

基于 RHC-PSO 的双机协同探测跟踪行为决策

黄泽楠¹, 张涛¹, 周中良¹, 黄俊², 李飞¹

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 中国人民解放军95899部队, 北京 100076)

摘要: 针对现代空战双机编队协同探测的复杂性,以双机协同探测一架敌机为背景,基于滚动时域控制思想对搜索跟踪阶段战斗机机动决策及雷达行为决策进行研究。首先建立雷达的探测模型,重点研究双机协同探测态势及全向雷达反射面积(RCS)动态特性;其次建立了战斗机协同搜索跟踪行为决策模型,重点分析了协同探测控制函数的建立,以及基于粒子群算法的探测行为决策模型;最后进行了仿真验证。仿真结果表明,该方法可以有效提高我方战斗机协同探测能力。

关键词: 协同探测; 行为决策; 双机编队; 滚动时域; 粒子群算法

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)08-0091-07

RHC-PSO Based Behavior Decision-Making for Coordinated Detecting and Tracking

HUANG Ze-nan¹, ZHANG Tao¹, ZHOU Zhong-liang¹, HUANG Jun², LI Fei¹

(1. Engineering College of Aeronautics and Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. No. 95899 Unit of PLA, Beijing 100076, China)

Abstract: Considering the scenario of air combat in which our two fighters detect and track one fighter coordinately, we studied the decision-making of fighter maneuvering and radar activity during the detecting and tracking process based on Receding Horizon Control(RHC). A model of radar detection was established at first. The dynamic characteristics of Radar Cross Section(RCS)and the situation of dual-fighter detecting were studied. The model of dual-aircraft coordinated detecting and tracking was also built up. The function of coordinated detecting and tracking and the decision-making model of particle swarm optimization(PSO) were discussed. Simulation results show that the method can improve the capability of coordinated detecting and tracking effectively.

Key words: coordinated detecting and tracking; behavior decision-making; dual-fighter formation; Receding Horizon Control(RHC); Particle Swarm Optimization(PSO)

0 引言

当前,随着战斗机和机载传感器性能的不不断提高,现代空战态势瞬息万变,传感器、武器以及本机之间的相互关系也变得越来越复杂。为了提高空战优势、减轻飞行员负担,对空战行为决策进行研究逾显重要^[1]。针对现代空战的变化和需求,世界各军事大国都在进行空战行为决策及其生成技术的研究和开发。空战行为决策问题是一个动态对策问题^[2],目前求解此问题

的方法有:模糊推理、微分对策、影响图、遗传算法、蚁群算法、矩阵对策、神经网络等,目前大部分文献只针对战斗机机动决策或雷达行为决策分别进行单独研究,没有文献进行综合研究。文献[3]采用模糊推理在动作库中选择动作进行空战机动决策;文献[4]提出了基于微分对策的自主机动决策方法;文献[5]采用滚动时域控制的影响图解决空战机动决策问题;文献[6]提出应用自适应伪并行遗传算法进行机动决策。在上述方法中,模糊推理操作不灵活,微分对策求解难度大,影响图法的计算时间较长,难以满足空战的实时性要求,矩阵对策与实际空战差距较大,神经网络法则很难有真实的数据对神经网络进行训练。

本文将空战过程分多阶段进行决策,提出了一种基

收稿日期:2013-07-12 修回日期:2013-10-24

基金项目:航空科学基金(20095196012)

作者简介:黄泽楠(1990—),男,内蒙古包头人,硕士生,研究方向为航空武器系统总体、仿真与控制。

于滚动时域控制 (Receding Horizon Control, RHC)^[7] 思想的粒子群算法 (Particle Swarm Optimization, PSO)^[8] 来解决战斗机协同探测行为决策问题。仿真结果证明, 该方法可有效提高战斗机的协同探测优势, 保证对目标的稳定探测, 同时减小我机相对目标的 RCS 值, 提高生存力, 验证了该方法应用于战斗机空战行为决策的有效性和可行性。

1 PSO 和 RHC 概述

1.1 粒子群算法

粒子群算法是 Kennedy 等人在 1995 年提出的一种智能计算方法。PSO 容易实现、收敛速度快且可调整参数较少, 因此被广泛应用^[9-10]。PSO 的基本思想是: 在 n 维空间 t 次迭代中, 第 i 个粒子的位置表示为 $X_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{in})$, 当前速度为 $V_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{in})$, 粒子 i 在过去位置中最优位置为 $P_i = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{in})$, 群体中最优位置为 $G_i = (g_{i1}, g_{i2}, \dots, g_{in})$ 。在下一轮迭代中, 粒子通过式(1)和式(2)调整速度及位置, 经过 N 次迭代寻找全局最优解作为问题解^[10]。

$$v_{id}(t+1) = \omega v_{id}(t) + c_1 r_1 (p_{id}(t) - x_{id}(t)) + c_2 r_2 (g_{id}(t) - x_{id}(t)) \quad (1)$$

$$x_{id}(t+1) = x_{id}(t) + v_{id}(t) \quad (2)$$

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

对越界粒子位置进行以下操作

$$x_{ij} = x_{ij}(1 - l \cdot \mu) \quad (3)$$

式中: x_{ij} 为边界值; l 为位置控制系数; μ 为 $[0, 1]$ 上均匀分布的随机数。经过处理后, 越界粒子将分布在距离边界 $l - \mu$ 的搜索域内, 从而增加了种群的多样性, 提高了全局搜索能力。

1.2 滚动时域控制方法

滚动时域控制又称为模型预测控制 (Model Prediction Control, MPC), 它是一种基于在线计算、不断根据当前测得的系统状态求解系统最优控制问题的一种控制技术。滚动时域控制的基本思想是: 在每个决策时刻 t_k , 用当前时刻状态 x_k 作为初始状态, 在线求解一个规划时域 $t \in [t_k, t_k + T]$ 内的最优开环控制问题, 得到最优控制序列 u_k , 且在该时刻仅执行控制序列中的第一个控制量, 直到获得新的状态量, 并将其作为新的初始状态重复上述过程, 直到满足要求。

2 雷达探测模型建立

由于本文只研究空空作战, 因此雷达模型中仅考虑空空作战所需功能。雷达不同的工作方式使得其搜索范围及距离也不尽相同, 主要取决于敌我相对态势、

辅助信息精确度及任务需求。

2.1 扫描工作方式与探测距离

脉冲多普勒雷达在空空搜索时一般方位扫描有多种选择, 如 $\pm 10^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$ 、 $\pm 60^\circ$ 等, 同时俯仰上做 1 行、2 行或 4 行扫描, 雷达搜索扫描图形可任意组合^[11]。而有源相控阵雷达则可以根据信息及敌我态势在可控范围内随意确定搜索范围。

雷达探测距离方程^[11]为

$$R_{\max} = \left[\frac{P_t A_e^2 \sigma t_{ot}}{(4\pi)^2 k T_0 R_{s,N}^{\min} \lambda^2 L} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (4)$$

式中: σ 为雷达截面积; t_{ot} 为雷达波束驻留时间; $R_{s,N}^{\min}$ 为雷达最小输出信噪比, 其余参数所表示的含义见文献[12]。

雷达探测距离方程中主要控制因素是驻留时间 t_{ot} 和信噪比 $R_{s,N}^{\min}$, 信噪比可以通过控制探测门限进行控制, 本文不做讨论。而驻留时间则与雷达搜索范围的大小、雷达帧扫描时间等有关^[11], 驻留时间 t_{ot} 可表示为

$$t_{ot} = \frac{\Delta\theta_r^2 t_f}{\psi_a \psi_p} \quad (5)$$

式中: $\Delta\theta_r$ 为雷达波束宽度; t_f 为雷达帧扫描时间; ψ_a 为雷达方位扫描宽度; ψ_p 为雷达俯仰扫描宽度。

2.2 雷达搜索空域

雷达搜索空域的大小与已获得目标信息的精度有关。当作战飞机没有目标信息时, 应进行大范围搜索; 当可以获得目标信息时, 应根据信息及其误差大小确定雷达扫描中心及扫描空域范围。

目标信息数据从预警雷达发现目标到传输至战斗机过程中, 会产生各种误差及误差累积, 其中包括: 预警雷达测量误差 σ_y (单位为 $^\circ$); 数据处理及传输过程中延时 Δt (单位为 s); 数据转换误差 σ_d (单位为 $^\circ$); 本机惯导系统航向测量误差 σ_g (单位为 $^\circ$); 本机惯导系统定位误差 σ_z (单位为 m); 机载雷达天线扫描随动误差 σ_s (单位为 $^\circ$); 其他误差 σ_q (单位为 $^\circ$)^[13]。由于各种误差单位不统一, 因此通过式(6)将单位统一至米。

$$\begin{cases} \sigma'_y = D_R \sin \sigma_y \\ \sigma'_t = V_{\max} \Delta t; \sigma'_z = \sigma_z \\ \sigma'_d = D \sin \sigma_d; \sigma'_g = D \sin \sigma_g \\ \sigma'_s = D \sin \sigma_s; \sigma'_q = D \sin \sigma_q \end{cases} \quad (6)$$

式中: D_R 为预警雷达最大作用距离; D 为敌我距离。

目标信息总系统误差为

$$\sigma = \sqrt{\sigma_y'^2 + \sigma_t'^2 + \sigma_d'^2 + \sigma_g'^2 + \sigma_z'^2 + \sigma_s'^2 + \sigma_q'^2} \quad (7)$$

根据与我机位置关系, 将误差转化为相对我机的角度误差 σ_a , 即

$$\sigma_a = \arcsin(\sigma/D) \quad (8)$$

搜索空域大小的确定原则是：在保证搜索空域覆盖的前提下尽量减小搜索空域。根据此原则及角度误差，搜索空域方位角 ψ 及俯仰角 ϑ 由式(9)确定。

$$\begin{cases} \vartheta = \pm k_a \sigma_a, k_a \sigma_a \leq \vartheta_{\max} \\ \vartheta = \pm \vartheta_{\max}, k_a \sigma_a > \vartheta_{\max} \\ \psi = \pm k_p \sigma_a, k_p \sigma_a > \psi_{\max} \\ \psi = \pm \psi_{\max}, k_p \sigma_a > \psi_{\max} \end{cases} \quad (9)$$

式中, k_a, k_p 分别为方位、俯仰调节系数。

2.3 检测概率

假设在敌我距离 R 时完成了对目标的 k 次扫描, 则第 k 次扫描的累积探测概率为^[11]

$$P_d(k) = 1 - \prod_{i=1}^k (1 - P_{da}(i)) \quad (10)$$

式中, $P_{da}(i)$ 为第 i 次扫描的单次扫描探测概率。对于 Swerling I 类, $P_{da}(i)$ 与信噪比的关系表示为

$$P_{da}(i) = P_{fa}^{1/(1+R_{sni})} \quad (11)$$

其中, P_{fa} 为虚警概率。根据式(4)可以得到在敌我距离 R_i 时信噪比为

$$R_{(s,N)i} = \left(\frac{R_0}{R_i}\right)^4 \quad (12)$$

式中, R_0 为信噪比为 1 时的探测距离。

2.4 协同探测态势

在双机协同作战过程中, 双机协同探测可以充分利用机载雷达在空间上的分布优势, 通过战术协同扩大对目标的探测覆盖空间, 增加探测时间, 提高探测精度, 从而完成对目标的跟踪, 提高导弹命中概率。双机协同探测态势如图 1 所示。

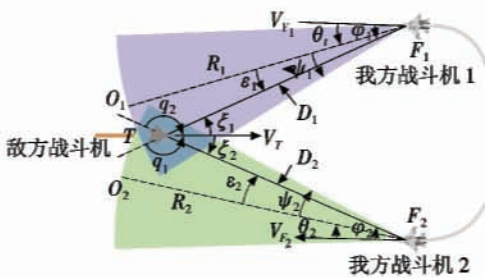


图 1 双机协同探测几何态势图

Fig.1 The geometric situation of coordinated detecting

图中: F_1T, F_2T 为视线; D_1, D_2 分别为我机 1、2 与

$$T_{f,e} = \begin{bmatrix} \cos \chi \cos(\gamma + \alpha) & \sin \chi \cos(\gamma + \alpha) & \sin(\gamma + \alpha) \\ -\sin \chi \cos \mu - \cos \chi \sin(\gamma + \alpha) \sin \mu & \cos \chi \cos \mu - \sin \chi \sin(\gamma + \alpha) \sin \mu & \cos \chi \sin \mu \\ \sin \chi \sin \mu - \cos \chi \sin(\gamma + \alpha) \cos \mu & -\cos \chi \sin \mu - \cos \chi \sin(\gamma + \alpha) \cos \mu & \cos(\gamma + \alpha) \cos \mu \end{bmatrix} \quad (15)$$

则我机在机体坐标系里的方位角 φ_f 和俯仰角 θ_f 为

$$\begin{cases} \varphi_f = \arctan(y_f/x_f) \\ \theta_f = \arctan(z_f/\sqrt{(x_f)^2 + (y_f)^2}) \end{cases} \quad (16)$$

根据方位角、俯仰角及飞机全向 RCS 值即可得到该时刻目标相对我方雷达探测的 RCS 值。

敌机的距离; F_1O_1, F_2O_2 为我机雷达扫描中心线; V_T, V_{F_1}, V_{F_2} 分别为敌机和我机 1、2 的速度方向; φ_1, φ_2 分别为敌机相对我机 1 和 2 的方位角; q_1, q_2 为敌机相对我机 1 和 2 的进入角; θ_1, θ_2 为雷达扫描中心方位角; ψ_1, ψ_2 为雷达扫描方位角; $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ 为相对我机雷达中心线的方位角; ξ_1, ξ_2 为我机相对于敌机的方位角; R_1, R_2 为我机相对于敌机的方位角。规定所有角度逆时针为正, 顺时针为负, 则 $0 \leq |\varphi| \leq 180^\circ, 0 \leq |q| \leq 180^\circ, 0 \leq |\theta| \leq \theta_{\max}, \theta_{\max}$ 为雷达最大扫描转角。本文假设飞机速度方向与飞机纵轴方向相同, 即飞机侧滑角及迎角都为 0。

根据图 1, 可得到角度关系式为

$$\begin{cases} \varepsilon_i = \varphi_i - \theta_i \\ \xi_i = \text{sign}(q_i)(180 - |q_i|) \end{cases} \quad (13)$$

2.5 全向 RCS 动态特性

战斗机 RCS 值与探测雷达相对于它的角度有很大关系, 因此, 在进行空战行为决策研究过程中必须考虑战斗机 RCS 的动态特性, 图 2 为战斗机 RCS 在水平面的分布图。

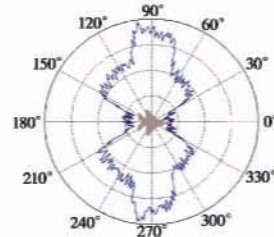


图 2 飞机水平面 RCS 分布图

Fig.2 The horizontal RCS distribution of fighter

地理坐标系: X 轴指向正北, Y 轴指向正西, Z 轴指向天空。机体坐标系: X 轴指向机体前方, Y 轴垂直于飞机对称面指向左侧, Z 轴指向上方。

假设目标在地理坐标系下的坐标为 (x_T, y_T, z_T) , 航迹方位角 χ , 航迹俯仰角 γ , 攻角为 α , 横滚角为 μ , 我机在地理坐标系下的坐标为 (x_f, y_f, z_f) , 则我机在敌机机体坐标系下的坐标 (x_y, y_y, z_y) 为

$$\begin{bmatrix} x_y \\ y_y \\ z_y \end{bmatrix} = T_{f,e} \begin{bmatrix} x_f - x_T \\ y_f - y_T \\ z_f - z_T \end{bmatrix} \quad (14)$$

3 搜索跟踪阶段行为决策模型的建立

针对协同探测态势, 分析战斗机控制参数, 建立双机协同探测控制函数, 通过 RHC-PSO 算法解决搜索跟踪行为决策问题。

3.1 协同探测最优控制函数

3.1.1 性能指标函数

1) 隐蔽指标:主要是降低我机的 RCS,增加敌机的 RCS,即

$$J_s(\mathbf{u}) = \frac{\sigma_1 + \sigma_2}{\sigma_{T1} + \sigma_{T2}} \quad (17)$$

式中, $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_{T1}, \sigma_{T2}$ 分别为我机 1、2 相对敌机及敌机相对于我机 1、2 的 RCS 值。

2) 协同探测指标:为保证我机从不同角度进入探测阶段以增加探测范围及概率,建立探测指标

$$J_d(\mathbf{u}) = 1 - \frac{|\xi_1 - \xi_2|}{\pi} \quad (18)$$

3) 态势指标:为保证我机对目标的稳定探测,防止敌机逃出雷达探测范围,应该尽量将雷达扫描中心瞄准位置

$$J_a(\mathbf{u}) = \frac{|\varepsilon_1| + |\varepsilon_2|}{2(\psi_1 + \psi_2)} \quad (19)$$

4) 检测概率指标:为提高我机对目标的检测概率,建立检测概率指标

$$J_j(\mathbf{u}) = \frac{P_{d1} + P_{d2}}{2} \quad (20)$$

3.1.2 协同探测指标函数

将整个协同探测阶段分为搜索和跟踪两个阶段,因此将协同探测指标函数分为搜索和跟踪两个阶段指标函数。

$$\min J^k(\mathbf{u}) = \begin{cases} w_1^k J_s(\mathbf{u}) + w_2^k J_d(\mathbf{u}) + w_3^k J_a(\mathbf{u}) + w_4^k J_j(\mathbf{u}), & k=1 \\ w_1^k J_s(\mathbf{u}) + w_2^k J_d(\mathbf{u}) + w_3^k J_a(\mathbf{u}) + w_4^k J_j(\mathbf{u}), & k=2 \end{cases} \quad (21)$$

式中: w_i^k 为各阶段性能指标加权系数; $\sum_{i=1}^4 w_i^k = 1, k=1, 2$, 表示搜索阶段, $k=2$, 表示跟踪阶段。约束条件为

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{if } k=1 \left\{ \begin{array}{l} |\psi_i| - |\varepsilon_i| \geq \sigma_{ai} \\ |R_i| - |D_i| \geq \sigma \\ |\theta_i| \leq \theta_{\max} \\ |\psi_i| \leq \psi_{\max} \end{array} \right. \\ \text{if } k=2 \left\{ \begin{array}{l} |\psi_i| - |\varepsilon_i| = 0 \\ |R_i| - |D_i| \geq 0 \\ |\theta_i| \leq \theta_{\max} \\ |\psi_i| = 0 \end{array} \right. \end{array} \right. \quad (22)$$

3.1.3 终止条件

1) 搜索阶段终止条件为

$$P_d \geq P_{dr} \quad (23)$$

其中, P_{dr} 为雷达可靠检测概率。

2) 跟踪阶段终止条件为

$$(x_T, y_T, z_T) \in R_{\text{missile}} \ \& \ T_i \geq T \quad (24)$$

式中: R_{missile} 为我机导弹攻击区; T 为稳定跟踪时间。

3.2 控制量分析

本文假设飞机质量为常数,飞机侧滑角和迎角均为 0° ,发动机安装角为 0° ,则飞机的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos \gamma \cos \chi \\ \dot{y} = v \cos \gamma \sin \chi \\ \dot{z} = v \sin \gamma \end{cases} \quad (25)$$

式中: v 为飞机速度; γ 为航迹俯仰角; χ 为航迹方位角。

飞机的动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \frac{1}{mw} \{ [L + \eta T_{\max} \sin \alpha] \cos \mu - mg \cos \gamma \} \\ \dot{\chi} = \frac{1}{m v \cos \gamma} [L + \eta T_{\max} \sin \alpha] \sin \mu \\ \dot{v} = \frac{1}{m} [\eta T_{\max} \cos \alpha - D_z] - g \sin \gamma \end{cases} \quad (26)$$

式中: g 为重力加速度; m 为载机质量,均设定为常量; α 为攻角; μ 为横滚角; η 为推力系数; T_{\max} 表示载机轴向最大可用推力;阻力 $D_z = q S C_D$;升力 $L = q S C_L$;动压 $q = \rho v^2 / 2$; S 为战斗机翼面积,上述各变量的计算方法参见文献[5]。

控制向量 $\mathbf{u} = [\alpha, \mu, \eta, \theta]$, 约束条件为

$$\begin{cases} \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, & |\dot{\alpha}| \leq \Delta \alpha \\ \mu_{\min} \leq \mu \leq \mu_{\max}, & |\dot{\mu}| \leq \Delta \mu \\ 0 \leq \eta \leq 1, & |\dot{\eta}| \leq \Delta \eta \\ |\theta| \leq \theta_{\max}, & |\dot{\theta}| \leq \Delta \theta \end{cases} \quad (27)$$

其他变量的约束条件为

$$\begin{cases} v_{\min} \leq v \leq v_{\max} \\ z_{\min} \leq z \leq z_{\max} \end{cases} \quad (28)$$

为提高计算精度和速度,各优化参数无量纲化,无量纲化公式为

$$\begin{cases} \bar{v} = v/v_s \\ \bar{x} = x/l_s, \bar{y} = y/l_s, \bar{z} = z/h_s \\ \bar{t} = t/t_s \\ \bar{\gamma} = \gamma/\pi, \bar{\chi} = \chi/\pi, \bar{\alpha} = \alpha/\frac{\pi}{2}, \bar{\mu} = \mu/\frac{\pi}{4} \end{cases} \quad (29)$$

式中: v_s 为海平面声速; l_s 为水平面距离常量,本文取 20000 m; h_s 为高度常量,本文取 5000 m; t_s 为时间常量,本文取 300 s。

3.3 轨迹预测

根据当前运动状态,结合目标机动特性,即根据运动模型可求得未来一段时间内的可机动范围。假设当前时刻目标状态为 $[x_{t_0}, y_{t_0}, z_{t_0}, v_{t_0}, \chi_{t_0}, \gamma_{t_0}]$, 控制量为 $[\alpha_{t_0}, \mu_{t_0}, \eta_{t_0}]$, 在 Δt 时间内控制量的取值范围满足

$$\begin{cases} |\alpha_t - \alpha_{t_0}| \leq \Delta\alpha \cdot \Delta t \\ |\mu_t - \mu_{t_0}| \leq \Delta\mu \cdot \Delta t \\ |\eta_t - \eta_{t_0}| \leq \Delta\eta \cdot \Delta t \end{cases} \quad (30)$$

式中, $\Delta\alpha, \Delta\mu, \Delta\eta$ 为 3 个控制量单位时间最大允许变化率。

根据式(25)、式(26)、式(30)即可确定目标可机动区域,为提高我机对敌机的预测准确度,假设敌机可机动空间区域的中心位置为预测的下一时刻机动位置。

3.4 基于粒子群算法的行为决策控制

首先,将规划时域 $[t_k, t_k + T]$ 离散化为 N 个阶段,其中, $t_k = t_k^0 < t_k^1 < \dots < t_k^N = t_k + T$ 。为减小计算量,设定 $t_k^{i+1} = t_k^i + (1 + q \cdot i) \Delta t, i \in [0, N - 1]$,其中, q 为时间步长增长率。对该问题可建立以下指标函数

$$\min J^N = \sum_{i=0}^{N-1} g(x_i, u_i, t_k^i) (t_k^{i+1} - t_k^i) + \rho(x_N, t_k^N) \quad (31)$$

s. t. $x(t_k) = x_k; x_{j+1} = Ax_j + Bu_j, \forall j = 0, \dots, N - 1;$
 $h(x_i, u_i, t_k^i) \leq 0$ 。

取规划时域 N 个阶段的协同探测最优控制函数值为目标函数约束条件,详见 3.1 和 3.2 节。

按照十进制编码方式对控制量 $u = [\alpha, \mu, \eta, \theta]$ 进行编码。将规划时域化为两个阶段进行寻优时,编码形式如表 1 所示。

表 1 控制量编码表

Table 1 The coding of controlled quantities

控制量	α_1	μ_1	η_1	θ_1	α_2	μ_2	η_2	θ_2
编码	N_1	N_2	N_3	N_4	N_5	N_6	N_7	N_8

基于滚动时域控制粒子群算法的搜索跟踪阶段行为决策流程如图 3 所示。

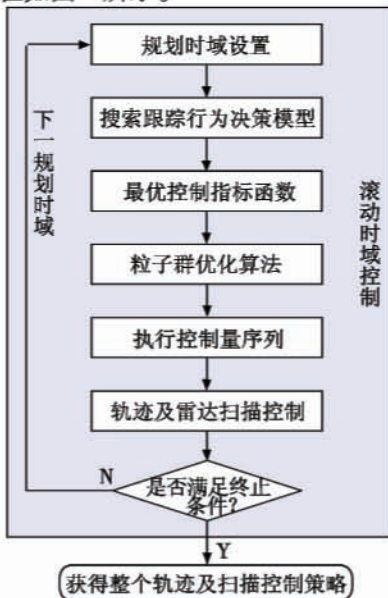


图 3 行为决策流程图

Fig. 3 The flow chart of behavior decision-making

4 仿真分析

仿真条件:假设我方两架战斗机同时对敌方一架战斗机进行探测,我方战斗机坐标分别为(0.5 km, 0 km, 4 km)、(-0.5 km, 0 km, 4 km),初始航迹方位角都为 90°,航迹俯仰角都为 0°,速度都为 280 m/s,敌方战斗机坐标(0 km, 120 km, 4 km),初始航迹方位角 -90°,航迹俯仰角 0°,速度 300 m/s,敌机按预定轨迹飞行;战斗机最小 RCS 为 2 m²,最大 RCS 为 8 m²。预警雷达作用距离 800 km,测量误差 1.2°,数据处理及传输过程延时 2 s,数据转换误差 0.6°,我机惯导系统航向测量误差 0.5°,本机惯导系统定位误差 800 m,机载雷达天线扫描随动误差 0.1°,其他误差 0.3°;我机雷达工作波长 3 cm,搜索阶段雷达波束扫描速度 90 (°)/s,雷达对 3 m² 雷达截面积的目标进行探测,测距和测速的距离 160 km。发射脉宽 1.0 μs,天线产生 3 dB 波束宽度为 3°的笔状波束,虚警概率 1 × 10⁻⁶。规定规划时域为 3 s,划分为两个阶段:1 s 和 2 s。搜索阶段性能指标加权系数为(0.4, 0.3, 0.2, 0.1),跟踪阶段性能指标加权系数为(0.35, 0.25, 0.25, 0.15);搜索阶段终止条件为雷达可靠检测概率达到 0.90;终端约束为战斗机必须进入攻击区,且稳定跟踪时间达到武器发射要求,攻击远边界为 40 km。

经过计算可得雷达搜索方位角分别为 27.7°、38.9°,因为在远距条件下俯仰方向角度变化较小,因此本文没有分析雷达在俯仰方向的变化。在第 32 s 时,我方战斗机 2 对敌机的累积检测概率为 0.91,第 41.5 s 时,战斗机 1 对敌机的累积检测概率为 0.902,分别达到跟踪条件;在第 80 s 时,我方战斗机 1 和战斗机 2 对敌方的累积检测概率已分别达到了 0.991 和 0.997;在第 148 s 时,目标进入我方战斗机 2 的攻击区,此时敌机距离为 39940 m;在第 164 s 时,敌机已经进入我方战斗机 1 的攻击区,此时目标距离为 39903 m,跟踪阶段结束。

由图 4 和图 5 可以看出,我机得到目标信息后,迅速在水平方向散开,以形成双机协同探测态势;由图 6 可知,在俯仰方向变化较小;图 7 为我方战斗机的速度变化曲线;由图 8 可以看出,在第 30 s 时敌机进入我机 1 的雷达探测区域;由图 9 可以看出,在第 18 s 时敌机进入我机 2 的雷达探测区域,且通过行为决策逐渐将雷达扫描中心对准目标,增加了对敌机的检测概率。通过仿真数据可以证明,该方法可以有效形成双机对目标的协同探测优势,增加对目标的探测概率,对目标形成稳定跟踪,同时减小目标对我机的探测概率。

使用滚动时域控制思想,单次规划时域计算时间为

$$\begin{cases} |\alpha_t - \alpha_{t_0}| \leq \Delta\alpha \cdot \Delta t \\ |\mu_t - \mu_{t_0}| \leq \Delta\mu \cdot \Delta t \\ |\eta_t - \eta_{t_0}| \leq \Delta\eta \cdot \Delta t \end{cases} \quad (30)$$

式中, $\Delta\alpha, \Delta\mu, \Delta\eta$ 为 3 个控制量单位时间最大允许变化率。

根据式(25)、式(26)、式(30)即可确定目标可机动区域,为提高我机对敌机的预测准确度,假设敌机可机动空间区域的中心位置为预测的下一时刻机动位置。

3.4 基于粒子群算法的行为决策控制

首先,将规划时域 $[t_k, t_k + T]$ 离散化为 N 个阶段,其中, $t_k = t_k^0 < t_k^1 < \dots < t_k^N = t_k + T$ 。为减小计算量,设定 $t_k^{i+1} = t_k^i + (1 + q \cdot i) \Delta t, i \in [0, N - 1]$,其中, q 为时间步长增长率。对该问题可建立以下指标函数

$$\min J^N = \sum_{i=0}^{N-1} g(x_i, u_i, t_k^i) (t_k^{i+1} - t_k^i) + \rho(x_N, t_k^N) \quad (31)$$

s. t. $x(t_k) = x_k; x_{j+1} = Ax_j + Bu_j, \forall j = 0, \dots, N - 1;$
 $h(x_i, u_i, t_k^i) \leq 0$ 。

取规划时域 N 个阶段的协同探测最优控制函数值为目标函数约束条件,详见 3.1 和 3.2 节。

按照十进制编码方式对控制量 $u = [\alpha, \mu, \eta, \theta]$ 进行编码。将规划时域化为两个阶段进行寻优时,编码形式如表 1 所示。

表 1 控制量编码表

Table 1 The coding of controlled quantities

控制量	α_1	μ_1	η_1	θ_1	α_2	μ_2	η_2	θ_2
编码	N_1	N_2	N_3	N_4	N_5	N_6	N_7	N_8

基于滚动时域控制粒子群算法的搜索跟踪阶段行为决策流程如图 3 所示。

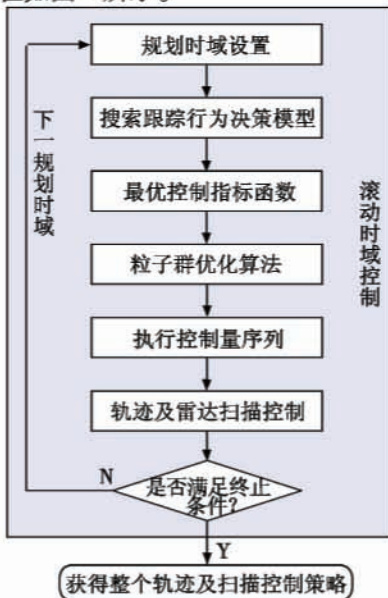


图 3 行为决策流程图

Fig. 3 The flow chart of behavior decision-making

4 仿真分析

仿真条件:假设我方两架战斗机同时对敌方一架战斗机进行探测,我方战斗机坐标分别为(0.5 km, 0 km, 4 km)、(-0.5 km, 0 km, 4 km),初始航迹方位角都为 90°,航迹俯仰角都为 0°,速度都为 280 m/s,敌方战斗机坐标(0 km, 120 km, 4 km),初始航迹方位角 -90°,航迹俯仰角 0°,速度 300 m/s,敌机按预定轨迹飞行;战斗机最小 RCS 为 2 m²,最大 RCS 为 8 m²。预警雷达作用距离 800 km,测量误差 1.2°,数据处理及传输过程延时 2 s,数据转换误差 0.6°,我机惯导系统航向测量误差 0.5°,本机惯导系统定位误差 800 m,机载雷达天线扫描随动误差 0.1°,其他误差 0.3°;我机雷达工作波长 3 cm,搜索阶段雷达波束扫描速度 90 (°)/s,雷达对 3 m² 雷达截面积的目标进行探测,测距和测速的距离 160 km。发射脉宽 1.0 μs,天线产生 3 dB 波束宽度为 3°的笔状波束,虚警概率 1 × 10⁻⁶。规定规划时域为 3 s,划分为两个阶段:1 s 和 2 s。搜索阶段性能指标加权系数为(0.4, 0.3, 0.2, 0.1),跟踪阶段性能指标加权系数为(0.35, 0.25, 0.25, 0.15);搜索阶段终止条件为雷达可靠检测概率达到 0.90;终端约束为战斗机必须进入攻击区,且稳定跟踪时间达到武器发射要求,攻击远边界为 40 km。

经过计算可得雷达搜索方位角分别为 27.7°、38.9°,因为在远距条件下俯仰方向角度变化较小,因此本文没有分析雷达在俯仰方向的变化。在第 32 s 时,我方战斗机 2 对敌机的累积检测概率为 0.91,第 41.5 s 时,战斗机 1 对敌机的累积检测概率为 0.902,分别达到跟踪条件;在第 80 s 时,我方战斗机 1 和战斗机 2 对敌方的累积检测概率已分别达到了 0.991 和 0.997;在第 148 s 时,目标进入我方战斗机 2 的攻击区,此时敌机距离为 39940 m;在第 164 s 时,敌机已经进入我方战斗机 1 的攻击区,此时目标距离为 39903 m,跟踪阶段结束。

由图 4 和图 5 可以看出,我机得到目标信息后,迅速在水平方向散开,以形成双机协同探测态势;由图 6 可知,在俯仰方向变化较小;图 7 为我方战斗机的速度变化曲线;由图 8 可以看出,在第 30 s 时敌机进入我机 1 的雷达探测区域;由图 9 可以看出,在第 18 s 时敌机进入我机 2 的雷达探测区域,且通过行为决策逐渐将雷达扫描中心对准目标,增加了对敌机的检测概率。通过仿真数据可以证明,该方法可以有效形成双机对目标的协同探测优势,增加对目标的探测概率,对目标形成稳定跟踪,同时减小目标对我机的探测概率。

使用滚动时域控制思想,单次规划时域计算时间为

- [8] LI Y, BAI B D, ZHANG Y N. Improved particle swarm optimization algorithm for fuzzy multi-class SVM[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2010, 21(3): 509-513.
- [9] VAN DEN BERGH F. An analysis of particle swarm optimizers[D]. Pretoria: University of Pretoria, 2001.
- [10] 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.
- [11] STIMSON G W. Introduction to airborne radar[M]. 2nd ed. Raleigh, NC, USA: SciTech Publishing, Inc., 1998.
- [12] GRIFFITHS H D, BAKER C J. Passive coherent location radar systems, part 1: Performance prediction[J]. IEE Proc. Radar Sonar Navig, 2005, 150(3): 153-159.
- [13] 路志伟, 李明, 季晓光. 基于传感器协同技术的雷达搜索空域研究[J]. 航空计算技术, 2006, 36(5): 5-8.
- LU Z W, LI M, JI X G. Research on radar searching volume based on multi-sensor cooperation technology[J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(5): 5-8.

(上接第 62 页)

- [14] TICHVASKY P, MURAVCHIK C H, NEHORAI A. Posterior Cramér-Rao bounds for discrete-time nonlinear filtering[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1999, 46(5): 1386-1395.
- [15] 杜继永, 张凤鸣. 基于改进粒子群算法的多UCAV任务分配仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(4): 650-655.
- DU J Y, ZHANG F M. Simulation study on task assignment for multi-UCAV based PSO[J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(4): 650-655.
- [16] 赵远东, 方正华. 带有权重函数学习因子的粒子群算法[J]. 计算机应用, 2013, 33(8): 2265-2268.
- ZHAO Y D, FANG Z H. PSO algorithm with weight function's learning factor[J]. Journal of Computer Applications, 2013, 33(8): 2265-2268.
- [17] 高雷卓, 刘旭旺. 基于混沌的弹性粒子群全局优化算法[J]. 控制与决策, 2009, 24(10): 1545-1548.
- GAO L F, LIU X W. Resilient particle swarm global optimization algorithm based on chaos[J]. Control and Decision, 2009, 24(10): 1545-1548.
- [18] 杨雪榕, 梁加红, 陈凌, 等. 多邻域改进粒子群算法[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(11): 2453-2458.
- YANG X R, LIANG J H, CHEN L, et al. Multi-neighborhood improved PSO algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(11): 2453-2458.

(上接第 86 页)

务调度是 VMS 的关键技术之一。为了量化处理机故障的风险, 本文综合考虑任务个数、任务等级、任务负载、任务与当前飞行状态关系 4 个因素, 提出了单机风险系数概念, 并以单机风险系数均衡为目标函数, 采用蚁群算法在组合优化方面的独特优势, 设计了算法流程, 获得了较为满意的离线性能和结果。

参考文献

- [1] 高丽, 吴文海, 曲志刚. 飞行器管理系统研究综述[J]. 飞行力学, 2010, 28(3): 1-4.
- GAO L, WU W H, QU Z G. Survey of research for vehicle management systems[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(3): 1-4.
- [2] 罗海明, 谢剑斌, 陆志肖. 机电系统综合化控制和管理[J]. 直升机技术, 2010, 1: 62-67.
- LUO H M, XIE J B, LU Z X. Integrated control and management for utility management system[J]. Helicopter Technique, 2010, 1: 62-67.
- [3] HAYRE A, DULL T, MEYN F. The ATF YF-23 vehicle management system[C]//Aerospace Design Conference, Irvine, CA, 1992, doi:10.2514/6.1992-1076.
- [4] MOIR I, SEABRIDGE A G. Management of utility system in the experimental aircraft programmer[J]. Aerospace, 1996, 9: 28-35.
- [5] 左伟, 冯金富, 潘博. 分布式开放实时系统系统调度策略研究[J]. 电光与控制, 2011, 18(9): 35-39.
- ZUO W, FENG J F, PAN B. Research on scheduling scheme for distributed open real-time system[J]. Electronics Optics & Control, 2011, 18(9): 35-39.
- [6] 邓玉芬, 向凤红. 蚁群算法在组合优化中的应用[J]. 电子测量技术, 2007, 30(1): 32-35.
- DENG Y F, XIANG F H. Application of ant colony algorithm in combination and optimization[J]. Electronic Measurement Technology, 2007, 30(1): 32-35.
- [7] 段海滨, 王道波, 于秀芬. 蚁群算法的研究现状及其展望[J]. 中国工程科学, 2007, 9(2): 98-102.
- DUAN H B, WANG D B, YU X F. Research status and prospect of ant colony algorithm[J]. Engineering Science, 2007, 9(2): 98-102.
- [8] 段海滨. 蚁群算法及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- DUAN H B. Ant colony algorithm and application[M]. Beijing: Science Press, 2005.