

# 中距空战下战斗机使用诱饵弹协同攻击策略

张涛<sup>1,2</sup>, 于雷<sup>3</sup>, 周中良<sup>1</sup>, 孔庆春<sup>1,4</sup>

(1.空军工程大学航空航天工程学院,陕西西安,710038;2.94831部队,浙江衢州,324001;  
3.空军工程大学科研部,陕西西安,710051;4.西北工业大学航天学院,陕西西安,710072)

**摘要** 以战斗机携带诱饵弹进行一对一中距空战为背景,基于粒子群算法对战斗机与诱饵弹协同攻击策略进行研究。建立战斗机及诱饵弹运动模型;在分析建立诱饵弹欺骗函数及协同函数的基础上,构建了中距协同攻击目标函数;提出了一种基于粒子群算法的战斗机及诱饵弹中距协同攻击决策方法,仿真结果表明:该方法可以利用诱饵弹对载机进行掩护,提高战斗机在攻击过程中的生存力及战斗力。

**关键词** 诱饵弹;协同攻击策略;滚动时域;粒子群算法

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.03.001

**中图分类号** V249 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)03-0001-05

## Coordinated Attacking Strategy for MALD and Fighter in Medium-Range Air Combat

ZHANG Tao<sup>1,2</sup>, YU Lei<sup>3</sup>, ZHOU Zhong-liang<sup>1</sup>, KONG Qing-chun<sup>1,4</sup>

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. 94831 Unit of PLA, Quzhou 324001, Zhejiang, China; 3. Scientific Research Department, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 4. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Considering that a fighter carrying miniature air-launched decoy (MALD) is in the process of one-to-one medium range air combat as a scenario, a coordination attacking strategy model for MALD and fighter based on receding horizon control (RHC) is established to solve the complicated problem. Dynamical models of MALD, fighter and target are built. Based on the analysis of the MALD bam function and coordinated function, the decision-making objective function is build. A method of coordination attacking strategy of MALD and fighter based on particle swarm optimization (PSO) and RHC is proposed. Simulation results show that the use of this algorithm can bam the target and improve the probability of our fighter's survival and combat effectiveness in the process of attack.

**Key words:** miniature air-launched decoy; coordination attacking strategy; receding horizon control; particle swarm optimization

空射诱饵弹(Miniature Air Launched Decoy, MALD)是一种由战斗机发射,用于欺骗目标机载或地面雷达,诱骗目标导弹攻击,提高本机战斗力及生

存力的新型武器<sup>[1]</sup>。MALD可以模拟载机运动特性、红外特征和雷达反射(RCS)特性,其可分为无动力诱饵弹和有动力诱饵弹,其中有动力诱饵弹因其

收稿日期:2012-12-31

基金项目:航空科学基金资助项目(20095196012);空军工程大学博士生创新基金资助项目(Dx2010106)

作者简介:张涛(1982-),男,山东新泰人,博士生,主要从事航空武器系统总体、仿真与控制研究。

E-mail:zt3241@163.com

运动特性与战斗机运动特性更为相似,且可以模拟作战飞机的 RCS 和红外特性,可有效引诱和欺骗目标雷达探测设备,使目标雷达探测设备难以发现和识别真实目标<sup>[2]</sup>,因此有动力诱饵弹是目前主要研究对象,本文研究对象即为有动力诱饵弹,以下简称诱饵弹。目前,针对诱饵弹及协同攻击的研究比较少,大部分研究主要针对战斗机空战机动决策进行<sup>[3-5]</sup>。本文以双方一对一中距迎头空战为背景,对载机使用诱饵弹协同攻击进行研究。

## 1 运动模型的建立

### 1.1 战斗机运动建模

在惯性坐标系中,战斗机运动学及动力学方程分别为:

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

$$\begin{cases} \gamma_f = \frac{(L + \eta T_{\max} \sin \alpha_f) \cos \mu_f - m_f g \cos \gamma_f}{(m_f v_f)} \\ \dot{\gamma}_f = \frac{[(L + \eta T_{\max} \sin \alpha_f) \sin \mu_f]}{(m_f v_f \cos \gamma_f)} \\ \dot{v}_f = \frac{(\eta T_{\max} \cos \alpha_f - D_z)}{m_f} - g \sin \gamma_f \end{cases} \quad (2)$$

式(1)~(2)中各变量的含义见文献[6]。

约束条件为:

$$\begin{cases} \alpha_{f \min} \leq \alpha_f \leq \alpha_{f \max} & , & |\dot{\alpha}_f| \leq \Delta \alpha_f \\ 0 \leq \eta \leq 1 & , & |\dot{\eta}| \leq \Delta \eta \\ \mu_{f \min} \leq \mu_f \leq \mu_{f \max} & , & |\dot{\mu}_f| \leq \Delta \mu_f \\ v_{f \min} \leq v_f \leq v_{f \max} & , & z_{f \min} \leq z_f \leq z_{f \max} \end{cases} \quad (3)$$

### 1.2 诱饵弹运动建模

诱饵弹在惯性坐标系下的运动学方程为<sup>[7]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{x}_m = v_m \cos \theta_m \cos \phi_m \\ \dot{y}_m = v_m \cos \theta_m \sin \phi_m \\ \dot{z}_m = v_m \sin \theta_m \end{cases} \quad (4)$$

式中  $v_m$ ,  $\theta_m$ ,  $\phi_m$  分别为诱饵弹的速度、航迹俯仰角和航迹偏转角。

动力学方程为:

$$\begin{cases} \dot{\theta}_m = (n_p - \cos \theta_m) g / v_m \\ \dot{\phi}_m = n_a g / (v_m \cos \theta_m) \\ \dot{v}_m = (F_{pm} - F_{rm}) / m_m - g \sin \theta_m \end{cases} \quad (5)$$

式中各变量的含义及计算方法见文献[7]。

对于诱饵弹的过载约束为:

$$|n_a| \leq n_{\max}, |n_p| \leq n_{\max} \quad (6)$$

### 1.3 目标机动建模

目标与本机的相对运动方程<sup>[7]</sup>为:

$$\begin{cases} r = \sqrt{x_r^2 + y_r^2 + z_r^2} \\ \theta = \arctan(z_r / \sqrt{x_r^2 + y_r^2}) \\ \phi = \arctan(-y_r / x_r) \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $x_r = x_f - x_m$ ,  $y_r = y_f - y_m$ ,  $z_r = z_f - z_m$ ;  $\theta$  为视线倾角;  $\phi$  为视线偏角。对式(7)关于时间求导:

$$\begin{cases} \dot{r} = (x_r \dot{x}_r + y_r \dot{y}_r + z_r \dot{z}_r) / r \\ \dot{\theta} = [z_r (\dot{r}^2 + y_r^2) - z_r (x_r \dot{x}_r + y_r \dot{y}_r)] / (r^2 \sqrt{x_r^2 + y_r^2}) \\ \dot{\phi} = (\dot{x}_r y_r - x_r \dot{y}_r) / (x_r^2 + y_r^2) \end{cases} \quad (8)$$

假设目标采取比例引导法对本机进行拦截攻击,其引导指令的计算方法为:

$$\dot{\theta}_m = K \dot{\theta}; \quad \dot{\phi}_m = K \dot{\phi} \quad (9)$$

式中  $K$  为导航比。

## 2 协同攻击目标函数

使用诱饵弹进行中距协同攻击,需要考虑载机及诱饵弹 2 方面因素,构建协同攻击目标函数为:

$$\begin{cases} E = \omega E_m + \omega E_c \\ E_m = \epsilon_m (\omega_{m1} M_j + \omega_{m2} M_r + \omega_{m3} M_c) \\ E_c = \epsilon_c (\omega_{c1} P_c + \omega_{c2} P_d + \omega_{c3} P_{cl}) \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $E_m$  为诱饵弹欺骗函数;  $E_c$  为诱饵弹与载机的协同函数;  $\epsilon_m$ ,  $\epsilon_c$  为增益系数;  $M_j$  为速度欺骗指数;  $M_r$  为 RCS 欺骗指数;  $M_c$  为角度欺骗指数;  $P_c$  为协同指数;  $P_d$  为距离协同指数;  $P_{cl}$  为控制指数;  $\omega$  为权重系数,  $\sum \omega = 1$ 。

在不同作战态势及作战阶段下各函数、指数重要程度是不同的,因此需要对权重系数进行确定:

$$\text{if } t \geq T_{\text{mise}} \\ \omega = 0, \omega = 1; \omega_1 = 0, \omega_2 = 0, \omega_3 = 1 \quad (11)$$

式中  $T_{\text{missile}}$  为目标空空导弹从发射至命中诱饵弹的时间。

### 2.1 诱饵弹欺骗函数

#### 2.1.1 速度欺骗指数

诱饵弹需要模拟战斗机速度才能对目标雷达形成欺骗,建立速度欺骗指数为:

$$M_j = \left\{ 1 + \left[ \frac{(v_m - v_c)}{(0.5 \Delta V)} \right]^4 \right\}^{-1} \quad (12)$$

式中:  $v_c$  为战斗机经济巡航速度;  $\Delta V$  为战斗机速度范围。

#### 2.1.2 RCS 欺骗指数

由于诱饵弹本身 RCS 值较小,无法模拟载机 RCS,因此需要添加设备才能在一定角度范围内模拟载机 RCS 值,因此 RCS 欺骗指数与目标方位角相关,即:

$$M_r = \begin{cases} [(\hat{\alpha}_{cs} - |Q_m|) / \hat{\alpha}_{cs}]^2, & Q_m \leq \hat{\alpha}_{cs} \\ 0, & Q_m > \hat{\alpha}_{cs} \end{cases} \quad (13)$$

式中:  $\delta_{cs}$  为诱饵弹模拟 RCS 角度区间;  $Q_m$  为目标相对诱饵弹角度。

### 2.1.3 角度欺骗指数

诱饵弹只有在目标雷达视野范围之内,才能对目标雷达产生欺骗,保护本机,因此需要对诱饵弹相对目标雷达角度进行控制,角度欺骗指数为:

$$M_c = \begin{cases} \left[ \frac{(\beta_{\max} - |Q_m|)}{\beta_{\max}} \right]^2, & Q_m \leq \beta_{\max} \\ 0, & Q_m > \beta_{\max} \end{cases} \quad (14)$$

式中:  $\beta_{\max}$  为目标雷达最大搜索方位角;  $Q_m$  为诱饵弹相对目标的方位角。

## 2.2 载机与诱饵弹协同函数

### 2.2.1 角度协同指数

中距空战时载机发射诱饵弹后,为保证目标雷达无法区分载机与诱饵弹,需要载机与诱饵弹保持在一定的距离和角度范围内,利用目标机载雷达的距离及角度分辨力,使目标将载机及诱饵弹视为同一目标,首先根据角度分辨力建立角度协同指数,即:

$$P_c = \begin{cases} 1 - \left[ \frac{(|Q_{cf} - Q_{cm}|)}{3\Delta\beta} \right]^4, & |Q_{cf} - Q_{cm}| < \Delta\beta \\ 0, & |Q_{cf} - Q_{cm}| \geq \Delta\beta \end{cases} \quad (15)$$

式中:  $Q_{cf}$ 、 $Q_{cm}$  分别为载机和诱饵弹相对目标的目标方位角;  $\Delta\beta$  为目标雷达角度分辨力。

### 2.2.2 距离协同指数

根据目标雷达距离分辨力建立距离协同指数为:

$$P_d = \begin{cases} \text{if } D \leq kR_{mis}, \begin{cases} 0, & \Delta D < 0 \text{ 或 } \Delta D > \Delta R \\ 1 - \left[ \frac{(0.5\Delta R - \Delta D)}{0.5\Delta R} \right]^2, & 0 \leq \Delta D \leq \Delta R \end{cases} \\ \text{if } D > kR_{mis}, \begin{cases} 0, & \Delta D < 0 \\ 1 - \left[ \frac{(1.5D_{sc} - \Delta D)}{1.5D_{sc}} \right]^2, & 0 \leq \Delta D \leq 1.5D_{sc} \\ 1, & \Delta D > 1.5D_{sc} \end{cases} \end{cases} \quad (16)$$

式中:  $\Delta D = D - D_m$ ,  $D_m$  为目标与诱饵弹的距离;  $D_{sc}$  为载机最小安全距离;  $\Delta R$  为目标雷达距离分辨力;  $R_{mis}$  为目标中距空空导弹射程;  $k$  为距离调节系数。

### 2.2.3 载机控制指数

在目标发射的空空导弹即将命中诱饵弹时,载机与诱饵弹散开并从其它方向进入攻击,建立载机控制指数为:

$$P_{cl} = \begin{cases} \left[ \frac{(\beta_{\max} - |Q_l|)}{(0.5\beta_{\max})} \right]^2, & t \geq T_{\text{missile}} \\ 0, & t < T_{\text{missile}} \end{cases} \quad (17)$$

式中:  $Q_l$  为载机速度矢量与目标线的夹角;  $\beta_{\max}$  为载

机雷达最大搜索方位角。

## 3 基于 RHC-PSO 的协同攻击

### 3.1 滚动时域控制方法

滚动时域控制 (Receding Horizon Control, RHC) 是一种基于在线计算并不断根据当前测量的状态求解最优控制问题的一种控制方法<sup>[8-9]</sup>,是求解受约束优化问题的有效方法。其基本步骤为:在每个决策时刻  $t_k$ ,用当前状态  $x_k$  作为初始状态,在线求解规划时域  $t \in [t_k, t_k + T]$  内的最优控制问题,得到最优控制序列  $u_k$ ,且在该时刻仅执行  $u_k$  中的第一个控制量,直至获得新的状态量,并将其作为新的初始状态重复上述过程,直至满足要求。

### 3.2 粒子群算法

粒子群算法 (Particle Swarm Optimization, PSO) 和其它进化算法相似,也是根据适应度值将群体中的个体移动至较好的区域,不同的是它不对个体使用进化算子,而是将个体看作可以在搜索空间以一定速度飞行的粒子,根据对个体和群体的分析来动态调节速度,进而寻找最优解。与其它智能算法相比,PSO 算法收敛速度快、容易实现且可调整参数较少,因此被广泛应用<sup>[10-11]</sup>。PSO 算法的求解步骤为:在  $n$  维空间  $t$  次迭代中,第  $i$  个粒子的位置为  $X_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{in})$ ,当前速度为  $V_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{in})$ ,粒子  $i$  在过去最优位置为  $P_i^t = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{in})$ ,群体最优位置为  $G_i^t = (g_{i1}, g_{i2}, \dots, g_{in})$ 。在下一轮迭代中,粒子通过式(18)~(19)调整速度及位置,经过  $N$  次迭代寻找全局最优解。

$$v_{id}(t+1) = \omega v_{id}(t) + c_1 r_1 (p_{id}(t) -$$

$$x_{id}(t)) + c_2 r_2 (g_{id}(t) - x_{id}(t)) \quad (18)$$

$$x_{id}(t+1) = x_{id}(t) + v_{id}(t) \quad (19)$$

式中:  $\omega$  为惯性权重;  $c_1$ 、 $c_2$  为加速常数;  $r_1$ 、 $r_2$  为  $(0, 1)$  分布的随机数。

为确保调整位置后的粒子仍在搜索空间内,需要对越界粒子进行以下操作:

$$x_{ij} = x_{bl} (1 - l_{\mu}) \quad (20)$$

式中:  $x_{bl}$  为边界值;  $l$  为位置控制系数;  $\mu$  为  $(0, 1)$  分布的随机数。经过处理,越界粒子分布在距离边界  $l \sim \mu$  的搜索空间内,从而增加了群体的多样性,提高了全局搜索能力。

### 3.3 协同攻击模型

本文将协同攻击决策问题转化为非线性规划问题。首先将规划时域  $[t_k, t_k + T]$  离散化,分为  $N$  个阶段,其中每个阶段的时间  $t_k = t_k^0 < t_k^1 < \dots < t_k^N = t_k + T$ 。为提高计算效率,减小计算量,每个阶段的时

间间隔设定为  $t_k^{i+1} = t_k^i + (1 + qi)\Delta t, i \in [0, N-1]$ , 式中  $q$  为时间步长增长率。将协同攻击问题可建模为最优控制问题:

$$\begin{aligned} \max \quad & J^N = \sum_{i=0}^{N-1} g(\mathbf{x}_i, \mathbf{u}_i, t_k^i)(t_k^{i+1} - t_k^i) + \rho(\mathbf{x}_N, t_k^N) \\ \text{s.t.} \quad & \mathbf{x}(t_k) = \mathbf{x}_k \\ & \mathbf{x}_{j+1} = \mathbf{A}\mathbf{x}_j + \mathbf{B}\mathbf{u}_j, \quad \forall j=0, 1, \dots, N-1 \quad (21) \\ & h(\mathbf{x}_i, \mathbf{u}_i, t_k^i) \leq 0 \end{aligned}$$

本文使用粒子群算法解决该问题,首先通过 1.3 节中的目标机动模型预测目标下一时刻机动位置,然后根据粒子群算法对整个过程进行寻优。根据 1.1、1.2 节内容可以得到战斗机及诱饵弹的控制量  $\mathbf{u} = [\alpha, \mu, \eta, n_a, n_p]$ , 本文采用实数十进制编码方式对控制量进行编码,每一位编码对应一个控制量,一条编码表示一种控制量组合,取适应度函数为规划时域  $N$  个阶段的协同攻击目标函数值,约束条件包括式(3)、式(6);终止条件为载机完成对目标的攻击。依据以上步骤完成对协同攻击问题求解。

## 4 仿真分析

仿真条件:假设红蓝 2 架战斗机进行空战,红机坐标为  $(0, 0, 5.5)$  km,速度 270 m/s,初始航迹偏转角为  $90^\circ$ ;雷达最大搜索方位角  $100^\circ$ ,最小安全距离为 1 km。蓝机速度 280 m/s,坐标为  $(-10, 50, 4)$  km,初始航迹偏转角  $-90^\circ$ ,蓝机没有发现目标时按照预定轨迹飞行,当发现目标时按照比例导引法进行机动;雷达最大搜索方位角  $100^\circ$ ,距离分辨力 200 m,角度分辨力为  $2^\circ$ ,中距空空导弹的攻击区为半径 50 km 的  $90^\circ$  扇区;假设诱饵弹重 100 kg,弹体有效截面积为  $0.02 \text{ m}^2$ ,推力为 700 N,机动过载为  $2g$ ,阻力系数为 1.2,燃料秒流量为  $0.2 \text{ kg/s}$ ,发动机工作时间 150 s,模拟 RCS 角度  $90^\circ$ 。增益系数为  $(1, 1)$ ,总权重为  $(0.5, 0.5)$ ,诱饵弹指数权重为  $(0.3, 0.4, 0.3)$ ,协同指数权重为  $(0.5, 0.0, 0.5)$ ,距离调节系数为 0.7。决策时域为 3 s,时间步长增长率为 1 s,仿真步长为 0.25 s,每次决策执行时间 1 s。粒子规模 100,起始权重 0.5,最大迭代次数 100,加速常数  $c_1 = c_2 = 1.5$ 。

仿真结果见图 1~7。图 1 中,线“—o—”为蓝机运动轨迹,线“—\*—”为红机运动轨迹,线“—+—”为诱饵弹运动轨迹。

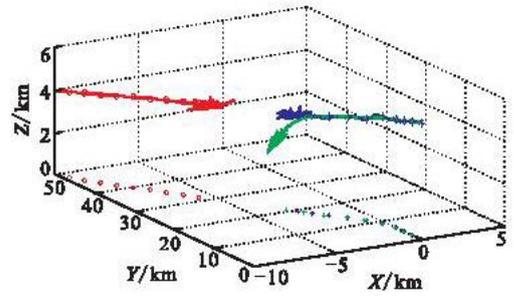


图 1 协同攻击轨迹图

Fig. 1 Trajectory of coordinated attack

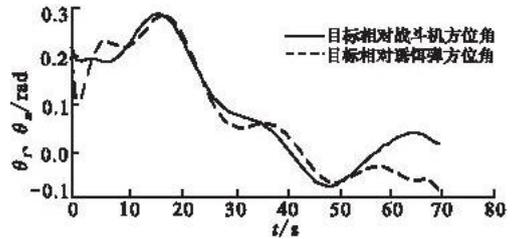


图 2 蓝机相对红机方位角曲线

Fig. 2 Azimuth angle of blue fighter

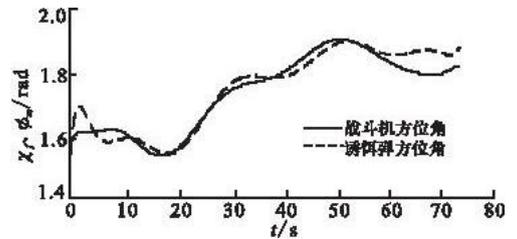


图 3 红机与诱饵弹方位角曲线

Fig. 3 Azimuth angle of red fighter and mald

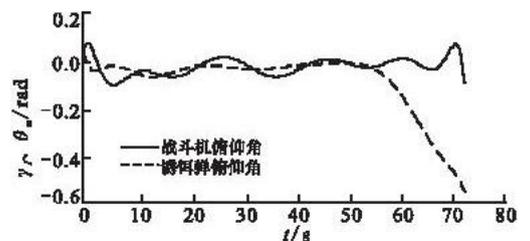


图 4 红机与诱饵弹俯仰角曲线

Fig. 4 Pitch angle of red fighter and mald

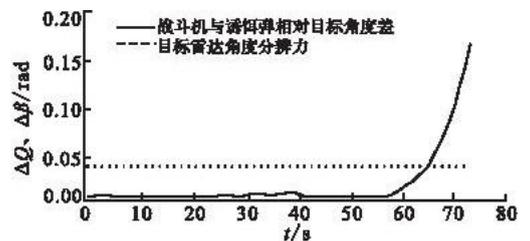


图 5 红机与诱饵弹相对目标角度差曲线

Fig. 5 Angle difference of red fighter and mald

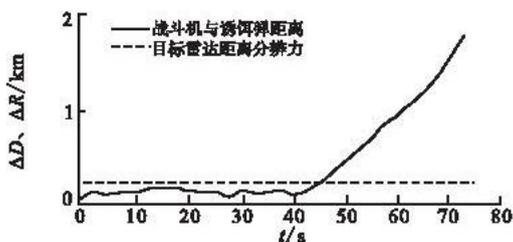


图6 红机与诱饵弹距离曲线

Fig. 6 Distance difference of red fighter and mald

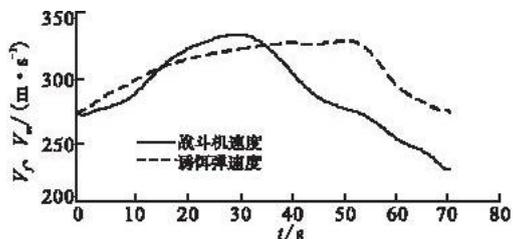


图7 红机及诱饵弹速度曲线

Fig. 7 Velocity of red fighter and mald

由图1、图2可以看出,红机在判断被蓝方雷达锁定后发射诱饵弹,诱饵弹通过控制自身姿态朝向目标飞行以模拟载机特性,同时红机则将自己控制在诱饵弹尾后一定角度及距离内,在44 s之前可以实现诱饵弹对载机的掩护;在45 s时,由于蓝机雷达中红机由1个变为2个,跟踪被破坏,需要时间重新进行搜索跟踪,红机可以利用时间差进行攻击。在52 s时,诱饵弹被蓝机导弹击中,由图3和图4可以看出,52 s之前红机与诱饵弹在方位方向及俯仰方向上基本保持了同样的姿态角,由图5和图6可以看出在45 s之前红机与诱饵弹相对蓝机的角度差始终控制在 $2^\circ$ 之内,距离控制在200 m之内,保证蓝机雷达无法分辨诱饵弹与红机。由图6和图7可以看出红机通过控制速度实现了与诱饵弹的安全距离,在52 s时距离为551 m,可以保证红机安全。

以上仿真表示了在中距迎头攻击态势下的诱饵弹及载机的协同攻击策略,通过仿真可以看出,通过滚动时域-粒子群算法可较好的解决中距载机及诱饵弹协同攻击问题,通过诱饵弹的掩护机动可以有效提高载机的生存力及攻击力。

## 5 结语

本文基于粒子群算法对战斗机携带诱饵弹中距空战中协同攻击问题进行了研究,首先建立了战斗机、诱饵弹及目标的运动模型;构建了中距协同攻击模型;结合滚动时域思想,提出了基于粒子群算法的中距空战协同攻击方法,并对战斗机和诱饵弹在中距攻击态势下的协同攻击进行了仿真,仿真结果表明基于粒子群算法的中距空战协同攻击模型是有效的。

## 参考文献(References):

- [1] 王焱. 气压高度表在空射诱饵弹控制系统中的应用[J]. 航空兵器, 2006(5):34-35.  
WANG Yao. Application of altimeter in decoy missile control system[J]. Aero weaponry, 2006(5):34-35. (in Chinese)
- [2] 杨会林, 邹敏怀, 王少锋. 空射诱饵弹发展分析[J]. 教练机, 2012(1):48-51.  
YANG Huilin, ZOU Minhuai, WANG Shaofeng. Analysis on development of air launched decoy [J]. Trainer, 2012(1):48-51. (in Chinese)
- [3] James S, Jonathan P, Brian W, et al. Aircombat strategy using approximate dynamic programming [J]. Journal of guidance control and dynamics, 2010, 33(5):1641-1654.
- [4] 张涛, 于雷, 周中良, 等. 基于变权重伪并行遗传算法的空战机动决策[J]. 飞行力学, 2012, 30(5):470-474.  
ZHANG Tao, YU Lei, ZHOU Zhongliang, et al. Decision making for air combat maneuvering based on variable weight pseudo parallel genetic algorithm [J]. Flight dynamics, 2012, 30(5):470-474. (in Chinese)
- [5] Benjamin R. Carter. Time optimization of high performance combat maneuvers [D]. Monterey: Naval postgraduate school, 2005.
- [6] Kai V, Janne K, Tuomas R. Modeling air combat by a moving horizon influence diagram game [J]. Journal of guidance control and dynamics, 2006, 29(5):1080-1091.
- [7] 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 Ping, FANG Yangwang, JIN Chong, et al. A new method of real-time calculation for attack area of air-to-air missile [J]. Journal of ballistic, 2010, 22(12):11-14. (in Chinese)
- [8] Janne Karelaiti, Kai Virtanen, Tuomas Raivio. Near-optimal missile avoidance trajectories via receding horizon control [J]. Journal of guidance control and dynamics, 2007, 30(5):1287-1298.
- [9] Duan H B, Zhang Y P, Liu S Q. Multiple UAVs/UGVs heterogeneous coordinated technique based on receding horizon control (RHC) and velocity vector control [J]. Science China, 2011, 54(4):869-876.
- [10] 杨永生. 一种自适应调节粒子群优化算法的研究 [J]. 西安科技大学学报, 2011, 31(3):356-362.  
YANG Yongsheng. A particle swarm optimization algorithm with adaptive adjusting [J]. Journal of Xi'an university of science and technology, 2011, 31(3):356-362. (in Chinese)
- [11] Ding W P, Wang J D, Guan Z J. Cooperative extended rough attribute reduction algorithm based on improved PSO [J]. Journal of systems engineering and electronics, 2011, 23(1):160-166.

(编辑:田新华)