https://doi.org/10.1051/jnwpu/20213961222

基于协同粒子群算法的航天器集群动态路径规划算法研究

张震, 方群, 宋金丰, 张修玮, 朱战霞

(西北工业大学 航天飞行动力学技术重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要:针对航天器集群在考虑障碍物规避前提下到达动态目标点的路径规划问题中,传统粒子群算法的搜索半径固定,会导致航天器在接近目标点时难以寻找到较优值的问题,将各成员航天器的轨道动力学问题转换为一种考虑约束下的最优化问题,提出了一种基于协同粒子群算法(CPSO)的路径规划方法:提出一种随着航天器与目标点之间距离变化而改变搜索半径的动态半径搜索法,并以此对 CPSO 算法进行改进。改进的 CPSO 算法通过动态搜索半径自主寻找当前时刻各成员航天器的最优路径,从而得到三维空间中航天器集群动态路径规划问题的最优解。仿真结果表明,采用改进的 CPSO 算法不仅可以得到航天器集群动态路径规划问题的最优解,还可以大大减少其路径规划中的燃料消耗量,提高各成员航天器路径的稳定性。

关 键 词:航天器集群;动态路径规划;协同粒子群算法;动态搜索半径

中图分类号:V412.4^{+}1 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2021)06-1222-11

随着航天器集群系统成为近些年航天领域研究的热点,航天器集群路径规划问题成为航天器集群研究中的重点问题。虽然集群在航天领域中才初露头角,但参考其在航空领域或地面任务中的发展可知,使用智能航天器集群执行空间任务具有巨大的前景。

航天器的路径规划[1]主要研究航天器按照燃料消耗最小、飞行时间最短等性能指标,根据环境信息和自身状态信息,如何在保证不发生碰撞的前提下以最优路径从初始位置到达最终位置。根据航天器工作环境的不同,其路径规划问题被分为 2 类:静态路径规划[2]和动态路径规划[3]。

针对静态路径规划问题,McInnes[4]采用人工势场法在空间站附近规划了空间在轨服务航天器的近程飞行运动;LaValle 等[5]对航天器三维在轨服务运动进行研究,并考虑了简单的运动动力学微分约束和障碍;Frazzoli[6]采用伪随机的方法对离散脉冲推力运动控制模式的航天器航迹进行规划;Feron 等[7]采用概率路线图算法(PRM)规划方法对敏捷航天器的姿态运动进行规划;Cheng 等[8]在 LaValle 的基础上进一步对航天器在轨服务运动行为规划进行研究,建立了比后者更为复杂的航天器模型,即对小型的航天器建立惯性空间的六自由度微分方程,考虑推力器不仅提供推力,同时也改变飞行姿态。上述研究均是针对静态路径规划进行的,认为空间目标在短时间内不会改变位置,因此会有部分误差存在。

针对动态路径规划问题,Wang 等[9]较早研究了队形重构问题,该方法采用燃料最优与各种可能队形的排列组合相结合的方式进行研究;曹静等[10]采用粒子群优化算法实现主从体系卫星编队的多次构型重构,并考虑了全局燃料消耗最优化问题,但二者的研究均未考虑星间碰撞规避问题。黄海滨[11]采用粒子群优化算法实现分布式卫星编队的构型重构,并考虑了星间碰撞规避问题,但仅通过集群边界约束处理了集群内部的碰撞规避,尚未对环境障碍物的碰撞规避展开研究。Nasrollahy 和 Javadi[12]采用粒子群优化算法解决了目标点、障碍物都移动的

收稿日期:2021-04-15

作者简介:张震(1997—),西北工业大学硕士研究生,主要从事空间避障轨迹规划、航天器及空间碎片群轨道预测等研究。

机器人路径规划问题,环境中还存在静止的障碍物;张彬[13]应用粒子群优化算法、人工势场法和围捕策略解决了群体机器人在动态未知环境中追捕并包围另外一个机器人过程的路径规划问题,但二者均是在二维环境下对集群路径规划问题进行研究。谢竟[14]针对目标运动轨迹未知及围捕过程中主动逃逸的问题,提出一种基于粒子群算法的连续环境下动态预测目标的多机器人群体博弈的围捕-逃逸算法,虽然对三维环境下集群围捕动态目标的路径规划问题展开了研究,但其是针对无人机集群进行了相应设计,而航天器特殊的空间环境使得在路径规划问题中必须要考虑航天器及目标受到的轨道力作用。

综上,传统的路径规划方法在空间环境中并不完全适用。在公开文献中难以找到针对障碍物的动态目标围捕进行航天器集群路径规划研究。本文首先建立航天器集群和动态目标的相对运动模型以及相对姿态的运动学模型;之后根据现有研究中的动态目标围捕原则将集群围捕动态目标问题转化为航天器跟踪动态围捕点的路径规划问题;然后建立多约束条件下以航天器集群的总燃料消耗最少为性能指标的优化模型;最后,对协同粒子群优化算法(CPSO)进行改进,提高了其相比于传统 PSO 算法的运算速度,并利用改进的 CPSO 算法求解该优化问题。

1　航天器集群的相对运动动力学建模

1.1　坐标系的定义

1.1.1　地心赤道惯性坐标系 $O_E X_1 Y_1 Z_1$

以地心为坐标系原点 O_E,X_1 轴沿地球赤道平面与黄道面的交线,并指向 J2000 平春分点;Y_1 轴垂直于地球赤道平面并指向北极;Z_1 轴满足右手定则。

1.1.2　以参考星(空间站)为原点的轨道坐标系 $oxyz$

以参考星的质心为坐标系原点 o,x 轴沿地心指向参考星质心,y 轴位于参考星轨道平面内,垂直于 x 轴,并指向参考星的运动方向;z 轴由右手定则确定。根据计算的需要,参考星的选择可以是某个实际的航天器,也可以是一个虚拟航天器。该坐标系可视为航天器相对运动参考坐标系,也称为 Hill 坐标系,后文中所提到的参考系均是该坐标系。

1.1.3　航天器本体坐标系 $o_b x_b y_b z_b$

以航天器质心作为坐标原点 o_b,x_b,y_b,z_b 3 个坐标轴分别沿着航天器的 3 个正交惯性主轴方向构成右手系,该坐标系是随航天器本体运动的固连坐标系。

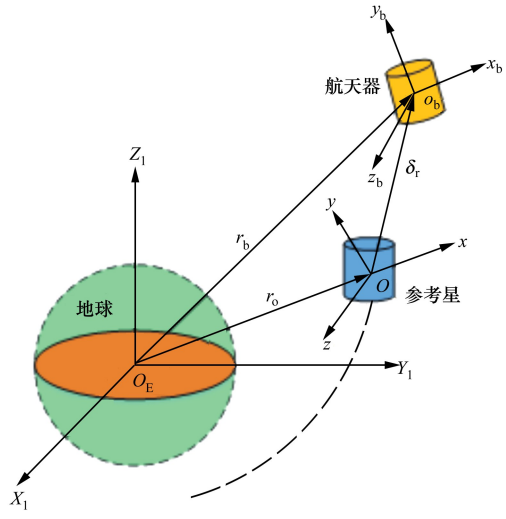

图 1　坐标系定义

1.2　相对运动方程

1.2.1　相对运动动力学模型

线性化描述空间两卫星相对运动的 CW 方程如下[15]:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2 x = f_x \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = f_y \\ \ddot{z} + n^2 z = f_z \end{cases} \tag{1}$$

式中:$[x,y,z]$ 表示两卫星之间的相对距离在轨道坐标系三轴上的投影;$[\dot{x},\dot{y},\dot{z}]$ 表示两卫星之间的相对速度在轨道坐标系三轴上的投影;$[\ddot{x},\ddot{y},\ddot{z}]$ 表示两卫星之间的相对加速度在轨道坐标系三轴上的投影;$[f_x,f_y,f_z]$ 表示脉冲加速度在轨道坐标系三轴上的投影;n 为轨道的平均角速度,其表达式如下

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a_o^3}} \tag{2}$$

此处提出 2 个假设:

1) 航天器集群运动轨迹为近圆轨道;

2) 航天器可在几个周期内到达目标点。

根据文献[16]所述,当航天器集群任务在几个轨道周期就可完成时,大气阻力摄动以及 J2 项摄动等对航天器的影响可以忽略不计。因此,可以忽略航天器在短时间内进行近距离机动时摄动的影响。

为此可以采用 C-W 方程近似描述航天器的运动。

根据文献[17]可知,航天器集群中每个成员航天器到达目标点所需要的燃料消耗与其机动次数有关,且机动次数越多所需要消耗的总燃料越少。取相同的机动时间间隔,由(1)式可推导如下离散形式的相对运动动力学模型[15]

$$\boldsymbol{X}_N = \boldsymbol{\Phi}^N \boldsymbol{X}_0 + \widetilde{\boldsymbol{\Phi}}\tilde{\boldsymbol{u}} \tag{3}$$

式中:N 表示航天器在围捕过程中的机动次数;$\boldsymbol{X}_N$ 表示第 N 次机动后的位置速度状态矢量;$\boldsymbol{\Phi}$ 表示航天器每次机动后的状态转移矩阵;$\boldsymbol{X}_0$ 表示初始时刻航天器的位置速度状态矢量;$\widetilde{\boldsymbol{\Phi}}$ 和 $\tilde{\boldsymbol{u}}$ 定义如下[15]:

$$\widetilde{\boldsymbol{\Phi}} = [\boldsymbol{\Phi}^{N-1}\boldsymbol{G} \quad \boldsymbol{\Phi}^{N-2}\boldsymbol{G} \quad \cdots \quad \boldsymbol{G}]$$

$$\tilde{\boldsymbol{u}} = [u_0 \quad u_1 \quad \cdots \quad u_{N-1}]^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{G} = \boldsymbol{G}(T_{LS}) = \int_0^{T_{LS}} \boldsymbol{\Phi}(\tau)\boldsymbol{B}\mathrm{d}\tau \triangleq \text{const} \tag{5}$$

1.2.2 相对姿态运动学模型

由于目标旋转会导致围捕点发生变化,需要考虑目标的自旋运动。为避免奇异性的产生,引入四元数来描述目标的自旋[18]

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} 0 \\ \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{Q}(t+T) = \boldsymbol{Q}(t) + \frac{\mathrm{d}\boldsymbol{Q}}{\mathrm{d}t}T \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{Q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]^{\mathrm{T}}$;$t$ 表示初始时刻;T 表示自旋时间,$[\omega_1, \omega_2, \omega_3]^{\mathrm{T}}$ 表示围捕点绕三轴的旋转角速度。由于目标在旋转过程中不受旋转力矩影响,四元数取值为初始时刻 t 时的数值。

由于目标自旋,为描述围捕点在目标本体系下的位置状态,引入如下旋转矩阵

$$\begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = \boldsymbol{R}\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \tag{8}$$

式中:下标 a 表示围捕航天器到达围捕点时刻;下标 b 表示初始时刻;$[x, y, z]$ 表示围捕点在目标本体系下的位置状态;$\boldsymbol{R}$ 表示旋转矩阵,具体定义如下

$$\boldsymbol{R} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_2q_1 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \tag{9}$$

1.3 围捕点确定

由于本文研究重点在于航天器集群的路径规划问题,不在围捕点上做深入研究,故采用已有研究方法中的一种满足围捕空间扁平目标的围捕点作为目标点进行航天器集群路径规划[19-20]。如图 2 所示,假定空间目标为一扁平状正四边形,围捕点位于四边形俯视图两中线交点上即可。

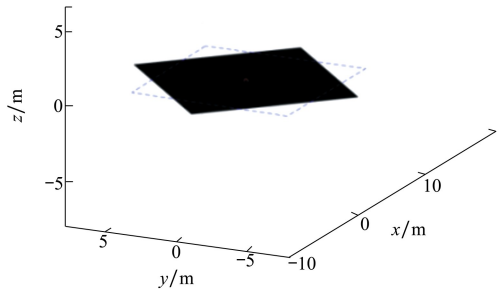

图 2 围捕构型设计

至此,航天器集群围捕空间碎片的路径规划问题即转化为航天器集群跟踪动态围捕点的路径规划问题。

本文采用了如下的围捕点分配策略:

1) 每个航天器有且仅有一个围捕点;

2) 航天器到围捕点直线路径长度总和最小;

3) 只在 t_0 时刻进行围捕点分配,在 t_0 时刻完成围捕点分配后,在 t_1 到 t_f 时间段内航天器对应的围捕点不变。

记 t_0 时刻第 l 个航天器和第 i 个围捕点之间的距离为

$$D_{\mathrm{S}_l,\mathrm{WB}_i} = \sqrt{(x_{\mathrm{S}_l} - x_{\mathrm{WB}_i})^2 + (y_{\mathrm{S}_l} - y_{\mathrm{WB}_i})^2 + (z_{\mathrm{S}_l} - z_{\mathrm{WB}_i})^2} \tag{10}$$

分配结果应满足(11)式

$$D_{\mathrm{S,WB}} = \min \sum_{l,i} D_{\mathrm{S}_l,\mathrm{WB}_i}$$
$$(l = 1, 2, \cdots, M;\ i = 1, 2, \cdots, M) \tag{11}$$

2 航天器集群相对运动及其优化模型

2.1 航天器集群系统运动学方程

由(3)式可得到航天器集群相对于参考星的相对运动动力学模型。假设集群中共有 M 个航天器,第 l 个航天器的状态量为 $\boldsymbol{X}_l = [x_l, y_l, z_l, \dot{x}_l, \dot{y}_l, \dot{z}_l]^{\mathrm{T}}$,输入控制量为 $\boldsymbol{U}_l = [U_{lx}, U_{ly}, U_{lz}]^{\mathrm{T}}$,初始状态量为

$\boldsymbol{X}_{l0} = [x_{l0}, y_{l0}, z_{l0}, \dot{x}_{l0}, \dot{y}_{l0}, \dot{z}_{l0}]^{\mathrm{T}}$。

记航天器集群中各成员航天器每次脉冲机动的时间间隔为 ΔT,k 表示第 k 个时间间隔,当 $k = N$ 时,第 l 个航天器的状态量 $\boldsymbol{X}_{lN}$ 则为

$$\boldsymbol{X}_{lN} = \boldsymbol{\Phi}^N \boldsymbol{X}_{l0} + [\boldsymbol{\Phi}^{N-1}\boldsymbol{G} \quad \boldsymbol{\Phi}^{N-2}\boldsymbol{G} \quad \cdots \quad \boldsymbol{G}] \begin{bmatrix} \boldsymbol{u}_{l0} \\ \boldsymbol{u}_{l1} \\ \vdots \\ \boldsymbol{u}_{l(N-1)} \end{bmatrix} \tag{12}$$

式中

$$\boldsymbol{\Phi} = \boldsymbol{\Phi}(T_{LS}) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Phi}_{rr}(T_{LS}) & \boldsymbol{\Phi}_{rv}(T_{LS}) \\ \boldsymbol{\Phi}_{vr}(T_{LS}) & \boldsymbol{\Phi}_{vv}(T_{LS}) \end{bmatrix}$$

由于围捕点会因自旋而导致位置偏移,航天器集群中各成员航天器需要在每次机动时对目标点位置进行修正,因此取 $T = (k-1) \cdot \Delta T$ 为自初始时刻起第 k 次机动脉冲的时间,并计算围捕点在此机动时刻的位置,从而更新各成员航天器的目标点,需要注意的是 $T = (k-1) \cdot \Delta T$ 构成了一个离散型时间序列,该离散型时间序列上的每个时间点均包含在(7)式的自旋时间 T 中;相关矩阵定义如下

$$\boldsymbol{\Phi}_{rr}(\Delta t) = \begin{bmatrix} 4 - 3\cos n\Delta t & 0 & 0 \\ 6(\sin nt - n\Delta t) & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \cos n\Delta t \end{bmatrix} \tag{13}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{rv}(\Delta t) = \begin{bmatrix} \frac{1}{n}\sin n\Delta t & \frac{2}{n}(1 - \cos n\Delta t) & 0 \\ \frac{2}{n}(\cos n\Delta t - 1) & \frac{1}{n}(4\sin n\Delta t - 3n\Delta t) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{n}\sin n\Delta t \end{bmatrix} \tag{14}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{vr}(\Delta t) = \begin{bmatrix} 3n\sin n\Delta t & 0 & 0 \\ 6n(\cos n\Delta t - 1) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n\sin n\Delta t \end{bmatrix} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{vv}(\Delta t) = \begin{bmatrix} \cos n\Delta t & 2\sin n\Delta t & 0 \\ -2n\sin n\Delta t & 4\cos n\Delta t - 3 & 0 \\ 0 & 0 & \cos n\Delta t \end{bmatrix} \tag{16}$$

式中,n 为(2)式中定义的平均角速度。

由于集群中共有 M 个航天器,(4)式可改写为

$$\tilde{\boldsymbol{\Phi}} = [\boldsymbol{\Phi}^{N-1}G \quad \boldsymbol{\Phi}^{N-2}\boldsymbol{G} \quad \cdots \quad \boldsymbol{G}]$$
$$\tilde{\boldsymbol{u}}_l = [\boldsymbol{u}_{l0} \quad \boldsymbol{u}_{l1} \quad \cdots \quad \boldsymbol{u}_{l(N-1)}]^{\mathrm{T}} \tag{17}$$

式中:$\boldsymbol{G}$ 为常值;$\boldsymbol{\Phi}$ 为一个以时间为自变量的六维函数方阵。

将(17)式代入(11)式,可得

$$\boldsymbol{X}_{lN} = \boldsymbol{\Phi}^N \boldsymbol{X}_{l0} + \tilde{\boldsymbol{\Phi}}\tilde{\boldsymbol{u}}_l \tag{18}$$

化简(18)式,可得航天器集群中每个航天器所期望的控制输入量为

$$\tilde{\boldsymbol{u}}_l = \tilde{\boldsymbol{\Phi}}^{-1}(\boldsymbol{X}_{lN} - \boldsymbol{\Phi}^N \boldsymbol{X}_{l0}) \tag{19}$$

2.2　燃料最优模型建立

2.2.1　空间障碍物规避设计

由于空间中的障碍物大多都存在自旋运动且为尺度较小的空间碎片,因此难以建立对其形状或状态的外包络描述。假设空间目标为质量均匀的任意物体,经过一段时间的观察,发现碎片自旋会导致其所经过的区域是以质心为球心的球体,其半径 R_{obstacle} 由该物体外包络到质心最远点的距离决定。因此,本文选择使用包络球作为不可达域来描述空间障碍物。

为实现障碍物的碰撞规避,本文采用禁飞区结合动态惩罚函数的方式进行航天器集群路径规划中的障碍物规避路径设计。如(20)式所示,禁飞区以障碍碎片质心为球心,以不可达域的球半径 R_{obstacle} 和航天器的安全距离 $R_{\mathrm{spacecraft}}$ 之和为禁飞区半径。

$$R_{\mathrm{forbid}} = R_{\mathrm{obstacle}} + R_{\mathrm{spacecraft}} \tag{20}$$

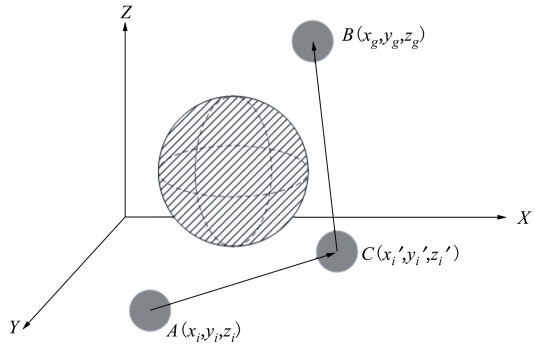

图 3　航天器避障路径规划示意图

如图 3 所示,假设 t 时刻航天器 i 位于参考坐标系中的 $A(x_i, y_i, z_i)$ 点,围捕点位于 $B(x_g, y_g, z_g)$ 点。当航天器 i 与围捕点的直线路径中存在禁飞区时,航天器需要选择一个可绕开禁飞区的点 C 做为 $t + T$ 时刻的位置,记点 C 的位置信息为 (x_i', y_i', z_i')。此时,航天器从 A 点到 B 点的路径长度记为

$$D_{A,B} = D_{A,C} + D_{C,B} \tag{21}$$

当航天器到对应围捕点的直线路径中出现障碍

物时,航天器应选择较短的路径绕开障碍物。以此在确保航天器安全性的前提下减少飞行距离,从而减小燃料消耗。

如图 4 所示, t 时刻粒子随机分布在以航天器位置 $A(x_i,y_i,z_i)$ 为球心,R_t 为半径的球(或半球)内,粒子群中任意一颗粒子 i 位于点 $C(x_i',y_i',z_i')$,R_t 表示 t 时刻粒子群的搜索半径。

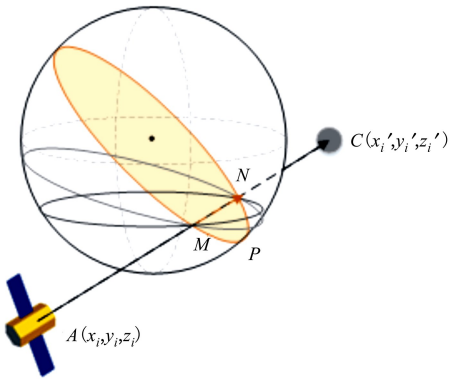

图 4　航天器避障路径选择示意图

为了计算粒子的惩罚值,首先需找到航天器到粒子的直线路径与禁飞区的 2 个交点 M,N,如图 4 所示。这意味着航天器可以在第一个交点向任意一个方向转弯,绕过禁飞区到达第二个交点。从图 4 中可看出,航天器可选择的路径有无数条,但是为了节省燃料消耗,航天器需选择较短的路径。由空间几何知识可知,过球面上两点的最短距离为过这两点的大圆的劣弧,在图 4 中显示为 MPN,大圆是指以球心为圆心,以球半径为其半径的圆。因此,航天器规避空间障碍的罚函数可以写成

$$Q_{i,t} = 2R_t \arcsin\left(\frac{D_{MN_t}}{2R_t}\right) \tag{22}$$

因此, t 时刻,航天器 S_l 若选择粒子 i 所在的位置作为下一时刻的路径节点,则航天器经过粒子 i 所在的位置到达对应围捕点的路径长度应记为

$$D_{S_l,WB_l} = D_{S_l,n_l} + D_{n_l,WB_l} + Q_{i,t} \tag{23}$$

之后考虑航天器集群中每个航天器在每次机动时候的燃料消耗,即推力大小。当目标点固定时,航天器到达目标点所消耗的燃料与机动次数有关,所经历的机动次数越多则燃料消耗越少[17]。因此,本文设定航天器集群中每个航天器的机动间隔为 ΔT,每个航天器的机动次数为 N,则每个航天器的燃料消耗可表示为

$$J_l = \sum_{k=1}^{N} \| u_k \|_l \tag{24}$$

式中, $\| u_k \|_l$ 表示第 l 个航天器在第 k 个时间节点所产生的脉冲幅值,由(21)式确定。

结合(23)式和(24)式,可得到如下优化函数

$$\min \alpha_1(D_{S_l,n_l} + D_{n_l,WB_l}) + \alpha_2 Q_{i,t} + \alpha_3 \varepsilon \sum_{l=1}^{M} \| u_k \|_l \tag{25}$$

式中, $\alpha_1,\alpha_2,\alpha_3$ 为权重系数,ε 定义如下

$$\varepsilon = \begin{cases} 0, & \text{其他} \\ 1, & k = ab, (a = 1,2,3,\cdots) \end{cases} \tag{26}$$

式中: k 表示使用CPSO算法优化过程中粒子群当前迭代次数;a,b 均取常数,设计该项的目的是在优化过程中,大多数时候以距离最优为优化指标,但当粒子群每进化到 $k = ab$ 次时,航天器将会交换个体信息优化航天器集群总燃料。也就是说,对于航天器集群而言优化指标认为总燃料消耗最优。

2.2.2　约束条件的确定

对于优化函数(25)式,考虑其约束条件。

第一个约束条件是:对于航天器集群中的每个航天器来说,本文认为其所安装的推力设备相同,产生的推力上限也相同,因此得到输入控制量上限约束或最大推力约束为

$$0 \leqslant \| u_k \|_l \leqslant u_{\max} \tag{27}$$

式中, $u_{\max}$ 表示航天器所能产生的最大推力上限。

第二个约束条件是:在航天器抵达围捕点的过程中,要考虑每个航天器之间不会发生碰撞;同时要考虑每个航天器之间的距离不能过大,防止超过通讯范围,因此得到如下约束

$$d_{lj_{\min}} \leqslant d_{lj}^{\infty} \leqslant d_{lj_{\max}} \tag{28}$$

式中: $d_{lj_{\min}}$ 表示第 l 个航天器与第 j 个航天器的最小距离阈值;d_{lj}^{∞} 表示第 l 个航天器与第 j 个航天器的当前距离;$d_{lj_{\max}}$ 表示第 l 个航天器与第 j 个航天器的最大距离阈值。

2.2.3　优化函数的确定

由(25)式、(27)式和(28)式可得航天器集群中每个航天器抵达目标点时的优化函数

$$\min \alpha_1(D_{S_l,n_l} + D_{n_l,WB_l}) + \alpha_2 Q_{i,t} + \alpha_3 \varepsilon \sum_{l=1}^{M} \| u_k \|_l$$
$$\text{s.t.} \begin{cases} d_{lj_{\min}} \leqslant d_{lj}^{\infty} \leqslant d_{lj_{\max}} \\ 0 \leqslant \| u_k \|_l \leqslant u_{\max}, \end{cases} \quad l,j = 1,2,\cdots,M,(l \neq j) \tag{29}$$

式中,M 表示航天器集群中的航天器个数。

3　CPSO 算法设计

本文赋予每个航天器一个含有 n_p 个粒子的粒子群,每个粒子都含有 3 个维度,分别对应航天器在 x,y,z 方向上的位置信息。但是,对航天器集群任务而言,成员航天器各自优化路径,只在(26) 式中的 $k = ab$ 时相互交换信息,实现集群内部协同。

CPSO 算法流程如下:

step1　初始化 CPSO 算法参数

为了提高 CPSO 算法的优化效率,本文首先提出根据航天器最大推力约束,将各粒子的初始值约束在一个半径为 $R_{\max}$ 的球域内,球心位置由航天器当前时刻的位置信息确定,以此避免初始粒子生成空间不满足动力学方程,粒子在搜索过程中重复大量无用搜索;其次提出球半径 R 根据航天器与对应围捕点之间的距离来确定,使得球域逐渐减小,以便粒子群在逐次搜索的过程中不断减小搜索区域,提高运算效率。

需要注意的是,任意时刻搜索半径都必须大于围捕点 T 时间内移动的步长,以确保航天器可以始终跟踪到围捕点。粒子群算法搜索半径 R 的取值可由(30)式给出

$$R = \frac{\beta_1}{1 + \mathrm{e}^{-(\beta_2 \cdot D_{\mathrm{S,WB}} + \beta_3)}} + \beta_4 \tag{30}$$

式中,$\beta_1,\beta_2,\beta_3,\beta_4$ 为系数。通过改变系数 $\beta_1,\beta_2,\beta_3,\beta_4$ 可以修改搜索半径 R 和搜索半径的变化曲率。

step2　初始化粒子群,给定粒子群迭代次数和粒子数量

step3　通过(25)式计算适应度函数值

step4　用(31)式计算 CPSO 算法中每个粒子的个体最优值

$$p_{i,d}^{k+1} = \begin{cases} p_{i,d}^{k}, & f(x_{i,d}^{k+1}) \geqslant f(p_{i,d}^{k}) \\ x_{i,d}^{k+1}, & f(x_{i,d}^{k+1}) < f(p_{i,d}^{k}) \end{cases} \tag{31}$$

step5　用(32)式计算 CPSO 算法中整个粒子群的全局最优值

$$p_{g,d}^{k} \in \{(p_{1,d}^{k},\cdots,p_{n_{\mathrm{p}},d}^{k}) \mid f(p_{g,d}^{k}) = \min\{f(p_{1,d}^{k}),\cdots,f(p_{n_{\mathrm{p}},d}^{k})\}\} \tag{32}$$

step6　每迭代 n_{c} 次,与其他粒子群的全局最优解交换信息,利用(28)式计算任意两全局最优粒子间的距离。

如果满足边界约束(28)式,则应用当前的全局最优解;如果不满足,则使用 n_{c} 次之前的全局最优解。以此确保航天器满足距离约束。

step7　完成前 6 步后,根据(33)式更新粒子的位置和速度。

$$\begin{cases} v_{i,d}^{k+1} = \omega v_{i,d}^{k} + c_1 r_1 (p_{i,d}^{k} - x_{i,d}^{k}) + c_2 r_2 (p_{g,d}^{k} - x_{i,d}^{k}) \\ x_{i,d}^{k+1} = x_{i,d}^{k} + v_{i,d}^{k+1} \end{cases} \tag{33}$$

本节中各参数定义如表 1 所示。

表 1　本节中各符号的物理意义

符号	含义
i	粒子序号;
k	当前迭代次数;
d	解的维数;
$v_{i,d}^{k}$	第 i 个粒子于第 k 次迭代时在第 d 维解上的速度信息
$x_{i,d}^{k}$	第 i 个粒子于第 k 次迭代时在第 d 维解上的位置信息
$p_{i,d}^{k}$	第 i 个粒子前 k 次迭代的个体最优位置;
$p_{g,d}^{k}$	所有粒子前 k 次迭代的全局最优位置;
ω	惯性权重;
c_1,c_2	非负常数
r_1,r_2	[0,1]之间的任意常数。

惯性权重 ω 对于保证粒子收敛和权衡粒子群搜索与开发的矛盾是十分重要的,较大的 ω 有利于增加种群的多样性,而较小的 ω 则有利于对局部最优值的开发。为提升搜索速率与精度,目前多采用动态变化的 ω。即在最初阶段使用较大的 ω,从而进行大量的探索;而随着搜索的进行,逐渐减小 ω ,以便在局部进行深入搜索。本文选用了线性递减惯性权重的方式,即

$$\omega = \omega_{\min} + \frac{k_{\max} - k}{k_{\max}}(\omega_{\max} - \omega_{\min}) \tag{34}$$

式中:$\omega_{\min}$ 表示最小惯性权重;$\omega_{\max}$ 表示最大惯性权重;k 表示当前迭代次数;$k_{\max}$ 表示最大迭代次数。

step8　定义粒子群算法中粒子的速度约束和位置约束

粒子群在进行速度更新时,粒子的速度有可能会是一个很大的值,这会导致粒子冲出解空间的范围甚至发散。为了控制各粒子的搜索行为,需要将粒子的飞行速度控制在一定的范围内。因此,粒子的速度更新公式为

$$v_{i,d}^{k+1}=\begin{cases}v_{i,d}^{k+1}, & |v_{i,d}^{k+1}|\leqslant V_{\max,d}\\ V_{\max,d}, & v_{i,d}^{k+1}>V_{\max,d}\\ -V_{\max,d}, & v_{i,d}^{k+1}<-V_{\max,d}\end{cases}\tag{35}$$

式中，$V_{\max,d}$ 为粒子在第 d 维上所允许的最大速度。

当粒子群中的粒子采用(33)式更新迭代时，粒子 i 的解也有可能会超出搜索范围。对超出搜索范围约束的粒子 i 做如下处理：

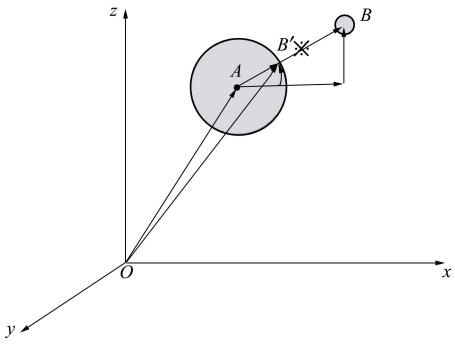

图 5 对超出搜索范围粒子进行修正的示意图

如图 5 所示，假设航天器在 t 时刻位于 A 点，灰色圆域为粒子群算法搜索域，超出粒子群搜索边界约束的粒子 i 位于参考坐标系的 B 点处。

为了不过度影响粒子群的迭代结果和粒子群进化的方向，本文将粒子 i 的位置沿 $\overrightarrow{AB}$ 方向做收缩修正，使其从 B 点修正至 B' 点。

已知 A、B 两点在参考系中的坐标分别为 (x_A, y_A, z_A) 和 (x_B, y_B, z_B)，则 $B'(x_{B'}, y_{B'}, z_{B'})$ 的坐标可由(36)式计算得到

$$\begin{cases}x_{B'}=x_A+(x_B-x_A)\cdot\dfrac{R}{\|d_{AB}\|}\\ y_{B'}=y_A+(y_B-y_A)\cdot\dfrac{R}{\|d_{AB}\|}\\ z_{B'}=z_A+(z_B-z_A)\cdot\dfrac{R}{\|d_{AB}\|}\end{cases}\tag{36}$$

式中：R 表示粒子群搜索半径；$\|d_{AB}\|$ 为表示 A、B 两点的欧几里德距离。

通过设置收缩因子，在保证粒子进化方向的前提下，对在进化过程中超出搜索边界的粒子进行修正，从而避免了对粒子进化结果过多的影响。

step9 运用 step3 中的方法计算适应度函数，如果适应度函数收敛，则输出最优解；如果适应度函数不收敛，则从 step4 开始重复依次执行，直到适应度函数收敛为止。

4 仿真分析

4.1 仿真初始条件

假设围捕目标为质量均匀的正四边形扁平碎片，对角线长为 8 m，各围捕点位置在目标本体坐标系下的位置如表 2 所示。

表 2 围捕点在本体坐标系下的位置信息 m

围捕点	x_b	y_b	z_b
1	5.355 6	5.355 6	0
2	−5.219 8	5.219 8	0
3	−5.415 7	−5.415 7	0
4	5.431 4	−5.431 4	0

由于最大推力约束和燃料消耗均可用速度增量表示，本文设计速度增量上限为 5 m/s，总燃料消耗用速度增量的和来代替。

本文选取空间站所在轨道的一颗虚拟卫星作为参考星，其轨道高度为 320 km，平均角速度为 $1.156\ 97\times10^{-3}$ rad/s。假设初始状态目标碎片质心位于参考系(100，100，100) m 处，相对运动的初速度为(0.5，−200n，0.5) m/s。目标本体系与参考系之间有如下欧拉角关系

$$\gamma=60°,\ \theta=30°,\ \Psi=45°$$

目标碎片绕本体系 x_b, y_b, z_b 三轴以如下运动规律旋转

$$\omega_{x_b}=0.1\ \text{rad/s},$$
$$\omega_{y_b}=0.01\ \text{rad/s},$$
$$\omega_{z_b}=0.01\ \text{rad/s}$$

目标碎片质心在空间中的运动规律遵循 CW 运动方程，即(1)式。取任务时间为 $t_f=60$ s，平均时间离散化间隔 $T=1$s。

给定 CPSO 算法参数如下：

$$n_p=100;$$
$$c_1=2;\ c_2=2;$$
$$V_{\max}=5;\ d=12;$$
$$n_c=5;\ k_{\max}=100;$$
$$\omega_{\min}=0.3;\ \omega_{\max}=0.75$$

航天器集群中各航天器的初始状态如表 3 所示，禁飞区设置如表 4 所示。

表 3　航天器集群中各成员航天初始状态量

航天器	x/m	y/m	z/m	$\dot{x}$/(m · s^{-1})	$\dot{y}$/(m · s^{-1})	$\dot{z}$/(m · s^{-1})
1	10	0	0	0.2	−0.2	0.2
2	0	10	0	0.2	−0.2	0.2
3	0	0	10	0.2	−0.2	0.2
4	10	10	10	0.2	−0.2	0.2

表 4　禁飞区设计

禁飞区	球心坐标/m	半径/m	禁飞区	球心坐标/m	半径/m
1	(90,68,80)	6	5	(40,20,60)	6
2	(20,30,28)	9	6	(80,60,30)	6
3	(10,10,90)	8	7	(100,30,50)	7
4	(100,80,40)	5	8	(20,70,100)	6

表 5　航天器与围捕点的最优匹配结果

围捕点	航天器 1	航天器 2	航天器 3	航天器 4
1	D_{S_1,WB_1}	D_{S_2,WB_1}	D_{S_3,WB_1}	$\boldsymbol{D_{S_4,WB_1}}$
2	$\boldsymbol{D_{S_1,WB_2}}$	D_{S_2,WB_2}	D_{S_3,WB_2}	D_{S_4,WB_2}
3	D_{S_1,WB_3}	D_{S_2,WB_3}	$\boldsymbol{D_{S_3,WB_3}}$	D_{S_4,WB_3}
4	D_{S_1,WB_4}	$\boldsymbol{D_{S_2,WB_4}}$	D_{S_3,WB_4}	D_{S_4,WB_4}

注:表中黑体表示最优匹配结果。

4.2　仿真结果

利用 4.1 节中的仿真条件进行仿真验证,首先计算围捕点运动轨迹并进行围捕点分配;之后设计 CPSO 算法的动态搜索半径并利用改进的 CPSO 算法搜索各成员航天器的最优路径;最后利用固定搜索半径的粒子群算法搜索各成员航天器的最优路径,将二者的结果进行对比分析。

通过(5)~(6)式计算运动过程中四元数随时间的函数值,并将函数值代入(8)式,确定目标航天器到参考系 $oxyz$ 的旋转矩阵。之后将(8)式带入(7)式,计算围捕点在参考系 $oxyz$ 下围捕点的运动轨迹,如图 6 所示。

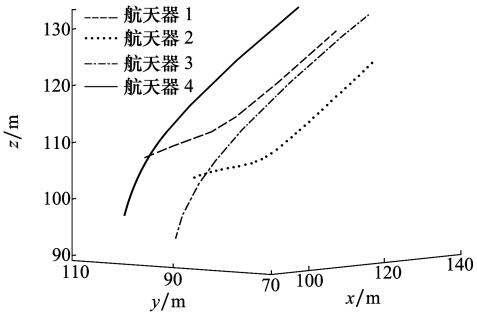

图 6　围捕点移动轨迹图

之后为航天器集群中每个航天器分配对应围捕点。通过(9)式计算航天器与围捕点之间的距离,并通过(10)式的分配原则进行分配,在该仿真条件下,围捕点分配如表 5 所示。

设置最大搜索半径为 6 m,最小搜索半径为 1 m,由(30)式确定粒子群搜索半径 R 变化规律为

$$R = \frac{8}{1 + e^{-(x/30-0.5)}} - 2 \tag{37}$$

最后应用第 3 节中的 CPSO 算法计算航天器集群追踪动态围捕点时的运动轨迹,得到各航天器运动轨迹如图 7 所示,在追踪过程中,各航天器与禁飞区之间的最小距离为 0.014 4 m,各航天器与禁飞区边界的距离均大于 0,可以避开禁飞区进行目标点追踪。

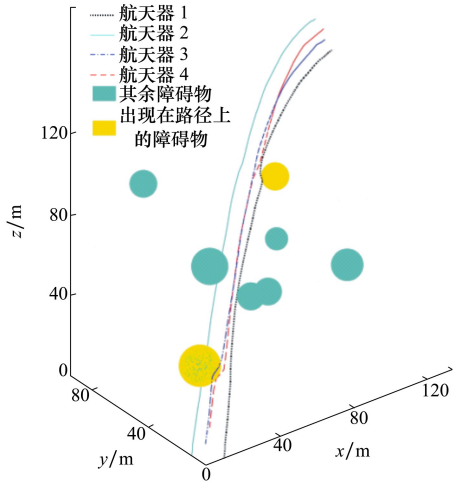

图 7　搜索半径动态变化时各航天器轨迹图

任意两航天器之间的距离随时间变化曲线如图 8 所示。结果表明,在航天器集群跟踪围捕点的全过程中,航天器集群之间的距离始终小于 20 m 且大于 5 m,满足集群边界约束的要求。

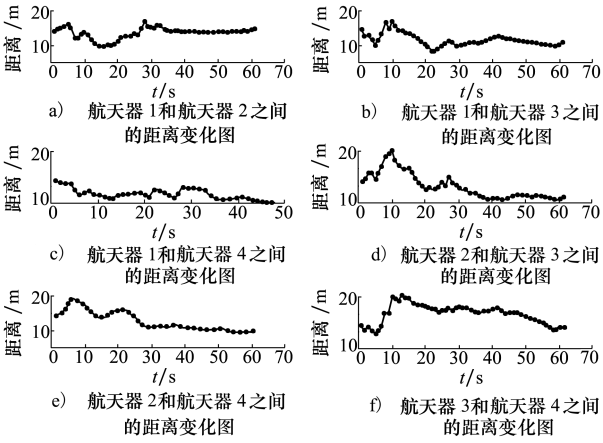

图 8　任意两航天器的距离变化曲线图

航天器与对应围捕点之间的距离变化如图 9 所示。由其可见,航天器集群在 60 s 之后便可跟踪围捕点,实现对动态空间目标碎片的围捕。

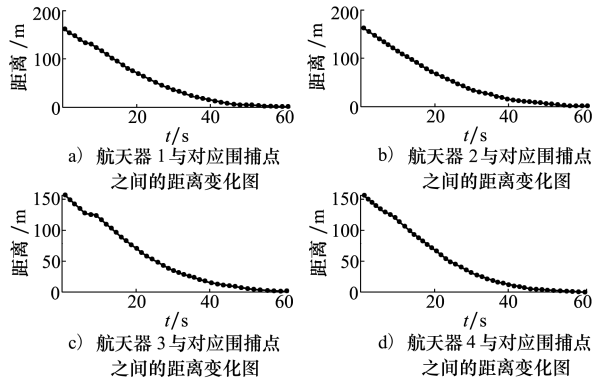

图 9　航天器与对应围捕点的距离变化曲线图

各航天器在每个时间节点下的速度增量如图 10 所示。

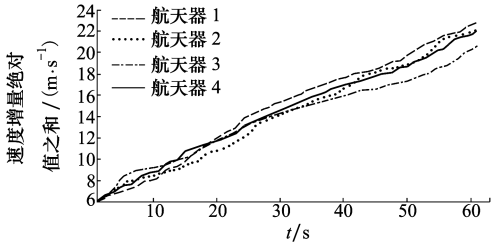

图 10　各航天器速度增量变化

为验证相比于搜索半径不变的 CPSO 算法,动态搜索半径所带来的改善,本文针对搜索半径不变的 CPSO 算法进行仿真,得到航天器集群中各成员航天器的跟踪路径如图 11 所示,各航天器在每个时间节点下的速度增量如图 12 所示。

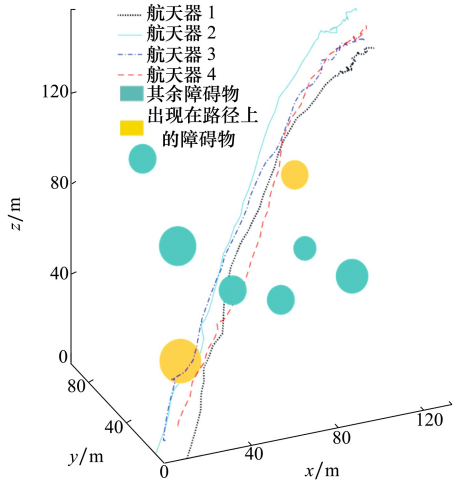

图 11　固定搜索半径下各航天器轨迹图

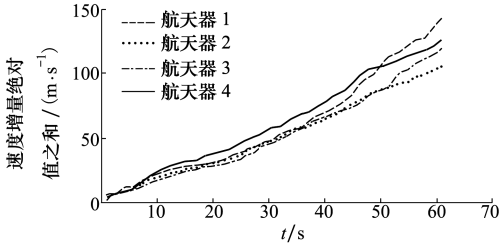

图 12　搜索半径固定时航天器速度增量变化

对比图 7 和图 11 可知,对于固定搜索半径的 CPSO 算法,由于靠近目标点时粒子群的搜索半径依旧很大,将会导致粒子群搜索效率低下产生波动,影响路径规划的最优值,产生无用的脉冲机动;而使用动态半径进行路径规划时,航天器集群中各航天器的路径趋于平稳,动态变化的 CPSO 搜索半径将大大提高路径规划的稳定性;对比图 7 和图 11 可知,当搜索半径固定时,由于在临近目标点附近搜索范围依旧很大,将会导致粒子群难以找到最优点,使得航天器反复机动,进行大量脉冲,消耗过多燃料;而使用动态半径进行粒子群迭代时,由于搜索半径较小,将避免粒子群做过多无用搜索,利于找到最优点,减少脉冲机动次数,不仅使得航天器运动趋于稳定,也能节省大量燃料,需要的总速度增量约为固定半径时的五分之一。

5　结　论

对于航天器集群动态路径规划问题,本文首先提出了一种航天器集群规避障碍并追踪动态目标的路径规划方法,即通过将各航天器的轨道动力学问

题转换为最优化问题,再应用 CPSO 算法进行求解。其次提出了一种对于 CPSO 算法的改进方法,通过将粒子群算法中的固定搜索半径改写为动态搜索半径,提高了航天器集群路径规划的稳定性,使得航天器集群在趋于目标点时不会出现脉冲不稳定的情况。

仿真表明,本文所提出的 CPSO 算法不仅可以解决航天器集群在规避障碍前提下的三维动态目标追踪问题,而且通过对 CPSO 算法的改进可以大量减少所需要进行的脉冲机动量,减少燃料消耗。

航天器集群对于不同的空间任务会有不同的目标点,因此对于不同的集群任务来说,只需要对目标点进行更改,航天器集群路径规划问题依旧可以采用本文所提出的 CPSO 算法来解决。

参考文献:

[1] DAS P K, BEHERA H S, PANIGRAHI B K. A hybridization of an improved particle swarm optimization and gravitational search algorithm for multi-robot path planning[J]. Swarm & Evolutionary Computation, 2016,28: 14-28

[2] NOUYAN S, CAMPO A, DORIGO M. Path formation in a robot swarm[J]. Swarm Intelligence, 2008, 2(1): 1-23

[3] SPERATI V, TRIANNI V, NOLFI S. Evolution of self-organised path formation in a swarm of robots[C]//International Conference on Swarm Intelligence, 2010

[4] MCINNES C R. Autonomous path planning for on-orbit servicing vehicles[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2000, 53(1/2): 26-38

[5] LAVALLE S M, KUFFNER JR J J. Randomized kinodynamic planning[J]. The International Journal of Robotics Research, 2001, 20(5): 378-400

[6] FRAZZOLI Emilio. Quasi-random algorithms for real-time spacecraft motion planning and coordination[J]. Acta Astronautic. 2003,53(4/5/6/7/8/9/10): 485-494

[7] FERON E, DAHLEH M, FRAZZOLI E, et al. A randomized attitude slew planning algorithm for autonomous spacecraft[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, California, 2012

[8] CHENG P, FRAZZOLI E, LAVALLE S M. Improving the performance of sampling-based planners by using a symmetry-exploiting gap reduction algorithm[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004

[9] WANG P K C, HADAEGH F Y. Minimum-fuel formation reconfiguration of multiple free-flying spacecraft[J]. Journal of Astronautics Science, 1999, 47(1): 77-102

[10] 曹静, 沈红新, 李恒年. 多星编队构型重构全局优化策略——第七届全国空间轨道设计竞赛乙题解法[J]. 力学与实践, 2016, 38(6): 697-704
CAO Jing, SHEN Hongxin, LI Hengnian. Global optimization strategy for reconfiguration of multi-satellite formations——solution to the second question of the 7th national space orbit design competition[J]. Mechanics in Engineering, 2016, 38(6): 697-704 (in Chinese)

[11] 黄海滨. 卫星编队飞行自主队形重构方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011
HUANG Haibin. Research on the method of autonomous formation reconstruction of satellite formation flying[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011 (in Chinese)

[12] NASROLLAHY A Z, JAVADI H H S. Using particle swarm optimization for robot path planning in dynamic environments with moving obstacles and target[C]//European Symposium on Computer Modeling and Simulation, Athens, 2009

[13] 张彬. 基于粒子群算法的群体机器人围捕行为的研究[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2013
ZHANG Bin. Research on hunting behavior of group robots based on particle swarm optimization[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2013 (in Chinese)

[14] 谢竞. 对抗环境中多机器人群体博弈与协调控制研究[D]. 南昌: 华东交通大学, 2013
XIE Jing. Research on multi-robot group game and coordinated control in confrontation environment[D]. Nanchang: East China Jiaotong University, 2013 (in Chinese)

[15] HOWARD D Curtis. 轨道力学[M]. 周建华,译. 北京: 科学出版社,2019
HOWARD D Curtis. Orbital mechanics[M]. ZHOU Jianhua, Trans. Beijing: Science Press, 2019

[16] 王兆奎. 分布式卫星动力学建模与控制研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2006

WANG Zhaokui. Research on distributed satellite dynamics modeling and control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006 (in Chinese)

[17] 王融, 熊智, 刘建业. 基于逐次多脉冲的相对制导算法研究[J]. 自动化与仪器仪表, 2018(1): 4-8
WANG Rong, XIONG Zhi, LIU Jianye. Research on relative guidance algorithm based on successive multi-pulse[J]. Automation and Instrumentation, 2018(1): 4-8 (in Chinese)

[18] 方群, 李新国, 朱战霞, 等. 航天飞行动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015
FANG Qun, LI Xinguo, ZHU Zhanxia, et al. Aerospace flight dynamics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015 (in Chinese)

[19] WANG Z, HIRATA Y, KOSUGE K. Dynamic object closure by multiple mobile robots and random caging formation testing [C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Beijing, 2006

[20] WAN W, SUN C, YUAN J. The caging configuration design and optimization for planar moving objects using multi-fingered mechanism[J]. Advanced Robotics, 2019, 33(18): 925-943

Research on dynamic path planning algorithm of spacecraft cluster based on cooperative particle swarm algorithm

ZHANG Zhen, FANG Qun, SONG Jinfeng, ZHANG Xiuwei, ZHU Zhanxia

(Key Laboratory of Aerospace Flight Dynamics Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to solve the problem of path planning for the spacecraft cluster to reach the dynamic target point under the premise of considering obstacle avoidance. In view of the fixed search radius, it will be difficult for the spacecraft to find a better value when it is close to the target point. This paper converts the orbital dynamics of each member spacecraft into an optimization problem considering constraints, and proposes an improved CPSO algorithm based on coordination. The path planning method of the traditional particle swarm optimization (CPSO): The dynamic radius search method that changes the search radius by changing the distance between them, and improves the CPSO algorithm based on this. The improved CPSO algorithm autonomously finds the optimal path of each member spacecraft at the current moment through the dynamic search radius, thereby obtaining the optimal solution for the dynamic path planning of the spacecraft cluster in three-dimensional space. The simulation results show that the use of the improved CPSO algorithm can not only obtain the optimal solution to the spacecraft cluster dynamic path planning problem, but also greatly reduce the fuel consumption in its path planning and improve the path stability of each member spacecraft.

Keywords: spacecraft cluster; dynamic path planning; collaborative particle swarm optimization; dynamic search radius

引用格式: *张震, 方群, 宋金丰, 等. 基于协同粒子群算法的航天器集群动态路径规划算法研究[J]. 西北工业大学学报, 2021,39(6): 1222-1232*

ZHANG Zhen, FANG Qun, SONG Jinfeng, et al. Research on dynamic path planning algorithm of spacecraft cluster based on cooperative particle swarm algorithm[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(6): 1222-1232 (in Chinese)

© 2021 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.