

基于 RHC-QPSO 的飞机主动防御技术

王路通¹, 王小平^{1,2}, 林秦颖¹, 王 哲^{1,2}, 苏赛语¹

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038; 2. 光电控制技术重点实验室, 河南洛阳, 471009)

摘要 提出了一种空战飞机三点共线式主动防御实施策略。首先以战斗机、防御导弹、攻击导弹运动特性为基础,提出了诱导捕获的飞机-防御导弹协同主动防御方法,将空战对抗问题转化为战斗机的轨迹优化问题。其次提出了过程性能指标,并分析了其与传统性能指标(目的性能指标)的不同。最后针对量子粒子群优化算法无法对整个过程进行评价问题,引入滚动时域控制的思想,将过程性能指标作为每一个滚动优化窗口的优化指标,以此来提高算法的实时性,并进行了作战仿真。仿真结果显示过程性能指标迅速收敛至给定数值附近,战斗机等三者控制指令稳定在很小幅度的振荡,主动防御过程得以有效实现,协同思想的正确性,算法。

关键词 主动防御; 防御导弹; 轨迹优化; 性能指标; 量子粒子群优化算法; 滚动时域控制

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.05.008

中图分类号 V19; TJ765.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)05-0042-06

A Study of Aircraft Cooperative Active Defense Based on RHC-QPSO

WANG Lutong¹, WANG Xiaoping^{1,2}, LIN Qinying¹, WANG Zhe^{1,2}, SU Saiyu¹

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Science and Technology on Electro-optic Control Laboratory, Luoyang 471009, Henan, China)

Abstract: This paper proposes a strategy of three-point collinear active defense in three-dimensional space. Firstly, taking the kinetic characteristics of fighter, defending missile, and offensive missile as a king, an induce capture aircraft-defending missile synergy active defense method is put forward in transforming the complex air war confront problem between fighter and defending missile and offensive missile into a simple trajectory problem of fighter. Secondly, in light of the implementation process of active defense strategy, a process performance index during the implementation process of active defense strategy is put forward and the different between process performance index and traditional performance index is analyzed. Lastly, pointing at the problem of the QPSO's result in the whole process can't be able to be evaluate. So the method of RHC (receding horizon control) is used to maintain process performance index as the optimization index of every receding optimization window, which rise its real-time. Simulation shows that the process performance index could be converging rapidly into desired values, the control commands' values of fighter and two others were in a small amplitude oscillation, so the active defense process was achieved, besides the effectiveness of strategy and the accuracy of arithmetic were proved.

Key words: active defense; defending missile; trajectory optimization; performance index; quantum-behaved particle swarm optimization; receding horizon control

收稿日期: 2016-12-08

基金项目: 陕西省自然科学基金(2015JM6323); 航空科学基金(20145196023)

作者简介: 王路通(1992—),男,江西抚州人,硕士生,主要从事智能信息处理研究. E-mail: wlt123wlt@yeah.net

引用格式: 王路通, 王小平, 林秦颖, 等. 基于 RHC-QPSO 的飞机主动防御技术 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(5):42-47.
WANG Lutong, WANG Xiaoping, LIN Qinying, et al. A Study of Aircraft Cooperative Active Defense Based on RHC-QPSO [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(5):42-47.

与消极的规避逃逸策略不同^[1],主动防御是指在作战飞机遭遇导弹攻击时,主动发射防御武器对敌方导弹实施打击拦截,从而将飞机与导弹之间的对抗转化为导弹与导弹之间的对抗,在防守的同时展开攻击,极大控制了战场的主动权,能在防守过程中更快地寻找到制胜的机会。

国外 Ilan Rusnak^[1] 引入飞机、防御导弹、攻击导弹的加速度限制,将主动防御问题转化为动态博弈问题,采用脉冲函数法得到了防御导弹的次优主动防御导引律。文献[2]将主动防御问题转化追踪逃逸问题,采用终端投影的方法实现了对抗模型的降阶。文献[3]提出了主动防御的线性二次最优协同主动防御策略,分析并比对了 3 种协同方法的飞机逃逸效能。

国内马明^[4] 和童中翔^[5] 等研究初步提出了主动防御思想。花文华^[6] 等采用自适应滑模控制方法,对主动防御导引律进行了设计。王哲^[7-8] 等建立了二维平面内的目标机来袭导弹防御导弹的运动模型,设计了二维平面内的主动防御导引律。

目前主动防御的研究都停留在起步阶段,针对二维平面内的质点模型且基于几何方法实现,没有对系统内部的不确定性及鲁棒性进行分析。本文分析了战斗机、防御导弹、攻击导弹的运动特性,在此基础上提出了主动防御的实现策略,并采用改进算法 RHC-QPSO 加以实现,同时将主动防御问题的研究由二维平面拓展至三维空间。

1 模型建立

1.1 飞机模型

建立常规六自由度飞机模型,忽略变化最快的 2 组状态量以及侧滑角(即 $\beta=0$),得到飞机模型^[8]:

$$\begin{cases} \dot{x}_a = V_a \cos\gamma_a \cos\chi_a \\ \dot{y}_a = V_a \cos\gamma_a \sin\chi_a \\ \dot{h}_a = V_a \sin\gamma_a \\ \dot{V}_a = (\zeta T_{amax} \cos\alpha - D_a)/m_a - g \sin\gamma_a \\ \dot{\gamma}_a = [(\zeta T_{amax} \sin\alpha + L_a) \cos\mu/m_a - g \cos\gamma_a]/V_a \\ \dot{\chi}_a = [(\zeta T_{amax} \sin\alpha + L_a) \sin\mu]/(m_a V_a \cos\gamma_a) \end{cases} \quad (1)$$

式中: x_a, y_a 表示飞机水平面坐标; h_a 为飞行高度; γ_a 为航迹倾角; χ_a 为航迹偏航角; V_a 为速度; T_{amax} 为当前条件下的最大推力。飞机的控制量为迎角 α ,滚转角 μ 和油门 ζ ,且 $\zeta \in [0, 1]$ 。

1.2 导弹模型建立

攻击和防御导弹与飞机模型类似,固采用相同的三自由度质点模型^[9],表达式为:

$$\begin{cases} \dot{x}_m = V_m \cos\gamma_m \cos\chi_m \\ \dot{y}_m = V_m \cos\gamma_m \sin\chi_m \\ \dot{h}_m = V_m \sin\gamma_m \\ \dot{V}_m = (T_m(t) - D_m)/m_m - g \sin\gamma_m \\ \dot{\gamma}_m = [a_p - g \cos\gamma_m]/V_m \\ \dot{\chi}_m = a_y/(V_m \cos\gamma_m) \end{cases} \quad (2)$$

式中:状态变量 $[x_m, y_m, h_m, V_m, \gamma_m, \chi_m]$ 分别表示导弹的空间坐标、速度、航迹倾角、航迹偏航角; T_m 为导弹发动机推力; D_m 为导弹受到的空气阻力; a_p, a_y 为纵向和侧向加速度。因可将导弹的偏航、俯仰加速度指令响应,等效为一阶模型,令惯性时间常数为 τ ,则有以下表达式:

$$\begin{cases} \dot{a}_p = (a_{px} - a_p)/\tau \\ \dot{a}_y = (a_{yx} - a_y)/\tau \end{cases} \quad (3)$$

2 主动防御实现

2.1 主动防御策略

建立目标视线坐标系,作战飞机 T 、攻击导弹 D 、防御导弹 M 相对运动关系见图 1。防御导弹能先于作战飞机接触攻击导弹。在三维空间内,采用三点一线的主动防御方式,保证防御导弹先于作战飞机截获攻击导弹,见图 2。

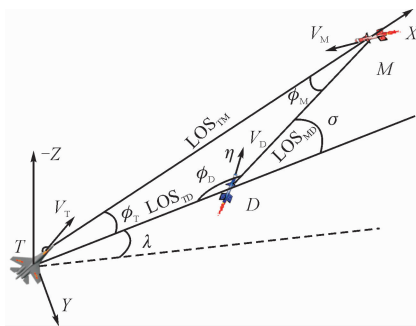


图 1 战斗机-攻击导弹-防御导弹的相对运动关系
Fig. 1 Relative motive of T-M-D

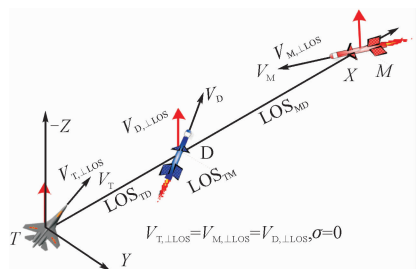


图 2 主动防御实现策略

Fig. 2 Strategy of active defense

要实现三点一线的主动防御方式,有如下方式:

- ① $\phi_T \rightarrow 0$;
- ② $\phi_M \rightarrow 0$;
- ③ $\phi_D \rightarrow \pi$ 或 $\sigma \rightarrow 0$;
- ④ $\eta \rightarrow 0$ 。

与文献[7]中相比较,防御策略维度得以拓展,实现基础要求被提升。维度的拓展意味着该研究中飞机运动情况更加复杂,譬如在二维空间内优化的指标为 $\phi_T \rightarrow 0, \phi_M \rightarrow 0$ 等,与三维空间形式一样,但实质并不一样:前者是平面角度而后者是空间角度;对于策略实现的基础方面,文献[7]中飞机、导弹的模型较本文过为简略,控制量也更少:前者没有飞行高度 h_a 、航迹倾角 γ_a 、航迹偏航角 χ_a 等变量,没有滚转角 μ 作为控制量。

“三点共线”将不再是简单的二维平面内点到直线的轨迹控制,而是以实战为背景在三维空间内全方位的轨迹控制,这有益于将空战中的主动防御理论研究拓展到实战中的战术研究。

2.2 运动特性分析

飞机、防御导弹、攻击导弹的运动有以下特点:

1)牵引性:在对抗过程中,攻击导弹对目标机进行追踪,而防御导弹追踪攻击导弹。因此,三者运动方式可以归结为目标机牵引攻击导弹运动,攻击导弹牵引防御导弹运动。

2)延时性:导弹最大的优势是机动性强,然而,在燃料耗尽之后,其能量会不断削弱,且受限于其自身的制导惯性,从指令下达到执行会存在延时。

3)主动防御策略的易实现性:当载机发射防御导弹时,在初始状态防御导弹与目标机的距离远远小于其到攻击导弹的距离,即目标机到防御导弹的视线与目标机到攻击导弹的视线夹角非常小,此时只需采取相应的措施保持这种态势便可实现主动防御策略。

2.3 协同主动防御思想

综合战斗机-攻击导弹-防御导弹三者运动特性得到以下思路:通过目标机有目的机动来诱使攻击导弹机动,从而使防御导弹更好地拦截攻击导弹。这种方法是通过目标机-防御导弹配合完成,因此称之为飞机-防御导弹协同主动防御方法,或诱导捕获法。相比于防御导弹配合飞机的思路,这种方法克服了主动防御过程中延时性,充分利用了其牵引性和主动防御策略的易实现性。

通过这种方法,可以将原本涉及战斗机、防御导弹、攻击导弹的空战对抗问题转化为战斗机的轨迹优化问题,大大降低了问题的复杂度,使得问题的求解更加简单方便。

3 问题描述

3.1 最优化问题描述

上述轨迹优化问题,可以描述为终端时间未知

状态固定的最优控制问题,具体如下:

$$\begin{aligned} J(\mathbf{u}) &= \int_{t_0}^{t_f} L(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) dt + \varphi(\mathbf{x}_f, t_f) \\ \text{s. t. } \dot{\mathbf{x}} &= f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0 \\ \mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}}, \ddot{\mathbf{u}}) &\leq 0 \\ h(\mathbf{x}(t_0), t_0, \mathbf{x}(t_f), t_f) &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{x}(t)$ 为战斗机、攻击导弹、防御导弹三者的状态变量; $\mathbf{u}(t)$ 为战斗机的控制量; t_0 为初始时刻; t_f 为终端时刻; $\mathbf{x}(t_0)$ 为战斗机、攻击导弹、防御导弹三者的初始状态; $\mathbf{x}(t_f)$ 为战斗机、攻击导弹、防御导弹三者的终端状态。

3.2 性能指标

由于飞机-导弹协同主动防御是通过战斗机诱导来袭导弹的方式完成拦截攻击,因此其性能指标最终与防御导弹及攻击导弹有关。

对于飞机-导弹协同主动防御问题,本文引入2类性能指标:

1)不采用主动防御实施策略时,通常可选取最小化防御导弹脱靶量、最小化视线角速率、最小化导引头离轴角等与导弹自身的性能有关的常规性能指标。此时选取的为目的性能指标。这类性能指标是对整个过程的末端状态进行评价的,具有一定的盲目性和随机性,飞机在执行这类性能指标下的优化结果时不能有任何失误,其容错性较低。

2)战斗机和防御导弹在主动防御策略指导下通过二者的协同来实现对攻击导弹的打击拦截。此时,为过程性能指标。主动防御的过程性能指标仅与主动防御的实现过程有关,而且是对整个过程进行评价的。本文以最小化 ϕ_T 、最小化 ϕ_M 、最小化 σ 以及最小化 η 作为过程性能指标。

4 协同主动防御算法实现

QPSO作为一种离线计算的方法^[11-12],当选择过程性能指标时,仅能对末端状态进行评价,而无法对整个过程中进行评价,故无法完成对协同主动防御问题的求解。本文引入滚动优化的思想,将过程性能指标作为每一个滚动优化窗口的优化指标。

滚动时域控制(Receding Horizon Control, RHC)^[13-14]通过把全局优化问题分解为单个滚动优化窗口内的局部优化问题,不断在线进行实时滚动优化求解,保证了算法的实时性。

QPSO具体结合RHC模块构成RHC-QPSO,是将QPSO引入RHC时间窗口中,继RHC将待解决问题在时域上分解后,QPSO对分解后的局部问题进行优化,并将输出作为RHC的控制量,形成状

态反馈量并作为下一阶段 QPSO 运行的初始化条件,以此循环推进。

基于 RHC-QPSO 的协同主动防御实现过程见图 3。

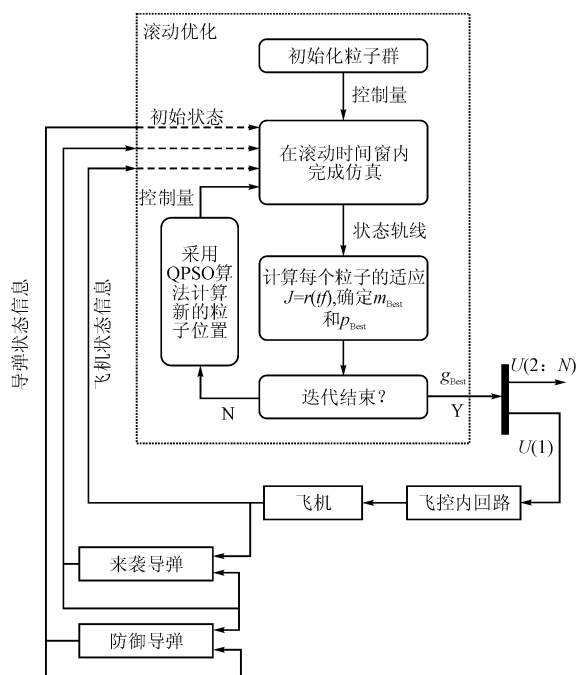


图3 滚动优化反馈控制原理图

Fig. 3 The schematic diagram of rolling optimization feedback control

基本步骤如下:

将待优化问题转化为时间系统的离散化形式,假设待优化函数作为评价粒子的适应度函数 $J(u) = R(t_f)$,在时域上则为 $J(u) = R(t_k + T)$, T 为时间窗口长度, t_k 为开始时刻, $t_k = k \cdot \Delta t$ 。

Step 1 输入控制量 u_1 ,在可行域内生成并初始化粒子;

Step 2 计算粒子的适应度及吸引点 p ,确定粒子的最优位置 p^{Best} 、种群最优位置 g^{Best} 以及平均最优位置 m^{Best} 。其中,适应度通过性能指标函数确定,平均最优位置 m^{Best} 和吸引点 p 可求解为:

$$m_{nk}^{Best} = \frac{\sum_{i=1}^M p_{nki}^{Best}}{M} \quad (5)$$

$$p_{nk} = \frac{\alpha_1 p_{nk}^{Best} + \alpha_2 g_{nk}^{Best}}{\alpha_1 + \alpha_2}$$

Step 3 按照如下公式更新粒子位置:

$$x(t_{nk} + 1) = p_{nk} \pm \beta |m_{nk}^{Best} - x(t_{nk})| \ln\left(\frac{1}{u}\right) \quad (6)$$

Step 4 执行 Step 2;

Step 5 判断是否满足终止条件,是,结束并输出寻优结果, $k = k + 1, k = 1, 2, \dots, N$, 否,返回 Step 3 继续执行。

Step 6 输出时间 t_k 和 t_{k+1} 之间的第一个控制量 u_1 输出,作为 RHC 预测模型的输入,返回 Step 1: $m = m + 1$ 。

以上步骤中,式(5)~(6)组成了 RHC-QPSO 的迭代公式。式中 k 表示状态量, α_1, α_2, u 为 $0 \sim 1$ 的随机数, M 为粒子数,式(6)中的 \pm 由 u 决定,若有 $u > 0.5$,取“—”,否则取“+”。

该算法中 QPSO 的实质并未被改变,而是循环运用于每个时间窗口,因而其优化效能得以体现。RHC 作为 QPSO 与待解决问题的桥梁,将二者在时域环节上统一起来,从而合成算法 RHC-QPSO 能够有效解决连续时间系统的最优控制问题。

5 仿真分析

本文选用采用 F16 飞机模型,设 $0 \leq \alpha_c \leq 40^\circ$, $-\infty \leq \mu_c \leq \infty$,最大迎角加速度为 $40^\circ/s^2$,最大滚转角加速度为 $120^\circ/s^2$,油门 $\zeta = 1$;因 IPN 最普及实用,且能够满足文中策略对于导引律的要求,故防御导弹、攻击导弹都采用该种导引律,导弹发动机工作时间为 7 s ,最大过载 $n_{max} = 40g$;其他飞机及导弹数据与文献[15]中的一致。另外,取粒子总数为 30 ,仿真步长 $t_s = 0.02\text{ s}$,寻优步长 $t_b = 0.1\text{ s}$,寻优步长内的点通过插值得到,滚动窗口时常 $t_w = 1\text{ s}$ 。

在敌方导弹迎头攻击条件下,假设在敌机发射攻击导弹之初,我方战斗机发射防御导弹予以还击。战斗机、防御导弹、来袭导弹初始状态见表 1。

采用最小化 ϕ_T 作为性能指标时,战斗机、防御导弹、攻击导弹三者的运动轨迹见图 4~5。

表 1 飞机、防御导弹、来袭导弹初始状态

Tab. 1 Initial status of T, defense-missile, attack-missile

	X/m	Y/m	H/km	V/(m · s ⁻¹)	$\gamma/(\circ)$	$\chi/(\circ)$
T	0	0	10	250	0	-175
D	0	0	10	250	0	-175
M	-10 000	0	10	250	0	-5

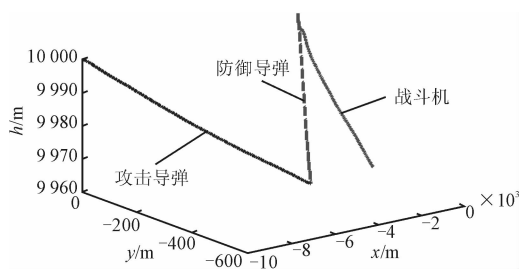


图4 三维空间运动轨迹

Fig. 4 Three dimensional motion trajectory

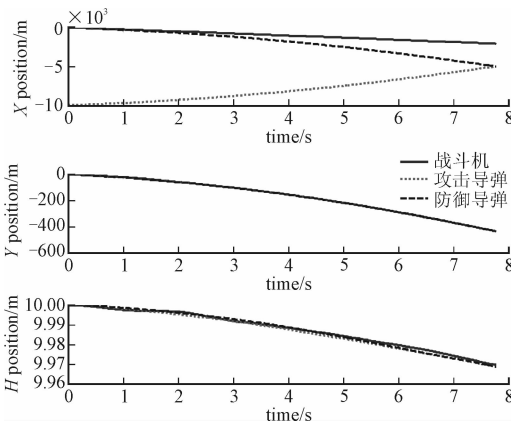


图5 运动轨迹分量

Fig. 5 Motion trace component

可以看出,在防御导弹对攻击导弹的拦截过程中,战斗机、防御导弹、攻击导弹三者的运动轨迹基本成直线状。除了 X 轴方向三者的运动轨迹分量不同外,在 Y、H 轴上三者在同一时刻的位置基本相同,整个过程的轨迹基本上保持一致。这说明在整个运动过程中,战斗机、防御导弹、攻击导弹三者始终保持成一条直线平行运动的状态。这恰恰与主动防御维持三点共线的策略相一致。

采用不同性能指标下的 ϕ_T 、 ϕ_M 、 σ 以及 η 的变化曲线见图 6。由图可以看出,在不同的性能指标下,这些量始终维持在一个非常小的状态。无论是哪个量都充分说明在主动防御中后期,战斗机、防御导弹、攻击导弹三者保持直线状态飞行。

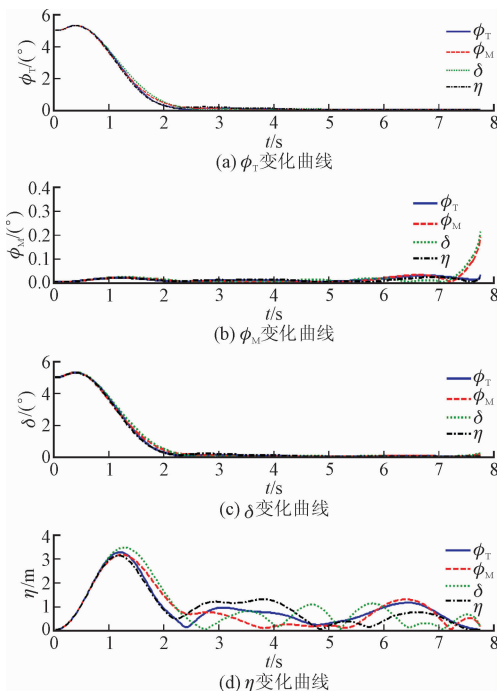


图6 ϕ_T 、 ϕ_M 、 σ 以及 η 的变化曲线

Fig. 6 Curves of ϕ_T 、 ϕ_M 、 σ and η

由图 7 发现,仅在末端时防御导弹到攻击导弹的转动角速率突然变大,其余时间段内基本等于零,说明防御导弹及攻击导弹均保持一个非常稳定的飞行状态。其末端突然增大主要是因为随着防御导弹与攻击导弹接近,两者间的相对运动越发激烈。

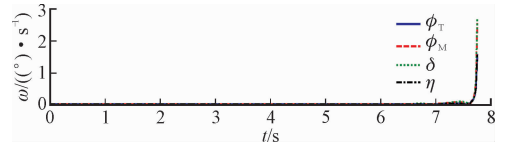


图7 防御导弹到攻击导弹的视线转动角速率

Fig. 7 LOS rotational angular velocity from D to M

图 8~9 为在不同性能指标下,飞机、防御导弹和攻击导弹的控制量变化曲线。图 8 中,对于防御导弹的加速度指令,俯仰加速度指令 a_p 扣除重力加速度的影响与偏航加速度指令 a_y 一样,在整个过程中基本处于零,仅在末端时发生突变,急剧增加。如图 9,对于攻击导弹来说,其追踪战斗机,在整个过程中俯仰加速度指令 a_p 与偏航加速度指令 a_y 变化范围都非常小(a_p 围绕幅值 10 做很小的振荡, a_y 围绕幅值 0 做很小的振荡),仅在末端发生相对较大的振荡(实际上也很小)。这说明主动防御过程中,防御导弹、攻击导弹的过载要求非常低,即对动力装置的要求不高。分析防御导弹、攻击导弹加速度指令末端突然增加的原因,随着防御导弹与攻击导弹接近,两者之间的相对运动越发激烈。对于防御导弹,其控制指令生成与两者之间的视线转动速率直接有关。对于攻击导弹,由于防御导弹与攻击导弹之间的相对运动越发激烈,战斗机为改善这种状态,被迫进行大机动,而攻击导弹的控制指令直接与战斗机有关。

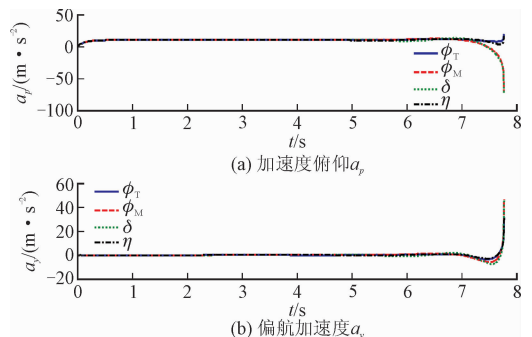


图8 防御导弹俯仰偏航加速度指令 a_p 、 a_y

Fig. 8 Pitch and Yaw acceleration command a_p 、 a_y of D

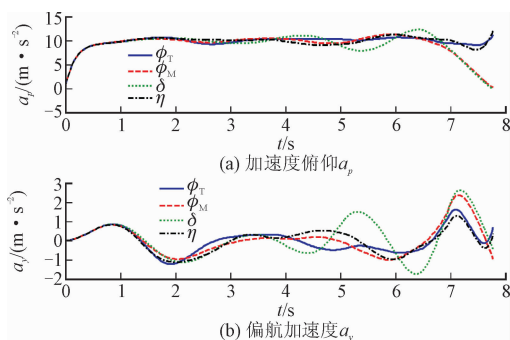


图9 攻击导弹偏航、加速度指令 a_p, a_y

Fig. 9 Pitch and Yaw acceleration command a_p, a_y of M

6 结语

本文提出了基于空战的三维主动防御策略,将协同主动防御问题转化为目标机的单边轨迹优化问题;针对 TMD 的运动特性提出了过程性能指标,规范并指导了主动防御的实施过程;结合 QPSO 算法优势,引入 RHC 模块,与 QPSO 算法进行合成并最终提出 RHC-QPSO,该算法运用于协同主动防御问题的求解,以策略指导行动,使得离线寻优计算变为在线寻优计算,大大增强了实时性。仿真结果表明运用 RHC-QPSO 成功实现了飞机-导弹协同主动防御过程,该过程的可靠性、容错性以及实时性也在论证分析过程中得到充分的体现。下一步将设计一种基于三维的协同主动防御导引律,以便能进一步提升协同主动防御效能。

参考文献(References):

- [1] ILAN R. Guidance Laws in Defense against Missile Attack with Acceleration Constrained Players [R]. AIAA 2010-8057.
- [2] Vitaly S, Tal S. Cooperative Multiple-Model Adaptive Guidance for an Aircraft Defending Missile [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(6): 1801-1812.
- [3] OLEG P, TAL S. Linear Quadratic Optimal Cooperative Strategies for Active Aircraft Protection [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2013, 36(3): 753-764.
- [4] 马明. 论空空反导弹武器 [J]. 战术导弹技术, 2002(5): 41-45.
MA M. Air to Air Antimissile Weapon [J]. Tactical Missile Technology, 2002(5): 41-45. (in Chinese)
- [5] 童中翔, 刘鹏飞, 王晓东, 等. 红外诱饵弹最佳干扰方法研究 [J]. 系统仿真学报, 2009, 21(1): 69-72.
TONG Z X, LIU P F, WANG X D, et al. Research Optimal Jamming Method of IR Decoy [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(1): 69-72. (in Chinese)

- [6] 花文华, 陈兴林, 宋超. 主动防御协同自适应滑模制导律 [J]. 飞行力学, 2012, 32(1): 66-70.
HUA W H, CHEN X L, SONG C. Cooperative Guidance Law for Active Protection Based on Adaptive Sliding-Mode Control [J]. Flight Dynamics, 2012, 32(1): 66-70. (in Chinese)
- [7] 王哲, 王小平, 刘哲, 等. 双视线角比例微分主动防御导引律设计 [J]. 飞行力学, 2015, 33(3): 238-242.
WANG Z, WANG X P, LIU Z, et al. Design of Double Line-of-Sight Angle Proportion-Differential Active Defense Guidance Law [J]. Flight Dynamics, 2015, 33(3): 238-242. (in Chinese)
- [8] 刘哲, 王小平, 程建锋, 等. 主动防御最优追踪-逃逸导引律设计 [J]. 飞行力学, 2014, 32(5): 432-436.
LIU Z, WANG X P, CHENG J F, et al. Design of Optimal Pursuit and Evasion Guidance Law for Active Protection [J]. Flight Dynamics, 2014, 32(5): 432-436. (in Chinese)
- [9] MIELE A. Flight Mechanics (Vol. 1): Theory of Flight Paths. Reading [M]. MA: Addison-Wesley, 1962.
- [10] JANNE K, KAI V, TUOMAS R. Near-Optimal Missile Avoidance Trajectories via Receding Horizon Control [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1287-1298.
- [11] SUN J, XU W B, FENG B. A Global Search Strategy of Quantum-Behaved Particle Swarm Optimization [C]// Proceedings of IEEE Conference on Cybernetics and Intelligent Systems. 2004: 111-116.
- [12] WANG Xiaoping, LIN Qinying, DONG Xinmin. Aircraft Evasive Maneuver Trajectory Optimization based on QPSO [C]// IEEE Computer Society, Piscataway, NJ: IEEE, 2010: 416-420.
- [13] 吴旭忠, 唐胜景, 郭杰, 等. 基于滚动时域控制的再入轨迹跟踪制导律 [J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(8): 1062-1068.
WU X Z, TANG S J, GUO J, et al. Trajectory Tracking Guidance Law for Reentry Based on Receding Horizon Control [J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(8): 1062-1068. (in Chinese)
- [14] 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. (in Chinese)
- [15] 刘哲, 王小平, 狄方旭. 主动防御最优追踪-逃逸导引律设计 [J]. 飞行力学, 2014, 32(5): 432-436.
LIU Z, WANG X P, DI F X. Design of Optimal Pursuit and Evasion Guidance Law for Active Protection [J]. Flight Dynamics, 2014, 32(5): 432-436. (in Chinese)