克服上述现有技术的缺点,提供了一种考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法,该方法能够获取非合作目标禁飞区约束的最优轨道。

[0005] 为达到上述目的,本发明所述的考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法包括以下步骤:

[0006] 1) 建立地球惯性坐标系EXYZ及目标航天器轨道坐标系Txyz,追踪航天器与目标航天器在同一轨道上,初始状态下,追踪航天器落后于目标航天器的相位角为 α ,设定目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区;

[0007] 2) 建立航天器相对运动轨道模型,求航天器相对运动轨道模型的解,再根据航天器相对运动轨道模型的解的性质,消除漂移项,然后利用初始条件给出追踪航天器的初始位置及最终位置的条件;

[0008] 3) 分别利用法向脉冲及径向脉冲求解避开禁飞区的轨道转移所需的脉冲大小,然后根据法向脉冲及径向脉冲对应的脉冲大小构建转移轨迹的解析方程;

[0009] 4) 根据目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区构建禁飞区约束条件的数学表达式,然后根据步骤3)得到的转移轨迹的解析方程构建避开禁飞区完成轨道转移的条件;

[0010] 5) 根据转移轨迹的解析方程、禁飞区约束条件的数学表达式及避开禁飞区完成轨道转移的条件设计最优转移轨迹,完成考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计。

[0011] 地球惯性坐标系EXYZ的原点在地心E,地球惯性坐标系EXYZ的X轴指向春分点,地球惯性坐标系EXYZ的Z轴垂直于地球赤道平面向上,且地球惯性坐标系EXYZ的Y轴满足右手法则;

[0012] 目标航天器轨道坐标系Txyz的原点在航天器质心T,目标航天器轨道坐标系Txyz的z轴沿航天器矢径方向且指向地心,目标航天器轨道坐标系Txyz的y轴垂直于轨道平面,目标航天器轨道坐标系Txyz的x轴沿速度方向,且遵循右手法则。

[0013] 目标航天器本体禁飞区为根据目标航天器本身的大小设定半径为R的球体,目标航天器全部位于所述球体内;

[0014] 目标航天器传感器禁飞区为根据目标航天器传感器视野定义的面向天底的圆锥。

[0015] 在航天器轨道坐标系下,对于圆轨道,航天器相对运动的方程为Hill方程,即

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} &= \frac{F_x}{m_c} \\ \ddot{y} - \omega^2 y &= \frac{F_y}{m_c} \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z &= \frac{F_z}{m_c} \end{aligned} \quad (1)$$

[0017] 设初始时间 $t_0=0$,则上述Hill方程在推力为零的情况下的解为:

$$\begin{aligned} x(t) &= \left(\frac{4\dot{x}_0}{\omega} - 6z_0 \right) \sin(\omega t) - \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + (6\omega z_0 - 3\dot{x}_0)t + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right) \\ y(t) &= y_0 \cos(\omega t) + \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \\ z(t) &= \left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0 \right) \cos(\omega t) + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) + \left(4z_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

[0019] 式(2)内 $x(t)$ 中的 $(6\omega z_0 - 3\dot{x}_0)t$ 为漂移项,消除漂移项以维持整个运动的稳定性,则式(2)可以简化为:

$$\begin{aligned}
 x(t) &= \left(\frac{4\dot{x}_0}{\omega} - 6z_0 \right) \sin(\omega t) - \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right) \\
 y(t) &= y_0 \cos(\omega t) + \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \\
 z(t) &= \left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0 \right) \cos(\omega t) + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) + \left(4z_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \right)
 \end{aligned}$$

(3)。

[0021] 设E为地心, $r_c(t_0)$ 、 $r_c(t_f)$ 及 $r_c(t)$ 分别为追踪航天器在地球惯性坐标系下初始位置、终点位置及转移过程中t时刻的绝对位置矢量, $r(t_0)$ 、 $r(t_f)$ 及 $r(t)$ 分别为服务航天器在目标航天器坐标系下初始位置、终点位置及转移过程中t时刻的相对位置矢量;

[0022] 设航天器的轨道为圆轨道, 当相位角 α 相差较小时, 则初始条件为:

$$\begin{aligned}
 x_0 &= -r \sin \alpha \approx -r\alpha \\
 y_0 &= 0 \\
 z_0 &= r(1 - \cos \alpha) \approx 0
 \end{aligned}$$

[0024] 最终条件为:

$$\begin{aligned}
 x_f &= -r \sin \alpha \approx r\alpha \\
 y_f &= 0 \\
 z_f &= r(1 - \cos \alpha) \approx 0
 \end{aligned}$$

[0026] 根据式(4)及式(5)获取追踪航天器的初始位置及最终位置的条件。

[0027] 为避开目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区, 则需要同时施加平面外的机动, 当只施加法向脉冲时, 即

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_0 &= \dot{z}_0 = 0 \\
 \dot{y}_0 &= \Delta v
 \end{aligned}$$

[0029] 将初始条件带入方程(3), 得

$$\begin{aligned}
 x(t) &= x_0 \\
 y(t) &= \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \\
 z(t) &= 0
 \end{aligned}$$

[0031] 根据式(7)得

$$t_f = -\frac{x_0}{3\omega z_0} = 2k\pi, \quad k = 1, 2, 3 \dots$$

[0033] 由式(7)可以看出, 当施加法向脉冲, 在经历周期的整数倍之后, 相对运动始终回到初始点, 无法进行平面内沿速度方向的移动。

[0034] 当只施加正径向脉冲, 即沿z轴正方向的脉冲, 则有

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_0 &= \dot{y}_0 = 0 \\
 \dot{z}_0 &= \Delta v
 \end{aligned}$$

[0036] 将初始条件带入方程 (3), 得

$$x(t) = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right)$$

$$[0037] \quad y(t) = 0 \quad (10)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t)$$

[0038] 根据终止条件, 得

$$x(t_f) = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t_f) + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right) = -x_0$$

$$[0039] \quad y(t_f) = 0 \quad (11)$$

$$z(t_f) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t_f) = 0$$

[0040] 求解式 (11), 得,

$$[0041] \quad \dot{z}_0 = \frac{r\omega\alpha}{2} \quad (12)$$

[0042] 其中, 对应的时间为:

$$[0043] \quad t_f = (2k+1)\pi, k=0, 1, 2, 3 \dots (13)$$

[0044] 为满足从地球与目标航天器之间穿过的约束条件, 又要满足两个禁飞区的约束条件, 在初始时刻同时施加法向脉冲及沿z轴正方向的径向脉冲, 即

$$\dot{x}_0 = 0$$

$$[0045] \quad \dot{y}_0 = \Delta v_1 \quad (14)$$

$$\dot{z}_0 = \Delta v_2$$

[0046] 将初始条件带入方程 (3), 得

$$x(t) = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right)$$

$$[0047] \quad y(t) = \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \quad (15)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t)$$

[0048] 设施加脉冲后半个周期可以达到终点, 即

$$[0049] \quad t_f = \pi \quad (16)$$

[0050] 将初始条件及终止条件带入方程 (15), 得

$$[0051] \quad x(t_f) = -x_0 = x_0 + \frac{4\dot{z}_0}{\omega} \quad (17)$$

[0052] 由式 (17) 得

$$[0053] \quad x_0 = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \quad (18)$$

[0054] 根据式 (17) 及式 (15), 得转移轨迹的解析方程为:

$$x(t) = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t)$$

$$[0055] \quad y(t) = \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \quad (19)。$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t)$$

[0056] 设球面方程为：

$$[0057] \quad x^2 + y^2 + z^2 = R^2 \quad (20)$$

[0058] 联合式(19)及式(20)得

$$[0059] \quad (3\dot{z}_0^2 - \dot{y}_0^2) \sin^2(\omega t) = 4\dot{z}_0^2 - \omega^2 R^2 \quad (21)$$

[0060] 要求式(19)及式(20)没有交点,则需满足：

$$[0061] \quad \sin^2(\omega t) = \frac{4\dot{z}_0^2 - \omega^2 R^2}{3\dot{z}_0^2 - \dot{y}_0^2} \geq 1 \quad (22)$$

[0062] 得目标航天器本体禁飞区约束条件的数学表达为：

$$[0063] \quad \frac{\sqrt{\dot{y}_0^2 + \dot{z}_0^2}}{\omega} \geq R \quad (23)。$$

[0064] 圆锥曲面的方程为：

$$[0065] \quad z^2 = a^2(x^2 + y^2) \quad (24)$$

$$a = ctg\beta$$

[0066] 其中, β 的大小为目标航天器传感器禁飞区圆锥顶角的一半;联立式(19)及式(24)得

$$[0067] \quad (4a^2\dot{z}_0^2 + \dot{z}_0^2 - a^2\dot{y}_0^2) \sin^2(\omega t) = 4a^2\dot{z}_0^2 \quad (25)$$

[0068] 式(25)可以简化为：

$$[0069] \quad \sin^2(\omega t) = \frac{4a^2\dot{z}_0^2}{4a^2\dot{z}_0^2 + \dot{z}_0^2 - a^2\dot{y}_0^2} \geq 0 \quad (26)$$

[0070] 为避免目标航天器传感器进入所述圆锥曲面内,式(26)需满足

$$[0071] \quad \frac{4a^2\dot{z}_0^2}{4a^2\dot{z}_0^2 + \dot{z}_0^2 - a^2\dot{y}_0^2} \geq 1 \quad (27)$$

[0072] 由式(27)得目标航天器传感器禁飞区约束条件的数学表达为：

$$[0073] \quad \frac{\dot{y}_0}{\dot{z}_0} \geq \tan\beta \quad (28)$$

[0074] 在初始时刻施加的脉冲满足式(23)及式(28)的条件,即可避目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区,其中,整个转移的时间 t 为半个轨道周期,即

$$[0075] \quad t = \frac{T}{2} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\frac{3}{2}} \quad (29)。$$

[0076] 步骤5)的具体操作为：

[0077] 根据式(18),得

$$[0078] \quad \dot{z}_0 = \frac{r\omega\alpha}{2} \quad (30)$$

[0079] 脉冲在径向的分量为 \dot{y}_0 ,当 $R > \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sqrt{1 + \tan^2 \beta}$ 时,目标航天器本体禁飞区对转移轨迹约束的权重比目标航天器传感器禁飞区大,则脉冲在径向的分量 \dot{y}_0 为:

$$[0080] \quad \dot{y}_0 = \sqrt{\omega^2 R^2 - \dot{z}_0^2} \quad (31)$$

[0081] 当 $R < \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sqrt{1 + \tan^2 \beta}$ 时,目标航天器传感器禁飞区对转移轨迹约束的权重比目标航天器本体禁飞区大,则脉冲在径向的分量 \dot{y}_0 为:

$$[0082] \quad \dot{y}_0 = \dot{z}_0 \tan \beta \quad (32)$$

[0083] 当 $R = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sqrt{1 + \tan^2 \beta}$ 时,目标航天器传感器禁飞区与目标航天器本体禁飞区对转移轨迹约束的权重相同,则脉冲在径向的分量 \dot{y}_0 为:

$$[0084] \quad \dot{y}_0 = \sqrt{\omega^2 R^2 - \dot{z}_0^2} = \dot{z}_0 \tan \beta \quad (33)$$

[0085] 则有脉冲在径向的分量 \dot{y}_0 可以表示为:

$$[0086] \quad \dot{y}_0 = \max \left\{ \dot{z}_0 \tan \beta, \sqrt{\omega^2 R^2 - \dot{z}_0^2} \right\} \quad (34)$$

[0087] 则满足式(30)及式(34)对应的转移轨迹即为最优的转移轨迹。

[0088] 本发明具有以下有益效果:

[0089] 本发明所述的考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法在具体操作时,设定目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区,从而考虑目标航天器的传感器观测范围及目标航天器本体的大小,保证追踪航天器在对目标航天器观测过程中,不会与目标航天器发生碰撞,也不会干涉到目标航天器传感器的工作;另外,本发明基于转移轨迹的解析方程、禁飞区约束条件的数学表达式及避开禁飞区完成轨道转移的条件设计最优转移轨迹,实现对非合作目标的观测任务。

附图说明

[0090] 图1为本发明中地球惯性坐标系EXYZ的示意图;

[0091] 图2为本发明中目标航天器轨道坐标系Txyz的示意图;

[0092] 图3为本发明的原理图。

具体实施方式

[0093] 下面结合附图对本发明做进一步详细描述:

[0094] 如图1所示,本发明所述的考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计方法包括以下步骤:

[0095] 1) 建立地球惯性坐标系EXYZ及目标航天器轨道坐标系Txyz, 追踪航天器与目标坐标系在同一轨道上, 初始状态下, 追踪航天器落后于目标航天器的相位角为 α , 设定目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区;

[0096] 2) 建立航天器相对运动轨道模型, 求航天器相对运动轨道模型的解, 再根据航天器相对运动轨道模型的解的性质, 消除漂移项, 然后利用初始条件给出追踪航天器的初始位置及最终位置的条件;

[0097] 3) 分别利用法向脉冲及径向脉冲求解避开禁飞区的轨道转移所需的脉冲大小, 然后根据法向脉冲及径向脉冲对应的脉冲大小构建转移轨迹的解析方程;

[0098] 4) 根据目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区构建禁飞区约束条件的数学表达式, 然后根据步骤3) 得到的转移轨迹的解析方程构建避开禁飞区完成轨道转移的条件;

[0099] 5) 根据转移轨迹的解析方程、禁飞区约束条件的数学表达式及避开禁飞区完成轨道转移的条件设计最优转移轨迹, 完成考虑非合作目标禁飞区约束的最优轨道设计。

[0100] 参考图1, 地球惯性坐标系EXYZ的原点在地心E, 地球惯性坐标系EXYZ的X轴指向春分点, 地球惯性坐标系EXYZ的Z轴垂直于地球赤道平面向上, 且地球惯性坐标系EXYZ的Y轴满足右手法则;

[0101] 参考图2, 目标航天器轨道坐标系Txyz的原点在航天器质心T, 目标航天器轨道坐标系Txyz的z轴沿航天器矢径方向且指向地心, 目标航天器轨道坐标系Txyz的y轴垂直于轨道平面, 目标航天器轨道坐标系Txyz的x轴沿速度方向, 且遵循右手法则。

[0102] 目标航天器本体禁飞区为根据目标航天器本身的大小设定半径为R的球体, 目标航天器全部位于所述球体内;

[0103] 目标航天器传感器禁飞区为根据目标航天器传感器视野定义的面朝天底的圆锥。

[0104] 在航天器轨道坐标系下, 对于圆轨道, 航天器相对运动的方程为Hill方程, 即

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} &= \frac{F_x}{m_c} \\ \ddot{y} - \omega^2 y &= \frac{F_y}{m_c} \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z &= \frac{F_z}{m_c} \end{aligned} \quad (1)$$

[0106] 设初始时间 $t_0=0$, 则上述Hill方程在推力为零的情况下的解为:

$$\begin{aligned} x(t) &= \left(\frac{4\dot{x}_0}{\omega} - 6z_0 \right) \sin(\omega t) - \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + (6\omega z_0 - 3\dot{x}_0)t + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right) \\ y(t) &= y_0 \cos(\omega t) + \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \\ z(t) &= \left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0 \right) \cos(\omega t) + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) + \left(4z_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

[0108] 式(2)内 $x(t)$ 中的 $(6\omega z_0 - 3\dot{x}_0)t$ 为漂移项, 消除漂移项以维持整个运动的稳定性, 则式(2)可以简化为:

$$x(t) = \left(\frac{4\dot{x}_0}{\omega} - 6z_0 \right) \sin(\omega t) - \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right)$$

[0109] $y(t) = y_0 \cos(\omega t) + \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t)$ (3)。

$$z(t) = \left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0 \right) \cos(\omega t) + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) + \left(4z_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \right)$$

[0110] 设E为地心, $r_c(t_0)$ 、 $r_c(t_f)$ 及 $r_c(t)$ 分别为追踪航天器在地球惯性坐标系下初始位置、终点位置及转移过程中t时刻的绝对位置矢量, $r(t_0)$ 、 $r(t_f)$ 及 $r(t)$ 分别为服务航天器在目标航天器坐标系下初始位置、终点位置及转移过程中t时刻的相对位置矢量;

[0111] 设航天器的轨道为圆轨道, 当相位角 α 相差较小时, 则初始条件为:

$$x_0 = -r \sin \alpha \approx -r\alpha$$

[0112] $y_0 = 0$ (4)

$$z_0 = r(1 - \cos \alpha) \approx 0$$

[0113] 最终条件为:

$$x_f = -r \sin \alpha \approx r\alpha$$

[0114] $y_f = 0$ (5)

$$z_f = r(1 - \cos \alpha) \approx 0$$

[0115] 根据式(4)及式(5)获取追踪航天器的初始位置及最终位置的条件。

[0116] 为避开目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区, 则需要同时施加平面外的机动, 当只施加法向脉冲时, 即

$$\dot{x}_0 = \dot{z}_0 = 0$$

[0117] $\dot{y}_0 = \Delta v$ (6)

[0118] 将初始条件带入方程(3), 得

$$x(t) = x_0$$

[0119] $y(t) = \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t)$ (7)

$$z(t) = 0$$

[0120] 根据式(7)得

$$t_f = -\frac{x_0}{3\omega z_0} = 2k\pi, \quad k = 1, 2, 3 \dots$$

[0121] (8)

[0122] 由式(7)可以看出, 当施加法向脉冲, 在经历周期的整数倍之后, 相对运动始终回到初始点, 无法进行平面内沿速度方向的移动。

[0123] 当只施加正径向脉冲, 即沿z轴正方向的脉冲, 则有

$$\dot{x}_0 = \dot{y}_0 = 0$$

[0124] $\dot{z}_0 = \Delta v$ (9)

[0125] 将初始条件带入方程(3), 得

$$x(t) = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right)$$

$$[0126] \quad y(t) = 0 \quad (10)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t)$$

[0127] 根据终止条件,得

$$x(t_f) = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t_f) + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right) = -x_0$$

$$[0128] \quad y(t_f) = 0 \quad (11)$$

$$z(t_f) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t_f) = 0$$

[0129] 求解式(11),得,

$$[0130] \quad \dot{z}_0 = \frac{r\omega\alpha}{2} \quad (12)$$

[0131] 其中,对应的时间为:

$$[0132] \quad t_f = (2k+1)\pi, k=0, 1, 2, 3 \dots (13)$$

[0133] 为满足从地球与目标航天器之间穿过的约束条件,又要满足两个禁飞区的约束条件,在初始时刻同时施加法向脉冲及沿z轴正方向的径向脉冲,即

$$\dot{x}_0 = 0$$

$$[0134] \quad \dot{y}_0 = \Delta v_1 \quad (14)$$

$$\dot{z}_0 = \Delta v_2$$

[0135] 将初始条件带入方程(3),得

$$x(t) = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right)$$

$$[0136] \quad y(t) = \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \quad (15)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t)$$

[0137] 设施加脉冲后半个周期可以达到终点,即

$$[0138] \quad t_f = \pi \quad (16)$$

[0139] 将初始条件及终止条件带入方程(15),得

$$[0140] \quad x(t_f) = -x_0 = x_0 + \frac{4\dot{z}_0}{\omega} \quad (17)$$

[0141] 由式(17)得

$$[0142] \quad x_0 = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \quad (18)$$

[0143] 根据式(17)及式(15),得转移轨迹的解析方程为:

$$x(t) = -\frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t)$$

$$[0144] \quad y(t) = \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \quad (19)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t)$$

[0145] 设球面方程为:

$$[0146] \quad x^2 + y^2 + z^2 = R^2 \quad (20)$$

[0147] 联合式(19)及式(20)得

$$[0148] \quad (3\dot{z}_0^2 - \dot{y}_0^2) \sin^2(\omega t) = 4\dot{z}_0^2 - \omega^2 R^2 \quad (21)$$

[0149] 要求式(19)及式(20)没有交点,则需满足:

$$[0150] \quad \sin^2(\omega t) = \frac{4\dot{z}_0^2 - \omega^2 R^2}{3\dot{z}_0^2 - \dot{y}_0^2} \geq 1 \quad (22)$$

[0151] 得目标航天器本体禁飞区约束条件的数学表达为:

$$[0152] \quad \frac{\sqrt{\dot{y}_0^2 + \dot{z}_0^2}}{\omega} \geq R \quad (23)。$$

[0153] 圆锥曲面的方程为:

$$[0154] \quad \begin{aligned} z^2 &= a^2(x^2 + y^2) \\ a &= ctg\beta \end{aligned} \quad (24)$$

[0155] 其中, β 的大小为目标航天器传感器禁飞区圆锥顶角的一半;

[0156] 联立式(19)及式(24)得

$$[0157] \quad (4a^2\dot{z}_0^2 + \dot{z}_0^2 - a^2\dot{y}_0^2) \sin^2(\omega t) = 4a^2\dot{z}_0^2 \quad (25)$$

[0158] 式(25)可以简化为:

$$[0159] \quad \sin^2(\omega t) = \frac{4a^2\dot{z}_0^2}{4a^2\dot{z}_0^2 + \dot{z}_0^2 - a^2\dot{y}_0^2} \geq 0 \quad (26)$$

[0160] 为避免目标航天器传感器进入所述圆锥曲面内,式(26)需满足

$$[0161] \quad \frac{4a^2\dot{z}_0^2}{4a^2\dot{z}_0^2 + \dot{z}_0^2 - a^2\dot{y}_0^2} \geq 1 \quad (27)$$

[0162] 由式(27)得目标航天器传感器禁飞区约束条件的数学表达为:

$$[0163] \quad \frac{\dot{y}_0}{\dot{z}_0} \geq \tan \beta \quad (28)$$

[0164] 在初始时刻施加的脉冲满足式(23)及式(28)的条件,即可避目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区,其中,整个转移的时间 t 为半个轨道周期,即

$$[0165] \quad t = \frac{T}{2} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\frac{3}{2}} \quad (29)。$$

[0166] 步骤5)的具体操作为:

[0167] 探究在满足目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区的约束条件下,最优轨迹下的最小脉冲。由式(23)、式(28)和式(19)可以看出,只要满足约束条件,即可在半个周期内完成转移,而脉冲在径向的分量 \dot{z}_0 是根据初始条件及终止条件得出的转移所需的脉冲大小,它与有无禁飞区的约束没有关系;脉冲在法向的分量 \dot{y}_0 决定了满足目标航天器本体禁飞区及目标航天器传感器禁飞区的约束条件后,轨迹在径向及法向的最大位移,即根据式(18),得

$$[0168] \quad \dot{z}_0 = \frac{r\omega\alpha}{2} \quad (30)$$

[0169] 脉冲在径向的分量为 \dot{y}_0 ,当 $R > \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sqrt{1 + \tan^2 \beta}$ 时,目标航天器本体禁飞区对转移轨迹约束的权重比目标航天器传感器禁飞区大,则脉冲在径向的分量 \dot{y}_0 为:

$$[0170] \quad \dot{y}_0 = \sqrt{\omega^2 R^2 - \dot{z}_0^2} \quad (31)$$

[0171] 当 $R < \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sqrt{1 + \tan^2 \beta}$ 时,目标航天器传感器禁飞区对转移轨迹约束的权重比目标航天器本体禁飞区大,则脉冲在径向的分量 \dot{y}_0 为:

$$[0172] \quad \dot{y}_0 = \dot{z}_0 \tan \beta \quad (32)$$

[0173] 当 $R = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sqrt{1 + \tan^2 \beta}$ 时,目标航天器传感器禁飞区与目标航天器本体禁飞区对转移轨迹约束的权重相同,则脉冲在径向的分量 \dot{y}_0 为:

$$[0174] \quad \dot{y}_0 = \sqrt{\omega^2 R^2 - \dot{z}_0^2} = \dot{z}_0 \tan \beta \quad (33)$$

[0175] 则有脉冲在径向的分量 \dot{y}_0 可以表示为:

$$[0176] \quad \dot{y}_0 = \max \left\{ \dot{z}_0 \tan \beta, \sqrt{\omega^2 R^2 - \dot{z}_0^2} \right\} \quad (34)$$

[0177] 则满足式(30)及式(34)对应的转移轨迹即为最优的转移轨迹。

[0178] 以上内容仅为说明本发明的技术思想,不能以此限定本发明的保护范围,凡是按照本发明提出的技术思想,在技术方案基础上所做的任何改动,均落入本发明权利要求书的保护范围之内。

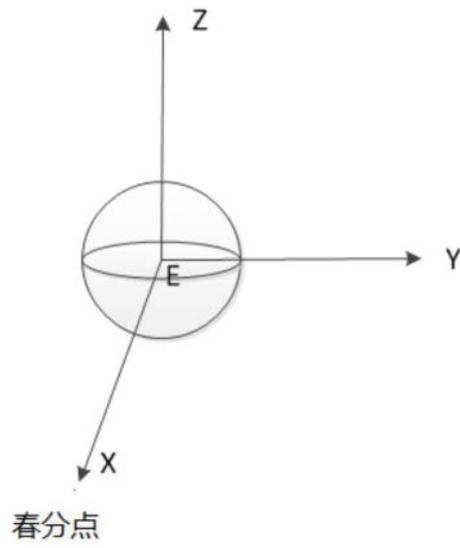


图1

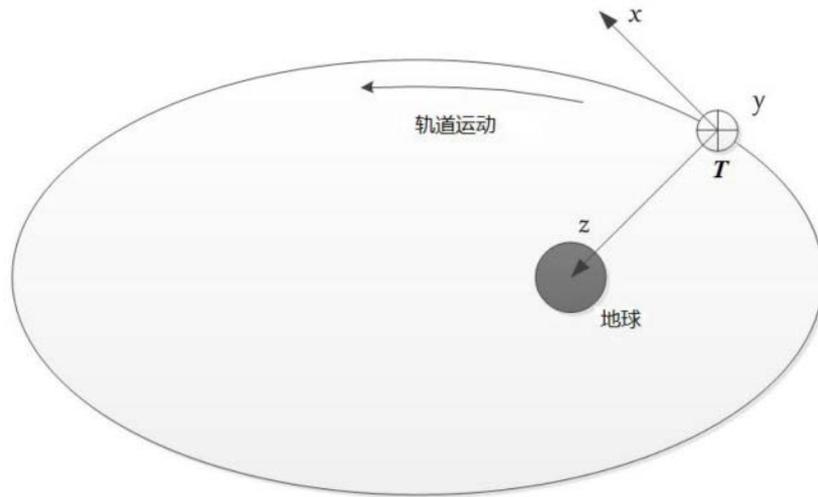


图2

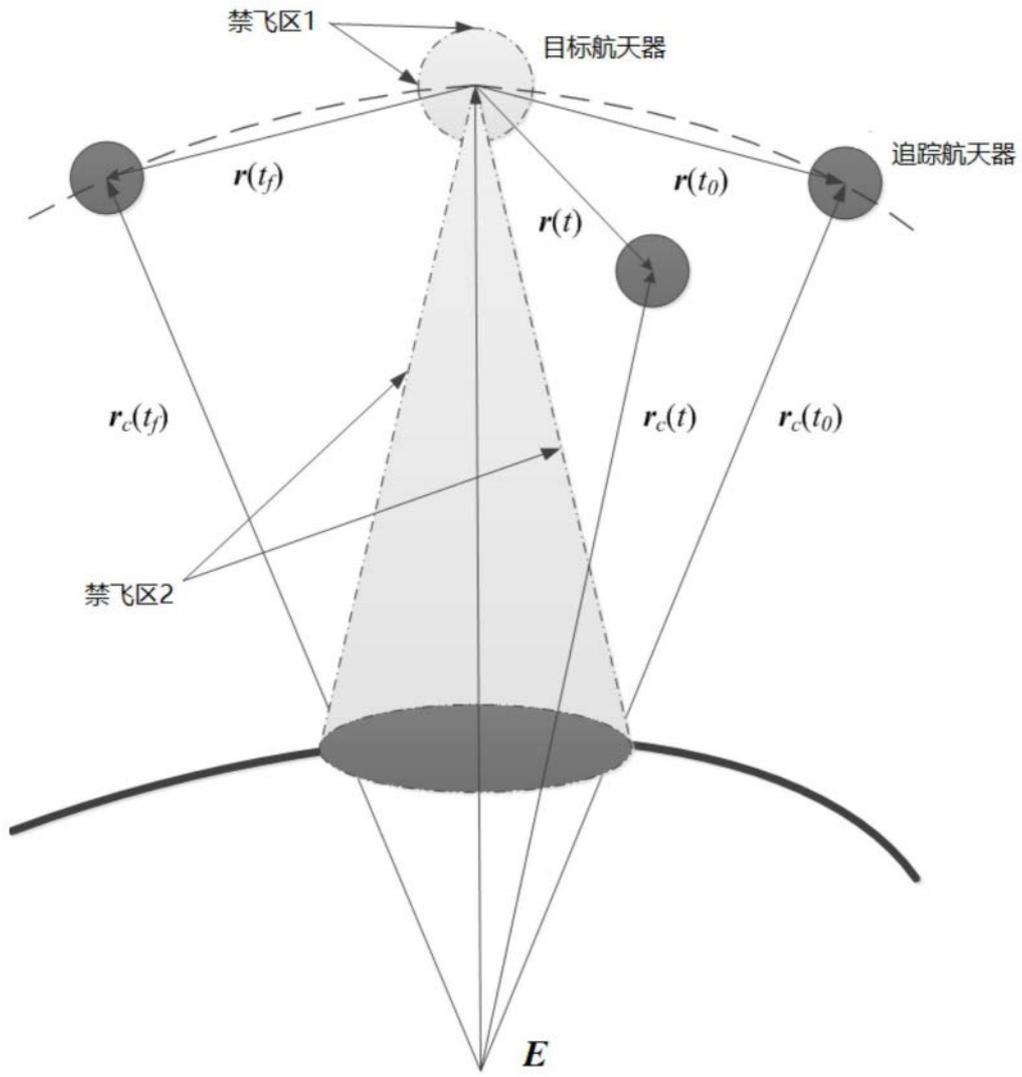


图3