

在轨服务航天器任意轨道主动绕飞

王 峰, 陈雪芹, 曹喜滨, 耿云海

(哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 150001 哈尔滨)

摘 要: 针对在轨服务航天器对目标器进行全方位监测和抢修要求, 根据速度脉冲转移算法进行了在轨服务航天器任意轨道的主动绕飞. 文中将绕飞轨道周期分为 N 份, 在每份时间内采用速度脉冲转移算法实现预定位置点间位置转移, 进而完成整个预定轨道绕飞. 接着进行了算法的误差分析, 给出了实际选择最少脉冲数的方法以满足预定轨道制导精度. 最后进行任意轨道主动绕飞的数学仿真. 仿真结果表明该制导算法较常规算法节省能量, 能有效地完成任意轨道的主动绕飞.

关键词: 速度脉冲转移主动绕飞在轨服务航天器

中图分类号: V442

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2014)05-0006-05

The initiative flyaround of on-orbit-servicing spacecraft in-any-plane

WANG Feng, CHEN Xueqin, CAO Xibin, GENG Yunhai

(Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China)

Abstract: Focusing on the completely inspection and salvage of target spacecraft, this paper presents an algorithm to enable the on-orbit-servicing spacecraft to circumnavigate a target spacecraft in any plane based on the impulse transfer method. By dividing the specified period into N parts, the impulse transfer method is applied during every part between two specified points until the circumnavigation is accomplished. With the error analysis of algorithm, a method is presented to solve the least pulse number N in the tolerant guidance error. Finally, a simulation is carried out and the results indicate that the guidance algorithm consumes less energy than others and can accomplish the flyaround in any plane efficiently.

Keywords: impulse transfer; initiative flyaround; on-orbit-servicing; spacecraft

近些年来,越来越多空间在轨运行卫星的老化导致空间垃圾增多,还有因没能进入预定轨道而导致卫星发射失败和失控事件的频繁发生,使世界各国越来越希望有一种专门服务技术能够系统的实现在轨服务(on-orbit-servicing, OOS).欧美专家首先提出了这一概念,并对其关键技术的可行性和潜在市场等进行了分析^[1-2]. Kreisel^[1]对在轨服务进行了较为系统的任务类型分类:入轨、离轨、抢救、维护、维修、翻新、对接检查和远程检查.特别地,大型航天器如空间站由于结构复杂,造价昂贵,更需要在轨服务航天器对其进行一些相应

的在轨服务.如对于空间站的飞行状态(外形结构、太阳帆板以及空间站各种结构组合是否处于正常位置和状态,各种密封舱段是否漏气等任务)就需要在轨服务器不断地对其进行监视,从而减少费用昂贵且具有一定风险的航天员舱外活动^[3].

为了全方位监测目标器如空间站的飞行状态,需要设计各种任意轨道的绕飞.林来兴^[3]提出一种在考虑有摄动情况下绕飞轨道保持的控制策略,将轨道保持在一定的精度范围之内.韦娟等^[4]在考虑地球扁率摄动时,用运动学和动力学两种方法完成了空间站绕飞轨道的绕飞.但这些方法均是针对自然轨道的绕飞,对于那些为了完成其他特定在轨服务任务的服务器如目标器抢救,则需要服务器进行特定轨道绕飞,这些方法则不能

收稿日期: 2013-04-13.

基金项目: 国家安全重大基础研究计划资助项目(973-5131201).

作者简介: 王 峰(1981—),男,副教授;

曹喜滨(1963—),男,博士生导师,长江学者特聘教授.

通信作者: 王 峰, wfhitsat@hit.edu.cn.

满足要求. Hablani 等^[5]根据脉冲速度转移算法,在不考虑摄动情况下进行了任意周期圆形轨道主动绕飞,但其没有给出如何选择具体脉冲数方法来满足预定的轨道制导精度要求.

本文基于 Hablani 等的研究思想,对于采用脉冲速度转移进行的圆形绕飞算法进一步进行分析和改进,使得该算法在考虑摄动情况下,能够实现任意椭圆轨道的绕飞.首先将椭圆的绕飞周期分为 N 份,在每份时间内采用考虑常值摄动的两脉冲速度转移算法实现了两个位置点之间转移,最终完成整个周期的绕飞.接着对该方法的绕飞轨迹偏差进行分析,给出了如何选择最少脉冲数以满足预定轨道制导精度.最后进行了相应的数学仿真.仿真结果表明在考虑各种主要摄动情况下采用论文提出多个脉冲速度转移方法,可以在任意椭圆轨道实现主动绕飞,实际绕飞制导精度满足要求.

1 速度脉冲转移方法

近似圆形轨道的航天器相对被服务的目标航天器,其相对运动方程可简化为 C-W 方程:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} = a_x, \\ \ddot{y} + \omega^2 y = a_y, \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z = a_z. \end{cases} \quad (1)$$

式中: ω 为轨道角速度,近圆轨道时可认为是常值; a_x 、 a_y 、 a_z 分别为 x 轴、 y 轴、 z 轴的加速度.

设服务航天器位置、速度和加速度为

$$\begin{aligned} \mathbf{r} &= [x \quad y \quad z]^T, \\ \dot{\mathbf{r}} &= [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T, \\ \mathbf{a} &= [a_x \quad a_y \quad a_z]^T, \end{aligned}$$

并标记初始时刻位置、加速度和速度为 $\mathbf{r}_0$ 、 $\mathbf{a}$ 和 $\dot{\mathbf{r}}_0$. 当 $\mathbf{a}$ 为定值 $\mathbf{a}_c$ 时,式(1)有解析解^[3].此时可知,在 t 时刻服务航天器的位置和速度矢量表达式为

$$\mathbf{r}(t) = \Phi_{rr}(t)\mathbf{r}_0 + \Phi_{r\dot{r}}(t)\dot{\mathbf{r}}_0 + \Phi_{ra}(t)\mathbf{a}_c, \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{r}}(t) = \Phi_{\dot{r}r}(t)\mathbf{r}_0 + \Phi_{\dot{r}\dot{r}}(t)\dot{\mathbf{r}}_0 + \Phi_{\dot{r}a}(t)\mathbf{a}_c. \quad (3)$$

式中 Φ 均为 3×3 矩阵,具体定义为:

$$\begin{aligned} \Phi_{rr}(t) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 6(\omega t - \sin(\omega t)) \\ 0 & \cos(\omega t) & 0 \\ 0 & 0 & 4 - 3\cos(\omega t) \end{bmatrix}, \\ \Phi_{r\dot{r}}(t) &= \begin{bmatrix} \frac{4}{\omega}\sin(\omega t) - 3t & 0 & \frac{2}{\omega}(1 - \cos(\omega t)) \\ 0 & \frac{\sin(\omega t)}{\omega} & 0 \\ -\frac{2}{\omega}(1 - \cos(\omega t)) & 0 & \frac{\sin(\omega t)}{\omega} \end{bmatrix}, \\ \Phi_{ra}(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\omega t) & 0 \\ 0 & 0 & \cos(\omega t) \end{bmatrix}, \\ \Phi_{\dot{r}r}(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 6\omega(1 - \cos(\omega t)) \\ 0 & -\omega\sin(\omega t) & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega\sin(\omega t) \end{bmatrix}, \\ \Phi_{\dot{r}\dot{r}}(t) &= \begin{bmatrix} -3 + 4\cos(\omega t) & 0 & 2\sin(\omega t) \\ 0 & \cos(\omega t) & 0 \\ -2\sin(\omega t) & 0 & \cos(\omega t) \end{bmatrix}, \\ \Phi_{\dot{r}a}(t) &= \begin{bmatrix} \frac{4(1 - \cos(\omega t))}{\omega^2} - \frac{3}{2}t^2 & 0 & -\frac{2\sin(\omega t)}{\omega^2} + \frac{2t}{\omega} \\ 0 & \frac{1 - \cos(\omega t)}{\omega^2} & 0 \\ \frac{2\sin(\omega t)}{\omega^2} - \frac{2t}{\omega} & 0 & \frac{1}{\omega^2}(1 - \cos(\omega t)) \end{bmatrix}, \\ \Phi_{ra}(t) &= \begin{bmatrix} \frac{4\sin(\omega t)}{\omega} - 3t & 0 & \frac{2(1 - \cos(\omega t))}{\omega} \\ 0 & \frac{\sin(\omega t)}{\omega^2} & 0 \\ \frac{2(\cos(\omega t) - 1)}{\omega} & 0 & \frac{\sin(\omega t)}{\omega} \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Phi_{rr}(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 6\omega(1 - \cos(\omega t)) \\ 0 & -\omega\sin(\omega t) & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega\sin(\omega t) \end{bmatrix}, \\ \Phi_{r\dot{r}}(t) &= \begin{bmatrix} -3 + 4\cos(\omega t) & 0 & 2\sin(\omega t) \\ 0 & \cos(\omega t) & 0 \\ -2\sin(\omega t) & 0 & \cos(\omega t) \end{bmatrix}, \\ \Phi_{ra}(t) &= \begin{bmatrix} \frac{4(1 - \cos(\omega t))}{\omega^2} - \frac{3}{2}t^2 & 0 & -\frac{2\sin(\omega t)}{\omega^2} + \frac{2t}{\omega} \\ 0 & \frac{1 - \cos(\omega t)}{\omega^2} & 0 \\ \frac{2\sin(\omega t)}{\omega^2} - \frac{2t}{\omega} & 0 & \frac{1}{\omega^2}(1 - \cos(\omega t)) \end{bmatrix}, \\ \Phi_{\dot{r}r}(t) &= \begin{bmatrix} \frac{4\sin(\omega t)}{\omega} - 3t & 0 & \frac{2(1 - \cos(\omega t))}{\omega} \\ 0 & \frac{\sin(\omega t)}{\omega^2} & 0 \\ \frac{2(\cos(\omega t) - 1)}{\omega} & 0 & \frac{\sin(\omega t)}{\omega} \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

由图1可知,为使服务航天器在 $t = T$ 时达到指定地点 $\mathbf{r}_T$,其在 $t = 0$ 时刻的 $\mathbf{r}_0$ 处,有初始运动速度,标记为 $\dot{\mathbf{r}}_0^+$,因此由式(2)可知该速度的表达式为

$$\dot{\mathbf{r}}_0^+ = \Phi_{rr}^{-1}(T)(\mathbf{r}_T - \Phi_{rr}(T)\mathbf{r}_0 - \Phi_{ra}(T)\mathbf{a}_c). \quad (4)$$

现设服务航天器初始位置 $\mathbf{r}_0$ 速度 $\dot{\mathbf{r}}_0$ 为 $\dot{\mathbf{r}}_0^-$. 在该位置须有转移速度 $\dot{\mathbf{r}}_0^+$,则应施加的脉冲 $\Delta\mathbf{v}_0$ 为

$$\Delta\mathbf{v}_0 = \dot{\mathbf{r}}_0^+ - \dot{\mathbf{r}}_0^-.$$

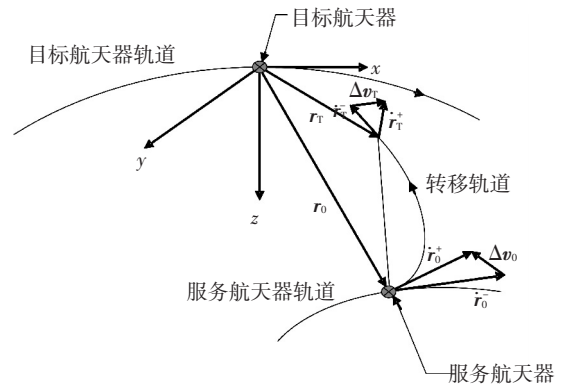


图1 从点 $(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0^-)$ 到点 $(\mathbf{r}_T, \dot{\mathbf{r}}_T^+)$ 服务航天器的双脉冲转移

显然根据式(4),在速度 $\dot{\mathbf{r}}_0^+$ 作用下,可得服务航天器到达 $\mathbf{r}_T$ 的速度 $\dot{\mathbf{r}}_T$ 为

$$\dot{\mathbf{r}}_T = \dot{\mathbf{r}}_T^- = \Phi_{\dot{r}r}(T)\mathbf{r}_0 + \Phi_{\dot{r}\dot{r}}(T)\dot{\mathbf{r}}_0^+ + \Phi_{\dot{r}a}(T)\mathbf{a}_c. \quad (5)$$

若在位置 $\mathbf{r}_T$ 处需要的速度为 $\dot{\mathbf{r}}_T^+$, 则第二次施加的脉冲 $\Delta \mathbf{v}_T$ 为

$$\Delta \mathbf{v}_T = \dot{\mathbf{r}}_T^+ - \dot{\mathbf{r}}_T^-$$

进而实现了在 T 时间内, 服务航天器从 $(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0^-)$ 到达 $(\mathbf{r}_T, \dot{\mathbf{r}}_T^+)$ 的双脉冲转移。

基于 C-W 运动方程获得双脉冲转移算法, 所以此方法只限于近距离的相对运动范围。给定转移时间后, 该算法可以获得两点需要的脉冲, 实现相应的转移, 但给定的转移时间需满足 $\dot{\mathbf{r}}_0^+$ 的限制条件。根据式(4)可知 $\dot{\mathbf{r}}_0^+$ 存在意义, $\Phi_{rr}(T)$ 须可逆, 也即 $|\Phi_{rr}(T)| \neq 0$ 。由此可知转移时间 T 不能太长。通过数值求解可知当 T 不超过 π/ω 时, 均能满足要求。

2 任意轨道的主动绕飞

对于任意轨道主动绕飞问题, 可建立坐标系 $ox''y''z''$, 如图 2 所示。其中服务航天器需绕飞的轨道平面为 $ox''z''$ 。可使用目标航天器轨道坐标系 $oxyz$ 两次转化到达该坐标系, 记相应的转换矩阵为 $\mathbf{C}$, 可知

$$\mathbf{C} = \mathbf{C}_x(\theta_x) \mathbf{C}_z(\theta_z) = \begin{bmatrix} \cos(\theta_z) & \sin(\theta_z) & 0 \\ -\cos(\theta_x)\sin(\theta_z) & \cos(\theta_x)\cos(\theta_z) & \sin(\theta_x) \\ \sin(\theta_x)\sin(\theta_z) & -\sin(\theta_x)\cos(\theta_z) & \cos(\theta_x) \end{bmatrix}$$

其中 θ_x 和 θ_z 为相应的旋转角。记轨道平面内椭圆轨道对称轴坐标系 $ox_a z_a$ 和 $ox''z''$ 的夹角为 θ_{y0}^* , 可知坐标系 $oxyz$ 到 $ox_a y_a z_a$ 的转换矩阵 $\mathbf{C}_a$ 为

$$\mathbf{C}_a = \mathbf{C}_y(\theta_{y0}^*) \mathbf{C}_z(\theta_z)$$

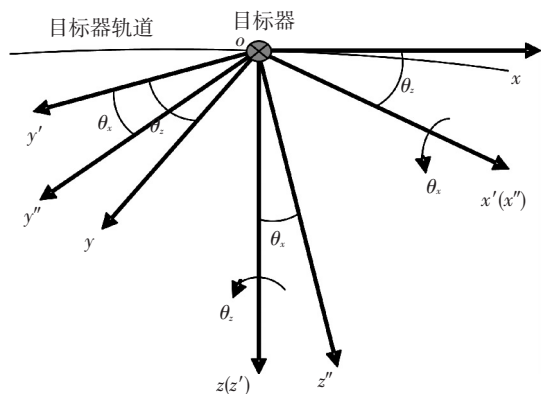


图 2 服务航天器绕飞轨道与目标航天器轨道坐标系

令在目标航天器轨道坐标系中服务航天器初始位置为 (x_0, y_0, z_0) , 则在 $ox_a y_a z_a$ 中坐标为 (x_{a0}, y_{a0}, z_{a0}) , 根据转换矩阵 $\mathbf{C}_a$ 有

$$\begin{bmatrix} x_{a0} \\ y_{a0} \\ z_{a0} \end{bmatrix} = \mathbf{C}_a \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix}$$

显然绕飞轨道在 $ox''z''$ 平面内, 故可知 $y_{a0} = 0$ 。如图 3 所示的任意椭圆轨道主动绕飞, 在绕飞轨道中令服务航天器的初始位置 ($t = 0$) 离心角为 θ_{y0} , a 为绕飞椭圆长半轴, b 为短半轴, 可知

$$\theta_{y0} = \arctan \frac{-z_{a0}a}{x_{a0}b}$$

且在任意的 t 时刻, 服务航天器在绕飞轨道中离心角 θ_y 为

$$\theta_y(t) = \theta_{y0} + 2\pi t/T$$

其中目标航天器的绕飞周期为 T 。根据 θ_x 、 θ_{y0}^* 和 θ_z 及离心角 $\theta_y(t)$ 的几何关系, 任意 t 时刻服务航天器位置 $\mathbf{r}_c(t)$ 表达式为 (目标轨道坐标系中)

$$\mathbf{r}_c(t) = \mathbf{C}_a^{-1} \begin{bmatrix} a \cos(\theta_y) \\ 0 \\ -b \sin(\theta_y) \end{bmatrix}$$

设 N 为每个周期内服务航天器所需要的多次脉冲, t_m 为第 m 次施加脉冲的时间 ($m = 0, 1, \dots, N-1, t_N = T$), 对应的离心角为 $\theta_m = \theta_0 + \omega_c t_m$, 且服务航天器在第 m 次脉冲作用后从点 $\mathbf{r}_m$ 到达点 $\mathbf{r}_{m+1}$, 其中 $\mathbf{r}_m$ 为

$$\mathbf{r}_m = \mathbf{C}_a^{-1} [a \cos(\theta_m) \quad 0 \quad -b \sin(\theta_m)]^T$$

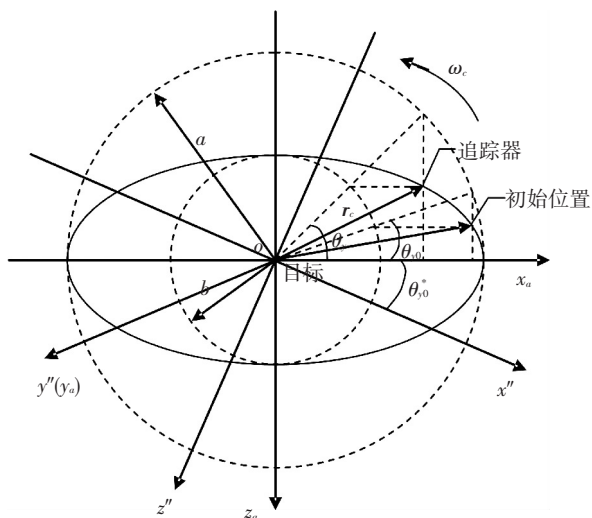


图 3 服务航天器在任意椭圆轨道相对目标航天器的绕飞示意

记服务航天器达到第 m 个位置点的速度为 $\dot{\mathbf{r}}_m^-$, 所用间隔 $\Delta t = t_{m+1} - t_m$, 联立式(4)可知在该点施加的速度脉冲 $\dot{\mathbf{r}}_m^+$ 为

$$\dot{\mathbf{r}}_m^+ = \Phi_{rr}^{-1}(\Delta t) (\mathbf{r}_{m+1} - \Phi_{rr}(\Delta t) \mathbf{r}_m - \Phi_{ra}(\Delta t) \mathbf{a}_c) \quad (6)$$

可知在点 $\mathbf{r}_m$ 服务航天器所需脉冲 $\Delta \mathbf{V}_m$ 为

$$\Delta \mathbf{V}_m = \dot{\mathbf{r}}_m^+ - \dot{\mathbf{r}}_m^-.$$

由式(5)可得服务航天器到达 $\mathbf{r}_{m+1}$ 时速度 $\dot{\mathbf{r}}_{m+1}^-$ 为

$$\dot{\mathbf{r}}_{m+1}^- = \Phi_{rr}(\Delta t)\dot{\mathbf{r}}_m + \Phi_{rv}(\Delta t)\dot{\mathbf{r}}_m^+ + \Phi_{ra}(\Delta t)\mathbf{a}_c.$$

结合式(2)可知服务航天器在其他时刻实际飞行位置为

$$\mathbf{r}(t) = \Phi_{rr}(t - t_m)\mathbf{r}_m + \Phi_{rv}(t - t_m)\dot{\mathbf{r}}_m^+ + \Phi_{ra}(t - t_m)\mathbf{a}_c. \quad (7)$$

根据式(7)可得,实际转移轨迹与理想转移轨迹存在误差.因此,需对其展开分析确保航天器飞行过程中误差能够满足工程误差精度要求.整个过程中摄动是小量^[3],所以在 Δt 时间内导致的误差亦很小,为此可暂忽略摄动对结果影响.标记 $\delta t = t - t_m$,服务航天器的理想轨迹为

$$\mathbf{r}_l = \mathbf{C}_a^{-1} [\text{acos}(\theta_m + \omega_c \delta t) \quad 0 \quad -b \sin(\theta_m + \omega_c \delta t)]^T. \quad (8)$$

根据式(6)和式(7)可知服务航天器实际飞行轨迹为

$$\mathbf{r}(\delta t) = \Phi_{rr}(\delta t)\mathbf{r}_m + \Phi_{rv}(\delta t)\dot{\mathbf{r}}_m^+, \quad (9)$$

$$\dot{\mathbf{r}}_m^+ = \Phi_{rr}^{-1}(\Delta t)(\mathbf{r}_{m+1} - \Phi_{rr}(\Delta t)\mathbf{r}_m). \quad (10)$$

当 $\omega \Delta t \rightarrow 0$ 时,对式(9)中的 Φ_{rr} 和 $\Phi_{rv}(t)$ 进行一阶小量化后可得

$$\Phi_{rr}(\delta t) = \mathbf{E}_{3 \times 3} + \delta t \mathbf{A}_{3 \times 3}, \quad (11)$$

$$\Phi_{rv}(\delta t) = \delta t \mathbf{E}_{3 \times 3} + \delta t^2 \mathbf{B}_{3 \times 3}. \quad (12)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 5\omega \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\omega \\ 0 & 0 & 0 \\ \omega & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

对式(12)求逆可得

$$\Phi_{rr}^{-1}(\delta t) = \frac{1}{\delta t} \mathbf{E}_{3 \times 3} - \mathbf{B}_{3 \times 3}. \quad (13)$$

将式(11)~(13)代入式(9)~(10)中可得

$$\mathbf{r}(\delta t) = \mathbf{r}_m + \delta t \mathbf{A} \mathbf{r}_m + \delta t \dot{\mathbf{r}}_m^+ + \delta t^2 \mathbf{B} \dot{\mathbf{r}}_m^+,$$

$$\dot{\mathbf{r}}_m^+ = \frac{1}{\Delta t} (\mathbf{E} - \Delta t \mathbf{B})(\mathbf{r}_{m+1} - \mathbf{r}_m - \Delta t \mathbf{A} \mathbf{r}_m).$$

当 $\omega \Delta t \rightarrow 0$ 时,对式(8)一阶小量化后可得

$$\mathbf{r}_l = \mathbf{r}_m + \mathbf{D}_{3 \times 1} \delta t.$$

式中 $\mathbf{D} = \mathbf{C}_a^{-1} [-a \sin \theta_m \quad 0 \quad -b \cos \theta_m]^T \omega_c$, 且满足 $\mathbf{D} \Delta t = \mathbf{r}_{m+1} - \mathbf{r}_m$.

实际绕飞轨迹偏差为

$$\Delta \mathbf{r}(\delta t) = \mathbf{r}(\delta t) - \mathbf{r}_l = \delta t^2 \mathbf{B} \dot{\mathbf{r}}_m^+ + \delta t (\mathbf{A} \mathbf{r}_m + \dot{\mathbf{r}}_m^+ - \mathbf{D}). \quad (14)$$

式(14)是一个关于 δt 的二次函数,考虑边界条件 $\Delta \mathbf{r}(0) = \Delta \mathbf{r}(\Delta t) = 0$,则有

$$\Delta \mathbf{r}(\delta t) \big|_{\delta t = \Delta t/2} = -\frac{\Delta t^2 \mathbf{B}}{4} (\mathbf{E} + \Delta t \mathbf{B})(\mathbf{D} - \mathbf{A} \mathbf{r}_m). \quad (15)$$

若可允许误差为 $\Delta \underline{\varepsilon} = [\Delta \varepsilon_1 \quad \Delta \varepsilon_2 \quad \Delta \varepsilon_3]^T$, 须下式成立

$$-\Delta \mathbf{r}(\Delta t/2) \leq \Delta \underline{\varepsilon}. \quad (16)$$

将其与式(15)联立,解式(16)便得到 Δt ,也即最远位置点 $\mathbf{r}_{m+1}$.同理,循环使用此方法可确定余下需要施加脉冲的位置点,直至在 $\mathbf{r}_M$ 点满足

$$\sum_{m=1}^M t_m > T$$

后,表明服务航天器已完成一个周期的飞行.

综上所述,对于实际任意飞行轨迹,在飞行轨迹确定后,便可采用该方法完成相应的飞行,并且可以在满足飞行误差要求下,确定最少的脉冲数目.

3 仿真结果分析

在实际任意轨道绕飞仿真时,可将地球 J_2 摄动和大气阻力摄动等影响均考虑在内.设目标航天器轨道参数为 500 km 圆轨道,轨道倾角是 30° .服务航天器在目标轨道坐标系 $ox_a y_a z_a$ 中初始时刻位置为 (200, 0, 0) m,速度为 0 m/s.绕飞周期 1 800 s,绕飞椭圆轨道参数为:长半轴 a 为 200 m,短半轴 b 为 150 m, $\theta_x = \pi/3$, $\theta_{y0}^* = \pi/4$, $\theta_z = \pi/6$,绕飞精度为 2 m.

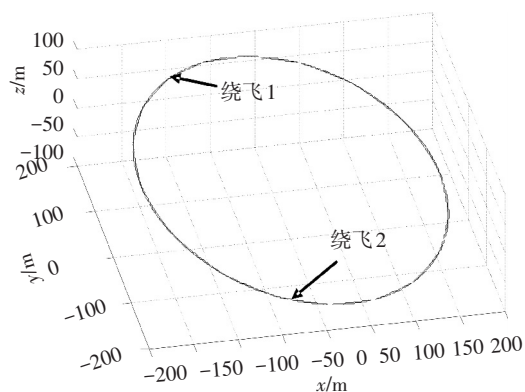
因此利用式(16)可以计算获得施加脉冲的次数与时间,记采用该算法的绕飞轨道为绕飞 1.图 4 为任意轨道仿真结果,由图 4(c)和(d)可知共施加脉冲数为 19 次.与其提供对比,给出文献[5]等间隔 N 脉冲算法仿真结果,记绕飞 2 为采用该算法的绕飞轨道,可知施加的脉冲数 ≥ 20 次才能满足精度要求.以下为两种绕飞方法所得的仿真结果曲线,并进行适当比较.

由图 4 结果可知:

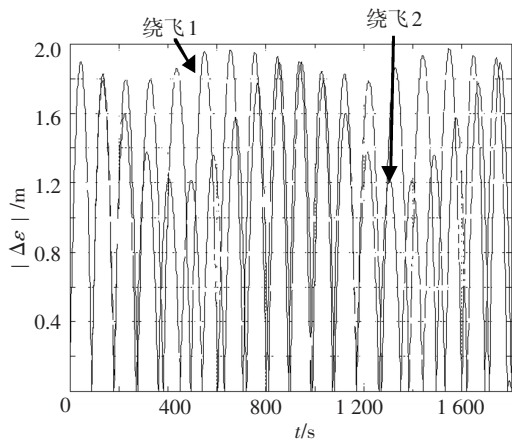
1) 根据图 4(a),本文转移算法和文献[5]中所提算法都能完成指定形状的轨道绕飞;

2) 根据图 4(b),本文算法任意两次脉冲间的最大误差值均接近但不超过 2 m;文献[5]的算法为了满足 2 m 误差要求,任意两次脉冲之间没有充分自由飞行,过早施加了脉冲,消耗较多燃料.

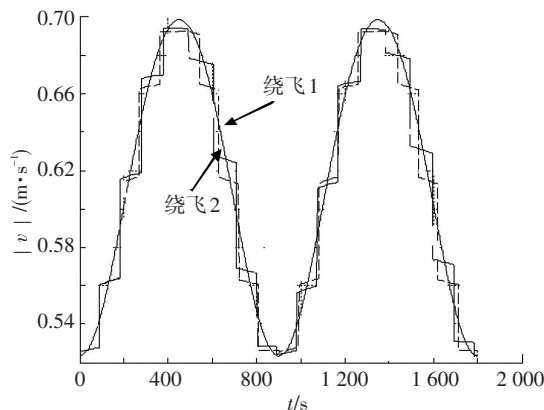
3) 根据图 4(c)和(d)两种算法脉冲时间和次数比较可知,为实现相同的轨迹绕飞,文中算法所消耗的脉冲(11.1 m/s)比文献[5](12.2 m/s)少约 10%,这与轨迹偏差分析结果一致.



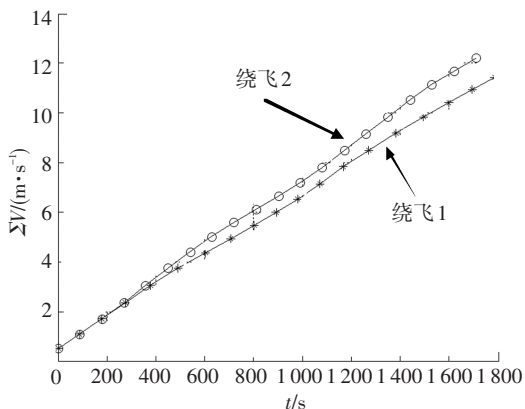
(a) 绕飞轨迹



(b) 绕飞时轨迹偏差



(c) 脉冲施加时刻和次数



(d) 两种方法消耗脉冲比较

图4 任意轨道绕飞仿真结果

4 结 语

本文基于速度脉冲转移方法,进行了在轨服务航天器任意轨道的主动绕飞.根据理论分析和仿真结果可知,文中所提的多速度脉冲转移算法,在考虑摄动情况下,可以实现在轨服务航天器任意轨道绕飞,且较一般等间隔脉冲算法更节省燃料.由于文中算法适用于其他轨迹的主动飞行,因此下一步可考虑在满足精度范围内一般轨迹的主动飞行控制.

参考文献

- [1] KREISEL J. On-Orbit Servicing of Satellites (OOS): its potential market & impact [C]//Proceedings of the Advanced Space Technologies for Robotics and Automation Conference (ASTRA 2002), ESA-ESTEC. Noordwijk, Holland: [s.n.], 2002: 1-9.
- [2] WARTENBERG H, Patrice Amadiou. ATV: Rendezvous with ISS [C]//ATV Project, D/MSM. Les Mureaux: [s.n.], 2002, 11: 17-19.
- [3] 林来兴. 微小卫星绕飞空间站的动力学和控制[J]. 航天控制, 1999 (3): 26-33.
- [4] 韦娟,袁建平. 空间站伴随卫星编队飞行轨道设计[J]. 西北工业大学学报, 2001, 21(6): 641-645.
- [5] HABLANI H B, TAPER M, BASHIAN D. Guidance algorithms rendezvous of spacecraft with a target vehicle in circular orbit[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(3): 553-562.
- [6] YI Z R. Design methods for the closing and fly-around of space rendezvous [J]. Chinese Space Science and Technology, 2005, 25(1): 7-14.
- [7] 林来兴. 小卫星编队飞行及其轨道构成[J]. 中国空间科学技术, 2001(1): 23-28.
- [8] SONG S M, ZHANG B Q, CHEN X L. Robust control of spacecraft attitude tracking for space fly-around mission [J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(1): 120-126.
- [9] 王鹏基. 空间飞行器编队飞行相对动力学与队形控制方法及应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2004.
- [10] WANG G, MENG Y, ZHENG W, et al. Fast fly around satellite space circle formation design [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(11): 2465-2470.
- [11] LIN L X. Fly-around orbit dynamics and control stratagem[J]. Journal of Astronautics, 2000, 21(4): 100-106.

(编辑 张 宏)