

基于威胁规避的战斗机网络瞄准攻击引导轨迹优化

俞立新¹, 来 强², 曲大鹏², 付昭旺^{1*}

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038; 2. 广州军区空军装备部, 广东广州, 510071)

摘要 针对网络瞄准攻击对战斗机精确引导的需求, 研究威胁规避下的战斗机攻击引导轨迹优化问题。以战斗机过载为控制量建立引导状态模型; 以目标威胁建立引导路径约束模型; 以导弹发射瞄准条件为终端约束; 以引导的快速性和控制经济性为性能指标, 将轨迹优化建模为具有非线性边界约束、状态约束和路径约束的最优控制问题, 并采用高斯伪谱法将其转化为非线性规划问题进行求解, 为了保证算法的实时性, 采用滚动时域策略进行在线滚动优化。仿真结果表明: 所提出的方法能在有效规避目标威胁下达成导弹攻击的瞄准条件, 基于 RHC 策略的优化单次计算时间小于 1 s, 算法实时性能满足战斗机的引导需求。

关键词 网络瞄准; 轨迹优化; 威胁规避; 路径约束; 滚动时域; 高斯伪谱法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.01.009

中图分类号 V249.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)01-0038-05

Trajectory Optimization in Networked Targeting Attack with Threat Avoidance

YU li-xin¹, LAI Qiang², QU Da-peng², FU Zhao-wang^{1*}

(1. Engineering college, Air Force Engineering University, Xi'an, China, 710038;
2. Equipment Department of Guangzhou Military Region Air Force, Guangzhou, China, 510071)

Abstract: A new guidance algorithm with threat avoidance ability and target sighting restraint is proposed for traditional staged guidance method lack of threat avoidance ability. Firstly, mathematic model of guidance is established based on relative velocity vector, second, the path restraint model is established based on threat avoidance, and guidance terminal restraint for target sighting is given. Value function is established based on rapidity, economical control and guiding precise, optimal control model for attack guidance is constructed with nonlinear boundary restraint, state restraint and path restraint. Gauss Pseudo spectral Method (GPM) is adopted to transform the problem into nonlinear programming problem. Simulation result shows, this new guidance algorithm is effectively for threat avoidance and the missile launch requirement is well satisfied by air combat requirement.

Key words: networked targeting; trajectory optimization; threat avoidance; path restraint; receding horizon control; GPM

随着信息域对抗需求的日益提升, 信息控制与反控制逐渐成为空战对抗的焦点, 战斗机的隐身能

收稿日期: 2012-09-13

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61172083); 航空科学基金资助项目(20095196012)

作者简介: 俞立新(1976—), 男, 江苏海门人, 讲师, 主要从事任务规划技术研究. E-mail: YuLiXinchinai@sina.com

* 通信作者: 付昭旺(1976—), 男, 博士, 主要从事航空武器系统总体、控制与仿真研究. E-mail: fuzhaowang@yahoo.cn

引用格式: 俞立新, 来强, 曲大鹏, 等. 基于威胁规避的战斗机网络瞄准攻击引导轨迹优化[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2014, 15(1): 38-42. YU lixin, LAI Qiang, QU Dapeng, et al. Trajectory optimization in networked targeting attack with threat avoidance[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(1): 38-42.

力在空战对抗中的优势日益凸显^[1]。战斗机隐蔽作战能力的发挥,不仅需要解决材料和外形隐身设计问题,战术使用也是非常重要的一个方面^[2]。战术隐身方法包括轨迹控制^[3]和电子战支援^[4]等战术手段。为了充分发挥先进战斗机的隐身性能、提升其作战优势,迫切需要积极探索与此相适应的空战引导方法,实现战斗机的隐蔽接敌。隐蔽接敌本质为隐蔽性约束下的轨迹优化问题,针对该问题,文献^[5]对轨迹优化的一般模型和求解方法进行了综述,文献^[6]研究了针对动态目标的战术轨迹优化模型,并给出了基于非线性规划的求解方法,文献^[7]对低空突防的轨迹优化问题进行了研究,没有考虑动态威胁。文献^[3]提出了一种基于马尔科夫决策的隐蔽接敌策略,考虑了动态威胁,但是由于飞行策略的有效性跟样本数量直接相关,状态采样面临维数灾难问题,算法有效性和计算效率难以兼顾。基于此,本文提出一种动态威胁规避的战斗机引导的轨迹优化方法。

1 战斗机引导数学模型

战斗机引导在水平面和垂直面的控制是独立进行的,本文仅考虑水平面内的引导问题。图 1 为战斗机和目标在水平面的相对位置关系。图中, F 和 T 分别表示载机和目标, F 初始位置位于坐标系原点, R_r 为战斗机与目标的相对距离; V 和 V_T 分别为战斗机和目标的速度; u 为目标方位角; q 、 q_T 分别为战斗机和目标的速度前置角; φ_T 为目标进入角; θ 、 θ_T 分别为战斗机和目标的航向角。定义角度以相对于目标视线右偏为正。

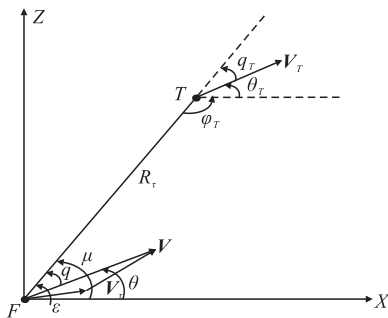


图 1 载机和目标的运动关系

Fig. 1 Movement relationship for fighter and target

定义 $V_r = V - V_T$, 定义 V_r 与目标线夹角为相对速度前置角为 ϵ (以逆时针方向为正), 则有:

$$\begin{aligned} \dot{R}_r &= -V_r \cos \epsilon, R_r(0) = 1 \\ \dot{\mu}_r &= -1/R_r V_r \sin \epsilon, \mu(0) = \mu_0 \end{aligned} \quad (1)$$

根据矢量运算法则,有 $V_r \cdot R_r = V_r R_r \cos \epsilon$, 则可得:

$$\cos \epsilon = \frac{V_r \cdot R_r}{V_r R_r} \quad (2)$$

又因为 $R_r = [R_x, R_z] = [R_r \cos \mu, R_r \sin \mu]$, 将其代入式(2), 根据式(1)可得:

$$\dot{R}_r = -V_r (V_r \cdot R_r) / (V_r R_r) = V_T \cos q_T - V \cos q \quad (3)$$

同理, 根据 $\sin \epsilon = |V_r \times R_r| / (V_r R_r)$, 可求得:

$$\begin{aligned} \dot{\mu}_r &= \frac{1}{R_r} (V \sin q - V_T \sin q_T) \\ \dot{q} &= \omega - \frac{n_z g}{V}, q(0) = q_0 \end{aligned} \quad (4)$$

式中: n_z 为载机的侧向过载; $\omega = \dot{\mu}_r$ 为目标线角速度。

则载机速度前置角的变化率为:

$$\dot{q} = \frac{1}{R_r} (V \sin q - V_T \sin q_T) - \frac{n_z g}{V}, q(0) = q_0 \quad (5)$$

同理可得目标速度前置角的变化为:

$$\dot{q}_T = \frac{1}{R_r} (V \sin q - V_T \sin q_T) - \frac{n_{Tz} g}{V_T}, q_T(0) = q_{T0} \quad (6)$$

所以, 载机和目标的相对运动关系可表示为:

$$\begin{cases} \dot{R}_r = V_T \cos q_T - V \cos q, R_r(0) = R_0 \\ \dot{\mu}_r = \frac{1}{R_r} (V \sin q - V_T \sin q_T), \mu(0) = \mu_0 \\ \dot{q} = \frac{1}{R_r} (V \sin q - V_T \sin q_T) - \frac{n_z g}{V}, q(0) = q_0 \\ \dot{q}_T = \frac{1}{R_r} (V \sin q - V_T \sin q_T) - \frac{n_{Tz} g}{V_T}, q_T(0) = q_{T0} \end{cases} \quad (7)$$

2 轨迹优化约束建模

2.1 路径约束建模

路径约束源于对目标威胁的规避, 将目标威胁分为探测威胁和火力攻击威胁并分别进行建模研究。将机载雷达作为目标的探测威胁。由于机载雷达只有一定的搜索视场, 其探测范围首先受到搜索视场约束, 而在搜索视场内, 又受到探测距离的约束。以目标为中心建立极坐标系, 其探测威胁区可记为:

$$\{(R, \theta_f) | R \leq R_{\max}(\theta_f, \phi_f), \theta_f \leq \psi_{\max}\} \quad (8)$$

式中: θ_f 、 ϕ_f 分别为载机相对目标的方位角和进入角; $R_{\max}(\theta_f, \phi_f)$ 为与 θ_f 和 ϕ_f 有关的目标雷达最大探测距离, 根据目标雷达性能和载机的 RCS 动态特性^[8]进行计算; ψ_{\max} 为目标雷达的最大探测方位角。

目标火力威胁主要考虑目标导弹攻击区, 导弹攻击区由导弹性能、目标特性和导弹发射状态共同决定。主要采用最大和最小允许攻击距离 D_{\max} 、 D_{\min} 2 个参数来描述^[9]:

$$D_{\max} = f(H_F, H_T, V_A, V_T, n_T, \varphi, q, t_0) \quad (9)$$

$$D_{\min} = f(H_F, H_T, V_A, V_T, n_T, \varphi, q, t_0) \quad (10)$$

式中: H_F 、 H_T 分别为载机和目标的高度; V_F 、 V_T 分别为载机和目标的速度; n_T 为目标机动过载; φ 为导弹离轴角; q 为目标进入角; t_0 为导弹工作时间。

与探测威胁相类似, 目标火力威胁区可表示为:

$$\{(R, \theta_f) | R \leq D_{\max}(\theta_f, \phi_f), \theta_f \leq \vartheta_{\max}\} \quad (11)$$

式中: $D_{\max}(\theta_f, \phi_f)$ 为与 θ_f 、 ϕ_f 有关的导弹最大攻击距离; ϑ_{\max} 为目标导弹最大离轴发射限制的速度提前角, 其余参数含义与式(9)相同。

由于战斗机对目标的探测和攻击能力相对机身具有对称性, 根据载机和目标的相对运动关系可得:

$$\theta_f = \pi - |q_T|, \quad \phi_f = -q \quad (12)$$

通过上式可获得基于状态量表达的目标探测威胁区和火力威胁区, 据此可建立轨迹优化的路径约束。采用简化的威胁约束边界模型, 将目标的威胁近似简化为一扇形区域, 扇形边界采用最大威胁角度和最大威胁距离表示。如基于悲观准则, 可以以目标的最大探测(或攻击)距离和最大探测(或攻击)角度来描述目标威胁。将目标周围的空间进行定性划分, 图2中 E_{TD} 为目标的探测威胁区, E_{TA} 为目标火力威胁区, 显然, E_{FA} 为载机对目标的可攻击区。

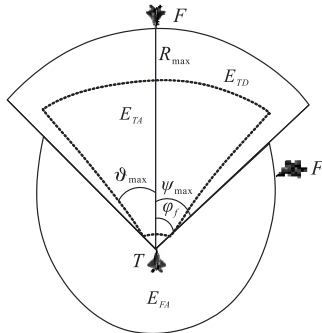


图2 目标威胁区划分

Fig. 2 Threaten region division for target

目标探测威胁规避的路径约束为:

$$S_F = \{(R_r, q, q_T) | R_r \leq R_{\max}(q_T, q), |q_T| \leq \pi - \varphi_{\max}\} \cup \{R_r > R_{\max}(q_T, q), |q_T| \leq \pi\} \quad (13)$$

2.2 终端约束建模

战斗机导弹发射瞄准条件为: ①目标必须进入载机导弹攻击区内; ②目标瞄准角度误差必须满足导弹发射的精度需求。则可得终端约束为:

$$\{(R_r(t_f), \mu(t_f), q(t_f)) | |\mu(t_f)| \leq \tilde{\zeta}_{\max}, |q(t_f)| \leq \tilde{\vartheta}_{\max}, R_r(t_f) \leq \tilde{D}_{\max}(\mu(t_f), q_T(t_f), q(t_f))\} \quad (14)$$

式中: 第1项为载机导弹最大发射离轴角($\tilde{\zeta}_{\max}$)限制; 第2项为载机导弹最大离轴发射限制的速度提前角($\tilde{\vartheta}_{\max}$); 第3项为与 μ_f 、 q_{Tf} 和 q_f 有关的载机导弹攻击距离($\tilde{D}_{\max}(\mu_f, q_{Tf}, q_f)$)的限制。

假定导弹在引导终端瞬间发射, 为了保证攻击

精度, 终端约束条件可表示为:

$$|\omega_f| = |V \sin q_f - V_T \cdot \sin q_{Tf}| \leq \Delta \quad (15)$$

3 轨迹优化的最优控制模型

轨迹优化问题可以转化为最优控制问题:

$$\min J(\mathbf{u}) = \Phi(\mathbf{x}(t_0), t_0, \mathbf{x}(t_f), t_f) +$$

$$\int_{t_0}^{t_f} g(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt$$

$$\text{s.t. } \dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t), t \in (t_0, t_f)$$

$$c(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \leq 0$$

$$\varphi_{\min} \leq \varphi(\mathbf{x}(t_0), t_0, \mathbf{x}(t_f), t_f) \leq \varphi_{\max} \quad (16)$$

式中: $\mathbf{x}(t) = [R(t) \quad \mu(t) \quad q(t) \quad q_T(t)]^T$ 为系统状态量; $\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)$ 为系统状态方程, 见式(7); $\mathbf{u}(t) = n_z$ 为系统控制量, 取控制量 $\mathbf{u} = n_z$, 且 $n_{\max} \leq n_z \leq n_{\min}$; $c(\cdot)$ 为路径约束, 见式(13); $\varphi(\cdot)$ 为引导的终端约束, 见式(14) ~ 式(15); t_0 和 $\mathbf{x}(t_0)$ 分别为系统初始时刻和初始状态; t_f 和 $\mathbf{x}(t_f)$ 分别为终端时刻和终端状态; $J(\mathbf{u})$ 为性能指标; $\Phi(\cdot)$ 和 $g(\cdot)$ 分别为静态标量函数和动态性能指标函数。

轨迹优化必然采用一定的性能指标, 本文以引导快速性和控制经济性建立轨迹优化性能指标:

$$J = \frac{\omega_1}{T_m} \int_{t_0}^{t_f} dt + \frac{\omega_2}{C_m} \int_{t_0}^{t_f} \left(\frac{1}{2} n_z^2 \right) dt \quad (17)$$

式中: ω_1 和 ω_2 为性能指标权重; T_m 为最大可用时间; C_m 为最大可用控制过载, 其余变量定义同上。

4 基于高斯伪谱法的模型离散化

式(16)所示的优化模型具有非线性约束, 难以通过解析法获得最优解, 可采用数值解法进行求解。高斯伪谱法(Gauss Pseudo Method, GPM)因其具有收敛速度快和求解精度高的优点, 在求解非线性最优控制问题中得到了广泛应用。因此, 本文采用GPM进行模型离散化。基于GPM的模型离散化过程见文献[10]。

采用GPM可将式(16)转化为如下形式:

$$\min J^N = \frac{t_f - t_0}{2} \sum_{k=0}^N \omega_k \cdot g(\mathbf{X}_k, \mathbf{U}_k, \tau_k) +$$

$$\Phi(\mathbf{x}(t_0), t_0), k = 0, 1, \dots, N$$

$$\text{s.t. } \boldsymbol{\psi}_k - \frac{t_f - t_0}{2} f(\mathbf{X}_k, \mathbf{U}_k, \tau_k) = 0$$

$$\mathbf{X}_0 = \mathbf{x}(t_0), \mathbf{X}_N = \mathbf{x}(t_f), s(\mathbf{X}_k, \mathbf{U}_k, \tau_k) \leq 0 \quad (18)$$

式中: J^N 为性能指标; $\boldsymbol{\psi}_k = \frac{t_f - t_0}{2} f(\mathbf{X}_k, \mathbf{U}_k, \tau_k)$ 为系统状态方程; $s(\mathbf{X}_k, \mathbf{U}_k, \tau_k) \leq 0$ 为路径约束; \mathbf{X}_k 和 \mathbf{U}_k 分别为状态量和控制量 ($k = 0, 1, \dots, N$); \mathbf{X}_0 和

X_N 分别为初始状态和终端状态。

通过运用 GPM 进行模型离散化,最优控制问题转化为寻找最优 $X_k, U_k (k=0, 1, \dots, N)$ 和 t_f 使得性能指标 J^N 取得极小值的 NLP 问题。可以采用序列二次规划^[11]等多种算法进行求解。

5 基于滚动时域策略的在线优化

轨迹优化算法需要为战斗机提供实时的控制指令,算法的实时性至关重要。为此,本文通过引入滚动时域控制^[12]策略进行在线优化,保证优化的实时性。其策略为:对式(18),取 $t_0 = t_k, t_f = t_k + T$,式中 t_k 为当前时刻, T 为时域长度;在滚动时域内,通过选取 $N-1$ 个 LG 点将时间区间分为 N 段,对应时间 t_k^i 为:

$$t_k = t_k^0 < t_k^1 < \dots < t_k^N = t_k + T \quad (19)$$

通过求解式(18),可得相应时刻的控制序列 $u(t_k^i) = u_i, i=1, 2, \dots, n$ 。再根据需要确定前 r 个控制信号作用到系统。GPM 的计算效率和精度取决于 N, N 的选取应该兼顾计算的实时性和有效性。

6 仿真分析

为验证本文的轨迹优化算法,在 Matlab 环境下利用 GPOPS 进行仿真。仿真条件: $R_0 = 200 \text{ km}, \mu_0 = 60^\circ, q_0 = -10^\circ, q_{T0} = 120^\circ, V = 330 \text{ m/s}, V_T = 280 \text{ m/s}$ 。控制量约束为 $n_{\max} = 2$;滚动时域策略为: $T = 10 \text{ s}, r = 1, N = 5$ 。路径约束: $\{(R_r \leq 100 \text{ km}) \cap (|q_T| \leq 2\pi/3)\} \cup \{(R_r > 100 \text{ km}) \cap (|q_T| \leq \pi)\}$;终端约束为: $R_r(t_f) \leq 30 \text{ km}, |u(t_f)| \leq 20^\circ, |q(t_f)| \leq 10^\circ, \omega(t_f) \leq 0.5^\circ/\text{s}$ 。仿真结果为: $t_f = 1324 \text{ s}, \omega_f = 0.21^\circ$ 。轨迹优化的状态量变化见图 3,引导控制量变化见图 4,战斗机引导轨迹见图 5。

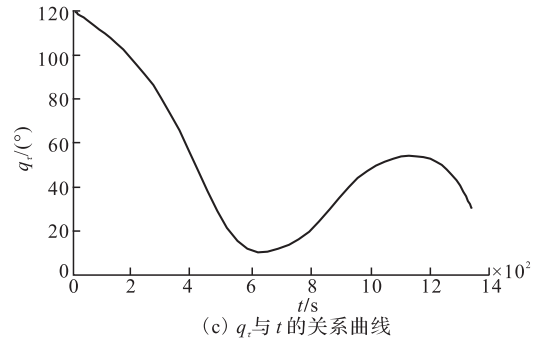
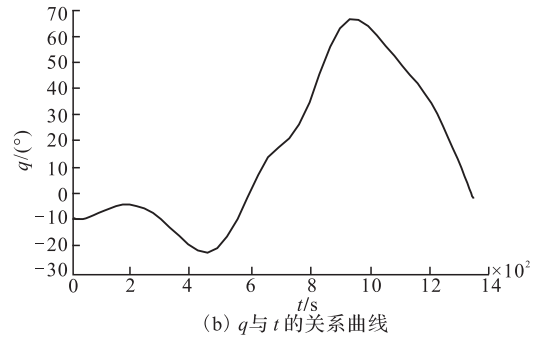
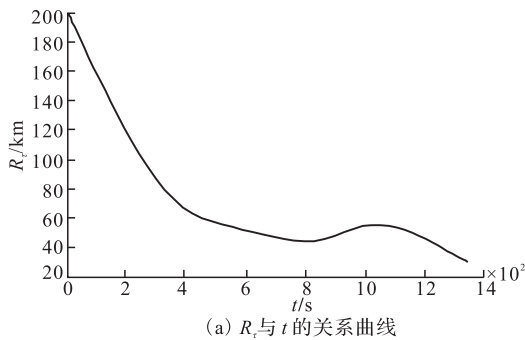


图 3 状态量变化曲线
Fig. 3 State variation curve

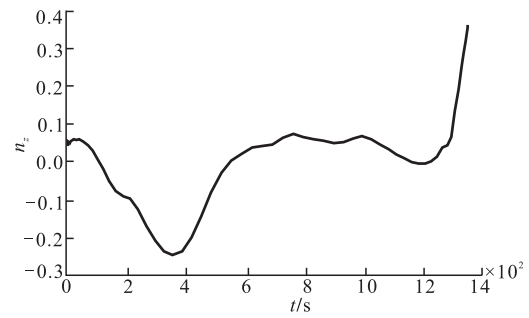


Fig. 4 Control variation curve

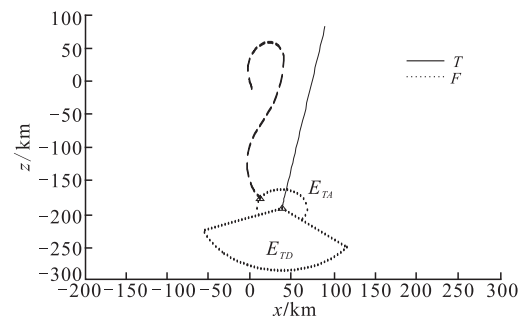


Fig. 5 Guidance trajectory for fighter

仿真结果表明,轨迹优化算法体现了良好的威胁规避能力,且能满足导弹发射精度需求。优化控制量小,过渡平稳,易于实现。同时仿真表明,基于 RHC 策略的优化单次计算时间小于 1 s,满足实时性需求。

7 结语

本文提出了基于威胁规避的战斗机攻击引导的轨迹优化算法,能在保证达成导弹发射条件下有效规避目标威胁,并满足计算的实时性需求。基于威胁规避的轨迹优化可以实现隐蔽接敌下的导弹攻击,能充分发挥战斗机的战术隐身性能。轨迹优化算法采用侧向过载作为控制量,具有很好的工程实用性,并能够推广应用于无人机自主攻击轨迹优化。

参考文献(References):

- [1] 高劲松,陈峭东.国外隐身战斗机超视距空战问题[J].电光与控制,2011,18(8):17-21.
GAO Jinsong, CHEN Shaodong. Beyond visual range air combat of foreign stealth fighters[J]. Electronics optics & control, 2011, 18(8):17-21. (in Chinese)
- [2] 马云红,周德云.飞行器低空突防威胁建模与航迹优化算法[J].火力与指挥控制,2004,29(5):31-34.
MA Yunhong, ZHOU Deyun. Research on route planning algorithm and constructing threat modeling for air craft in low altitude penetration [J]. Fire control & command control, 2004, 29(5):31-34. (in Chinese)
- [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):1063-1068.
XU An, YU Lei, KOU Yingxin, et al. Stealthy engagement maneuvering strategy for air combat based on MDP [J]. System engineering and electronics, 2011, 33(5):1063-1068. (in Chinese)
- [4] 付昭旺,于雷,寇英信.混合编队协同空战电子支援干扰功率分配方法[J].系统工程与电子技术,2012,34(6):1171-1174.
FU Zhaowang, YU Lei, KOU Yingxin. Electronic jamming power assignment method in cooperative air combat of mixed formation [J]. System engineering and electronics, 2012, 34(6):1171-1174. (in Chinese)
- [5] 陈功,傅瑜,郭继峰.飞行器轨迹优化方法综述[J].飞行力学,2011,29(4):1-5.
CHEN Gong, FU Yu, GUO Jifeng. Survey of aircraft trajectory optimization method [J]. Flight dynamics, 2011, 29(4):1-5. (in Chinese)
- [6] Sachin Jain, Panagiotis Tsiotras. Sequential multiresolution trajectory optimization for moving targets [C]//AIAA guidance navigation and control conference and exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA press, 2008:1-19.
- [7] 蒲宏斌,詹浩.飞机低空突防轨迹优化研究[J].飞行力学,2008,26(3):26-28.
PU Hongbin, ZHAN Hao. Ttrajectory optimization of low altitude penetration [J]. Flight dynamics, 2008, 26(3):26-28. (in Chinese)
- [8] 苏东林,曾国奇,刘焱,等.运动目标RCS特性分析[J].北京航空航天大学学报,2006,32(6):1413-1418.
SU Donglin, ZENG Guoqi, LIU Yan, et al. RCS study of moving radar targets [J]. Journal of Beijing university of aeronautics and astronautics, 2006, 32(6):1413-1418. (in Chinese)
- [9] 寇英信,付昭旺,冯国强,等.网络瞄准下空空导弹允许发射区模拟仿真[J].空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(2):75-78.
KOU Yingxin, FU Zhaowang, FENG Guoqiang, et al. Air to air missile allows launch area simulation and analyze under networked targeting environment [J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2012, 13(2):75-78. (in Chinese)
- [10] Huntington G T, Benson D, Anil V R. A comparison of accuracy and computational efficiency of three pseudospectral method [C]//AIAA guidance navigation and control conference and exhibit south carolina. [S. l.]: AIAA press, 2007:6405-6429.
- [11] Gill P E, Murray W, Saunders M A. SNOPT: an SQP algorithm for large scale constrained optimization [J]. SIAM journal on optimization, 2002, 12(4):979-1006.
- [12] Zhan Z H, Zhang J, Li Y. An efficient ant colony system based on receding horizon control for the aircraft arrival sequencing and scheduling problem [J]. IEEE transactions on intelligent transportation systems, 2010, 11(2):399-412.

(编辑:田新华)