

文章编号 1004-924X(2016)01-0178-09

连续小推力拦截卫星攻击轨道的优化

赵琳, 李玉玲, 刘源*, 郝勇, 王艺鹏

(哈尔滨工程大学 自动化学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 针对空间攻防中目标卫星周围由若干小卫星以编队形式绕飞的情况, 研究了拦截卫星的轨道规划问题。以配备电推进的连续推力拦截卫星为对象, 提出了基于遗传算法的拦截卫星攻击轨道寻优方法。以编队小卫星的动态防御模型作为环境模型, 根据进攻轨道安全性和节省燃料的要求建立综合适应度函数, 并对算法的编码方式、选择算子、交叉算子和变异算子进行了设计。基于 MATLAB 平台进行了仿真试验, 结果表明, 拦截卫星于 650 s 时击中目标卫星, 总开机时间为 410 s。提出的算法能够寻找到最优攻击路径, 并且算法收敛性速度快, 稳定性高。与同类的研究方法相比, 该算法能够有效减少火箭开机时间, 进而减轻了卫星在轨道机动过程中姿态调整的任务负荷。

关键词: 连续小推力拦截卫星; 攻击轨道; 轨道优化; 遗传算法; 动态模型

中图分类号: TJ861; V19 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20162401.0178

Optimization of attacking orbit for interception satellite with low continuous thrust

ZHAO Lin, LI Yu-ling, LIU Yuan*, HAO Yong, WANG Yi-peng

(College of Automatic, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

* Corresponding author, E-mail: spacead@163.com

Abstract: The attacking orbits of interception satellites were explored when target satellites flied with several small satellites in concomitant formation in anti-satellite combination. By taking an interception satellite with a low continuous thrust to transfer orbit for a researching object, an attacking orbit optimization method based on genetic algorithm was proposed. A dynamic defending model of the small formation satellite was taken as environment model, and comprehensive fitness function was constructed according to the requirements of orbit safety and fuel saving. Then, the coding method, selection operator, crossover operator and the mutation operator were designed for proposed algorithm. A simulation experiment was performed on the MATLAB platform. The simulation results show that the interception satellite hits the target satellite at 650 s, spending 410 s. The algorithm proposed searches an optimal attacking path and has a good convergence and stability. As compared with the same kind of optimization method, this algorithm effectively reduces the boot time of rockets, and reduces the task loads of orbit maneuver attitude control of the interception satellite.

Key words: low continuous thrust interception satellite; tracking orbit; orbit optimization; genetic algorithm; dynamic model

收稿日期: 2015-08-18; 修订日期: 2015-11-12.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 61273081); 黑龙江省博士后科研启动基金资助项目 (No. LBH-Q14054); 中央高校基本科研业务费专项资金项目 (No. HEUCFD1503)

1 引言

在空间战争中,攻击卫星可摧毁敌方通讯系统,而卫星是敌方攻防系统的弱点,这是由于其只能在太空的既定轨道运行,即便是变轨,其行动范围也十分有限,因此就极易被捕捉或者破坏。各国的国防实力往往由其空间攻防与对抗技术的水平决定。各国都在空间武器和平台技术研究方面加大力度,以提高自己在信息化战争中的地位。美国和前苏联在上世纪中叶就开始在空间攻防与对抗方面投入了大量的人力物力,用于研究各种空间攻防性武器。

目前国内外对于拦截技术的研究大多以交会对接技术为基础,主要方法有两种:一是利用拦截卫星或星体上携带的武器对目标进行拦截;二是利用拦截卫星携带的各种电磁装置干扰目标卫星通讯系统。执行攻击任务的拦截卫星的研究已经渐渐地从理论分析转向试验测试,发展速度较快。邓泓等^[1]将攻击环境的动态模型转化成静态模型,基于遗传算法搜索得到最优进攻路径,该路径能够满足安全性的要求。Ebrahimi^[2]等基于滑模控制理论提出一种鲁棒最优控制律,并用于拦截器拦截机动目标的相对轨道控制。在空间攻防与对抗中,为使拦截卫星成功击中目标卫星,必须对其进攻轨道进行优化设计,使其安全突破目标卫星的防御区。拦截卫星轨道优化是在目标卫星具有若干小卫星防御的环境中,按照一定的评价标准,寻找到一条从起始点到达目标点的最优路径。比较典型的路径规划算法有人工视场法^[3]、序列二次法^[4]和可视图法^[5]等,但是这些算法的全局搜索能力较差,并不适用于在复杂空间中搜索最优解。

本文针对空间攻防中有小卫星以编队形式在目标卫星周围绕飞以构成防御系统的特殊情况,首先,利用遗传算法在路径规划中实时性及快速性等特点,根据模糊控制思想对拦截卫星轨道进行优化设计。拦截卫星采用连续小推力机动方式,这种方式具有推力精确、轨道寿命长等优点,能够满足卫星频繁变轨的要求。然后,利用控制推进器输出推力矢量的方向及推进器的开关机状态来改变拦截卫星加速度矢量,进而实现变轨。

接着,通过建立小卫星的相对轨道动力学模型,得到其实时防御模型,在此动态模型的基础上对遗传算法的路径编码形式、初始群体的产生方法、适应度函数的确定、遗传算子等方面进行设计。最后,通过仿真分析验证了本文提出的算法性能。

2 空间攻防动力学模型

为方便描述拦截卫星以及编队卫星在目标卫星轨道坐标系中的动力学模型,建立如图 1 所示的相对轨道坐标系。 $o-xyz$ 为目标卫星轨道坐标系。原点为目标卫星质心 o , z 轴向下指向地心, x 轴沿轨道速度方向与 z 轴垂直, y 轴垂直于轨道平面并与其他两轴构成右手直角坐标系。

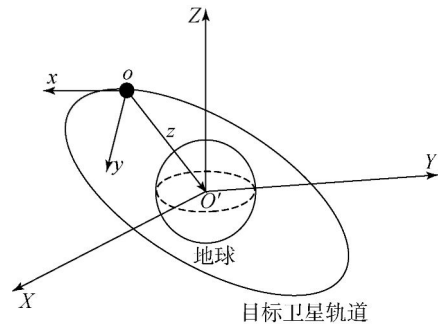


图 1 相对轨道参考坐标系

Fig. 1 Reference coordinate of relative orbit

为了便于描述问题,假使地球为密度均匀的球体;目标卫星、拦截卫星和编队小卫星为质点;目标卫星运行在空间圆参考轨道上,并且不发生轨道机动。由拉格朗日方程可知,相对运动学方程可描述成:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\boldsymbol{\rho}}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \boldsymbol{\rho}} = \mathbf{F}, \quad (1)$$

其中: $\boldsymbol{\rho}$ 为位置矢量; \mathbf{F} 为不能用势函数描述的其他力; L 为拉格朗日函数。

根据拉格朗日方程可得相对轨道动力学的矢量表达式:

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}} + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{\omega} \times \dot{\boldsymbol{\rho}} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) = \frac{\mathbf{F}}{m} - \mathbf{a}_0 - \frac{\partial V(\mathbf{r}, \boldsymbol{\rho}, t)}{\partial \boldsymbol{\rho}}, \quad (2)$$

其中: m 为卫星的质量; $\boldsymbol{\omega}$ 为轨道坐标系在地心惯性坐标系中的转动角速率; \mathbf{a}_0 是目标卫星轨道坐标系原点的加速度矢量; $V(\mathbf{r}, \boldsymbol{\rho}, t)$ 是拦截卫星及

编队小卫星的单位质量势能。

当目标卫星运行在圆参考轨道上时,在二体引力条件下,若目标卫星轨道长半轴与伴星以及拦截卫星与目标卫星的距离相比均为小量的情况下,对式(2)进行简化处理,只保留一阶项,忽略高阶项,得到线性的相对动力学方程,即 C-W 方程如下:

$$\begin{aligned} x(t) &= x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} - (3x_0 - 6\omega z_0)t + 2\left(\frac{2x_0}{\omega} - 3z_0\right)\sin\omega t - 2\frac{\dot{z}_0}{\omega}\cos\omega t + \\ &\quad \frac{4a_x}{\omega^2} + \frac{2a_z t}{\omega} - \frac{4a_x}{\omega^2}\cos\omega t - \frac{2a_z}{\omega^2}\sin\omega t - \frac{3a_x t^2}{2}, \\ y(t) &= \frac{\dot{y}_0}{\omega}\sin\omega t + \left(y_0 - \frac{a_y}{\omega^2}\right)\cos\omega t + \frac{a_y}{\omega^2}, \\ z(t) &= 4z_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} + \frac{a_z}{\omega^2} + \left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0 - \frac{a_z}{\omega^2}\right)\cos\omega t + \left(\frac{\dot{z}_0}{\omega} + \frac{2a_x}{\omega^2}\right)\sin\omega t - \frac{2a_z t}{\omega}. \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 为 $t=0$ 时刻伴星及拦截卫星在相对轨道坐标中的初始状态, (a_x, a_y, a_z) 为各星在相对轨道坐标系中单位质量所受的力在各轴上的分量。由上述方程可看出,若已知各星在相对轨道坐标系中的初始条件以及单位质量所受的力,就可以计算出各星在任意时刻的相对位置,那么就可建立编队卫星的实时防御模型。

拦截卫星在相对轨道中的位置矢量 $\mathbf{r}(t) = (x(t), y(t), z(t))$, 根据哥氏定理可得到拦截卫星相对地球的速度矢量 \mathbf{V} 为:

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_e + \frac{d\mathbf{r}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}, \quad (5)$$

式中: \mathbf{V}_e 为目标卫星相对地球的速度矢量, $\boldsymbol{\omega}$ 为目标卫星绕地球旋转的角速度矢量。

若在相对轨道坐标系中拦截卫星所受小推力矢量 \mathbf{F} 在 $o-xy$ 平面内的投影与 x 轴的夹角为 α , 与 $o-xy$ 平面的夹角为 β , 拦截卫星质量为 m , 则拦截卫星在相对轨道坐标系上的加速度矢量在各轴上的分量为:

$$\begin{aligned} a_x &= \frac{\mathbf{F}}{m} \cos\beta \sin\alpha, \\ a_y &= \frac{\mathbf{F}}{m} \cos\beta \cos\alpha, \\ a_z &= \frac{\mathbf{F}}{m} \sin\beta. \end{aligned} \quad (6)$$

通过调整推进器喷管的喷气方向,即 α 角和 β 角的大小,使拦截卫星姿态发生变化,进而改变推力矢量的方向,实现轨道机动。

对于不同的编队卫星初始状态,编队形式也不同^[6-8],当小卫星以空间圆编队绕飞时,应满足:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} &= \frac{F_x}{m}, \\ \ddot{y} + \omega^2 y &= \frac{F_y}{m}, \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z &= \frac{F_z}{m}. \end{aligned} \quad (3)$$

经积分运算,展开形式如下:

$$\begin{aligned} y_0 &= \frac{2\dot{x}_0}{\omega}, z_0 = \pm\sqrt{3}x_0 \\ \dot{y}_0 &= -2\omega x_0, \dot{z}_0 = \pm\sqrt{3}\dot{x}_0, \end{aligned} \quad (7)$$

其在 1 个轨道周期内的防御模型如图 2 所示。

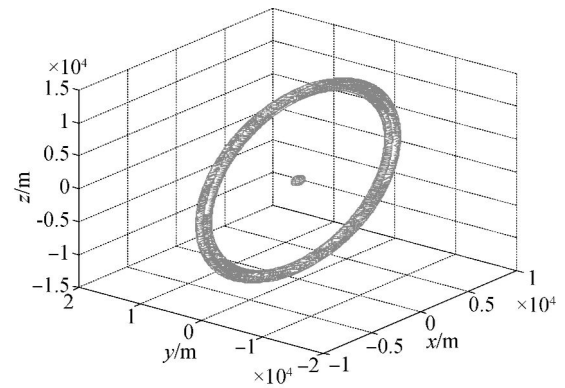


图 2 空间圆编队小卫星的防御模型

Fig. 2 Defense model of micro-satellite in space circle formation

当小卫星以同轨道面编队绕飞时,应满足:

$$\begin{aligned} y_0 &= \frac{2\dot{x}_0}{\omega}, z_0 = 0, \\ \dot{y}_0 &= -2\omega x_0, \dot{z}_0 = 0, \end{aligned} \quad (8)$$

其在 1 个轨道周期内的防御模型如图 3 所示。

3 攻击轨道优化算法设计

常用于卫星轨道设计的经典数学规划算法,如序列二次规划方法^[9],虽能寻找到燃料消耗最少的路径,但对于空间攻防与对抗中目标卫星有伴星防御的情况下,很难寻找到一条安全路径。而遗传算法作为一种启发式搜索算法,对于解决复杂环境下的路径规划问题十分有效。

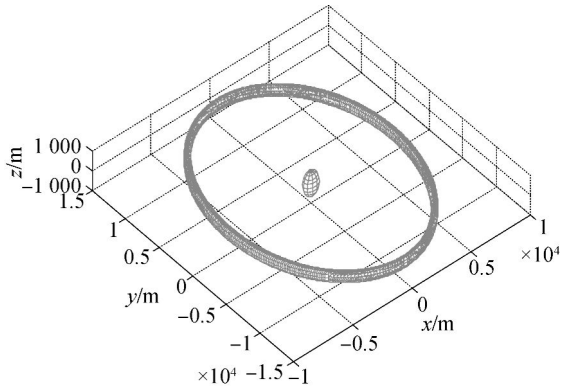


图 3 同轨道面编队小卫星的防御模型

Fig. 3 Defense model of micro-satellite in same orbital plane

3.1 编码方式

本文算法采用实数编码方式^[10-12],拦截卫星采用连续小推力机动方式,通过调整姿态角使推力矢量方向变化实现变轨。姿态调整时刻分别为 (t_1, t_2, \dots, t_n) ,姿态角为 $(\alpha_1, \beta_1, \alpha_2, \beta_2, \dots, \alpha_n, \beta_n)$ 。假设 t_{n+1} 时刻拦截卫星击中目标卫星,那么 t_n 时刻拦截卫星的姿态角 α_n 和 β_n 可由 t_n 时刻拦截卫星的位置以及目标卫星的位置推算出来。拦截卫星开关机状态可由0、1序列描述,状态为1时开机,状态为0时关机。通过控制开关机状态,避免路径中出现环绕现象,达到节省燃料的目的。那么编码就可表示为 $(t_1, t_2, \dots, t_n, \alpha_1, \beta_1, \alpha_2, \beta_2, \dots, \alpha_{n-1}, \beta_{n-1}, \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n)$ 。

本文采用的实数编码方式对于函数优化问题最为有效。与二进制编码相比,本文编码方式的长度较短,与栅格序号编码方式相比,本文编码方式搜索范围大,与空间直角坐标编码方式相比,本文编码方式更适用于复杂的动态环境中搜寻最优路径。

3.2 初始种群的产生

随机生成 n 个初始个体以构成初始种群,每个个体记为 $M_i, (i=1, 2, \dots, n)$,并且使 $t_1 < t_2, \dots, < t_n, t_1 = 0$ 。

3.3 适应度函数的建立

3.3.1 描述拦截卫星燃料消耗的适应度函数

当拦截卫星处于开机状态时,卫星将消耗自身燃料来产生连续小推力,因此应尽量减少拦截卫星的开机时间,以减少燃料的消耗。建立如下函数:

$$fit1(M_i) = \sum_{i=1}^n \Delta t_i, \quad (9)$$

其中:

$$\Delta t_i = \begin{cases} t_{i+1} - t_i, & \text{开机状态} \\ 0, & \text{关机状态} \end{cases} \quad (10)$$

3.3.2 描述路径安全的适应度函数

为确保路径安全,应使拦截卫星避开目标卫星的防御区,建立如下适应度函数:

$$fit2(M_j) = \sum_{i=1}^n \rho_{ji}, \quad (11)$$

$$\rho_{ji} = \begin{cases} 0, & l_{ji} \in \Phi_{ji} \\ 1, & \text{others} \end{cases}, \quad (12)$$

式中: l_{ji} 表示第 j 条路径 t_i 时刻到 t_{i+1} 时刻的位置矢量, Φ_{ji} 表示 t_i 时刻编队卫星的防御区。 ρ_{ji} 为1时表示路径安全,为0时表示路径穿越防御区。由此可知,此适应度函数越大,该路径越安全。

3.3.3 综合适应度函数

利用权重和方法对上述适应值进行分配^[13],即为每个目标分配权重并且将权重目标组合为单一目标函数。则本文中的权重和目标可以表示为:

$$fit(M_j) = \sum_{k=1}^q \sigma_k fit_k(M_j), \quad (13)$$

$$\sigma_k = \frac{r_k}{\sum_{j=1}^q r_j}, \quad (14)$$

其中 r_i 为非负随机数。由上式可知,综合适应度函数值越大的路径,安全性越强,并且燃料消耗越少。

3.4 遗传算子

3.4.1 线性比例选择

选择算子采用线性比例方式^[14]。在进行杂交之前由式(15)随机生成一组新的非负数,构成随机权重。再由式(14)计算每个个体的综合适应度值。则在种群中第 i 个个体被选中的概率可由下式定义:

$$p_i = \frac{fit(M_i) - fit_{\min}}{\sum_{j=1}^n (fit(M_j) - fit_{\min})}, \quad (15)$$

其中 fit_{\min} 是当前种群中最差个体的适应值。此算子在算法初期获得的选择压力较小,从而可以对搜索空间进行广度搜索,而到了算法末期搜索压力较大,以此来限制搜索空间。

3.4.2 基于方向的杂交

此杂交方法根据目标函数的值来确定每一代的搜索方向。若执行杂交操作的两个父代分别为 x_1, x_2 ,则生的子代个体分别为:

$$\begin{aligned} x'_1 &= r_1(x_2 - x_1) + x_2, \\ x'_2 &= r_2(x_1 - x_2) + x_1, \end{aligned} \quad (16)$$

其中 r_i 为0和1之间的随机数。利用此杂交方式

能够使算法的随机搜索空间更均匀,对于局部最优解以外区域的搜索能力更强。

3.4.3 非均匀变异

对于父代个体 x ,若按变异概率选中其第 j 个元素,则产生的后代是 $x' = (x_1, \dots, x'_k, \dots, x_n)$,其中 x'_k 从下面两种可能的方案中随机选择:

$$\begin{aligned} x'_k &= x_k + r(x_k^U - x_k) \left[1 - \frac{t}{T}\right]^b, \\ x'_k &= x_k - r(x_k - x_k^L) \left[1 - \frac{t}{T}\right]^b. \end{aligned} \quad (17)$$

式中: x_k^U, x_k^L 分别为个体中第 j 个元素能取的最大值和最小值, r 为 $[0, 1]$ 中的随机数, T 为最大遗传代数, t 为当前遗传代数, b 是描述非均匀程度的参数。该变异方式可使算子在早期均匀地搜索解空间,晚期则在很小的区域进行搜索,以得到较高的精确度和微调能力,且可加快算法的收敛速度。

3.5 遗传算法流程

- (1) 选择编码方式;
- (2) 产生初始种群;
- (3) 计算种群中每个个体的适应度值;
- (4) 判断是否满足终止条件,若满足,程序终止;若不满足,程序继续运行;
- (5) 进行选择、交叉、变异操作,产生新一代种群,返回操作(3)。

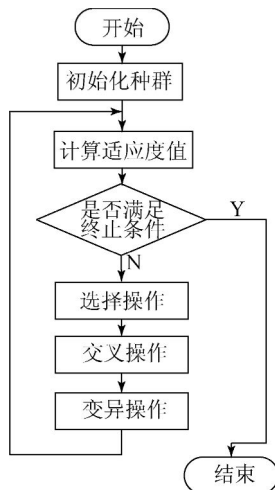


图 4 算法操作流程

Fig. 4 Flow chart of algorithm

4 仿真校验

本文以 6 颗小卫星组成编队为例,其中 2 颗

运行在同轨道面上,其余 4 颗运行在空间圆轨道上。编队卫星在相对轨道坐标系中的运动模型如图 1 所示。拦截卫星质量为 250 kg,所受的小推力为 0.25 N。表 1 为目标卫星及拦截卫星的轨道参数,表 2 为各伴星及拦截卫星的初始状态时的参数。图 5 为各编队小卫星在相对轨道中的一个轨道周期的运动模型。拦截卫星在相对轨道中的初始位置为 (6 000 m, 10 000 m, 10 000 m),初始相对速度为 (-12 m/s, -15 m/s, -15 m/s)。

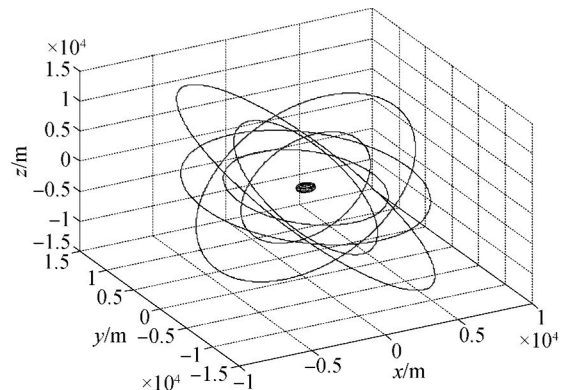


图 5 编队小卫星在轨道中的运动模型

Fig. 5 Motion models of formation micro-satellite in tracking orbit

为验证本文算法的有效性,以 MATLAB 为平台对算法进行仿真实验。算法的种群规模为 200,交叉概率为 0.5,变异概率为 0.02,迭代次数为 1 000 代。遗传算法的仿真结果如图 6~8 所示。仿真结果表明,拦截卫星于 650 s 时击中目标卫星,总开机时间为 410 s。表 3 为算法寻找到的最优路径中拦截卫星在相对轨道坐标系下的姿态角度及开关机状态随时间变化关系。图 6 为算法迭代到 1 000 代后得到的最优路径,图中阴影部分为 6 颗编队小卫星从起始时刻到攻击时刻的防御区,图中的最优路径较平滑。图 7 为得到的最优路径中各小卫星与拦截卫星相对距离减去防御半径后的值随时间的变化情况。由图中可以看出,在攻击过程中,拦截卫星有效地避开了编队小卫星的防御,不存在危险路径,从而保证了路径的安全性。图 8 为适应值随算法迭代次数增加的变化过程,可知算法在迭代到 200 代时寻找到最优路径,可见算法的稳定性和收敛性较好。

表 1 目标卫星和拦截卫星的轨道参数

Tab.1 Parameters of target satellite and interception satellite

半长轴/km	偏心率	轨道倾角/rad	升交点赤经/rad	近地点幅角/rad	真近点角/rad
26 559.549	0.000	0.929	-0.821	1.104	0.207
8 458	0.200	0.086	0.086	0	0.156

表 2 编队小卫星相对轨道初始状态

Tab.2 Initial state of formation micro-satellite related to orbit

	防御半径/m	x_0/m	y_0/m	z_0/m	$\dot{x}_0/(m \cdot s^{-1})$	$\dot{y}_0/(m \cdot s^{-1})$	$\dot{z}_0/(m \cdot s^{-1})$
拦截卫星		6 000	10 000	10 000	-12	-12	-15
小卫星 1	450	1 500	2 290	0	2	-2.6	0
小卫星 2	450	800	2 290	0	1	-1.4	0
小卫星 3	450	3 200	4 583.6	5 888.8	0.5	-0.59	3.4
小卫星 4	450	4 200	9 167.4	7 621	4	-7.6	-7
小卫星 5	450	4 000	2 290	6 928	2	-7	0.34
小卫星 6	450	2 000	6 873	3 464	3	-3.5	-10.4

表 3 最优路径中拦截卫星角度随时间变化情况

Tab.3 Angles of interception satellite change with time in optimal path

时间/s	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	开关机状态
0	110	-159	1
78	100	-90	0
139	118	-110	1
232	17	-52	0
290	56	-65	1
387	23	-51	1
491	78	-36	0
612	76	-20	1

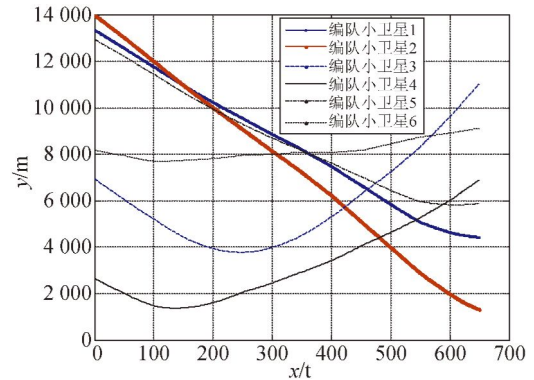


图 7 遗传算法得到的最优路径中各小卫星与拦截卫星相对距离减去防御半径后随时间的变化

Fig.7 Results of relative distances between each micro-satellite and interception satellite minus defense radius change with time

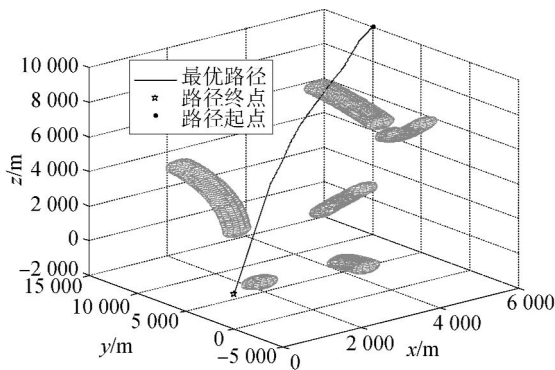


图 6 遗传算法迭代 1 000 次的最优路径

Fig.6 Optimal path after 1 000 times iterations

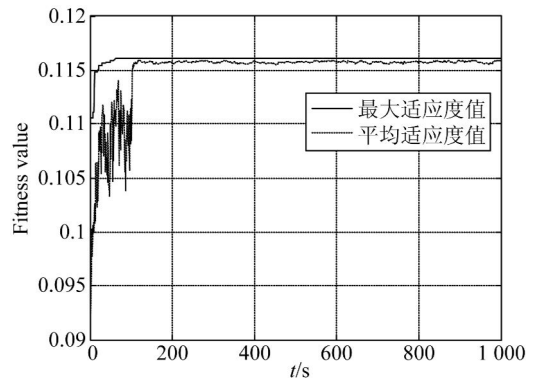


图 8 适应值随遗传算法迭代次数增加的变化过程

Fig.8 Fitness varies with iteration times of genetic algorithm

目前国内比较典型的是由邓泓等提出的基于遗传算法的卫星攻击路径。本文方法与该方法主要存在以下区别:邓泓等^[1]的研究针对的是以脉冲火箭为动力的脉冲式攻击卫星,而本文所研究的对象是以等离子推进器为动力的连续小推力攻击卫星,两者的动力学模型不同,与之对应的算法设计(遗传编码、遗传算子等)均不同。邓泓等研究的静态防御模型为环境模型,而本文以动态防御模型为环境模型,本文方法具有最优解的搜索空间更大,可靠性更强。本文所提出的算法,在算法设计时采用可变长实数编码,与邓泓等采用的定长编码相比,算法收敛速度更快,并且本文寻求到的最优路径较为平滑,无大角度变轨现象,在节省燃料方面效果更突出。

为了说明本文算法的通用性,改变编队小卫星的环境模型,经算法迭代后得到的最优路径如图 9~图 11 所示。结果显示,在环境模型发生变化时本文算法仍然具有良好的寻优能力。

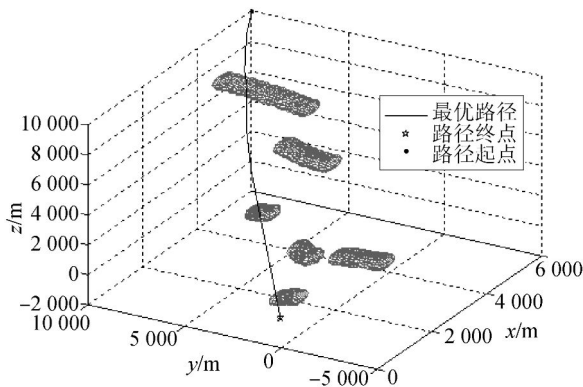


图 9 遗传算法迭代 1 000 次的最优路径

Fig. 9 Optimal path of genetic algorithm after iterated 1 000 times

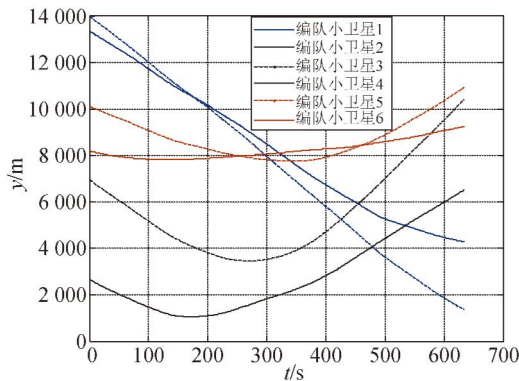


图 10 改变编队小卫星的环境模型后遗传算法得到的最优路径中各小卫星与拦截卫星相对距离减去防御半径后随着时间的变化情况

Fig. 10 Results of relative distance between micro-satellites and interception satellite minus defense radius change with time when formation satellites' environment model was changed

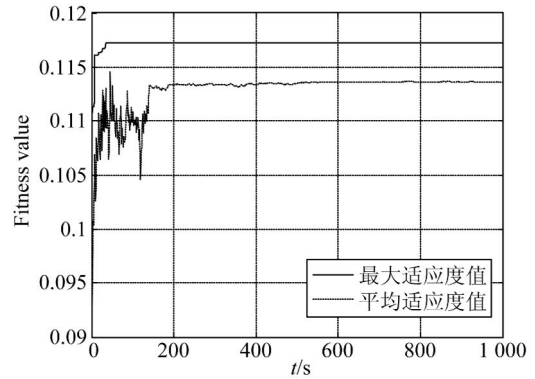


图 11 随遗传算法迭代次数增加的变化过程

Fig. 11 Fitness varies of iteration number in genetic algorithm when formation satellites' environment model was changed

图 12 为利用序列二次规划方法得到的攻击路径。图中阴影部分为从起始时刻到攻击时刻各个编队小卫星的防御范围。由图 12 至图 13 可知,当目标卫星周围有若干伴星组成防御系统对其绕飞时,利用序列二次规划方法寻求到的攻击路径有穿越编队小卫星防御区的现象,这样虽然能做到能量最优,但并不能满足安全性的要求,因此在复杂环境下的攻防对抗中,序列二次规划方法仍然存在一定局限性。

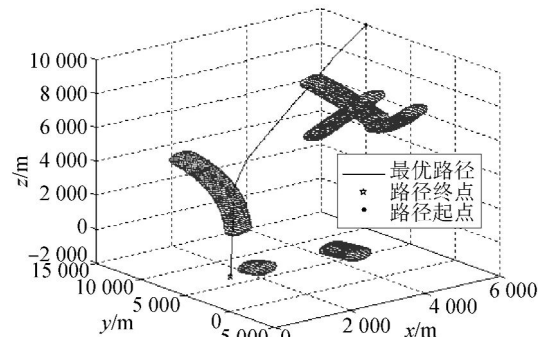


图 12 序列二次规划方法得到的最优路径

Fig. 12 Optimal path obtained by sequential quadratic programming

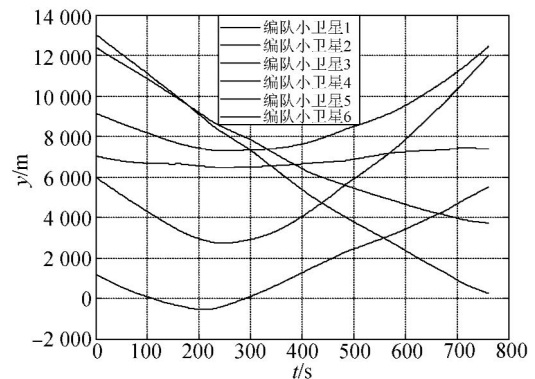


图 13 序列二次规划方法得到的最优路径中各小卫星与拦截卫星相对距离减去防御半径后随着时间的变化情况

Fig. 13 Results of relative distance between each micro-satellite and interception satellite minus defense radius varies time in SQP algorithm

5 结 论

本文针对空间攻防对抗中拦截卫星的轨道规划问题,提出了一种基于遗传算法的拦截卫星轨道优化方法。针对连续小推力卫星的进攻轨道优化问题,建立小推力轨道优化任务模型,将小推力转化成拦截卫星在相对轨道坐标系中的推进器喷气角度进行遗传编码设计。根据进攻轨道的安全性、燃料最省等指标构造综合适应度函数,并设计

算法的选择算子、交叉算子和变异算子,最后以MATLAB为平台进行仿真试验。仿真结果显示,拦截卫星于650 s时击中目标卫星,总开机时间为410 s。本文算法搜索到的最优轨道可以有效避开对方防御区,并且符合卫星轨道空间动力学特性。与同类优化方法相比,本文算法更适合解决复杂环境下的路径规划问题,设计的算法编码方式合理,能够有效减少推进器的开机时间,进而减少卫星的燃料消耗,延长卫星寿命。

参考文献:

- [1] 邓泓, 仲惟超, 孙兆伟, 等. 基于遗传算法的卫星攻击路径规划方法研究[J]. 宇航学报, 2008, 30(4): 1587-1592.
DENG H, ZHONG W CH, SUN ZH W, *et al.*. Method research of satellite attacking path planning based on genetic algorithm[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 30(4): 1587-1592. (in Chinese)
- [2] EBRAHIMI B, BAHRAMI M, ROSHANIAN W. Optimal sliding-mode guidance with terminal velocity constraint for fixed-interval propulsive maneuvers[J]. *Acta Astronautica*, 2008, 60(10-11): 556-562.
- [3] RASIT K. A neuro-simulated annealing approach to the inverse kinematics solution of redundant robotic manipulators [J]. *Engineering with Computers*, 2013, 29(4): 507-515.
- [4] KESHAVARZ S, KHOEI A R, MOLAEINIA Z. Genetic algorithm-based numerical optimization of powder compaction process with temperature-dependent cap plasticity model [J]. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2013, 64(5-8): 1057-1072.
- [5] 孟宪权, 赵英男, 薛青. 遗传算法在路径规划中的应用[J]. 计算机工程, 2008, 34(16): 215-220.
MENG X Q, ZHAO Y N, XUE Q. Application of genetic algorithm in path planning [J]. *Computer Engineering*, 2008, 34(16): 215-220. (in Chinese)
- [6] LU T, ZHU J. A genetic algorithm for finding a path subject to two constraints [J]. *Applied Soft Computing*, 2013, 13(2): 891-898.
- [7] 崔建军. 基于遗传算法的机器人路径规划研究[D]. 西安: 西安科技大学, 2010.
- CUI J J. *The research of mobile robot path planning based on genetic algorithm* [D]. Xi'an: Xi'an University of Science and Technology, 2010. (in Chinese)
- [8] ZHENG Q, SHA J X, SHU H, *et al.*. A variant constrained genetic algorithm for solving conditional nonlinear optimal perturbations [J]. *Advances in Atmospheric Sciences*, 2014, 31(1): 219-229.
- [9] 田百义. 小推力借力转移轨道设计与优化方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
TIAN B Y. *Design and optimization of low-thrust gravity-assist trajectories* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [10] LEUNG C S, LAM P M, TSANG P W M. A graphics processing unit accelerated genetic algorithm for affine invariant matching of broken contours [J]. *Journal of Signal Processing Systems for Signal Image and Video Technodgy*, 2012, 66(2): 105-111.
- [11] 曹喜滨, 贺东雷. 基于 Hill 方程的编队初始化误差分析[J]. 飞行力学, 2008, 26(6): 84-88.
CAO X B, HE D L. Error analysis of Hill equation-based formation initialization [J]. *Flight Dynamics*, 2008, 26(6): 84-88. (in Chinese)
- [12] 刘源, 沈毅, 邢雷, 等. 快速响应卫星电子系统等寿命设计方法[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1673-1683.
LIU Y, SHEN Y, XIING L, *et al.*. Equal life design method of operationally responsive on-board electronic systems [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(6): 1673-1683. (in Chinese)
- [13] LOZANO P T, WESLEY M A. An algorithm for planning collision-free paths among polyhedral obstacles [J]. *Communications of the ACM*, 1979, 22(10): 560-570.

- [14] MICHAEL F M, GURPARTAP S S. Rendezvous and docking for space exploration [C]. AIAA 1st

Space Exploration Conference, 2005, Orlando, Florida, 2005-2716.

作者简介:



李玉玲(1992—),女,黑龙江绥化人,硕士研究生,2015年于哈尔滨工程大学获得学士学位,研究方向为控制科学与工程。E-mail:liyuling@hrbeu.edu.cn



刘源(1984—),男,重庆人,博士,讲师,2010年于哈尔滨工业大学获得博士学位,研究方向为空间攻防、星载电子系统、飞行器任务规划。E-mail:spacead@163.com

导师者简介:



赵琳(1968—),男,黑龙江哈尔滨人,教授,博士生导师,1992年—2001年哈尔滨工程大学自动化学院(助教、讲师、副教授),2001年—至今哈尔滨工程大学自动化学院(教授),主要从事惯性导航技术、卫星导航技术、组合导航技术方面的研究。E-mail:zhaolin@hrbeu.edu.cn