

伴随卫星接近绕飞的轨道控制方法研究

李革非^{1,2}, 朱民才², 韩 潮¹

(1. 北京航空航天大学宇航学院, 北京 100083; 2. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094)

摘 要: 针对伴随卫星以共面方式接近目标星飞行、并最终实现共面绕飞这一问题进行了研究。提出了通过轨道调相控制实现轨道接近,并且兼顾实现绕飞轨道构型参数的方法。仿真实例表明,提出的接近绕飞轨道控制方法成功地实现了伴随卫星相对目标星的接近和绕飞,很好地达到了绕飞轨道构型的参数指标要求。

关键词: 伴随卫星; 轨道接近; 轨道绕飞

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2009)06-2182-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.022

0 引言

伴随运动是指某一航天器在另一航天器附近的周期运动,其相对运动轨迹称为伴随轨道。伴随轨道可用于航天器间的编队飞行、互相观测、监视和救援等。做伴随运动的卫星就称作伴随卫星^[1]。

伴随卫星的轨道有两种,即运行轨道和伴随轨道。运行轨道是在地球引力作用下的开普勒轨道,又可称作绝对轨道;伴随轨道是伴随卫星相对目标星的轨道,又可称作相对轨道。伴随卫星轨道具有的特征是在目标星附近的范围内,(1)绕目标星作小椭圆或圆运动;(2)在目标星前(或后)作小椭圆或圆运动;(3)在目标星前(或后)作往复直线运动;(4)其它^[2]。

在伴随飞行的构形分析和控制方面,提出了编队飞行的轨道构形设计的原则和方法^[3]。研究表明,相对轨道构形依赖于中心卫星与伴随卫星的相对轨道根数,而与中心卫星的轨道根数无关^[4]。椭圆编队膨胀或收缩时,在燃料最优脉冲作用下伴随卫星期望的相对位置矢量与同一时刻不施加冲量时的相对位置矢量方向相同;不同膨胀系数时施加脉冲的时刻不变,最优的燃料消耗与膨胀变化量成正比^[5]。

伴随卫星发射入轨方案通常采用天基发射或地基发射。无论采用何种方案,伴随运动的实施一般包括轨道接近和伴随形成两种控制。伴随卫星起始距离目标星较远,均需首先进行接近轨道控制,然后再实施伴随轨道控制。

本文针对伴随卫星以共面方式接近目标星飞行、并最终实现伴随轨道为满足一定构型参数要求的绕飞椭圆轨道这一问题进行了研究。提出了以调相控制为主、兼顾相对偏心率控制的思想,通过选择相对轨道合适的位置作为轨控点,实现了在轨控量优化条件下的绕飞椭圆构型满足一定的指标要求。

1 相对运动的绕飞轨道描述

1.1 相对运动描述的绕飞椭圆

HILL方程是在轨道坐标系中描述相对运动的常系数线性微分方程组^[6]。

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} = 0 \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z = 0 \\ \ddot{y} + \omega^2 y = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中, ω 为轨道运动平均角速度。

通过适当的数学变换消去方程中的时间参数 t ,得到如下曲线方程:

$$\begin{cases} \frac{(x - x_{co} - \frac{3}{2}z_{co}\omega t)^2}{(2b)^2} + \frac{(z - z_{co})^2}{b^2} = 1 \\ y = \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin\omega t + y_0 \cos\omega t \end{cases} \quad (2)$$

式中,

$$\begin{cases} x_{co} = x_0 + 2\frac{\dot{z}_0}{\omega} \\ z_{co} = 4z_0 - 2\frac{\dot{x}_0}{\omega} \end{cases}, \quad b = \sqrt{\left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0\right)^2 + \left(\frac{\dot{z}_0}{\omega}\right)^2} \quad (3)$$

方程表明,相对运动具有下列基本特性。对于轨道平面内运动,由于 x, z 是耦合的,可通过椭圆方程表示。椭圆由 3 个参数 x_{e0}, z_{e0}, b 确定,其中 x_{e0}, z_{e0} 与椭圆的中心有关, b 决定了椭圆的长、短半轴。 b 表示椭圆的短半轴, $2b$ 表示椭圆的长半轴。椭圆短轴和长轴即为表征绕飞椭圆构形的参数。为叙述简洁,本文后续简称 b 为椭圆短轴, $2b$ 为椭圆长轴。

(1) 参数 z_{e0}

只有满足 $z_{e0} = 0$, XZ 平面才能构成封闭的椭圆轨迹,且椭圆方程的长轴为短轴的 2 倍,椭圆的中心位于 x 轴上,椭圆运动的周期为轨道运动周期;否则,椭圆中心将沿 x 方向随时间漂移,形成螺旋运动,且漂移速度与 z_{e0} 成正比,不能形成伴随飞行。因此,伴随飞行的必要条件为:

$$\dot{x}_0 = 2\omega z_0 \quad (4)$$

当同时满足 $\dot{x}_0 = 2\omega z_0$ 和 $|x_{e0}| < 2b$ 时,形成伴随飞行的绕飞,绕飞轨迹为椭圆中心位于 x 轴上、偏置原点 x_{e0} 的椭圆。

(2) 参数 x_{e0}

若同时满足 $z_{e0} = 0$ 和 $x_{e0} = 0$, 则封闭椭圆的中心将位于相对运动坐标系的原点,这表明伴随卫星将环绕目标星运动。因此,环绕飞行的必要条件为:

$$\dot{x}_0 = 2\omega z_0 \quad (5)$$

$$\dot{z}_0 = -\frac{x_0}{2\omega} \quad (6)$$

这时,形成原点为椭圆中心的绕飞,椭圆短轴 b 的大小由式(3)已经确定。

1.2 绝对轨道与相对轨道的转换

基于绝对轨道的相对运动轨迹是以目标星的轨道为基准轨道,在目标星的质心当地轨道坐标系中描述伴随卫星相对目标星的相对运动。设目标星在惯性坐标系的位置、速度分别为 \vec{r}_n, \vec{v}_n , 伴随卫星在惯性坐标系的位置、速度分别为 \vec{r}_2, \vec{v}_2 , 计算惯性坐标系至目标星质心当地轨道坐标系的转换矩阵 T_{on} 。在目标星质心当地轨道坐标系中,伴随卫星相对目标星的相对位置 $\Delta\vec{r}_o$ 和相对速度 $\Delta\vec{v}_o$ 计算如下:

$$\Delta\vec{r}_o = T_{on}(\vec{r}_2 - \vec{r}_n) \quad (7)$$

$$\Delta\vec{v}_o = T_{on} \cdot (\vec{v}_2 - \vec{v}_n) - \vec{\omega} \times \Delta\vec{r}_o \quad (8)$$

由于 HILL 方程的前提假设和近似处理带来与

实际轨道飞行的偏差,本文采用绝对轨道动力学分别描述目标星和伴随卫星的飞行状态,根据绝对轨道与相对轨道的转换,在目标星的质心当地轨道坐标系中,采用 HILL 方程的椭圆形式描述伴随卫星相对目标星的相对运动。

2 接近和绕飞轨道控制算法

2.1 调相控制实现轨道接近和绕飞

设目标星轨道为近地飞行的近圆轨道,初始时刻为 t_0 时刻。

a_{T0} 为目标星初始半长轴, a_{e0} 为伴随卫星初始半长轴,半长轴差 $\Delta a_0 = a_{e0} - a_{T0}$ 。

u_{T0} 为目标星初始相位, u_{e0} 为伴随卫星初始相位,相位差 $\Delta u_0 = u_{e0} - u_{T0}$ 。

e_{T0} 为目标星初始偏心率, $e_{T0} \approx 0$, e_{e0} 为伴随卫星初始偏心率,偏心率差 $\Delta e_0 = e_{e0} - e_{T0} \approx e_{e0}$ 。

伴随卫星进行轨道机动,实现伴随卫星相对目标星的接近和绕飞飞行,伴随轨道的绕飞椭圆构型参数满足一定的指标要求。

共面绕飞需满足在目标时刻两飞行器的相位差为 0,轨道半长轴一致。相位差为 0 是保证绕飞前相位一致;轨道半长轴一致是保证绕飞后相位一致。

若不考虑其它约束,伴随卫星一般至少需进行两次控制。

第一次进行相位控制,在时间 t 使两飞行器相位差为 0,控制量可通过下式确定:

$$\Delta u_0 - \frac{3\omega}{2a_{e0}}(\Delta a_1 \cdot \Delta t) = 0 \quad (9)$$

其中, $\Delta t = t - t_0$, $\Delta a_1 = a_{e1} - a_{T0}$, a_{e1} 为第一次控后轨道半长轴。

则第一次控制量为:

$$\Delta v_1 = \frac{1}{2}(a_{e1} - a_{e0}) \cdot \omega \quad (10)$$

令 $\delta a_1 = a_{e1} - a_{e0}$, δa_1 为第一次控制的轨道半长轴的改变量, ω 为目标星轨道角速度。

第二次控制使两飞行器的轨道半长轴一致。第一次控制后,在 t 时刻伴随卫星与目标星的轨道半长轴差 Δa_t 为:

$$\Delta a_t = a_{et} - a_{Tt} \quad (11)$$

则第二次控制量为:

$$\Delta v_2 = \frac{1}{2}(a_{Tt} - a_{et}) \cdot \omega \quad (12)$$

令 $\delta a_2 = a_{Tt} - a_{et}$, δa_2 为第二次控制的轨道半

长轴的改变量。

2.2 相对偏心率控制实现绕飞轨道构型

在目标星沿圆轨道运行假设下,由绝对轨道的轨道要素表示轨道相对运动的基准轨道平面内的轨迹方程表明^[3]:伴随轨道在基准轨道平面上的投影是长轴为 $2ae$, 短轴为 ae 的椭圆。

绕飞椭圆短轴 b_t 的要求可转化为对伴随卫星与目标星轨道偏心率之差的要求:

$$\Delta e_t = \frac{b_t}{a} \quad (13)$$

设目标偏心率之差的精度要求为 $\Delta \epsilon e_t$, 在进行相位控制时,伴随卫星轨道半长轴的改变量为 δa_1 和 δa_2 , 它们对伴随卫星轨道偏心率的最大改变量为:

$$\Delta e_a = \frac{|\delta a_1| + |\delta a_2|}{a} \quad (14)$$

目标偏心率之差 Δe_t 应满足:

$$\Delta e_t = |\Delta e_a| + |\Delta e_c| \quad (15)$$

式中, Δe_c 为还需进行轨道控制的偏心率之差。

$$|\Delta e_c| = \Delta e_t - |\Delta e_a| \quad (16)$$

当 $|\Delta e_c| > \epsilon \Delta e_t$ 时进行偏心率轨道控制。

偏心率 Δe_c 的控制量为:

$$\Delta v_c = \frac{\omega a}{2} \Delta e_c \quad (17)$$

为不影响轨道半长轴变化,偏心率 Δe_c 的控制宜采取分2次在轨道对称位置进行,相应的控制量减半,即

$$\Delta v_{c1} = -\frac{\omega a}{4} \Delta e_c, \text{ 当 } u_1 = \pi + \tan^{-1}(\Delta e_y, \Delta e_x) \quad (18)$$

$$\Delta v_{c2} = \frac{\omega a}{4} \Delta e_c, \text{ 当 } u_2 = \tan^{-1}(\Delta e_y, \Delta e_x) \quad (19)$$

式中, $e_y = e \cdot \sin \lambda_o$, $e_x = e \cdot \cos \lambda_o$, λ_o 为轨道近地点幅角。

2.3 相对轨道位置控制点实现绕飞轨道构型

当伴随卫星与目标星的初始轨道偏心率相差较小时,为了实现绕飞椭圆构型满足要求,调相控制和绕飞控制通过选择轨控位置点扩大两飞行器的轨道偏心率之差,从而兼顾绕飞椭圆构型目标的实现。同理,当伴随卫星与目标星的轨道偏心率之差大于构型目标要求时,通过选择轨控位置点减小两飞行器的轨道偏心率之差,从而实现绕飞椭圆构型目标。

根据相对运动方程可知,绕飞椭圆短轴为:

$$b = \sqrt{\left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0\right)^2 + \left(\frac{\dot{z}_0}{\omega}\right)^2} \quad (20)$$

将 b 对 \dot{x}_0 进行微分,得到:

$$\Delta b = \frac{2}{\omega b} \left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0\right) \cdot \Delta \dot{x}_0 \quad (21)$$

上式也可写为:

$$\Delta b = \frac{2}{\omega b} (z - z_{co}) \cdot \Delta \dot{x}_0 \quad (22)$$

当轨控量 $\Delta \dot{x}_0$ 确定时,通过选择 z 的不同位置,使得椭圆短轴改变 Δb , Δb 的变化范围为: $0 \sim \frac{2\Delta \dot{x}_0}{\omega}$ 。

已知椭圆上下端点满足: $z_0 - z_{co} = \pm b$, 得到 $2\frac{\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0 = \pm b$ 。因此,在椭圆上下端点进行轨控时,有:

$$\Delta b = (\pm b) \frac{2}{\omega b} \cdot \Delta \dot{x}_0 \quad (23)$$

已知, $z_0 - z_{co} = +b$ 时, $\dot{x}_0 > 0$; $z_0 - z_{co} = -b$ 时, $\dot{x}_0 < 0$ 。因此,伴随卫星控制点选择在椭圆上下端点,当速度增量方向与伴随卫星相对目标星在 x 方向的运动方向一致时可最大程度增大椭圆短轴,当速度增量方向与伴随卫星相对目标星在 x 方向的运动方向相反时可最大程度减小椭圆短轴,椭圆短轴的改变量为: $\Delta b = \left| \frac{2\Delta \dot{x}_0}{\omega} \right|$ 。即,当控制量大于0时,在绕飞椭圆的最下端进行轨控,椭圆短轴增加最大;当控制量小于0时,在绕飞椭圆的最上端进行轨控,椭圆短轴增加最大。

因此,本文在伴随卫星接近、绕飞轨道控制中,基于绝对轨道实现轨控量的解算,依据相对轨道确定轨控点的位置。

3 计算实例

以伴随卫星采用天基发射为例。伴随卫星由目标星在轨释放,逐渐远离目标星,然后伴随卫星进行轨道机动,逐步接近目标星、并最终形成绕飞目标星飞行。

以伴随卫星和目标星的绝对轨道为基准,采用相对运动状态描述的漂移椭圆进行绕飞评估。由于HILL方程的前提假设和近似处理带来的实际轨道飞行的偏差,以绝对轨道为基准转换得到的漂移椭圆具有圆锥曲线的特性。在相对距离较远时,受圆锥曲线特性的影响,漂移椭圆短轴无法真正表现漂移椭圆的构型,因此,引入等效椭圆短轴的概念。等效椭圆短轴是通过相对运动曲线进行上下端点的确定,获取的表征绕飞椭圆构型的参数。

给定目标星和伴随卫星的初始轨道根数如下:

圈号 = 37, 历元 = 2008 - 09 - 28T03:36:45

目标星: $a = 6715.8\text{km}$, $e = 0.0005$, $i = 42.4^\circ$, $\Omega = 163.4^\circ$, $\omega = 328.8^\circ$, $M = 351.2^\circ$

伴随卫星: $a = 6716.2\text{km}$, $e = 0.0005$, $i = 42.4^\circ$, $\Omega = 163.4^\circ$, $\omega = 315.8^\circ$, $M = 3.8^\circ$

设伴随卫星推力器单次控制的最大控制量为 0.5 m/s , 将相位控制的控制量分解为若干次执行。偏心率控制的控制量按 0.5 m/s 执行。

伴随卫星在其后的几天内, 通过几次轨道机动

控制, 分别实现椭圆短轴 $B_0 = 1\text{ km}$, $B_0 = 2\text{ km}$, $B_0 = 3\text{ km}$, $B_0 = 4\text{ km}$ 的绕飞椭圆构型。仿真计算中, 伴随卫星接近控制和绕飞控制的轨道机动圈次设为 90 圈, 105 圈, 120 圈和 135 圈。当接近控制和绕飞控制的控制量不足以兼顾满足绕飞椭圆构型的要求时, 在 75 圈和 80 圈增加 2 组扩大偏心率差的对称控制。

(1) 算例 1, 形成椭圆短轴为 1 km 的绕飞椭圆。

(2) 算例 2, 形成椭圆短轴为 2 km 的绕飞椭圆。

表 1 形成绕飞椭圆短轴 1 km 的伴随卫星轨道控制策略

Table 1 Orbit maneuver strategy of flying-around ellipse $B = 1\text{ km}$

圈号	历元	速度增量 (m/s)	轨控点位置对短轴的作用	绕飞椭圆				
				圆心 XCO (km)	圆心 ZCO (km)	短轴 B (km)	等价短轴 B0 (km)	
90	2008 - 10 - 01 11:04:19	-0.500	上端点, 增大短轴	控前	-267.963	20.943	16.728	0.829
				控后	-267.928	21.813	17.598	1.692
105	2008 - 10 - 02 10:39:38	-0.229	下端点, 减小短轴	控前	-186.051	10.834	6.009	1.692
				控后	-186.040	11.232	6.407	1.319
120	2008 - 10 - 03 08:42:09	0.415	上端点, 减小短轴	控前	-48.161	1.789	1.878	1.319
				控后	-48.167	1.067	1.156	0.584
135	2008 - 10 - 04 08:15:51	0.229	非端点, 增大短轴	控前	1.602	0.369	0.605	0.609
				控后	1.602	-0.031	1.004	1.007

表 2 形成绕飞椭圆短轴 2 km 的伴随卫星轨道控制策略

Table 2 Orbit maneuver strategy of flying-around ellipse $B = 2\text{ km}$

圈号	历元	速度增量 (m/s)	轨控点位置对短轴的作用	绕飞椭圆				
				圆心 XCO (km)	圆心 ZCO (km)	短轴 B (km)	等价短轴 B0 (km)	
90	2008 - 10 - 01 11:04:19	-0.500	上端点, 增大短轴	控前	-267.633	20.891	16.689	0.829
				控后	-267.598	21.761	17.559	1.692
105	2008 - 10 - 02 09:52:57	-0.238	上端点, 增大短轴	控前	-188.575	11.248	9.673	1.692
				控后	-188.563	11.663	10.087	2.133
120	2008 - 10 - 03 09:04:36	0.455	非端点, 增大短轴	控前	-40.885	1.637	2.095	2.128
				控后	-40.890	0.843	2.071	2.253
135	2008 - 10 - 04 07:31:19	0.178	非端点, 减小短轴	控前	-0.727	0.319	2.276	2.268
				控后	-0.727	0.010	2.004	1.994

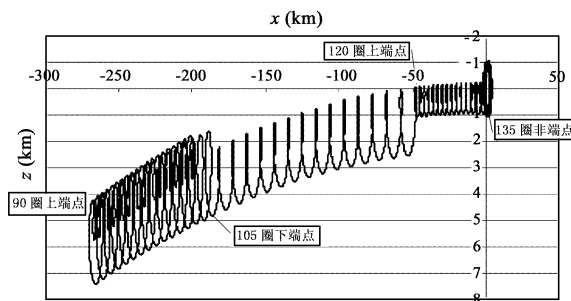


图 1 短轴 $B = 1\text{ km}$ 的绕飞椭圆

Fig.1 Ellipse short axis $B = 1\text{ km}$

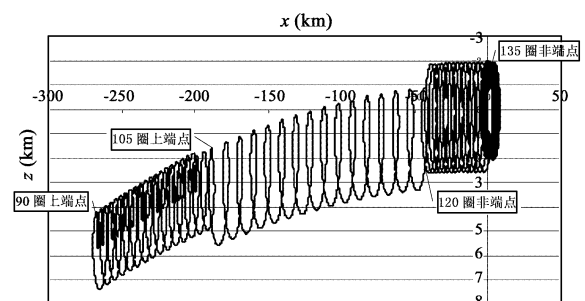


图 2 短轴 $B = 2\text{ km}$ 的绕飞椭圆

Fig.2 Ellipse short axis $B = 2\text{ km}$

(3) 算例 3, 形成椭圆短轴为 3 km 的绕飞椭圆。

(4) 算例 4, 形成椭圆短轴为 4 km 的绕飞椭圆。

算例 1、2、3 中, 伴随卫星通过 4 次轨道机动实现了轨道接近和绕飞。这 3 个算例的轨道机动圈次

相同,但轨道机动位置不同,即轨道机动时刻不同,最大相差半个轨道周期。总的速度增量基本一致,算例 1 的总速度增量为 1.373 m/s,算例 2 的总速度增量为 1.371 m/s,算例 3 的总速度增量为 1.374

m/s。因此,在实现轨道接近和绕飞的轨道控制量基本一致的前提下,在同一圈次、不同轨道相对位置实施轨道机动,最终实现不同短轴构型的绕飞椭圆。

表 3 形成绕飞椭圆短轴 3 km 的伴随卫星轨道控制策略

Table 3 Orbit maneuver strategy of flying-around ellipse $B = 3$ km

圈号	历元	速度增量 (m/s)	轨控点位置对短轴的作用	绕飞椭圆				
				圆心 XCO (km)	圆心 ZCO (km)	短轴 B (km)	等价短轴 BO (km)	
90	2008-10-01 11:04:19	-0.500	上端点,增大短轴	控前	-267.963	20.943	16.728	0.829
				控后	-267.928	21.813	17.598	1.692
105	2008-10-02 09:52:57	-0.241	上端点,增大短轴	控前	-189.096	11.306	9.716	1.692
				控后	-189.084	11.725	10.136	2.138
120	2008-10-03 09:27:34	0.468	下端点,增大短轴	控前	-38.125	1.488	1.802	2.132
				控后	-38.130	0.673	2.617	2.937
135	2008-10-04 07:04:51	0.165	非端点,增大短轴	控前	-2.206	0.289	2.957	2.950
				控后	-2.205	0.001	3.015	3.007

表 4 形成绕飞椭圆短轴 4 km 的伴随卫星轨道控制策略

Table 4 Orbit maneuver strategy of flying-around ellipse $B = 4$ km

圈号	历元	速度增量 (m/s)	轨控点位置对短轴的作用	绕飞椭圆				
				圆心 XCO (km)	圆心 ZCO (km)	短轴 B (km)	等价短轴 BO (km)	
75	2008-09-30 12:17:23.189	-0.500	上端点,增大短轴	控前	-216.425	13.447	11.170	0.849
				控后	-216.397	14.318	12.040	1.710
80	2008-09-30 20:40:12.220	0.500	下端点,增大短轴	控前	-190.681	11.193	6.316	1.706
				控后	-190.706	10.323	5.446	2.571
90	2008-10-01 11:05:13.264	-0.500	上端点,增大短轴	控前	-222.343	14.363	13.556	2.562
				控后	-222.314	15.233	14.426	3.440
105	2008-10-02 09:53:32.760	-0.057	上端点,增大短轴	控前	-143.397	6.792	8.081	3.436
				控后	-143.394	6.892	8.181	3.541
120	2008-10-03 09:27:48.323	0.278	下端点,增大短轴	控前	-39.586	1.202	3.191	3.545
				控后	-39.589	0.719	3.674	4.022
135	2008-10-04 07:51:05.061	0.170	非端点,减小短轴	控前	-0.871	0.315	4.010	4.032
				控后	-0.871	0.018	3.980	4.003

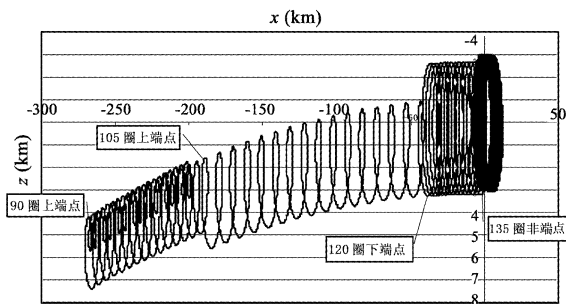


图 3 短轴 $B = 3$ km 的绕飞椭圆
Fig.3 Ellipse short axis $B = 3$ km

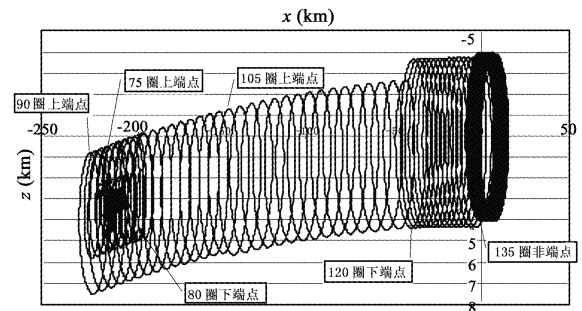


图 4 短轴 $B = 4$ km 的绕飞椭圆
Fig.4 Ellipse short axis $B = 4$ km

算例 4 实施了 6 次轨道机动。由于按照预定圈次实现轨道接近和绕飞的 4 次轨道机动的总速度增量约为 1.373 m/s 左右,通过选择相对轨道上下端点作为轨控点,该速度增量可实现的最大绕飞椭圆

短轴约为 3.2 km,无法达到要求的 4 km 的椭圆短轴。因此,增加 75 圈和 80 圈 2 次轨道机动,目的在于扩大两飞行器的轨道偏心率差,使得最终实现短轴为 4 km 的绕飞椭圆。

算例1-4最终实现的绕飞椭圆短轴与指标要求的误差小于10 m。

上述4组计算实例表明,在伴随卫星接近和绕飞轨道控制中,通过调相控制确定控制量、通过选择相对轨道合适的位置作为轨控点,并与控制量对椭圆构型的影响相结合,高精度地实现了不同绕飞椭圆构型的要求。

4 结论

本文通过对伴随卫星绕飞飞行轨道控制方法的研究,构建了伴随卫星绕飞飞行轨道控制数学模型,提出了以调相控制为主,兼顾相对偏心率控制的思想,根据绕飞椭圆短轴要求选择相对轨道合适位置作为轨控点,解决了绕飞椭圆构型的关键问题。基于绝对轨道实现轨控量的解算,依据相对轨道确定轨控点的位置,避免了以往研究采用Hill方程的前提假设和近似处理带来的偏差,对于工程实现具有重要的意义。仿真计算实例表明,文本提出的伴随卫星绕飞飞行轨道控制方法圆满实现了绕飞椭圆构型的指标要求。伴随卫星的绕飞轨道控制对于我国载人航天交会对接和空间组网与编队飞行具有重要的参考意义。

参考文献:

- [1] 王志刚,李卿,陈士橹,李人厚.伴随卫星伴随运动运动学分析[J].空军工程大学学报(自然科学版),2001,2(2):1-5. [WANG Zhi-gang, LI Qing, CHEN Shi-lu, LI Ren-hou. Study on concomitant motion kinematics of concomitant satellite[J]. Journal of

Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2001, 2(1):1-5.]

- [2] 王志刚,陈士橹.伴随卫星在空间站系统中的应用[J].中国航天,2000,1:16-19. [WANG Zhi-gang, CHEN Shi-lu. Application of concomitant satellite in space station system[J]. Aerospace China, 2000: 16-19.]
- [3] 肖业伦,张晓敏.编队飞行卫星群的轨道动力学特性与构形设计[J].宇航学报,2001,22(4):7-12. [XIAO Ye-lun, ZHANG Xiao-min. Orbital dynamical characteristics and configuration design of formation flying satellites[J]. Journal of Astronautics, 2001, 22(4): 7-12.]
- [4] 李响,李俊峰,高云峰.卫星编队飞行中的相对轨道构形[J].清华大学学报(自然科学版),2002,42(11):1496-1499. [LI Xiang, LI Jun-feng, GAO Yun-feng. Relative orbit configuration for satellite formation flying[J]. Journal of Tsinghua University (Science & Technology), 2002, 42(11): 1496-1499.]
- [5] 罗成,高大远,沈辉,胡德文.编队重构的双脉冲燃料最优控制[J].宇航学报,2006,27(6):1211-1215. [LUO Cheng, GAO Da-yuan, SHEN Hui, HU De-wen. Double impulse fuel optimal control for formation reconfiguration[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6):1211-1215.]
- [6] 郗晓宁,王威,高玉东.近地航天器轨道基础[M].国防科技大学出版社,2003:244-269. [XI Xiao-ning, WANG Wei, GAO Yu-dong. Fundamentals of Near-earth Spacecraft Orbit[M]. National University of Defense Technology Press, Apr. 2003:244-269.]

作者简介:李革非(1966-),女,博士生,飞行器设计专业,主要研究方向为航天器轨道力学与轨道控制。

通信地址:北京市5130信箱105号(100094)

电话:(010)66363134

E-mail:sophiebaoc@sina.com

An Orbit Transfer Method for Concomitant Satellite Approaching and Flying-around

LI Ge-fei^{1,2}, ZHU Min-cai², HAN Chao¹

(1. Institute of Aerospace, Beijing University of Aerospace and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

Abstract: This paper investigates that the concomitant satellite approaches and flies around the main satellite in coplanar mode. It brings forward an orbit transfer method which the relative orbit flying-around configuration is achieved concurrently through the concomitant satellite approaching to and flying around the main satellite. Simulation computations indicate the orbit transfer method for concomitant satellite approaching and flying-around is effective and feasible to the configuration of flying-around formation.

Key words: Concomitant satellite; Orbit approaching; Orbit flying-around