

文章编号 1004-924X(2008)02-0300-08

# 无摄动椭圆轨道卫星编队设计算法

曲宏松<sup>1,2</sup>, 张叶<sup>1,2</sup>, 金光<sup>1</sup>, 陈涛<sup>1</sup>

- (1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

**摘要:**为提高椭圆参考轨道编队的精度,研究了一种无摄动椭圆参考轨道的卫星编队飞行设计方法。本方法是在 RAC 坐标系下研究两星相对运动问题。利用 RAC 坐标系下的敏感矩阵,将轨道根数差与从星的 RAC 坐标建立联系,从而推导出椭圆轨道编队设计算法。利用此算法设计出 3 种主从形式的编队队形,分别是沿轨编队、穿轨编队和同轨迹编队。仿真验证表明,沿轨编队的位置、速度误差均为 0;穿轨编队被证明为不符合实际的编队队形;而同轨迹编队的位置误差控制在毫米量级,速度误差控制在毫米/秒量级。利用本方法设计的编队轨道精度很高,可以满足当前编队飞行任务的要求。

**关键词:**编队飞行;椭圆轨道;轨道设计

**中图分类号:**V412;V474 **文献标识码:**A

## Satellite formation design in eccentric orbits on RAC coordinate system

QU Hong-song<sup>1,2</sup>, ZHANG Ye<sup>1,2</sup>, JIN Guang<sup>1</sup>, CHEN Tao<sup>1</sup>

- (1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

**Abstract:** In order to improve the precision of satellite formation in eccentric reference orbit, a satellite formation design method in unperturbed eccentric reference orbit was presented. The relative motion problem was discussed in RAC coordinate system. The relationship of orbital element differences and deputy satellite coordinates in RAC was established using the sensitivity matrix in RAC, and an algorithm of formation design in eccentric orbit was also deduced. By using the algorithm, three chief-deputy formation flying orbits were designed, in-trace formation, cross-trace formation and follower formation. Simulation result shows that the position error and velocity error of in-trace formation are both zero, the cross-trace formation is proved to be impractical, and the position error of the same trace formation is measured by millimeter, and velocity error is measured by mm/s. The precision of the algorithm is very high and is able to satisfy the requirement of formation flying mission.

**Key words:** formation flying; eccentric orbit; orbit design

收稿日期:2007-10-22;修订日期:2007-12-18.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2006AA701410)



主星轨道面的交线,方向指向卫星飞行方向。 $C$ 轴为辅助球面过主星的大圆<sup>[6]</sup>,方向为与  $R$  轴和  $A$  轴构成右手系的方向。三个轴的单位矢径向量和速度向量如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{R} &= \frac{\mathbf{r}}{r}, \\ \frac{d\mathbf{R}}{dt} &= \frac{\mathbf{v}}{r} - \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{v}}{r^3} \mathbf{r}, \\ \mathbf{C} &= \frac{\mathbf{r} \times \mathbf{v}}{|\mathbf{r} \times \mathbf{v}|}, \\ \frac{d\mathbf{C}}{dt} &= 0, \\ \mathbf{A} &= \mathbf{C} \times \mathbf{R}, \\ \frac{d\mathbf{A}}{dt} &= \mathbf{C} \times \frac{d\mathbf{R}}{dt}, \end{aligned} \quad (3)$$

在  $RAC$  坐标系中,用  $x$  表示从星的径向分量( $R$  轴方向), $x$  为  $r_d$  和  $r$  的差;沿轨( $A$  方向)和穿轨( $C$  方向)分量分别用  $y$  和  $z$  表示,其值为图 1 中的沿辅助球表面测得的曲线长度。用数学式可以表示为:

$$x = r_d - r, \dot{x} = \frac{\mathbf{r}_d \cdot \mathbf{v}_d}{r_d} - \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{v}}{r}, \quad (4)$$

$$y = r\varphi, \dot{y} = [(\mathbf{r} \cdot \mathbf{v})/r]\varphi + r\dot{\varphi}, \quad (5)$$

$$\mathbf{S}_{RAC} = \begin{pmatrix} \frac{r}{a} - \frac{3n(t-t_0)e\sin f}{2\sqrt{1-e^2}} & -a\cos f & 0 & 0 & 0 & \frac{ae\sin f}{\sqrt{1-e^2}} \\ -\frac{3an(t-t_0)\sqrt{1-e^2}}{2r} & \left(a + \frac{r}{1-e^2}\right)\sin f & 0 & r\cos i & r & \frac{a^2}{r}\sqrt{1-e^2} \\ 0 & 0 & r\sin u & -r\sin i\cos u & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad (8)$$

对于编队飞行,  $\Delta\sigma \ll \sigma$ , 所以可以写成:

$$\mathbf{S}_{RAC} = \left[ \frac{\Delta\mathbf{R}}{\Delta a} \mid \frac{\Delta\mathbf{R}}{\Delta e} \mid \frac{\Delta\mathbf{R}}{\Delta i} \mid \frac{\Delta\mathbf{R}}{\Delta\Omega} \mid \frac{\Delta\mathbf{R}}{\Delta\omega} \mid \frac{\Delta\mathbf{R}}{\Delta M} \right]_{3 \times 6}, \quad (9)$$

这样,敏感矩阵  $\mathbf{S}_{RAC}$  就建立起了主从星的轨道根

$$z = r\xi, \dot{z} = [(\mathbf{r} \cdot \mathbf{v})/r]\xi + r\dot{\xi}, \quad (6)$$

式中:

$$\begin{aligned} \varphi &= \arcsin(\mathbf{R}_d \cdot \mathbf{A}), \\ \dot{\varphi} &= \frac{1}{\cos \varphi} \left( \mathbf{R}_d \cdot \frac{d\mathbf{A}}{dt} + \frac{d\mathbf{R}_d}{dt} \cdot \mathbf{A} \right), \\ \xi &= \arcsin(\mathbf{R}_d \cdot \mathbf{C}), \\ \dot{\xi} &= \frac{1}{\cos \xi} \left( \frac{d\mathbf{R}_d}{dt} \cdot \mathbf{C} \right). \end{aligned}$$

$\mathbf{R}_d$  表示从星在  $RAC$  坐标系下的矢径向量在  $R$  轴方向的单位向量。

式(4)~(6)表示出从星相对主星在  $RAC$  坐标系下的真实位置和真实速度。

## 2.2 $RAC$ 坐标系下的敏感矩阵

敏感矩阵定义为  $\mathbf{r}$  相对于轨道根数  $\sigma$  各元素的一阶偏导数矩阵,某坐标系下的敏感矩阵可以写成:

$$\mathbf{S} = \left[ \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial a} \mid \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial e} \mid \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial i} \mid \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \Omega} \mid \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \omega} \mid \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial M} \right]_{3 \times 6}, \quad (7)$$

$\mathbf{S}$  表征了某坐标系下的矢径向量相对各轨道根数的变化率。

文献[7]中推导出了  $RAC$  坐标系的敏感矩阵:

数差( $\mathbf{S}$  域列方向)和  $RAC$  下各坐标方向上的位置差( $\mathbf{S}$  域行方向)之间的关系。换言之,已知轨道根数差  $\Delta\sigma$  就可以通过  $\mathbf{S}_{RAC} \Delta\sigma$  求出从星在相对坐标系  $RAC$  中各坐标的值。由式(8)、(9)可得:

$$\begin{cases} x = \left( \frac{r}{a} - \frac{3n(t-t_0)e\sin f}{2\sqrt{1-e^2}} \right) \Delta a - a\cos f \Delta e + \frac{ae\sin f}{\sqrt{1-e^2}} \Delta M \\ y = \left( -\frac{3n(t-t_0)\sqrt{1-e^2}}{2r} \right) \Delta a + \left( a + \frac{r}{1-e^2} \right) \sin f \Delta e + \frac{a^2}{r}\sqrt{1-e^2} \Delta M + r(\Delta\omega + \Delta\Omega\cos i) \\ z = r\Delta i \sin u - r\Delta\Omega \sin i \cos u \end{cases}, \quad (10)$$

$$\begin{cases} \dot{x} = -\left(\frac{nesin f}{2\sqrt{1-e^2}} + \frac{3a^2}{r^2}n^2(t-t_0)ecos f\right)\Delta a + n\sqrt{1-e^2}\left(\frac{a^3}{r^2}\right)\Delta e sin f + en\left(\frac{a^3}{r^2}\right)\Delta M cos f \\ \dot{y} = \left(\frac{3a^2}{r}n^2(t-t_0)esin f - \frac{3an\sqrt{1-e^2}}{2r}\right)\Delta a + \left[n\sqrt{1-e^2}\left(1 + \frac{r}{a(1-e^2)}\right)\left(\frac{a^3}{r^2}\right)cos f + \frac{aensin^2 f}{(1-e^2)^{\frac{3}{2}}}\right]\Delta e - \\ \quad esin f\left(\frac{a^3}{r^2}\right)\Delta M + \frac{aensin f}{\sqrt{1-e^2}}\Delta\omega + \frac{aecos i sin f}{\sqrt{1-e^2}}\Delta\Omega \\ \dot{z} = \frac{an}{\sqrt{1-e^2}}[\sin i(\sin u + esin \omega)\Delta\Omega + (\cos u + ecos \omega)\Delta i] \end{cases} \quad (11)$$

式中,  $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ 。

式(10)、(11)建立了椭圆参考轨道相对运动的几何关系。

### 3 椭圆轨道编队设计算法

由式(10)可知,相对坐标系 RAC 中各坐标的值可以表示成轨道根数差  $\Delta\sigma$  的多项式,但  $\Delta\sigma$  中只有  $\Delta a$  包含长期变化项。为使编队不发散,必须将多项式中的长期变化项消除,即令  $\Delta a = 0$ 。这样可简化为:

$$\begin{cases} x = -acos f\Delta e + \frac{aesin f}{\sqrt{1-e^2}}\Delta M \\ y = \left(a + \frac{r}{1-e^2}\right)sin f\Delta e + \frac{a^2}{r}\sqrt{1-e^2}\Delta M + \\ \quad r(\Delta\omega + \Delta\Omega cos i) \\ z = r\Delta i sin u - r\Delta\Omega sin i cos u \end{cases} \quad (12)$$

下文以沿轨编队、穿轨编队和同星下点轨迹编队(也称作跟随编队)为例介绍椭圆轨道编队的设计方法。

#### 3.1 沿轨编队设计

沿轨编队指的是从星仅在 A 方向上运动的编队。由于在这种编队下,从星仅在沿轨方向上运动,所以矢径方向(R 向)和穿轨方向(C 向)的分量均为 0。由可知  $\Delta e = \Delta M = \Delta i = \Delta\Omega = 0$ 。于是式(12)可以化为:

$$x = 0, y = r\Delta\omega, z = 0, \quad (13)$$

所以沿轨编队唯一需要设计的参数为  $\Delta\omega$ 。如果已知主星在近地点( $f = 0^\circ$ )时两星的相对距离  $\rho_0$ ,则可以求出  $\Delta\omega$ :

$$\Delta\omega = \frac{\rho_0}{a(1-e)}, \quad (14)$$

这样,利用式(14)便可以求出沿轨编队的轨道根数差,从而可以求出从星的轨道根数。

#### 3.2 穿轨编队设计

穿轨编队指的是从星仅在 C 方向上运动的编队。由于在这种编队下,从星仅在穿轨方向上运动,所以矢径方向(R 向)和沿轨方向(A 向)的分量均为 0。由式(12)可知  $\Delta e = \Delta M = \Delta\omega = \Delta\Omega = 0$ 。设主星的  $\omega = 0^\circ$ ,于是可以化为:

$$x = 0, y = 0, z = r sin f \Delta i, \quad (15)$$

所以穿轨编队唯一需要设计的参数为  $\Delta i$ 。如果确定了主星在  $f = 90^\circ$  时(此处不能取近地点  $f = 0^\circ$ ,因为这会导致  $\sin f = 0$ )两星的相对距离  $\rho_{90}$ ,则可以求出  $\Delta i$ :

$$\Delta i = \frac{\rho_{90}}{a(1-e^2)}, \quad (16)$$

这样,利用式(16)便可以求出穿轨编队的轨道根数差,从而可以求出从星的轨道根数。

虽然利用式(12)可以推导出穿轨编队的计算公式,但分析式(15)可以得出,当  $f = 0^\circ$ 、 $f = 180^\circ$  和  $f = 360^\circ$  时,  $z = 0$ ,此时两星将会发生碰撞。所以在实际编队飞行队形设计中将不会采用穿轨编队。为避免穿轨编队的两星相撞问题,可以采用改变坐标  $x$  和  $y$  的方法,即合理设计轨道根数,使时  $z = 0$  保证  $x \neq 0$  或  $y \neq 0$ ,这样就可以避免发生在近地点和远地点处的两星相撞。

#### 3.3 跟随编队设计

跟随编队的特点是两颗卫星共享同一星下点轨迹。从星下点轨迹角度观察两星的运动,两星一前一后,从星一直跟随主星沿同一轨迹飞行,所以这种编队也称为跟随编队。为使两星的星下点相同,必须令两星的偏心率、轨道倾角和近地点幅角相等<sup>[8]</sup>,于是便有  $\Delta e = \Delta i = \Delta\omega = 0$ ,则式(12)可简化为:

$$\begin{cases} x = \frac{aesin f}{\sqrt{1-e^2}}\Delta M \\ y = \frac{a^2}{r}\Delta M\sqrt{1-e^2} + r\Delta\Omega cos i \\ z = -r\Delta\Omega sin i cos u \end{cases} \quad (17)$$

设主星位于近地点处两星的距离为  $\rho_0$ , 则由 式(17)可得:

$$\rho_0 = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2} = a \sqrt{\frac{1+e}{1-e} \Delta M^2 + (1-e)^2 (\cos^2 i + \sin^2 i \cos^2 \omega) \Delta \Omega^2 + 2 \Delta M \Delta \Omega \sqrt{1-e^2} \cos i}, \quad (18)$$

仅由式(18)还无法解出  $\Delta M$  和  $\Delta \Omega$  两个未知数, 所以需要再建立一个关于  $\Delta M$  和  $\Delta \Omega$  的方程。Sabol 在文献[9]中推导出了共星下点轨迹的两颗卫星  $\Delta M$ 、 $\Delta \Omega$  以及地球旋转角速度  $\omega_e$  之间的

关系式:

$$\Delta \Omega = -\frac{\omega_e}{n} \Delta M, \quad (19)$$

这样, 联立式(18)、(19)便可以解得  $\Delta M$  和  $\Delta \Omega$ 。

$$\begin{cases} \Delta M = \pm \frac{\rho_0}{a} \sqrt{\frac{1+e}{1-e} - 2 \frac{\omega_e \sqrt{1-e^2} \cos i}{n} + \frac{\omega_e^2 (1-e)^2}{n^2} (\cos^2 i + \sin^2 i \cos^2 \omega)} \\ \Delta \Omega = \mp \frac{\omega_e \rho_0}{an} \sqrt{\frac{1+e}{1-e} - 2 \frac{\omega_e \sqrt{1-e^2} \cos i}{n} + \frac{\omega_e^2 (1-e)^2}{n^2} (\cos^2 i + \sin^2 i \cos^2 \omega)} \end{cases}. \quad (20)$$

这样, 在给定主星轨道根数和主从星初始相对距离时, 就可以求出主从星的轨道根数差, 从而可以确定出符合编队要求的从星轨道。

## 4 仿真验证

下面根据前面给出的椭圆轨道设计算法进行仿真验证。

设主星的轨道根数为:  $a = 24\ 000$  km,  $e = 0.412\ 5$ ,  $i = 15^\circ$ ,  $\Omega = 50^\circ$ ,  $\omega = 0^\circ$ ,  $M_0 = 0^\circ$ 。主从星初始相对距离  $\rho_0 = 1$  km(沿轨编队和跟随编队)或  $\rho_{90} = 1$  km(穿轨编队)。以下各编队的仿真均按以上参数进行计算, 并假设主从星均为无摄动的二体运动轨道。

为验证算法的精确度, 需要对算法的误差进行分析。由式(9)可知, 在推导轨道根数差和 RAC 坐标关系的时候进行了近似计算, 将偏微分矩阵近似成线性化矩阵, 在这一过程中引入了误差。为衡量这一误差的大小, 可由下面方法进行计算分析。

首先, RAC 坐标系下的坐标真值可由式(4)~(6)求得, 表示为  $(x_t, y_t, z_t)$ 。而实际设计出的轨道参数由上一节给出的方法求得, 然后利用式(10)求出设计后的 RAC 坐标, 表示为  $(x, y, z)$ 。最后计算  $(x_t, y_t, z_t)$  与  $(x, y, z)$  的范数  $P_e$ 。 $P_e$  表示的是设计轨道的位置误差。

$$P_e = \sqrt{(x_t - x)^2 + (y_t - y)^2 + (z_t - z)^2}, \quad (21)$$

同样可以求出设计轨道的速度误差:

$$V_e = \sqrt{(\dot{x}_t - \dot{x})^2 + (\dot{y}_t - \dot{y})^2 + (\dot{z}_t - \dot{z})^2}, \quad (22)$$

通过  $P_e$  和  $V_e$  的值来评估设计算法的精度。

### 4.1 沿轨编队仿真

从星在沿轨编队中仅有沿轨方向的运动分量, 因为已知  $\rho_0 = 1$  km, 由式(14)可得  $\Delta \omega = 0.004\ 06^\circ$ 。其他所有轨道根数差均为 0, 则主从星轨道根数如表 1 所示。

表 1 沿轨编队主从星轨道根数  
Tab.1 Orbital elements of chief and deputy in in-track formation

参数	主星	从星
半长轴 $a$ /km	24 000	24 000
偏心率 $e$	0.412 5	0.412 5
轨道倾角 $i$ /( $^\circ$ )	15	15
升交点赤经 $\Omega$ /( $^\circ$ )	50	50
近地点幅角 $\omega$ /( $^\circ$ )	0	0.004 06
初始平近点角 $M_0$ /( $^\circ$ )	0	0

图 2 描述了从星在一个轨道周期内在沿轨方向上的位置和速度的变化曲线。从图 2 可以看出两星最小距离为 1 km, 最大距离约 2.4 km。

按照式(21)、(22)可以求出沿轨编队的位置误差( $P_e = 0$ )和速度误差( $V_e = 0$ )。位置、速度误差均为 0 的原因是 RAC 坐标系下沿轨编队的运动规律比较简单, 从算法的实现原理上消除了位置和速度误差。

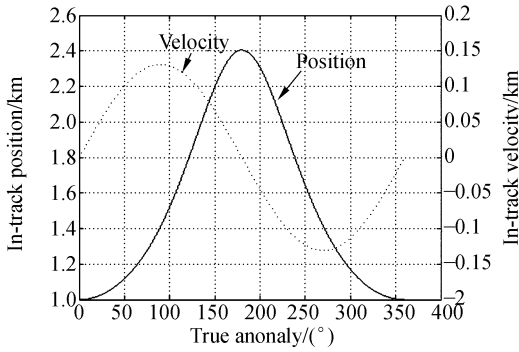


图2 RAC坐标系下从星沿轨编队的位置和速度

Fig. 2 Position and velocity of deputy in in-track formation in RAC coordinate system

## 4.2 穿轨编队仿真

从星在穿轨编队中仅有穿轨方向的运动分量。因为已知  $\rho_{90} = 1$  km, 由式(16)可得  $\Delta i = 0.002877^\circ$ 。其他所有轨道根数差均为0, 则主从星轨道根数如表2所示。

表2 穿轨编队主从星轨道根数

Tab. 2 Orbital elements of chief and deputy in cross-track formation

参数	主星	从星
半长轴 $a/\text{km}$	24 000	24 000
偏心率 $e$	0.412 5	0.412 5
轨道倾角 $i/(\circ)$	15	15.002 88
升交点赤经 $\Omega/(\circ)$	50	50
近地点幅角 $\omega/(\circ)$	0	0
初始平近点角 $M_0/(\circ)$	0	0

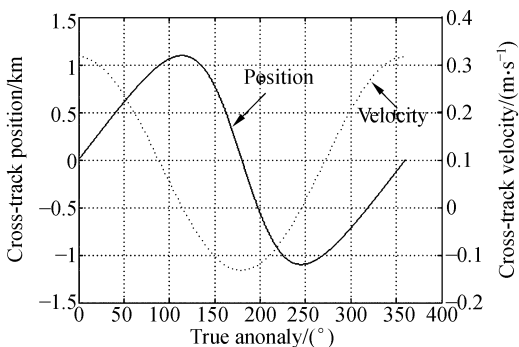


图3 RAC坐标系下从星穿轨编队的位置和速度

Fig. 3 Position and velocity of deputy in cross-track formation in RAC coordinate system

图3描述了从星在一个轨道周期内在穿轨

方向上的位置和速度的变化曲线。从图3可以看出在  $f=0^\circ$ 、 $f=180^\circ$  和  $f=360^\circ$  时两星距离为0 km, 这说明在近地点或远地点处两星将发生碰撞, 而且此时的相对速度值最大。显然穿轨编队不能应用于实际的编队飞行任务中。

## 4.3 跟随编队仿真

跟随编队中, 主星和从星共享同一星下点轨迹。如果给定主星近地点处两星的距离  $\rho_0 = 1$  km, 根据式(20)可以求出  $\Delta M$  和  $\Delta \Omega$ :

$$\Delta M = -3.1827 \times 10^{-5} \text{ rad} = -0.0018^\circ,$$

$$\Delta \Omega = 1.3631 \times 10^{-5} \text{ rad} = 0.000781^\circ.$$

其他的轨道根数差为0, 主从星轨道根数如表3所示。

表3 主从星轨道根数

Tab. 3 Orbital elements of chief and deputy in follower track formation

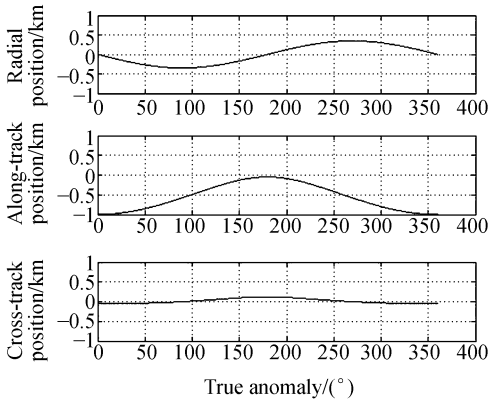
参数	主星	从星
半长轴 $a/\text{km}$	24 000	24 000
偏心率 $e$	0.412 5	0.412 5
轨道倾角 $i/(\circ)$	15	15
升交点赤经 $\Omega/(\circ)$	50	50.000 781
近地点幅角 $\omega/(\circ)$	0	0
初始平近点角 $M_0/(\circ)$	0	-0.001 8

图4是从星在一个轨道周期内沿R、A、C三个方向上的位置、速度曲线。从图4可以看出, 从星在R-A平面的运动幅度较大, C轴方向的运动幅度很小。这是由于轨道倾角( $i=15^\circ$ )比较小, 所以根据式(17)可知,  $z$ 值也同样较小。所以随着轨道倾角角度的增加, 穿轨方向的运动幅度也会随之加剧。

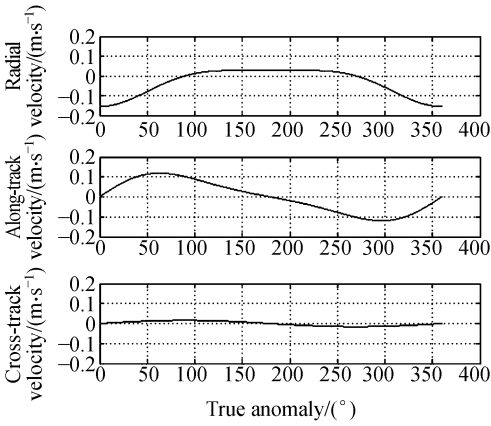
图5给出了一个轨道周期内两星相对距离的曲线, 从图中可以看出相对距离曲线类似余弦曲线, 具有周期性, 在无摄动条件下两星距离不会发散。两星最大距离为1 km(主星位于近地点处), 最小距离为0.128 2 km(主星位于远地点处)。

通过式(21)和式(22)计算了位置误差  $P_e$  和速度误差  $V_e$ , 并通过  $P_e$  和  $V_e$  的值评估了设计算法的精度。

图6给出了从星在5个轨道周期内的位置和速度误差曲线。从图6可以看出位置、速度曲线均具有周期性, 最大的位置误差为0.019 m, 小于两星最小距离(0.128 2 km)的0.015%。最大速



(a)位置  
(a) Position



(b)速度  
(b) Velocity

图 4 RAC 坐标系下从星跟随编队的位置和速度  
Fig. 4 Position and velocity of deputy in follower formation in RAC coordinate system

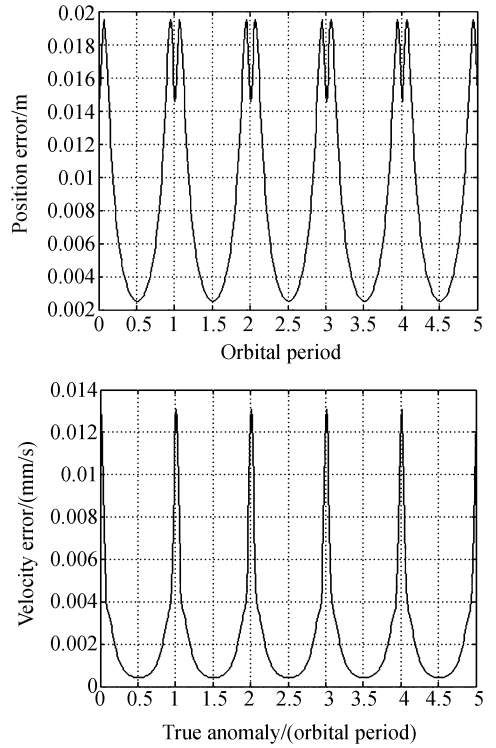


图 6 从星的位置和速度误差  
Fig. 6 Position and velocity errors of deputy

通过误差分析可以看出,设计算法精度很高,设计算法的位置误差控制在毫米量级,速度误差控制在毫米/秒量级。

### 5 摄动轨道编队

以上对椭圆参考轨道编队算法的论述均是在无摄动的理想轨道情况下进行讨论的,即均属于二体问题。然而任何一种航天器的运动都不是严格意义上的二体问题,在实际编队飞行中存在着诸如地球扁率、太阳光压、日月三体引力、大气阻力等多种摄动因素。这些因素将导致编队队形的长期漂移。所以在实际编队飞行中,为保持两星相对位置长期稳定,需要进行不定期的轨道机动。对于不同高度的轨道而言,起主要作用的摄动因素是不同的,如低轨卫星主要摄动因素是大气阻力和地球扁率,但随轨道高度的升高,日月三体引力因素就会渐渐占据主导地位。所以,在进行编队的摄动影响分析时,应根据具体轨道的特点找到主要的摄动源,并根据摄动源的不同选择合适的摄动分析方法。

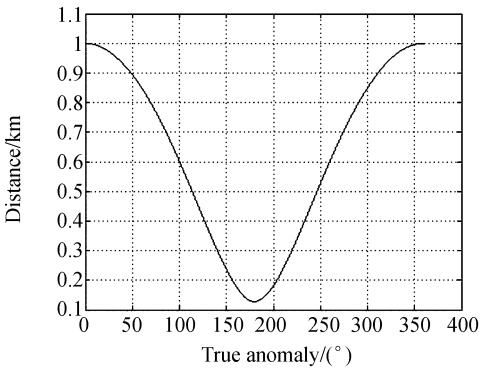


图 5 RAC 坐标系内两星相对距离曲线  
Fig. 5 Relative distances of two satellites in RAC coordinate system

度误差大约为 0.013 mm/s。

## 6 结 论

利用 RAC 坐标系下的敏感矩阵,推导出无摄动、椭圆参考轨道下两星相对运动方程,基于此方程推导出了—种椭圆编队轨道设计方法。利用此算法设计了沿轨编队、穿轨编队以及同轨迹编队三种编队飞行的轨道。通过仿真验证,沿轨编

队的算法精度最高,位置速度误差均为 0。穿轨编队被证明为不实际的编队队形,但可以通过特殊的设计,避免在近地点和远地点处的相撞。对于跟随编队,该算法精度也很高,按照文中的算例可以看出,跟随编队的最大位置误差为 0.019 m,最大速度误差为 0.013 mm/s,可以保证编队任务的完成。

### 参考文献:

- [1] 张娟,和兴锁,李亮,等.编队飞行星座相对运动的运动学描述与编队构型设计[J].应用力学,2006,23(2):280-283.  
ZHANG J, HE X S, LI L, *et al.*. Kinematic models of formation flying constellation and configuration design [J]. *Chinese Journal Applied Mechanics*, 2006,23(2):280-283. (in Chinese)
- [2] SABOL C, BURNS R, MCLAUGHLIN C A. Satellite formation flying design and evolution[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001,38(2):270-178.
- [3] LOVELL T A, TRAGESSER S G. Analysis of the reconfiguration and maintenance of close spacecraft formations [J]. *Spaceflight Mechanics*, 2003,1:595-609.
- [4] GJB1028-90. 中华人民共和国国家军用标准-卫星坐标系[S].  
GJB1028-90. National military standard of People's Republic of China-Satellite coordinate system[S]. (in Chinese)
- [5] 孟鑫,李俊峰,高云峰.卫星编队飞行相对轨道的摄动研究综述[J].宇航学报,2004,25(4):473-478.  
MENG X, LI J F, GAO Y F. Study on perturbations in the relative orbit of satellite formation flying[J]. *Journal of Astronautics*, 2004,25(4):473-478. (in Chinese)
- [6] 郝晓宁,王威.近地航天器轨道基础[M].长沙:国防科技大学出版社,2003.  
XI X N, WANG W. *Fundamentals of near-earth spacecraft orbit* [M]. Changsha: National University of Defence Technology Press, 2003. (in Chinese)
- [7] CHRISTOPHER L, PENINA A. Formation design in eccentric orbits using linearized equations of relative motion [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2006,29(1):146-160.
- [8] VALLADO D A. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 2nd ed [M]., Microcosm Press, EI Segundo, CA, 2001.
- [9] SABOL C, BURNS R, MCLAUGHLIN C A. Satellite formation flying design and evolution[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001,38(2):270-278.

作者简介:曲宏松(1980-),男,辽宁大连人,博士研究生,主要从事卫星轨道、测控及实时嵌入式操作系统等方向的研究。

E-mail: quhongsong@yahoo. com. cn

(本栏目编辑 李树军)