

文章编号:1000-6893(2007)01-0167-06

一种长期稳定的卫星编队队形优化设计方法

吴宝林¹, 曹喜滨¹, 任子武²

(1. 哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150080)

(2. 哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

A Long-Time Stable Formation Optimal Design Method for Satellite Formation

WU Bao-lin¹, CAO Xi-bin¹, REN Zi-wu²

(1. Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

(2. Control and Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘 要: 提出了一种队形长期稳定的优化设计方法。利用 Hill 方程设计出满足任务要求的相对位置和相对速度的约束关系, 以剩下的自由相对位置或相对速度作为优化变量。优化目标选择为主从星在 J_2 摄动下的各平均轨道根数相对漂移率最小。优化算法采用改进的遗传算法, 遗传算法作为一种通用的全局最优随机搜索算法, 在解决一些复杂问题时它还存在着过早收敛和收敛速度慢的缺陷, 针对此问题, 提出一种改进的遗传算法。仿真结果表明利用这种优化设计方法设计的队形在各种摄动力下能够长期保持稳定。

关键词: 飞行器设计; 卫星编队; 队形优化设计; 遗传算法; 相对轨道根数

中图分类号: V412.4⁺1 **文献标识码:** A

Abstract: To design a long time stable satellite formation for saving fuel is very important work, so an optimization method to design a long time stable satellite formation under various perturbations is derived. Firstly the constraints between relative positions and velocities in Hill frame according to the specific mission are developed by using the Hill's equation. Secondly using the free relative positions or velocities as optimization variables, the optimization cost function is the sum of the relative mean orbit elements drift velocities under J_2 perturbation. The optimal algorithm used above is the modified genetic algorithm. The genetic algorithm can find the global optimal values compared to other optimal methods, while the genetic algorithm also has some drawbacks such as prematurity and evolution stagnancy in solving some difficult problems. So a modified genetic algorithm is derived to overcome the drawbacks mentioned above. The simulation results show that the satellite formation designed by the optimization method under various perturbations can keep stable for a long time without any control.

Key words: spacecraft design; satellite formation; formation optimization design; genetic algorithm; relative orbit elements

编队飞行是小卫星的最佳应用方式之一, 随着现代微小卫星技术的日益成熟, 与传统大卫星相比, 卫星编队飞行显示出越来越大的优势, 可以完成某些大卫星难以或无法完成的任务, 主要体现在系统成本低、系统性能好、可靠性高以及适应性强^[1,2]。因此卫星编队近年来引起了国内外航天界的重视, 自 20 世纪 90 年代以来美国国家航空航天局相继开展了“Earth Orbiter-1”, “New Millennium Interferometer”和“Deep Space-3”等卫星编队飞行研究计划, 此外还有美国空军的“TechSat-21”计划及其资助的 10 所大学的 5 个研究项目。欧洲航天局也

开展了不少编队飞行任务研究, 比如分布式雷达等。

但是要实现编队飞行也遇到很多挑战, 设计既满足任务要求又能够长期稳定的编队队形是其一。国内外有不少学者研究了编队队形设计问题, C. Sabol^[3]等基于 Hill 方程讨论了 4 种编队队形的设计并分析了它们在各种摄动下的稳定性, 因为 Hill 方程仅考虑二体问题, 所以文中设计的空间圆形编队和星下点圆形编队在地球扁率摄动下会队形是不稳定的, 随着时间的推移, 队形将发散以致于不能够满足任务要求。H. Schaub^[4]等从另一个角度基于平均轨道要素推导了满足 J_2 不变轨道的 2 个条件, 其中 J_2 地球二阶带谐调和项。所谓 J_2 不变轨道是指在 J_2 摄动下, 主从星的平均升交点赤经和纬度幅角的漂移

率相等即 $\dot{\Omega}_d = \dot{\Omega}_c, \dot{\theta}_d = \dot{\theta}_c$, 其中纬度幅角 θ 等于近地点幅角 ω 加上真近点角 f 。虽然 J_2 不变轨道在 J_2 摄动下能够长期稳定, 但是其卫星编队必须满足 J_2 不变轨道的 2 个约束条件, 这样给队形设计带来很不方便的约束, 所以采用 J_2 不变轨道理论来设计队形很不方便。

为了解决上面所提到的问题, 本文提出了一种队形优化设计方法。首先利用 Hill 方程设计出满足任务要求的 Hill 坐标系下的相对位置和相对速度的约束关系, 以剩下的自由相对位置或相对速度作为优化变量。因为面质比相同的卫星做编队飞行时 J_2 摄动是影响队形的最主要的摄动, 而其他摄动相比 J_2 摄动均为小量, 所以优化目标选择为主从星在 J_2 摄动下的各轨道根数相对漂移率最小, 在优化的过程中需要把相对位置和相对速度转换为相对轨道根数。

1 队形优化设计

优化的目标函数选择为主从星在 J_2 摄动下的各平均轨道根数相对漂移率最小, 根据文献[5]可知卫星在 J_2 摄动下平均轨道要素只有近地点幅角 ω 、升交点赤经 Ω 和平近点角 M 发生长期偏移, 且偏移项的大小只和半长轴 a 、偏心率 e 、轨道倾角 i 有关。因此目标函数选择为

$$J = \min_{\xi} K_{\Omega} (\dot{\Omega}_d - \dot{\Omega}_c)^2 + K_{\omega} (\dot{\omega}_d - \dot{\omega}_c)^2 + K_M (\dot{M}_d - \dot{M}_c)^2 \quad (1)$$

式中: ξ 为优化变量, 即为自由相对位置或相对速度; $K_{\Omega}, K_{\omega}, K_M$ 分别为正的加权系数; 下标 c 和 d 分别代表主卫星和从卫星。而且,

$$\left. \begin{aligned} \omega_d &= \omega_c + \delta\omega \\ \Omega_d &= \Omega_c + \delta\Omega \\ M_d &= M_c + \delta M \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

卫星的平均升交点赤经、平均近地点幅角和平均平近点角在 J_2 摄动下变化率如下[5]

$$\left. \begin{aligned} \dot{\Omega}(t) &= -3/2 J_2 n (R_c/p)^2 \cos i \\ \dot{\omega}(t) &= -3/4 J_2 n (R_c/p)^2 (5 \cos^2 i - 1) \\ \dot{M}(t) &= n + 3/4 J_2 n (R_c/p)^2 \sqrt{1-e^2} (3 \cos^2 i - 1) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: $n = \sqrt{\mu/a^3}$, μ 为地球引力常数; R_c 为地球平均半径; $p = a(1-e^2)$ 。

式(1)中的相对轨道根数由相对位置和相对速度转换求得。在第 3 节推导了相对轨道根数到相对位置、相对速度的转化矩阵 $\mathbf{A}(t)$, 对 $\mathbf{A}(t)$ 求

逆便可得到相对位置、相对速度 \mathbf{X} 到相对轨道根数 $\delta\mathbf{e}$ 的转换矩阵。相对轨道根数到相对位置、相对速度的转化关系如下式所示

$$\mathbf{X}(t) = \mathbf{A}(t) \delta\mathbf{e}(t) \quad (4)$$

故相对位置相对速度到相对轨道根数的转换为

$$\delta\mathbf{e}(t) = \mathbf{A}(t)^{-1} \mathbf{X}(t) \quad (5)$$

文中采用了改进形式的遗传算法, 传统的遗传算法与其他的优化算法相比能够找到全局最优值, 但解决例如本文中遇到的复杂问题也存在过早收敛和进化停滞现象, 针对这一问题提出一种改进的遗传算法。

2 加权系数的选择

H. Schaub^[2], C. Sabol^[3] 提出可以根据高斯摄动方程通过控制卫星编队的相对轨道根数有效地控制卫星编队队形。因此优化目标函数式(1)中的加权矩阵的选择依据是控制某一相对轨道根数所需的燃料多少。比如控制相对升交点赤经需要较多的燃料, 那么 K_{Ω} 就选择得大一些; 控制相对平近点角需要较少的燃料, 那么 K_M 就选择得小一些。

可以从高斯轨道摄动方程得到控制某一相对轨道根数所需要的燃料

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{R \sin \theta}{h \sin i} u_h \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{1}{he} [-p \cos f u_r + (p+R) \sin f u_{\theta}] - \\ &\quad \frac{R \sin \theta \cos i}{h \sin i} u_h \\ \frac{dM}{dt} &= n + \frac{\eta}{he} [(p \cos f - 2Re) u_r - \\ &\quad (p+R) \sin f u_{\theta}] \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中: $\theta = \omega + f$ 为纬度幅角; R 为卫星到地心的距离; $\eta = \sqrt{1-e^2}$; h 为卫星的轨道角动量; u_h, u_r, u_{θ} 分别为卫星轨道坐标系法向、径向、切向的控制加速度。

由式(6)可以得到

$$\left. \begin{aligned} \Delta V_h &= h \sin i \delta\Omega / R = K_{\Omega} \delta\Omega \\ \Delta V_r &= he \delta\omega / p = K_{\omega} \delta\omega \\ \Delta V_{\theta} &= -he \delta M / [(p+2Re)\eta] = K_M \delta M \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中: $\Delta V_h, \Delta V_r$ 分别为卫星轨道坐标系法向、径向速度脉冲。

故加权系数的选择分别为

$$\left. \begin{aligned} K_{\Omega} &= |h \sin i / R|^2 \\ K_{\omega} &= |he / p|^2 \\ K_M &= |-he / [(p+2Re)\eta]|^2 \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

3 相对轨道根数到相对位置、速度转换矩阵 $A(t)$ 的推导

K. T. Alfriend^[1] 给出了适合小偏心率情况的相对轨道根数 $\delta e = [\delta a \ \delta q_1 \ \delta q_2 \ \delta \omega \ \delta \Omega \ \delta \theta]^T$ 到相对位置、相对速度 $\mathbf{X} = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ 的转换矩阵,其中 $q_1 = e \cos i, q_2 = e \sin i$ 。但是本文中使用的相对轨道根数是正常的轨道根数 $\delta e = [\delta a \ \delta e \ \delta i \ \delta \omega \ \delta \Omega \ \delta M]^T$,所以本节主要在 K. T. Alfriend^[1] 的基础上推导出相对轨道根数 $\delta e = [\delta a \ \delta e \ \delta i \ \delta \omega \ \delta \Omega \ \delta M]^T$ 到相对位置、相对速度 $\mathbf{X} = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ 的状态转移矩阵。

其中: x, y, z 为相对位置在相对坐标系中的分量,相对坐标系(图 1)的原点为主卫星的质心, X 轴由原点指向主卫星的矢径方向, Z 轴平行于主卫星的轨道角动量方向, Y 轴和 X 轴、 Z 轴构成右手正交坐标系。

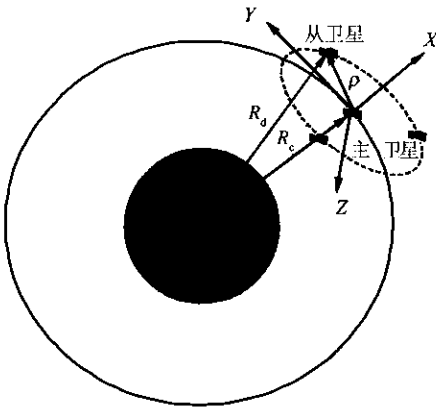


图 1 相对坐标系

Fig. 1 The relative coordinate frame

由文献[1]可得

$$\left. \begin{aligned} x &= \delta R \\ y &= R(\delta \theta + \delta \Omega \cos i) \\ z &= R(-\cos \theta \sin i \delta \Omega + \sin \theta \delta i) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中:

$$\delta R = \frac{R}{a} \delta a - \frac{ae(2 + e \cos f)}{(1 + e \cos f)^2} \delta e + \frac{Re \sin f}{1 + e \cos f} \delta f \quad (10)$$

求取 δf 和 δM 的关系式

$$M = E - e \sin(E) \quad (11)$$

$$\delta M = \frac{\partial M}{\partial E} \delta E + \frac{\partial M}{\partial e} \delta e = [1 - e \cos(E)] \delta E - \sin(E) \delta e \quad (12)$$

$$\tan\left(\frac{f}{2}\right) = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan\left(\frac{E}{2}\right) \quad (13)$$

$$\delta E = \frac{\eta}{1 + e \cos f} \delta f - \frac{\sin f}{1 + e \cos f} \frac{\delta e}{\eta} \quad (14)$$

综合式(11)~式(14)可以得到 δf 和 δM 的关系式

$$\delta f = \frac{(1 + e \cos f)^2}{\eta^3} \delta M + \frac{\sin f}{\eta^2} (2 + e \cos f) \delta e \quad (15)$$

把式(15)代入式(10)有

$$\delta R = \frac{R}{a} \delta a - a \cos f \delta e + \frac{ae \sin f}{\eta} \delta M \quad (16)$$

由文献[1]可得

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= \delta V_r \\ \dot{y} &= -\dot{\theta} x + (V_r/R)y + \delta V_t \\ \dot{z} &= (V_t \cos \theta + V_r \sin \theta) \delta i + \\ &\quad (V_t \sin \theta - V_r \cos \theta) \sin i \delta \Omega \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

其中:

$$V_r = \dot{R} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin f \quad (18)$$

对式(18)求偏导得

$$\begin{aligned} \delta V_r &= \frac{\partial V_r}{\partial p} \delta p + \frac{\partial V_r}{\partial e} \delta e + \frac{\partial V_r}{\partial f} \delta f = \\ &= \frac{-V_r}{2p} \delta p + \sqrt{\frac{\mu}{p}} \sin f \delta e - \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \cos f \delta f \end{aligned} \quad (19)$$

其中:

$$\delta p = (1 - e^2) \delta a - 2ae \delta e \quad (20)$$

把式(15)、式(20)代入式(19)有

$$\begin{aligned} \delta V_r &= \frac{-V_r}{2a} \delta a + \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \cos f \frac{(1 + e \cos f)^2}{\eta^3} \delta M + \\ &= \delta e \left[\sqrt{\frac{\mu}{p}} \sin f + \frac{e}{1 - e^2} V_r + \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \cos f \sin f \frac{2 + e \cos f}{\eta^2} \right] \end{aligned} \quad (21)$$

式(17)中 V_t 为

$$V_t = \sqrt{\mu/p} (1 + e \cos f) \quad (22)$$

对式(22)求偏导可得

$$\begin{aligned} \delta V_t &= \frac{\partial V_t}{\partial p} \delta p + \frac{\partial V_t}{\partial e} \delta e + \frac{\partial V_t}{\partial f} \delta f = \\ &= \frac{-V_t}{2p} \delta p + \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cos f \delta e - \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin f \delta f \end{aligned} \quad (23)$$

把式(15)、式(20)代入式(23)有

$$\begin{aligned} \delta V_t &= \frac{-V_t}{2a} \delta a - \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin f \frac{(1 + e \cos f)^2}{\eta^3} \delta M + \\ &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cos f + \frac{e}{1 - e^2} V_t - \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin^2 f \frac{2 + e \cos f}{\eta^2} \delta e \end{aligned} \quad (24)$$

根据以上推导结果,结合式(8)、式(15)、式(17)、式(20)和式(24)可以得到相对轨道根数到相对位置、相对速度的转换矩阵 $A(t)$ 。

4 改进形式的遗传算法

作为一种通用的全局最优随机搜索算法的遗传算法^[6,7],在解决一些复杂问题时它还存在着早熟收敛和收敛速度慢的缺陷^[8,9],针对此问题,提出一种改进的遗传算法。

4.1 选择算子

将规模为 n 的群体 $P = \{a_1, a_2, \dots, a_n\}$ 按个体适应值好坏排列,采用非线性的归一几何排名函数,个体 i 的选择概率为

$$\left. \begin{aligned} P(i) &= q'(1-q)^{r-1} \\ q' &= \frac{q}{1-(1-q)^n} \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

式中: q 为最佳个体被选择概率; r 为个体序列号; n 为群体规模。

然后根据这个概率进行轮盘选择。可以看出排序选择不利用个体适应值绝对值的信息,它可以避免群体进化过程的适应值标度变换,一定程度上抑止了传统 G-A 基于适应度比例的选择策略所带来的过早收敛和进化停滞现象。

4.2 交叉算子

交叉算子采用算术交叉方式。算术交叉中新个体由 2 个父代个体进行线性组合而成,即

$$\left. \begin{aligned} x'_1 &= \alpha x_1 + (1-\alpha)x_{12} \\ x'_2 &= \alpha x_2 + (1-\alpha)x_{11} \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

式中: $\alpha \in (0, 1)$; x_1, x_2 为父代个体; x'_1, x'_2 为子代个体。

4.3 变异算子

为使算法快速收敛和抑制种群的早熟现象,采用如下的改进变异算子。具体操作为:设个体的染色体为 $w = (w_1, w_2, \dots, w_k, \dots, w_n)$,其中元素 $w_k \in [L_k, U_k]$ 为选中的变异,该元素的变异结果为

$$w'_k = \begin{cases} w_k + |r(U_k - w_k)w_k| & \text{随机数}(0,1) = 0 \\ w_k - |r(w_k - L_k)w_k| & \text{随机数}(0,1) = 1 \end{cases} \quad (27)$$

式中: r 是满足 Gauss 分布的随机数,本文中 r 的均值和标准差分别为 0 和 0.2。若变异后的 w'_k 不在解空间内,则

$$\left. \begin{aligned} \text{如果 } w'_k < L_k, \text{ 则 } w'_k &= L_k \\ \text{如果 } w'_k > U_k, \text{ 则 } w'_k &= U_k \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

4.4 混合遗传算法

为了提高算法局部微调能力,更大概率地使

遗传算法收敛到全局最优解,将遗传算法与单纯形法相结合构成一种混合 Simplex-GA 算法。具体如下:按适应度值高低排序,将所有个体分为 3 部分,适应度最高的 N 个个体精英直接保留复制到下一代;在适应度高的前 S 个个体中采用单形法产生 $S-N$ 个子代个体;新一代中的剩余个体 ($P-S$ 个, P 为种群数)采用本文改进的 GA 算法(选择、交叉及变异)生成。

在单形法中,新个体 $h_{i,\text{new}}$ 由个体 h_i 通过剩余点的反映中心 h_g 反映生成,具体如下

$$h_{j,\text{new}} = h_g + \alpha(h_g - h_j) \quad (j = N+1, \dots, S) \quad (29)$$

式中: α 为随机值。

5 仿真算例及结果分析

下面分别以空间圆形编队和星下点圆形编队为例进行队形的优化设计,对于空间圆形编队,可知初始相对位置、初始相对速度的约束关系为^[3]

$$\left. \begin{aligned} \dot{y}_0 &= -2nx_0 & y_0 &= 2\dot{x}_0/n \\ z_0 &= \pm\sqrt{3}x_0 & \dot{z}_0 &= \pm\sqrt{3}\dot{x}_0 \\ x_0 &= (R_{\text{rel}}/2)\cos\beta_0 & \dot{x}_0 &= -(R_{\text{rel}}n/2)\sin\beta_0 \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

式中: R_{rel} 为空间圆半径; β 为从卫星在空间圆上的相对于主卫星的初始相位角; $\dot{y}_0 = -2nx_0$ 是为了使主从星在二体问题下 Y 方向的长期漂移为零。但是如果考虑地球扁率,那么该式并不能保证 Y 方向的长期漂移为零而会出现较大的长期漂移,这样就需要把 \dot{y}_0 作为优化变量,优化 \dot{y}_0 使得主从星间的漂移最小。另一自由变量 θ 也可作为优化变量。

对于星下点圆形编队只要把 Z 方向的位置和速度约束替换成

$$z_0 = \pm 2x_0 \quad \dot{z}_0 = \pm 2\dot{x}_0 \quad (31)$$

其他约束条件不变^[3],优化变量相同。

下面分别针对半径 1 km 的空间圆形编队、半径 10 km 的空间圆形编队、半径 1 km 的星下点圆形编队为例进行优化设计,优化算法采用第 4 节的改进遗传算法,然后对优化设计的编队进行仿真以验证队形是否满足任务要求和队形长期稳定,其中仿真时间为 14 d。

需要说明的是本文优化的初始相对轨道要素都是相对平均轨道要素。在仿真验证时应该把平均轨道要素转换到瞬时轨道要素,但是作者还没有很精确的平均轨道元到瞬时轨道元转换的算法,所以本文的仿真还是在平均轨道要素理论下进行的,这样在一定程度上也能验证本文的队形优化设计方法,仿真中摄动力包含 J_2, J_3, J_4 和大气

阻力摄动。

5.1 半径 1 km 的空间圆形编队

对于半径为 1 km 的空间圆形编队,经过优化后的初始相对位置,相对速度以及相对轨道根数(见表 1)如下

$$\beta_0 = -329.991\ 17^\circ$$

$$x_0 = 432.974\ 167\ 6\ \text{m} \quad \dot{x}_0 = -0.240\ 421\ 4\ \text{m/s}$$

$$y_0 = -500.133\ 462\ 6\ \text{m} \quad \dot{y}_0 = -0.832\ 672\ 6\ \text{m/s}$$

$$z_0 = 749.933\ 256\ 8\ \text{m} \quad \dot{z}_0 = -0.416\ 422\ 0\ \text{m/s}$$

式中:优化变量为 β_0 和 \dot{y}_0 。

表 1 半径 1 km 的空间圆形编队卫星的轨道要素

Table 1 The satellite orbit elements for circular formation with 1 km radius

轨道要素	主卫星	轨道要素之差
a/km	7 555	$8.497\ 20 \times 10^{-5}$
e	10^{-4}	$-4.597\ 878\ 5 \times 10^{-5}$
$i/(\circ)$	48	$-4.433\ 507\ 3 \times 10^{-7}$
$\omega/(\circ)$	30	37.790 898 1
$\Omega/(\circ)$	30	$-8.838\ 265 \times 10^{-3}$
$M/(\circ)$	0	-37.784 984 4

优化过程中适应度函数值变化如图 2 所示。优化参数选择如下:种群数大小为 90,交叉概率为 0.90,变异概率 0.06,精英个体数为 4,单形法 S 为 18。从图 2 的进化曲线中可看出,改进算法的收敛速度快,进化 20 代后 GA 收敛,找到最优解。目标函数的最小值为 1 678.3。

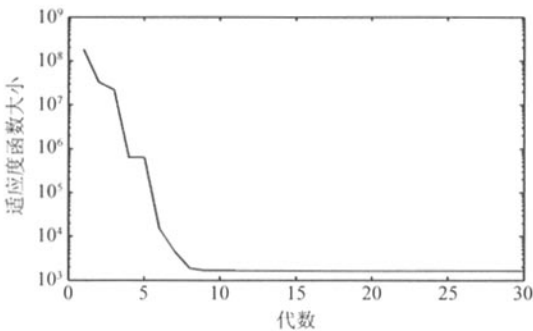


图 2 优化过程中适应度函数值变化曲线

Fig. 2 The fitness value curve in the optimization

仿真结果如图 3 所示,从图中可以看出星间相对距离漂移非常小。因此文中的优化设计方法能够设计出在各种摄动力下长期稳定的空间圆形编队。

5.2 半径 10 km 的空间圆形编队

对于半径为 10 km 的空间圆形编队,经过优化后的初始相对位置,相对速度以及相对轨道根数(见表 2)如下:

$$\beta_0 = 210.051\ 043\ 5^\circ$$

$$x_0 = -4\ 327.898\ 108\ 3\ \text{m} \quad \dot{x}_0 = 2.407\ 280\ 2\ \text{m/s}$$

$$y_0 = 5\ 007.713\ 236\ 4\ \text{m} \quad \dot{y}_0 = 8.323\ 180\ 0\ \text{m/s}$$

$$z_0 = -7\ 496.139\ 413\ 5\ \text{m} \quad \dot{z}_0 = 4.169\ 531\ 6\ \text{m/s}$$

表 2 半径 10 km 的空间圆形编队卫星的轨道要素

Table 2 The satellite orbit elements for circular formation with 10 km radius

轨道要素	主卫星	轨道要素之差
a/km	7 555	$-2.959\ 445\ 1 \times 10^{-6}$
e	10^{-4}	$6.500\ 608\ 7 \times 10^{-4}$
$i/(\circ)$	48	$5.281\ 993\ 2 \times 10^{-5}$
$\omega/(\circ)$	30	-26.225 357 3
$\Omega/(\circ)$	30	$8.838\ 261\ 5 \times 10^{-2}$
$M/(\circ)$	0	26.166 265 0

仿真结果如图 4 所示,从图中可以看出星间相对距离漂移非常小。因此文中的编队队形优化设计方法能够设计出在各种摄动力下长期稳定的星间距离较大的空间圆形卫星编队。

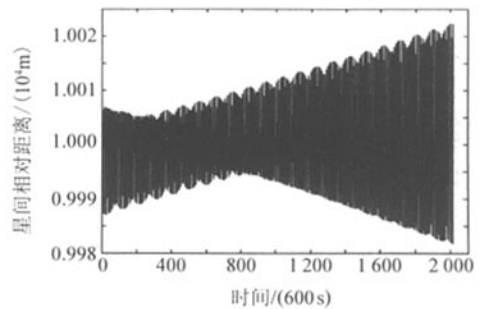


图 4 半径 10 km 的空间圆形编队星间相对距离

Fig. 4 Separation for the circular formation with 10 km radius

5.3 半径 1 km 的星下点圆形编队

对于星下点圆半径为 1 km 的星下点圆形编队经过优化后的初始相对位置,相对速度以及相对轨道根数(见表 3)如下

$$\beta_0 = -3.299\ 916\ 9 \times 10^2 (^\circ)$$

$$x_0 = 432.976\ 462\ 9\ \text{m/s} \quad \dot{x}_0 = -0.240\ 417\ 6\ \text{m/s}$$

$$y_0 = -500.125\ 514\ 5\ \text{m/s} \quad \dot{y}_0 = -0.832\ 677\ 1\ \text{m/s}$$

$$z_0 = 865.952\ 928\ 5\ \text{m/s} \quad \dot{z}_0 = -0.480\ 835\ 1\ \text{m/s}$$

表3 半径1 km的星下点圆形编队卫星的轨道要素

Table 3 The satellite orbit elements for projected circular formation with 1 km radius

轨道要素	主卫星	轨道要素之差
a/km	7 555	$7.694\ 866\ 5 \times 10^{-8}$
e	10^{-4}	$-4.597\ 837\ 0 \times 10^{-5}$
$i/(^\circ)$	48	$-4.423\ 320\ 1 \times 10^{-7}$
$\omega/(^\circ)$	30	37.791 993 8
$\Omega/(^\circ)$	30	$-1.020\ 554\ 9 \times 10^{-2}$
$M/(^\circ)$	0	-37.785 165 1

仿真结果如图5所示,从图中可以看出星下点圆半径漂移都非常小。因此可以知道本文的编队队形设计方法同样适合于星下点圆形编队的情况。

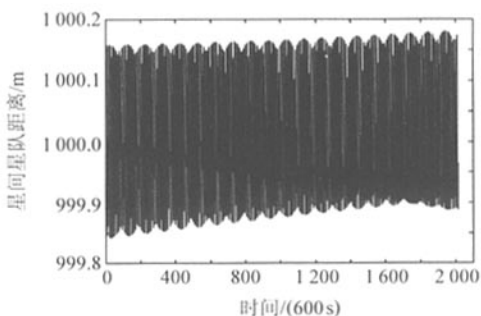


图5 半径1 km的星下点圆形编队星下点相对距离

Fig. 5 Projected separation for the projected circular formation with 1 km radius

6 结束语

提出了一种既能满足任务要求又能够在各种摄动下队形长期稳定的卫星编队队形优化设计方法。并分别针对空间圆形编队和星下点圆形编队为例进行优化设计,仿真结果表明利用这种优化设计方法设计的队形在各种摄动力下能够长期保持稳定。

文中提出的队形优化设计主要是针对双星编队,但是该方法同样适用于多星编队的情况,这时优化目标函数为各从星相对主卫星的相对平均轨道根数漂移率的加权和形式。这将是作者的后续工作。

参 考 文 献

[1] Alfried K T, Schaub H, Woo G D. Gravitational perturbations, nonlinearity and circular orbit assumption effects

on formation flying control strategies[R]. Advances in the Astronautical Sciences, 2000, 104: 139-158.

[2] Schaub H, Alfried K T. Impulsive feedback control to establish specific mean orbital elements of spacecraft formations[J]. Journal of Guidance, Navigation and Control, 2001, 24(4): 739-745.

[3] Sabol C, Burn R, McLaughlin C A. Satellite formation flying design and evolution[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(2): 270-278.

[4] Schaub H, Alfried K T. J2 invariant relative orbits for spacecraft formations[R]. NASA GSFC Flight Mechanics and Estimation Conference, 1999: 77-95.

[5] 杨家焯. 航天器轨道动力学与控制(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1995:98-131.

Yang J C. Spacecraft orbit mechanics and control[M]. Beijing: The Astronautical Press, 1995: 98-131. (in Chinese)

[6] 李敏强, 寇纪濛, 林丹. 遗传算法的基本理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2002:11-19.

Lin M Q, Kou J S, Lin D. Genetic algorithm basic theory and application[M]. Beijing: Science Press, 2002:11-19. (in Chinese)

[7] 代冀阳, 毛剑琴. 基于遗传算法的直升机鲁棒飞行控制器设计[J]. 航空学报, 2001, 22(5): 471-473.

Dai Y Y, Mao J Q. Robust flight controller design for helicopters based on genetic algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(5): 471-473. (in Chinese)

[8] Chen Y W, Narieda S, Yamashita K. Blind nonlinear system identification based on a constrained hybrid genetic algorithm [J]. IEEE Trans on Instrum Meas, 2003, 52(3): 898-902.

[9] 沈伋, 韩丽川, 吕继淮. 并行遗传算法在机载宽频带天线罩设计中的应用研究[J]. 航空学报, 2005, 26(2): 158-161.

Shen J, Han L C, Lu J H. Application research of PGA on design of width band airborne radome[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 158-161. (in Chinese)

作者简介:



吴宝林(1983—) 男,博士研究生。主要研究方向:卫星编队飞行动力学与控制。

E-mail: wubaolin@hit.edu.cn, 联系电话: 0451-86400197-8507。

曹喜滨(1963—) 男,教授,博士生导师,“长江学者”特聘教授,973首席科学家,卫星技术研究所所长,“试验卫星一号”总师。主要研究方向:微小卫星总体设计、基于微小卫星的编队飞行技术、空间攻防以及微小卫星数学仿真。E-mail: xbcao@hit.edu.cn, 联系电话:0451-86400197。

任子武(1976—) 男,博士研究生。主要研究方向:优化算法、神经网络及应用。E-mail: zwrenren@yahoo.com.cn

(责任编辑:鲍亚平)