

基于平均轨道根数的飞船伴飞卫星控制方法

刘少然 刘俊泽 徐红兵

(北京航天飞行控制中心)

摘要 给出一种基于平均轨道根数的伴飞卫星控制方法。首先介绍二体轨道条件下利用超几何函数法解算二次冲量控制问题的基本思想,在此基础上通过 n 次修正法应用到摄动条件下的轨道模型;通过引入平均轨道根数的概念,对航天器编队构形进行控制,消除短周期摄动对轨道的影响,长期有效地控制构形维持。同时讨论对跟飞和圆形伴飞编队进行构形维持的起控条件的确定方法。

关键词 伴飞卫星 编队飞行 平均轨道根数

1 引言

卫星编队飞行作为航天动力学与控制领域的研究热点,得到了广泛的重视与研究。通过若干颗卫星实现特定编队飞行,可以提供很大的孔径和测量基线,在电子侦察、导航定位、三维云层气象观测、移动通讯方面具有巨大优势^[1]。

本文给出一种基于平均轨道根数的伴飞卫星控制方法,这一方法既可以通过地面控制实施,又可以在星上计算机计算能力足够的条件下实现伴飞卫星的自主构形维持。首先,二体轨道条件下利用超几何函数法解算二次冲量控制问题是大多数航天器轨道控制方法的基本思想,但如果要考虑实际轨道中的各种摄动,就需要在此基础上通过 n 次修正,将这一思想应用到摄动条件下的轨道模型中。对此,本文提出了通过平均轨道根数对航天器编队构形进行控制的方法,消除短周期摄动对轨道的影响,实现对构形的长期有效控制;同时还给出在平均轨道根数的基础上利用二次冲量法对编队进行控制的具体控制流程,并讨论了跟飞编队和圆形伴飞编队进行构形维持的起控条件。

2 二次冲量轨道转移控制方法

2.1 二次冲量控制方法的原理

首先介绍通过二次冲量方法进行轨道控制的方法。

图 1 为二次冲量控制过程的示意图。图中 O_e 为地心, P_1 、 P_2 分别为编队构形控制前后受控卫星的位

置;卫星在控制之前轨道上 P_1 点的速度为 \dot{V}_{10} ,在控制之后轨道上 P_2 点的速度为 \dot{V}_{20} ;卫星从 P_1 转移到 P_2 的过渡轨道在图中用虚线表示;其在过渡轨道上 P_1 、 P_2 点的速度分别为 \dot{V}_1 、 \dot{V}_2 。

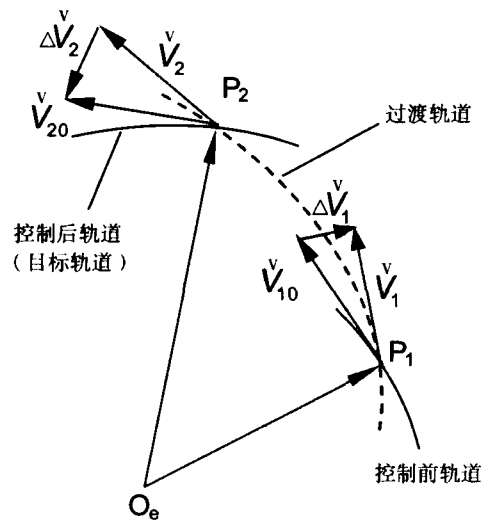


图 1 二次冲量控制过程示意图

卫星轨道转移的整个控制过程通过施加两次速度增量来实现。在卫星从 P_1 转移到 P_2 的过程中,需要进行两次变轨。卫星在 P_1 点施加速度增量 $\Delta \dot{V}_1$ 进入过渡轨道,之后沿过渡轨道运行时间 Δt 到达 P_2 点,在 P_2 点施加速度增量 $\Delta \dot{V}_2$ 进入目标轨道。 $\Delta \dot{V}_1$ 、 $\Delta \dot{V}_2$ 依据目标点和给定的转移时间 Δt 计算得出。

从控制之前轨道到过渡轨道的速度增量为:

$$\Delta \vec{V}_1 = \vec{V}_1 - \vec{V}_{10}$$

从过渡轨道到控制之后轨道的速度增量为:

$$\Delta \vec{V}_2 = \vec{V}_{20} - \vec{V}_2$$

2.2 二次冲量轨道转移速度增量的 n 次修正法

上面给出的二次冲量控制方法是在理想的二体轨道条件下推导出来的,在考虑摄动条件下,直接使用这种方法将会产生较大的误差。为了在摄动轨道条件下对二次冲量控制问题进行求解,下面介绍一种轨道修正方法:

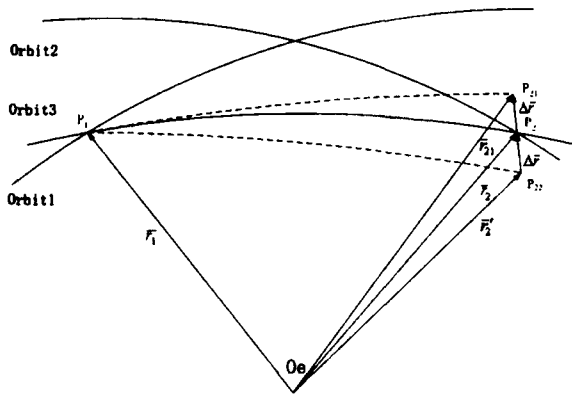


图 2 摄动条件下的 n 次修正法

如图 2 所示,Orbit1 为轨道转移前卫星初始轨道,Orbit2 是轨道转移后的目标轨道,Orbit3 是理想二体条件下的过渡轨道。 P_1 、 P_2 是转移的起始点和结束点,也分别是两次冲量的施加点。地心位置矢量分别是 \vec{r}_1 、 \vec{r}_2 。

首先,在已知 \vec{r}_1 、 \vec{r}_2 和转移时间的条件下,利用超几何函数法求得 P_1 点处的速度增量 $\Delta \vec{V}_1$,如果在二体轨道条件下,施加速度增量 $\Delta \vec{V}_1$ 后卫星将沿着 Orbit3 运动,经过 Δt 时间后到达 P_2 点。但是由于摄动影响,在 Δt 时间后卫星并不能够到达 P_2 点,而是实际运行到 P_{21} 点(位置矢量为 \vec{r}_{21}),与目标点位置偏差为 $\Delta \vec{r} = \vec{r}_{21} - \vec{r}_{20}$ 。

若不考虑摄动影响随位置的变化,在初始瞄准的 P_2 点的位置矢量上进行修正。把原来瞄准的目标点 P_2 改成 P_{21} 关于 P_2 的对称点 P_{22} 。由对称点的概念有

$$\vec{r}_{21} - \vec{r}_2 = \vec{r}_{22} - \vec{r}_2 = \Delta \vec{r}$$

P_{22} 位置矢量为 $\vec{r}_{22} = \vec{r}_2 + \Delta \vec{r}$,再利用超几何函数法求速度增量,这样便能够补偿摄动造成的位置偏差,使卫星在 Δt 时间后运行到 P_2 点。

实际上,轨道摄动影响是随位置变化的,因此在瞄准 P_{22} 点后求得的过渡轨道在 Δt 时间之后距离 P_2 还会有一定误差,需要继续利用上面的方法进行修正。设经过一次修正之后卫星实际到达的位置为 P_{23} ,则第二次修正就把瞄准点变为此时实际位置 P_{23} 相对 P_2 点的对称点。经过第二次修正之后误差比第一次修正会进一步变小。

要求出较为精确的速度增量,需要经过多次修正,使得误差逐渐收敛,基本到达 P_2 点。此时求得的速度增量 $\Delta \vec{V}_1$ 、 $\Delta \vec{V}_2$ 便是摄动条件下的速度增量。具体的修正次数可以通过设定精度范围进行判断,为简单起见也可以预先设定固定值。根据计算,一般在进行 3 至 5 次修正之后误差便可以满足大多数控制任务的要求。

N 次修正程序设计流程如下:

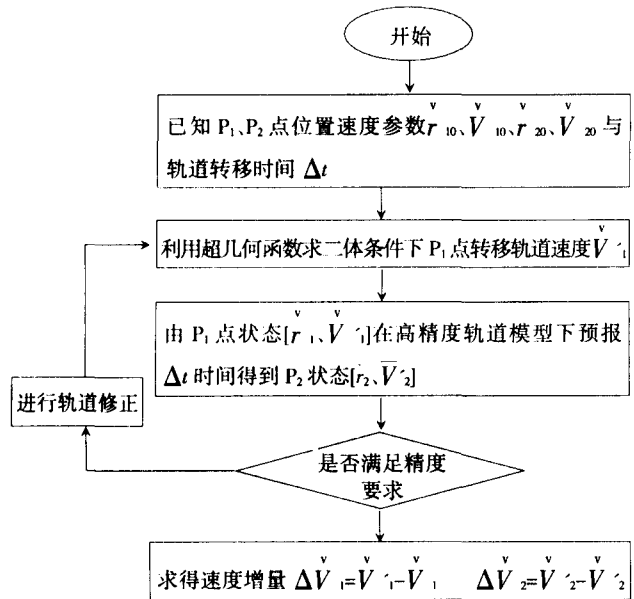


图 3 摄动条件下求速度增量流程

3 基于平均轨道根数的控制方法

3.1 基于平均轨道根数的控制思想

航天器的轨道受到各种摄动力的影响,使得航天器的瞬时轨道根数随着时间发生变化。研究表明瞬时轨道根数变化包括长期变化、长周期变化和短周期变化。为了能够使航天器编队保持长期的稳定,引入了一种基于“平均位置控制”思想的控制算法——即通过对航天器的平均轨道根数进行控制,将轨道摄动的周期项消除掉。这种思想主要出于下面的考虑:如果在任何时刻都要求将航天器

相对距离控制在要求值上, 由于这种构形是不稳定的; 即使在某个时刻将航天器控制在某个构形上, 之后将迅速散开; 并且这种不考虑相对运动特性的控制方法显然将带来频繁的控制和巨大的控制燃料开销^[2,3]。基于这种思想, 任务规划时确定各航天器的目标位置时都应从消除长期变化的角度进行考虑。图 4 为“平均位置控制”的示意图, 实线表示航天器的实际位置轨轨轨迹, 虚线表示平均位置轨迹, 下面两条虚线分别表示目标平均位置和控前平均位置, 对航天器的控制只以平均位置轨迹为控制目标, 而不是以含有周期扰动的实际位置轨迹为目标。

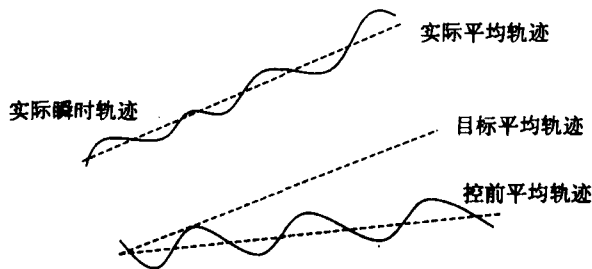


图 4 平均位置控制示意图

3.2 伴飞编队控制方法

下面针对主从结构的伴飞环绕编队, 对基于平均轨道根数的二次冲量控制方法进行详细说明, 设参考星为 S_c , 伴飞星为 S_d 。需要明确的是, 在编队构形控制过程中, 控制的对象只是伴飞星, 参考星不受控。控制的目的是根据参考星的位置将伴飞星控制到维持编队所要求的位置上, 使得航天器编队的相对位置符合初始构形设计的要求。

在已知航天器编队中参考星和伴飞星的初始位置和速度矢量以及初始历元的条件下, 利用高精度轨道动力学模型进行积分, 可以求得任意时刻两星的位置和速度矢量。在航天器轨道每向前积分一步之后利用设定的判定条件判断编队构形的破坏程度, 如果破坏程度超出了预先设定的阈值, 则启动控制程序。

设启动编队控制程序时刻为 t_0 , 一般而言, 航天器在空间进行轨道控制之前必须有一定的准备时间 Δt_p , 因此在二次冲量编队构型控制中, 第一次冲量要在 $(t_0 + \Delta t_p)$ 时刻施加。二次冲量控制过程中控制起始点 P_1 点的位置速度矢量 $\dot{r}_{c1}, \dot{V}_{c1}$, 是通过将伴飞星轨道从 t_0 时刻向前预报 Δt_p 时间得到的。另外二次

冲量控制过程中的控制目标点 P_2 位置速度矢量要通过参考星的位置速度矢量求得。设从 P_1 点到 P_2 点的轨道转移时间为 Δt , 那么需要将参考星轨道向前预报 $(\Delta t_p + \Delta t)$ 时间, 得到 $(\Delta t_p + \Delta t)$ 时间后的位置速度矢量 $\dot{r}_{c1}, \dot{V}_{c1}$, 然后将 $\dot{r}_{c1}, \dot{V}_{c1}$ 转换为瞬时轨道根数 σ_{c1} , 再进一步将瞬时轨道根数 σ_{c1} 转换为平均轨道根数 $\bar{\sigma}_{c1}$ 。根据参考星的平均轨道根数 $\bar{\sigma}_{c1}$ 以及设定的编队设计参数, 利用编队设计程序, 可以得到伴飞星的目标平均轨道根数 $\bar{\sigma}_{d0}$ 。之后, 将伴飞星的目标平均轨道根数 $\bar{\sigma}_{d0}$ 转换为目标瞬时轨道根数 $\bar{\sigma}_{d1}$; 再转为速度位置矢量 $\dot{r}_{d1}, \dot{V}_{d1}$ 。 $\dot{r}_{d1}, \dot{V}_{d1}$ 即为控制目标点 P_2 要求的位置速度矢量。这样便可以利用前文给出的二次修正法求轨道转移速度增量。

在确定出控制量的大小、方向及施加时刻之后, 只要在相应的时刻将求得的两次速度增量加到伴飞星上便可以实现编队的构形控制, 整个控制过程如图 5 所示(见下页):

3.3 编队构形维持起控条件的确定

对于编队构形维持任务, 启动构形控制程序之前需要对构形的破坏程度进行检测。当发现航天器编队构形的破坏程度已经超过预先设定的允许范围之后就需要启动控制程序使构形恢复理想状态。对于不同的编队构形, 检验构形破坏的标准需要视具体情况而定。但是复杂的航天器编队通常是由一些基本的编队构形组合而成的, 因此首先就要给出这些基本的编队构形的起控条件。下面主要针对常见的两种基本编队进行研究:

(1) 跟飞编队条件下的起控条件

跟飞编队是航天器编队的最简单形式, 也是最早在实际空间任务中实现的一种编队形式。跟飞编队通常是通过在同一轨道上运行的 n 颗星来组成, 这种编队与卫星星座有相似之处, 但不同之处在于编队中各成员的真近点角之差较小, 编队中航天器之间的距离一般在几百千米之内。

在理想的情况下, 跟飞编队中各成员由于运行在相同轨道上, 所受到的摄动力影响相同, 因此编队构形不会被破坏。但实际任务中由于编队航天器的种类不同, 或运行姿态不同, 所受到的摄动力会有微小差别, 从而造成构形的破坏。

由于跟飞编队从根本上说是通过保持编队中各航天器间的真近点角差来实现的, 因此对于编队构形的维持情况的判断也应该利用真近点角差来进

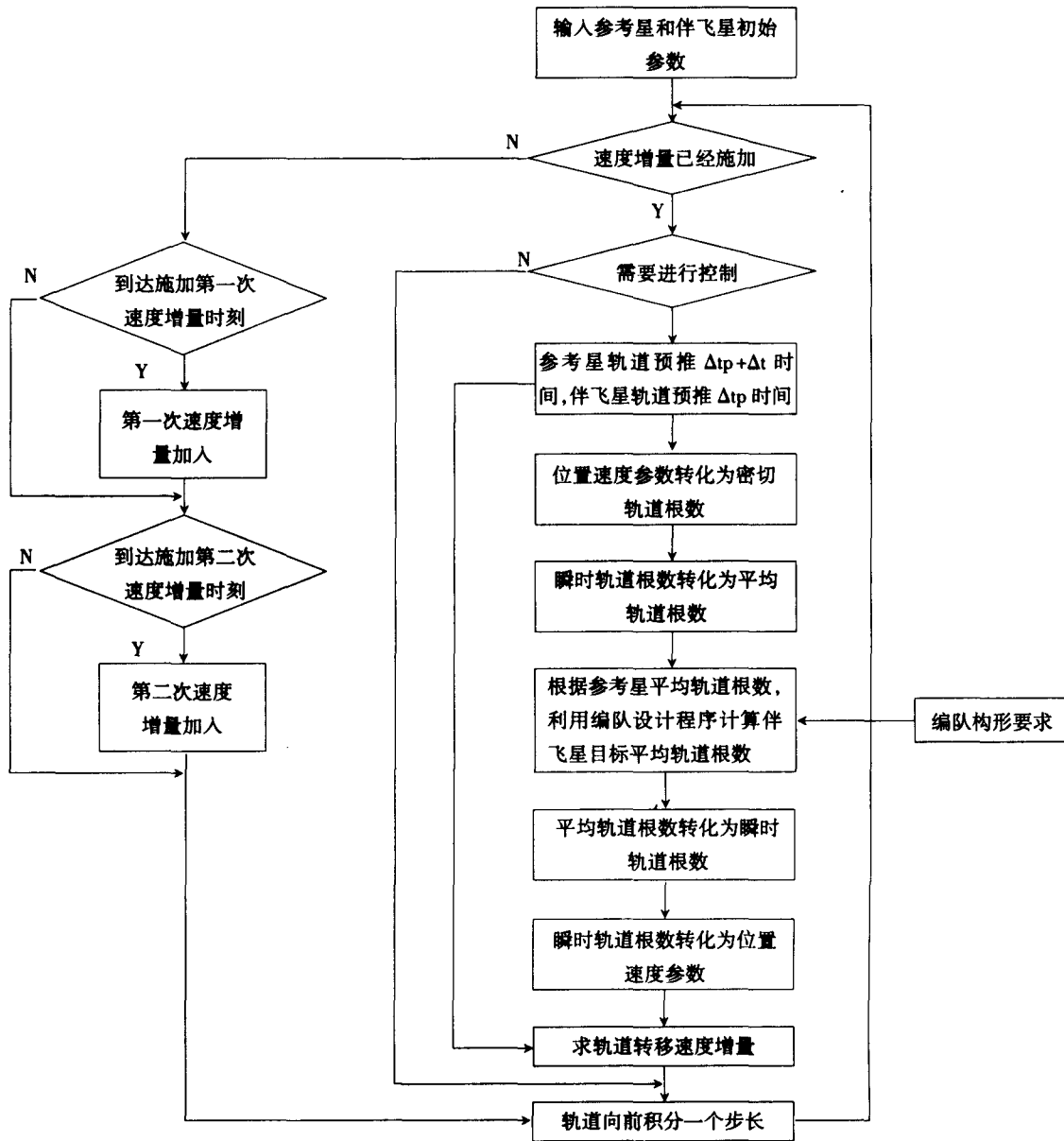


图 5 利用平均轨道根数的二次冲量轨道控制流程

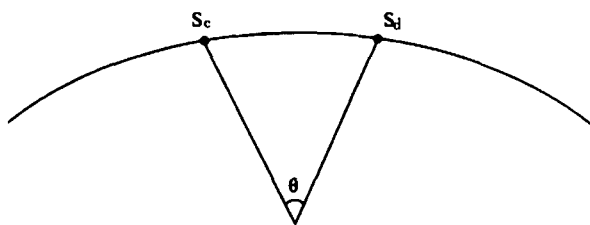


图 6 跟飞编队示意图

行。如图 6 所示, 设参考星 S_c 的真近点角为 f_c , 跟飞星 S_d 的真近点角为 f_d , 编队的设计真近点角差为 θ , 如果设编队破坏的最大允许值为 ϵ , 起控条件可以表

示为:

$$\frac{\Delta f}{\theta} = \frac{|f_c - f_d|}{\theta} > \epsilon$$

(2) 空间圆编队构形的起控条件

空间圆是航天器编队的最基本构形形式, 对其构形的评价标准可以根据圆的几何定义进行制定。根据圆的几何定义, 圆周上任意点到圆心的距离为定值。对于空间圆编队, 就要求环绕航天器到参考航天器的距离保持相等。这里完全可以根据两者之间的距离来判断构形的保持情况, 在编队运行过程中实时检测两航天器相对距离, 并与编队的设计半径进行比较, 当相对距离与设计半径差超过阈值时启

动构形控制程序,使得构形恢复设计的最初状态。

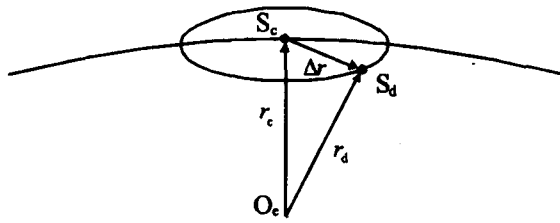


图 7 圆编队示意图

图 7 所示的空间圆构形编队中,设 S_c 为参考星, S_d 为伴飞星, r_c, r_d 分别为参考星和伴飞星在 J2000 坐标系下的位置矢量,则参考星与伴飞星之间的距离可以通过矢量相减得到,即:

$$|\Delta r^v| = |r_c^v - r_d^v|$$

可以设定当 $|\Delta r^v|$ 与设计的空间圆半径 R 的相对

误差大于 ε 时进行控制,起控条件可以表示为:

$$\frac{|\Delta r^v|}{R} = \frac{|r_c^v - r_d^v|}{R} > \varepsilon$$

4 仿真算例

针对构形维持任务,这里给出一个双星绕飞编队的算例。

编队为半径 250m 空间圆构形,环绕卫星初始相位为 0° ,设参考星位 S_d ,环绕星为 S_c 。仿真开始时刻为 2002 年 4 月 6 日 0 时,仿真时间 100 天,轨道转移时间 Δt 为 38min,仿真步长 60s。

参考星初始时刻的轨道根数如表 1 所示。

在 100 天时间内,编队进行构形维持控制。设定编队中环绕星距离参考星距离偏差超过设计值的 10% 时启动控制程序,控制仿真结果如表 2 所示。

表 1 参考星初始时刻轨道根数

半长轴 a	偏心率 e	轨道倾角 i	升交点赤经 Ω	近地点幅角 ω	平近点角 M
7099193.2	0.005	48°	0°	12.640°	117.37°

表 2 圆编队 100 天内构形维持控制速度增量

次序	控制时间 (天)	$\Delta V_{1x}(\text{m/s})$	$\Delta V_{1y}(\text{m/s})$	$\Delta V_{1z}(\text{m/s})$	$\Delta V_{2x}(\text{m/s})$	$\Delta V_{2y}(\text{m/s})$	$\Delta V_{2z}(\text{m/s})$
1	0.873611	0.1221030	0.1729973	-0.0531700	-0.0154548	0.2119887	-0.2589038
2	3.738194	0.0406098	0.3970376	-0.4622584	0.1818253	0.3521380	-0.0316896
3	7.530556	0.0256860	0.0115149	-0.0642983	0.0452263	0.0793823	-0.0829183
4	13.097917	0.1456798	0.0954871	-0.0938629	0.0384619	-0.0617185	0.1115940
5	16.235417	0.5445338	0.1013058	-0.3204119	0.1088311	0.0213687	-0.4426317
6	22.822222	0.3588640	-0.1415816	-0.4477515	0.3229084	0.1359168	-0.1274965
7	25.501389	0.0518508	0.0211555	-0.0004946	-0.0418122	0.0385836	0.1102695
8	29.559722	0.0400392	0.0018192	0.0192258	-0.0420786	0.0433858	0.1033608
9	36.098611	0.0310012	-0.0112189	0.0260948	-0.0164644	0.0582316	0.0972869
10	42.877083	-0.1657989	-0.6184951	-0.3050393	-0.1771058	-0.3088144	-0.5757635
11	51.134722	-0.0306585	0.0041008	-0.0735496	0.1157110	0.0606811	0.0294148
12	59.961806	-0.1205646	-0.1031280	-0.1057674	-0.2308370	0.0580973	-0.1812594
13	62.707639	-0.0215393	0.0601334	-0.0530068	0.1248798	-0.0016901	0.0304522
14	66.215278	0.0353772	0.0147462	-0.0137879	0.0852816	-0.0511425	0.0490101
15	70.962500	0.0343986	-0.0009028	-0.0234747	0.0592037	-0.0874970	0.0505275
16	77.569444	0.0281661	-0.0184666	-0.0281322	0.0042284	-0.1059702	0.0508318
17	84.277083	0.1350409	0.3092591	-0.5805222	0.2341307	0.5627356	-0.2854156
18	95.977083	0.1029672	0.0406808	-0.0304403	-0.0212120	-0.0295013	0.1225717

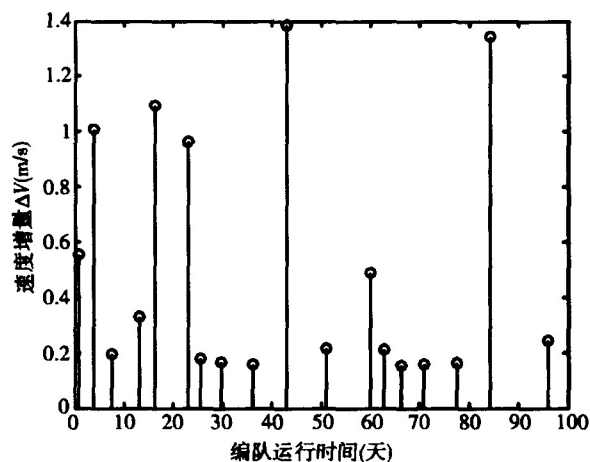


图 8 100 天内各次构形维持控制燃料消耗对比

通过表 2 和图 8 可知,在 100 天时间内,共进行了 18 次构形维持控制,两次控制时间间隔最小为 2.68 天(第 6 次控制与第 7 次控制),最大时间间隔为 11.70 天(第 18 次控制与第 17 次控制)。施加的总速度增量为

$$V = \sum_{i=1}^{18} (|\Delta \dot{V}_{1i}| + |\Delta \dot{V}_{2i}|) = 9.0075 \text{ m/s}$$

照此估计:

将相位角固定为零的卫星保持在一个半径为 250m 的空间圆构形上,一年消耗的总速度增量约为: $9.0075 \div 100 \times 365 = 32.877 (\text{m/s})$ 。

十天内编队中两星相对距离变化如图 9。可以看到,从初始时刻开始编队受摄动影响两星相对距离逐步发散,相对距离偏差大于 25m 时控制程序启动,图中相对距离值突然增大表示环绕星处于施加两次速度增量之间的过渡轨道之中,当第二次速度增量施加之后构形迅速恢复。

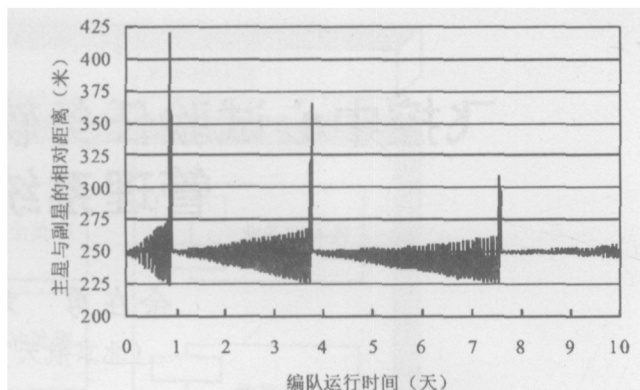


图 9 10 天内两星相对距离变化情况

5 结束语

本文针对伴飞卫星编队的构形保持问题给出了一种基于平均轨道根数控制方法,在控制过程中通过施加速度增量进行控制编队维持控制,控制时仅仅考虑将航天器相对位置变化的长期项加以消除,而忽略一些相对位置变化的周期效应,能够从原理上加强编队构型的稳定度,减少控制次数和能量消耗。通过数值仿真,给出了一个圆编队构形维持算例,说明了基于平均轨道根数二次冲量控制方法的理论效果。

文中介绍的控制方法对于目前的卫星控制机构具有较为广泛的适用性,可以用于卫星编队构型的自主维持控制。◇

参 考 文 献

- [1] Philip Ferguson, Chan-woo Park, et al. New Formation Flying Testbed for Analyzing Distributed Estimation and Control Architectures. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. August 2002
- [2] 曾国强. 编队飞行航天器协同控制理论与方法研究. 国防科技大学航天与材料工程学院博士后出站报告. 2002, 12