

基于混沌粒子群优化算法的战斗机使用空射诱饵的攻击决策

徐西蒙, 魏贤智, 张 涛, 刘宏强

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对战斗机使用空射诱饵进行一对一空战的攻击决策问题, 提出了一种基于混沌粒子群算法的决策方法。建立了战斗机、空射诱饵和目标机的运动模型; 在分析战斗机空战能力、空射诱饵欺骗能力和目标机威胁程度的基础上, 建立了攻击决策指标函数; 最后, 建立了基于混沌粒子群算法的攻击决策模型。仿真结果表明, 该方法可以使空射诱饵更好地发挥欺骗作用, 提高战斗机生存能力。

关键词: 战斗机; 微型空射诱饵; 攻击决策; 混沌粒子群算法

中图分类号: V249 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2015)11-0042-06

CPSO Based Decision-Making of Fighters Using Miniature Air Launched Decoy

XU Xi-meng, WEI Xian-zhi, ZHANG Tao, LIU Hong-qiang

(Aeronautics and Astronautics Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In view of the attack decision-making of fighters with Miniature Air Launched Decoy (MALD) in the process of one-to-one air combat, a new method was proposed based on Chaos Particle Swarm Optimization (CPSO) algorithm. The motion models of the fighter, the MALD, and the target fighter were established. Based on the analysis to air combat capability of the fighter, deceit ability of MALD, and threat level of target fighter, the indicator function of attack decision-making was established. Finally, a model of the attack decision-making based on CPSO algorithm was established. Simulation results show that the new method can make MALD work better and improve the survivability of the fighter.

Key words: fighter; Miniature Air Launched Decoy (MALD); attack decision; Chaos Particle Swarm Optimization (CPSO)

0 引言

微型空射诱饵(MALD)是一种实施欺骗干扰的空中诱饵飞行器,在作战使用中,它能充当“清道夫”的角色,并在关键时刻牺牲自我从而保护载机的安全^[1]。空射诱饵通过模拟战斗机的飞行特性和信号反射特征,迷惑来袭的飞机和导弹,造成“以假乱真”的效果,从而提高了战斗机的生存力。

在空战中,为了保证空射诱饵对目标机欺骗干扰的顺利实施,战斗机在发射空射诱饵前需要根据当前空战态势制定恰当的攻击决策,使空射诱饵在最佳的时机发射,以最优的轨迹飞行,达到最好的干扰效果。目前,国内外对于空战决策的研究大多针对单机作战

或多机协同作战攻击决策问题,例如,文献[2]针对无人机空战决策问题,在混合对策理论的基础上,利用空战态势指数和战机空战能力指数构造了战术评估函数,以完成对战术动作的筛选;文献[3]基于近似动态规划对空战飞行器隐蔽接敌决策问题进行了研究,提出了隐蔽接敌过程中的优势区域与暴露区域;文献[4]提出了一种基于智能微分对策的自助机动决策系统,降低了计算复杂程度,满足了机动决策实时性的要求。但从总体来看,国内外对于战斗机与空射诱饵协同攻击决策问题的研究还很少,公开的资料也仅限于作战方法的概述和设想,没有系统深入地进行研讨。

基于以上考虑,为了更加具体、深入地研究战斗机与空射诱饵进行空战过程中的攻击决策问题,本文参考了文献[5]中的混沌粒子群优化算法,提出采用该算法解算战斗机使用空射诱饵的攻击决策,并通过仿真验证了算法的可用性。

收稿日期: 2014-12-22

修回日期: 2015-01-19

作者简介: 徐西蒙(1990—),男,河北承德人,硕士生,研究方向为武器系统总体技术与作战运用。

1 运动模型的建立

1.1 战斗机运动模型

本文在建立战斗机运动模型时,为了保证解算的实时性,认为战斗机是质点,且假设飞行过程中质量为常数,则战斗机的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_f = v_f \cos \theta_f \cos \varphi_f \\ \dot{y}_f = v_f \cos \theta_f \sin \varphi_f \\ \dot{z}_f = v_f \sin \theta_f \end{cases} \quad (1)$$

式中: v_f 为战斗机飞行速度; θ_f 为俯仰角; φ_f 为偏转角。

动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\theta}_f = \frac{1}{m_f v_f} \{ (L + \eta T_{\max} \sin \alpha_f) \cos \mu_f - m_f g \cos \theta_f \} \\ \dot{z}_f = \frac{1}{m_f v_f \cos \theta_f} (L + \eta T_{\max} \sin \alpha_f) \sin \mu_f \\ \dot{v}_f = \frac{1}{m_f} (\eta T_{\max} \cos \alpha_f - D_z) - g \sin \theta_f \end{cases} \quad (2)$$

式中: m_f 、 g 分别为战斗机质量和重力加速度; T_{\max} 为可用推力最大值; η 为推力系数; α_f 为攻角; μ_f 为横滚角; 升力 $L = qSC_L$; 阻力 $D_z = qSC_D$; 动压 $q = \rho v^2 / 2$; ρ 为空气密度; S 为机翼面积。

1.2 空射诱饵运动模型

在惯性坐标系下,空射诱饵的运动学方程为^[6]

$$\begin{cases} \dot{x}_m = v_m \cos \theta_m \cos \varphi_m \\ \dot{y}_m = v_m \cos \theta_m \sin \varphi_m \\ \dot{z}_m = v_m \sin \theta_m \end{cases} \quad (3)$$

式中: v_m 为空射诱饵的速度; θ_m 为俯仰角; φ_m 为偏转角。

动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\theta}_m = (n_p - \cos \theta_m) g / v_m \\ \dot{z}_m = n_a g / (v_m \cos \theta_m) \\ \dot{v}_m = (F_{pm} - F_{rm}) / m_m - g \sin \theta_m \end{cases} \quad (4)$$

式中: F_{pm} 为空射诱饵的推力; F_{rm} 为空气阻力; m_m 为空射诱饵的质量; n_a 、 n_p 分别为空射诱饵在偏航和俯仰方向的转弯控制过载。

1.3 目标机运动模型

由文献[6]可知,战斗机与目标机的相对运动方程为

$$\begin{cases} r = \sqrt{x_r^2 + y_r^2 + z_r^2} \\ \theta_r = \arctan(z_r / \sqrt{x_r^2 + y_r^2}) \\ \varphi_r = \arctan(-y_r / x_r) \end{cases} \quad (5)$$

式中: $x_r = x_f - x_m$; $y_r = y_f - y_m$; $z_r = z_f - z_m$; r 为战斗机与目标机的距离; θ_r 和 φ_r 分别为视线倾角和视线偏角。

对式(5)求导可得

$$\begin{cases} \dot{r} = (x_r \dot{x}_r + y_r \dot{y}_r + z_r \dot{z}_r) / r \\ \dot{\theta}_r = [\dot{z}_r (r^2 + y_r^2) - z_r (x_r \dot{x}_r + y_r \dot{y}_r)] / (r^2 \sqrt{x_r^2 + y_r^2}) \\ \dot{\varphi}_r = (\dot{x}_r y_r - x_r \dot{y}_r) / (x_r^2 + y_r^2) \end{cases} \quad (6)$$

在这里,假设目标机采用比例导引法对本机进行截击,即

$$\begin{cases} \dot{\theta}_m = K \dot{\theta}_r \\ \dot{\varphi}_m = K \dot{\varphi}_r \end{cases} \quad (7)$$

式中 K 为导航比。

2 攻击决策指标函数的建立

本文以一对一空战为例研究战斗机使用空射诱饵过程中的攻击决策问题,为了描述包含本机、空射诱饵和目标机三者在内的空战态势,引入“战斗机优势指数”这个概念。空战中,本机通过使用空射诱饵和采用适当的攻击决策,相对于目标机而言,理论上会处于一定的优势地位。引入“战斗机优势指数”是为了定量地描述本机相对目标机的优势大小,进而可以更加直观、具体地掌握空战态势,并以此为依据判断当前攻击决策是否为最优。

基于以上考虑,本文在求解战斗机使用空射诱饵的攻击决策问题时,选取战斗机优势指数为攻击决策指标函数,它由战斗机空战能力指数、空射诱饵欺骗能力指数和目标机的威胁指数三部分决定。

2.1 战斗机空战能力指数

2.1.1 攻击能力指数

战斗机攻击能力的强弱主要由空空导弹射程的大小和发射角度决定,可表示为

$$f_{att} = \begin{cases} 0 & |\psi_f| > \varphi_{weap} \\ e^{\frac{-r^2}{0.32R_{mid}}} & |\psi_f| \leq \varphi_{weap} \end{cases} \quad (8)$$

式中: R_{mid} 为导弹最大射程; ψ_f 为战斗机速度矢量与目标线的夹角; φ_{weap} 为空空导弹最大发射角。

2.1.2 探测能力指数

战斗机的探测能力由机载全向告警器、机载雷达和红外探测器等机载探测设备的性能决定^[7],探测能力指数可表示为

$$f_{dete} = \rho_1 \cdot W_{ala} + \rho_2 \cdot W_{rad} + \rho_3 \cdot W_{in} \quad (9)$$

式中: W_{ala} 、 W_{rad} 和 W_{in} 分别为全向告警器、机载雷达和红外探测器的能力指数; ρ_i 为权重,由式(10)计算得到

$$\rho_i = \rho_{i0} + m_i e^{\frac{-r^2}{0.32(1.5R_{mid})^2}} \quad (10)$$

式中: ρ_{i0} 为原始权重; m_i 为调节系数。

2.1.3 电子对抗能力指数

由于空射诱饵本身就是一种无源雷达诱饵飞行器,所以本节在分析战斗机电子对抗能力时,仅考虑机

载干扰吊舱的有源干扰作用,至于空射诱饵的干扰效果,会在下文单独阐述。干扰能力指数表示为

$$f_{\text{jam}} = \begin{cases} 0 & |\psi_f| > \theta \\ e^{\frac{-r^2}{0.32R_{\min}^2}} & |\psi_f| \leq \theta \end{cases} \quad (11)$$

式中: R_{\min} 为机载干扰吊舱最小干扰距离; θ 为干扰角度。

2.1.4 机动能力指数

战斗机的机动能力主要体现在本机相对目标机的速度优势上,所以机动能力指数可表示为

$$f_{\text{spe}} = \begin{cases} \text{sgn}(\Delta V) e^{-\left(\frac{\Delta V - V_0}{\sigma_{V_0}}\right)^2} & 0 < |\Delta V| \leq V_0 \\ \text{sgn}(\Delta V) & |\Delta V| > V_0 \end{cases} \quad (12)$$

式中: ΔV 为本机与目标机的相对速度; V_0 为门限速度差; σ_{V_0} 为门限速度差的均值。

2.2 空射诱饵欺骗能力指数

2.2.1 RCS 欺骗指数

为了保证对目标雷达造成有效的欺骗干扰,需要空射诱饵逼真地模拟战斗机的 RCS。由于空射诱饵弹体本身的 RCS 较小,所以需要安装雷达回波信号放大器或反射器等装置进一步增大 RCS 对目标雷达造成干扰。而这些模拟装置只有在一定的角度范围内才能有效模拟载机 RCS,所以 RCS 欺骗指数由目标机相对空射诱饵的方位角决定

$$w_{\text{RCS}_{\text{m}}} = \begin{cases} \left(\frac{\delta_{\text{res}} - |Q_{\text{m}}|}{\delta_{\text{res}}} \right)^2 & Q_{\text{m}} \leq \delta_{\text{res}} \\ 0 & Q_{\text{m}} > \delta_{\text{res}} \end{cases} \quad (13)$$

式中: δ_{res} 为 RCS 有效模拟角度范围; Q_{m} 为目标相对空射诱饵方位角。

2.2.2 速度欺骗指数

除了有效模拟 RCS 之外,空射诱饵的速度必须接近战斗机的速度才更容易让目标雷达“信以为真”。速度欺骗指数可表示为

$$w_{\text{vm}} = \frac{1}{1 + \left(\frac{v_{\text{m}} - v_{\text{f}}}{0.5 \cdot \Delta V_{\text{f}}} \right)^2} \quad (14)$$

式中: ΔV_{f} 为战斗机飞行速度区间。

2.2.3 角度欺骗指数

对目标雷达有效干扰的另一个条件是空射诱饵在飞行过程中必须保持在目标雷达探测范围内,所以需要空射诱饵相对目标雷达的角度进行控制

$$w_{\text{angmc}} = \begin{cases} \left(\frac{\beta_{\text{Tmax}} - |Q_{\text{T}}|}{\beta_{\text{Tmax}}} \right)^2 & Q_{\text{T}} \leq \beta_{\text{Tmax}} \\ 0 & Q_{\text{T}} > \beta_{\text{Tmax}} \end{cases} \quad (15)$$

式中: β_{Tmax} 为目标雷达搜索角最大值; Q_{T} 为空射诱饵相对目标方位角。

2.3 目标机威胁指数

2.3.1 角度威胁指数

在一对一空战中,目标机对本机的角度威胁主要来源于目标机的机动占位,与目标前置角和目标航向与目标线的夹角有关。可表示为

$$s_{\text{a}} = (|\phi_{\text{r}}| + |\vartheta_{\text{r}}|) / 360^\circ \quad (16)$$

式中: ϕ_{r} 为目标前置角; ϑ_{r} 为目标航向与目标线夹角。

2.3.2 速度威胁指数

目标机速度威胁指数取决于目标机和本机的飞行速度和相对速度,可表示为

$$s_{\text{v}} = \begin{cases} 0.1 & v_{\text{r}} < 0.6v_{\text{f}} \\ -0.5 + v_{\text{r}}/v_{\text{f}} & 0.6v_{\text{f}} \leq v_{\text{r}} \leq 1.5v_{\text{f}} \\ 1.0 & v_{\text{r}} > 1.5v_{\text{f}} \end{cases} \quad (17)$$

式中: v_{r} 为目标机的飞行速度。

2.3.3 距离威胁指数

距离威胁指数与本机和目标机的相对距离、本机导弹最大射程以及敌机导弹最大射程有关,可表示为

$$s_{\text{r}} = \begin{cases} 0.5 & r \leq R_{\text{mid}} \quad r \leq R_{\text{r}} \\ 0.5 - 0.2 \left(\frac{r - R_{\text{mid}}}{R_{\text{mid}} - R_{\text{r}}} \right) & R_{\text{r}} < r \leq R_{\text{mid}} \\ 1.0 & R_{\text{r}} > R_{\text{mid}} \end{cases} \quad (18)$$

式中: R_{r} 为目标机携带空空导弹的最大射程。

综上所述,结合战斗机空战能力指数、空射诱饵欺骗能力指数和目标机的威胁指数,构建战斗机优势指数作为攻击决策指标函数,即

$$J = \omega_1 F + \omega_2 W - \omega_3 S \quad (19)$$

$$\begin{cases} F = \omega_{\text{f1}} f_{\text{att}} + \omega_{\text{f2}} f_{\text{dete}} + \omega_{\text{f3}} f_{\text{jam}} + \omega_{\text{f4}} f_{\text{spe}} \\ W = \omega_{\text{w1}} w_{\text{RCS}_{\text{m}}} + \omega_{\text{w2}} w_{\text{vm}} + \omega_{\text{w3}} w_{\text{angmc}} \\ S = \omega_{\text{s1}} s_{\text{a}} + \omega_{\text{s2}} s_{\text{v}} + \omega_{\text{s3}} s_{\text{r}} \end{cases} \quad (20)$$

式中: F 为战斗机空战能力指数; W 为诱饵弹欺骗能力指数; S 为目标机威胁指数; ω_{f1} 、 ω_{f2} 、 ω_{f3} 和 ω_{f4} 为相应指数的权重,在不同的空战态势和作战阶段中,各指数的权重系数是不同的,要根据具体的作战任务和作战要求由指挥部门确定^[8]。

3 基于混沌粒子群算法的攻击决策

3.1 基本粒子群优化算法

粒子群优化算法(PSO)作为进化算法的一个分支,是一种全局搜索算法,源于对鸟群捕食行为的研究,通过群体内粒子间的合作与竞争产生的全体智能指导优化搜索^[9]。假设在一个 T 维的搜索空间中存在 n 个微粒,其中,第 i 个微粒的位置表示为 $X_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{iT})$,速度表示为 $V_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{iT})$,它所经历过的最好位置表示为 $P_i = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{iT})$,且这个位置被称为

个体极值 P_{best} ; 空间整个粒子群经历过的最好位置表示为 $P_g = (p_{g1} \ p_{g2} \ \cdots \ p_{gT})$ 这个位置被称为全局极值 g_{best} 。对于任何一个微粒, 它第 t 维的变化可表示为

$$\begin{cases} v_{it}^{k+1} = wv_{it}^k + c_1r_1(p_{it}^k - x_{it}^k) + c_2r_2(p_{gt}^k - x_{it}^k) \\ x_{it}^{k+1} = x_{it}^k + v_{it}^{k+1} \end{cases} \quad (21)$$

式中: $i = 1, 2, \dots, n$; $t = 1, 2, \dots, T$; w 为权重系数; c_1, c_2 为学习因子; r_1, r_2 为 $[0, 1]$ 区间内的随机数。

$$w = w_{\max} - \frac{w_{\max} - w_{\min}}{i_{\text{iter_max}}}k \quad (22)$$

式中: $i_{\text{iter_max}}$ 为最大迭代数; w_{\max} 和 w_{\min} 分别为最大惯性因子和最小惯性因子。

3.2 混沌优化

混沌是指由确定性方程得到的具有随机性的运动状态^[10]。例如 Logistic 方程就是一个典型的混沌系统

$$Z_{n+1} = uZ_n(1 - Z_n) \quad (23)$$

式中: $u \in [0, 4]$ 是控制参数; $Z_n \in [0, 1]$ $n = 0, 1, 2, \dots$ 。当 $u = 4$ 时, 系统为完全混沌状态, Logistic 映射是 $[0, 1]$ 区间的满映射。利用混沌的初值敏感性, 给式 (23) i 个微小差异赋予初值, 就可以得到 i 个混沌变量。这样, 就将混沌初始化加入了基本粒子群优化算法, 利用混沌运动的遍历性、随机性等特点对算法进行优化。

3.3 混沌粒子群优化算法 (CPSO)

将混沌优化算法与基本粒子群算法相结合, 首先产生一组与优化变量相同数量的混沌变量, 再将混沌引入优化变量使其具有混沌状态, 把混沌的遍历范围扩大到优化变量的取值范围, 这样就可以利用混沌变量进行迭代, 直到满足某一终止条件, 这就是 CPSO 的基本原理, 步骤如下:

1) 初始化设置粒子个数、学习因子、最大迭代数等算法参数, 并根据映射原理生成一个和粒子群维度相同的初始位置;

2) 初始化粒子数为 m 的粒子群, 并在可控范围内随机设定位置和速度;

3) 利用 Logistic 方程评价每个粒子的适应度, 并将所有个体极值 P_{best} 中适应值最优个体的位置和适应值存储到 g_{best} 当中;

4) 比较每个粒子的适应度和个体极值, 将二者之中较好的作为当前最好位置;

5) 在步骤 4) 的基础上比较当前所有的全局极值 g_{best} 并更新全局极值;

6) 利用式 (21) 更新粒子的速度和位置, 然后转到步骤 3);

7) 若已经达到最大迭代数, 则搜索停止; 否则继续进行搜索, 直到算法达到一定迭代次数或适应度满足要求, 算法终止。

3.4 攻击决策模型

在一对一空战中, 战斗机使用空射诱饵的攻击决策问题通常可当作非线性规划问题处理, 非线性规划一般的数学模型可写成^[5]

$$\begin{aligned} & \max f(x) \\ & \text{s. t. } h_i(x) = 0 \quad i = 1, 2, \dots, p; \\ & \quad g_j(x) \geq 0 \quad j = 1, 2, \dots, q. \end{aligned} \quad (24)$$

在解决这个问题时, 首先设定作战时域 $[t_k, t_k + T]$, 并将其划分为 N 个时段, 每个时段的时间间隔为 $t_k^{i+1} = t_k^i + (1 + qi) \Delta t$, $i \in [0, N-1]$, 其中 q 为时间步长增长率。由此, 再将攻击决策问题转化为最优控制问题, 即

$$\begin{aligned} & \max \begin{cases} J^N = \sum_{i=0}^{N-1} g(x_i, \mu_i, t_k^i) (t_k^{i+1} - t_k^i) + \rho(x_N, t_k^N) \\ x_{j+1} = Ax_j + Bu_j \quad \forall j = 0, 1, \dots, N-1 \\ x(t_k) = x_k \end{cases} \end{aligned} \quad (25)$$

s. t. $a_f \in [a_{f\min}, a_{f\max}]$; $\eta_f \in [0, 1]$; $\mu_f \in [\mu_{f\min}, \mu_{f\max}]$; $v_f \in [v_{f\min}, v_{f\max}]$; $|n_a| \leq n_{\max}$, $|n_p| \leq n_{\max}$ 。

式中 $\mu_f, \mu_f, \eta_f, n_a, n_p$ 分别为战斗机和空射诱饵的控制量。

模型建立后, 要先利用目标机的运动模型对目标的机动位置进行预测, 然后运用 3.3 节中 CPSO 的相关步骤对整个过程进行寻优, 选取粒子的适应度作为目标值函数, 并采用十进制编码方式对控制量进行编码, 当战斗机使用空射诱饵完成对目标机的攻击时, 搜索终止。

4 仿真分析

以一对一空战为背景进行仿真, 假设战斗机和目标机均为质点且飞行过程中质量为常数; 空射诱饵可以顺利发射且发动机可以达到最长工作时间; 忽略空气扰动和侧向风对空射诱饵飞行轨迹的影响。

战斗机的仿真参数: 初始飞行速度为 300 m/s, 坐标 $(0, 0, 5)$, 单位为 km, 航迹偏转角 60° ; $2 \text{ m}^2 \leq S_{\text{RCS}} \leq 5 \text{ m}^2$; 空空导弹最大射程 R_{mid} 为 70 km, 最大发射角 φ_{weap} 为 45° ; 机载雷达和红外探测器最大探测距离分别为 150 km 和 50 km, 最大探测方位角分别为 100° 和 60° ; 机载全向告警器作用距离 135 km; 机载干扰吊舱最小干扰距离 R_{min} 为 50 km, 有效干扰角度为 60° ; 门限速度差为 30 m/s。

目标机的仿真参数: 初始飞行速度为 270 m/s, 坐标 $(0, 150, 4)$, 单位为 km, 航迹偏转角 260° ; $3 \text{ m}^2 \leq S_{\text{RCS}} \leq 7 \text{ m}^2$; 空空导弹最大射程 R_t 为 60 km, 最大发射角 φ_{weap} 为 30° ; 机载雷达最大探测距离为 160 km, 最大探测方位角为 90° ; 目标机在发现战斗机前按预定轨迹飞行, 发现

后按照比例导引法朝战斗机飞行。

空射诱饵的仿真参数: 弹体重量为 120 kg, 横截面积为 0.025 m^2 , 最大机动过载 n_{\max} 为 $2g$; RCS 有效模拟角度范围 δ_{RCS} 为 $45^\circ \sim 90^\circ$; 发动机最长工作时间为 180 s, 最大推力为 500 N, 燃料消耗速率为 0.15 kg/s 。

最后, 设定 $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 分别为 $0.35, 0.35, 0.3, \omega_{f1}, \omega_{f2}, \omega_{f3}, \omega_{f4}$ 分别为 $0.25, 0.25, 0.25, 0.25, \omega_{w1}, \omega_{w2}, \omega_{w3}$ 分别为 $0.3, 0.3, 0.4, \omega_{s1}, \omega_{s2}, \omega_{s3}$ 分别为 $0.3, 0.35, 0.35, \rho_{i0}$ 为 $0.5, 0.4, 0.1$, 调节系数 m_i 分别为 $-0.3, 0.1, 0.2$; 作战规划时域为 4 s, 时间步长增长率 q 为 1 s, 仿真步长 0.25 s , 执行决策时间为 1 s, 粒子规模 100, 学习因子为 $c_1 = c_2 = 1.5$, 最大迭代数为 100, 初始权重为 0.5。利用 Matlab-R2011B 平台进行仿真, 结果如图 1~图 7 所示。

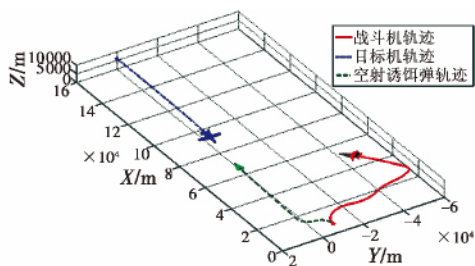


图 1 空战态势示意图

Fig. 1 Schematic diagram of air combat situation

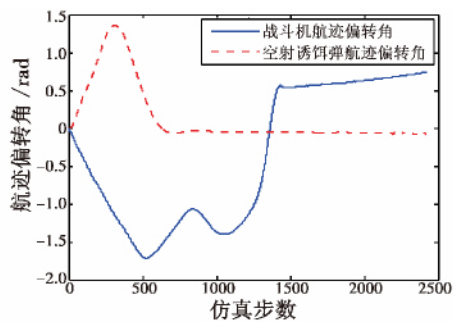


图 2 航迹偏转角变化曲线

Fig. 2 Curve of track deflection angle

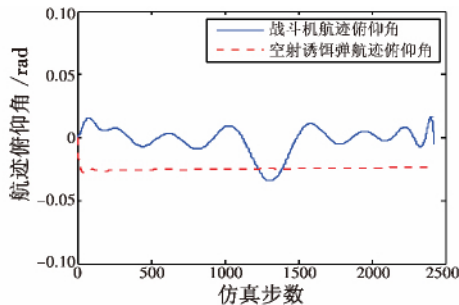


图 3 航迹俯仰角变化曲线

Fig. 3 Curve of track pitching angle

由图 1~图 3 可以看出, 战斗机发射空射诱饵后, 通过姿态调整远离目标机雷达探测中线飞行, 而空射诱饵则朝目标机飞行。

由图 4 可知, 60 s 时, 空射诱饵相对目标机方位角 -5.75° , 距离 130.5 km, 处于目标雷达探测区域内, 而战斗机与目标机距离 135 km, 超出目标雷达探测区域, 所以目标雷达仅对空射诱饵进行探测、跟踪; 在 136 s 时, 战斗机距离目标机 113.1 km, 相对方位角 30° , 依然超出目标雷达探测范围, 此时战斗机转向目标机飞行, 准备进行搜索、攻击; 在 142 s 时, 目标机相对战斗机方位角 0.45° , 距离 110 km, 处于战斗机机载雷达探测范围内, 而战斗机相对目标方位角 44.8° , 超出目标雷达探测区域。由图 5 可知, 战斗机发射空射诱饵后, 迅速提升飞行速度以规避目标雷达的探测, 而空射诱饵保持原速飞行以模拟战斗机的飞行特性; 135.5 s 时, 战斗机减速转向目标机飞行, 准备对其进行攻击。由图 6 和图 7 可以看出, 在整个过程中, 战斗机和空射诱饵的控制量变化平稳, 说明可操作性较好。

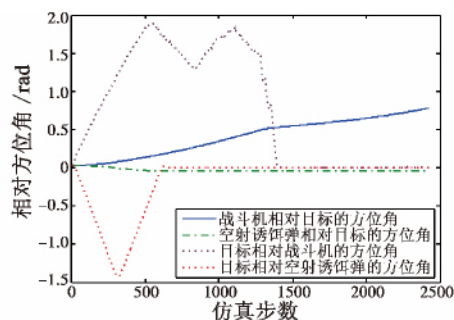


图 4 相对方位角变化曲线

Fig. 4 Curve of relative azimuth angle

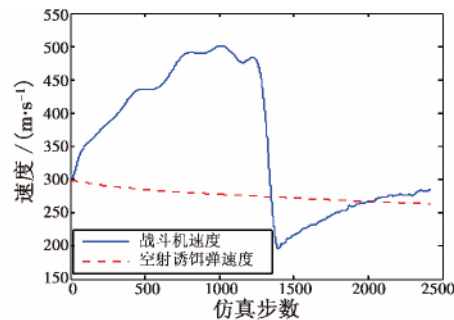


图 5 速度变化曲线

Fig. 5 Curve of velocity

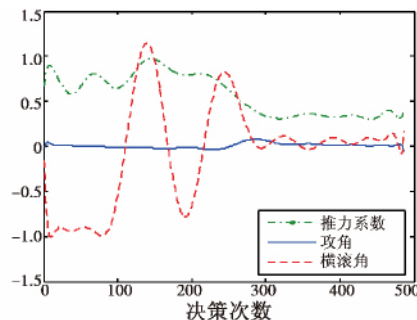


图 6 战斗机控制量示意图

Fig. 6 Schematic diagram of the fighter control

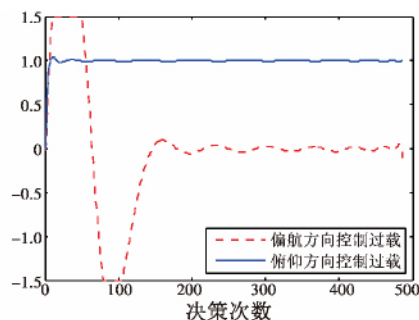


图 7 空射诱饵控制量示意图

Fig. 7 Schematic diagram of the MALD control

通过以上仿真可以看出, CPSO 可以有效地对战斗机和空射诱饵的轨迹进行优化, 从而实现了空射诱饵对战斗机的掩护, 让战斗机具有“先敌发现, 先敌攻击”的空战优势, 较好地解决了战斗机使用空射诱饵进行一对一空战的攻击决策问题。

5 结语

本文以一对一空战为背景, 对战斗机使用空射诱饵的攻击决策问题进行了研究。首先建立了战斗机、空射诱饵、目标机的运动模型, 并引入战斗机优势指数作为攻击决策的指标函数; 基于混沌粒子群优化算法构建了攻击决策的数学模型, 并对空战过程进行了仿真; 仿真结果表明混沌粒子群优化算法可以有效地解决战斗机使用空射诱饵进行一对一空战的攻击决策问题。

参考文献

- [1] 李学锋, 朱峰, 冯言志. 微型空射诱饵对防空作战的挑战及对策[J]. 飞航导弹, 2011, 9(10): 54-55. (LI X F, ZHU F, FENG Y Z. The challenges and countermeasures of air defense combat from MALD[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2011, 9(10): 54-55.)
- [2] 傅莉, 于梅祥. 混合对策无人战机空战决策[J]. 火力与指挥控制, 2011, 36(8): 67-69. (FU L, YU M X. Study of air combat decision for unmanned combat aerial vehicles based on hybrid game[J]. Fire Control and Command Control, 2011, 36(8): 67-69.)
- [3] 徐安, 于雷, 寇英信, 等. 基于 MDP 框架的飞行器隐蔽接敌策略[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(5): 1064-1066. (XU A, YU L, KOU Y X, et al. Stealthy enga-

gement maneuvering strategy for air combat based on MDP[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(5): 1064-1066.)

- [4] 钟友武, 杨凌宇, 柳嘉润, 等. 基于智能微分对策的自主机动决策方法研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(6): 29-32. (ZHONG Y W, YANG L Y, LIU J R, et al. Method of autonomous maneuver decision based on intelligent differential game[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(6): 29-32.)
- [5] 杨玲玲, 马良. 非线性规划的混沌粒子群优化算法[J]. 计算机技术与发展, 2012, 22(10): 15-17. (YANG L L, MA L. A chaos particle swarm optimization algorithm for nonlinear programming problem[J]. Computer Technology and Development, 2012, 22(10): 15-17.)
- [6] 张平, 方洋旺, 金冲, 等. 空空导弹攻击区实时解算的新方法[J]. 弹道学报, 2010, 22(12): 11-14. (ZHANG P, FANG Y W, JIN C, et al. A new method of real time calculation for attack area of air to air missile[J]. Journal of Ballistics, 2010, 22(12): 11-14.)
- [7] 张涛, 于雷, 周中良, 等. 基于混合算法的空战机动决策[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(7): 1445-1450. (ZHANG T, YU L, ZHOU Z L, et al. Decision-making for air combat maneuvering based on hybrid algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(7): 1445-1450.)
- [8] 刘栋, 谷志勇, 任波, 等. 电子对抗环境下的多机协同空战态势评估方法[J]. 光电与控制, 2008, 15(7): 30-33. (LIU D, GU Z Y, REN B, et al. Situation assessment of multi-aircraft cooperative air combat in electronic countermeasure environment[J]. Electronics Optics & Control, 2008, 15(7): 30-33.)
- [9] 王毅, 赵建军, 冯巍巍, 等. 基于自适应混沌粒子群优化的防空目标分配[J]. 计算机工程, 2012, 20(38): 144-151. (WANG Y, ZHAO J J, FENG W W, et al. Air defense target distribution based on adaptive chaotic particle swarm optimization[J]. Computer Engineering, 2012, 20(38): 144-151.)
- [10] 刘玲, 钟伟民, 钱峰. 改进的混沌粒子群优化算法[J]. 华东理工大学学报: 自然科学版, 2010, 36(2): 267-272. (LIU L, ZHONG W M, QIAN F. An improved chaos particle swarm optimization algorithm[J]. Journal of East China University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2010, 36(2): 267-272.)

(上接第 13 页)

- 2006: 1937-1943.
- [8] DOGANÇAY K. 3D passive localization in the presence of large bearing noise [C]//Proceedings of 13th European Signal Processing Conference, EUSIPCO 2005, Antalya, 2005: 1263-1267.
- [9] HMAM H, DOGANÇAY K. Passive localization of scanning

emitters [J]. Proceeding of IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2010, 46(2): 944-951.

- [10] BADEAU R, DAVID B. Weighted maximum likelihood autoregressive and moving average spectrum modeling [C]//IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICSAAP), Las Vegas, 2008: 761-764.