

文章编号:1674-8190(2020)06-796-07

基于自适应动态规划的反高超武器 微分对策制导律

孙磊,付斌,万士正,常晓飞,闫杰
(西北工业大学 航天学院,西安 710072)

摘要: 随着各国高超声速技术的武器化进程加快,对反高超声速武器拦截技术的研究也不断深入,高超声速武器高速度、大范围主动博弈突防的拦截制导问题成为拦截制导律设计领域的研究热点。针对具有主动博弈突防能力的高超声速目标拦截场景进行微分对策问题建模,并采用基于双启发式的自适应动态规划算法,对连续非线性系统的微分对策纳什均衡解进行求取;通过 Matlab 数字仿真对设计的拦截制导方法进行验证。结果表明:相较于最优滑模制导律,基于自适应动态规划微分对策制导律对目标的逃逸机动具有更强的适应性,能够获得更高的拦截精度。

关键词: 反高超声速武器;拦截制导律;微分对策问题;纳什均衡解;自适应动态规划

中图分类号: V448; TJ765.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.06.006

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Differential Game Guidance Law Based on Adaptive Dynamic Programming for the Interception of Hypersonic Targets

SUN Lei, FU Bin, WAN Shizheng, CHANG Xiaofei, YAN Jie
(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: With the rapid development of hypersonic vehicle technology, the research on defense approach of the hypersonic weapons is constantly deepening. A lot of guidance law researchers made their efforts to tackle with the problem of high speed, active large scale maneuverability of the hypersonic targets. In this paper, this interception problem is defined as a typical differential game, and the adaptive dynamic programming method is used to solve the Nash equilibrium solution of the nonlinear continuous time system. The numerical simulation of Matlab is provided to validate the effectiveness of the proposed guidance law. The result shows that the differential game guidance law based on adaptive dynamic programming is more robust than the baseline method, and can obtain higher interception accuracy.

Key words: anti-hypersonic weapon; interception guidance law; differential game; Nash equilibrium solution; adaptive dynamic programming

收稿日期:2020-06-01; 修回日期:2020-09-02

基金项目:国家自然科学基金(61503301)

通信作者:付斌,binfu@mail.nwpu.edu.cn

引用格式:孙磊,付斌,万士正,等. 基于自适应动态规划的反高超武器微分对策制导律[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 796-802,826.
SUN Lei, FU Bin, WAN Shizheng, et al. Differential game guidance law based on adaptive dynamic programming for the interception of hypersonic targets[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 796-802,826. (in Chinese)

0 引言

随着各国高超声速飞行器技术的发展,各型演示验证项目的武器化进程不断加快,以我国的“DF-17”、俄罗斯的“先锋”为代表的高超声速武器已经陆续进入到现役武器装备行列。相比于传统武器,高超声速武器具有飞行速度极快、自主博弈机动能力强、飞行弹道多变等突出特性,在对其进行拦截时,传统拦截制导方法拦截能力弱,使得我军在反高超声速武器拦截作战中,以“一对一”进行拦截时任务失败风险较大,以“多对一”进行拦截时,综合作战效能较低。

为了解决高超声速武器的拦截问题,研究人员提出了许多新型制导方法。李炯等^[1-2]针对反高超声速武器拦截制导问题设计了一种非奇异快速终端二阶滑模制导律,并且针对侧窗探测的动能拦截反高超声速武器设计了一种制导律,其在对目标进行拦截时需要始终保证导引头侧窗对于目标的指向,从而实现对目标的探测;叶继坤等^[3]基于经典的微分几何理论,对末制导中的弹目运动模型进行了空间几何分析,并设计了二阶滑模微分几何制导律,克服了不确定性的影响,保证了系统的鲁棒性和制导精度;雷虎民等^[4]针对反高超声速武器拦截问题,设计了一种基于零控脱靶量在有限时间收敛的制导方法,通过自适应滑模理论与有限时间稳定控制理论相结合,选择解耦的纵向面与水平面上的零控脱靶量作为滑模面,给出了制导律形式,并且证明了制导律的有限时间收敛特性。

上述方法均将目标的突防策略考虑为一种固定的机动模式,当未来战场中,目标的机动将会更加智能,可能会针对我方机动而选择更加有针对性的突防策略。因此研究人员开始研究一种基于博弈微分对策的博弈制导方法。花文华等^[5-6]基于变速导弹模型的非线性情况进行了制导律设计,并通过选取合适状态量对模型进行了线性化,推导出了微分对策制导律形式,还针对带有攻击角约束的情形进行了微分对策问题的指标设计,并通过系统的降阶,实现了解析形式的制导律求解;李迁运等^[7]针对大气层内直/气复合飞行器进行了微分对策制导问题中,直/气复合控制系统对策空间分布的研究,并对策略空间进行了优化;Y. Oshman等^[8]基于微分对策理论设计了一种针对未来高机动无人

作战飞行器的制导方法,其主要创新点是采用了通过对目标姿态信息的解译,实现了对目标飞行状态的估计;A. Green等^[9]在水平面内设计了一种追逐制导律,追逐方带有末端速度要求,逃逸方速度恒定但是带有机动能力,并根据追逐双方的初末条件给出了最优制导策略;V. Turetsky等^[10]针对未来可能出现的强机动能力弹道导弹拦截问题,分析了两种基于追逐对策的制导律,对比结果显示,在相同的初始条件与参数下,仅考虑零控脱靶量作为性能指标的制导律所形成的攻击区较考虑能量最优的制导律有更大的攻击区。另外还有许多研究者采用了微分对策问题的建模方法进行制导律设计,但是在求解过程中多数都是采用了简化的非线性模型或者是近似模型,其求解精度在一定程度上会受到影响。

为了更好地求解微分对策条件下的纳什均衡解,研究者引入自适应动态规划(Adaptive Dynamic Programming,简称ADP)算法对这类最优化问题进行求解^[11-17],其中Sun J等^[18-19]在拦截制导中采用自适应动态规划算法,但是其所选用的回报目标是终端零控脱靶量最小,而本文所采用的方法是每一时刻的视线角速度最小,相较之制导过程更平稳。

ADP算法具有求解速度快、计算精度高等优点,能够很好地应用于制导律设计过程。本文针对高超声速目标机动打击特点,采用自适应动态规划的方法进行拦截弹制导律求解。首先,针对高超声速目标拦截问题中的连续非线性问题进行微分对策问题建模;然后,利用近似动态规划算法对连续非线性系统微分对策问题进行求解;最后,基于高超攻防对抗所给出的方法进行仿真验证。

1 微分对策制导问题建模

为了准确地描述微分对策问题,从而进行解的求取,需要对拦截弹与目标进行拦截相对运动的微分对策问题建模。

1.1 弹目相对运动关系建模

为了方便地描述末制导阶段的弹目相对运动,从而给出制导律推导时所需要的部分运动方程,本节对弹目相对运动关系进行简单的描述和定义。为了简化推导,一般可以将纵向与横侧向平面直接解耦后分开考虑。在纵向平面内,末制导阶段纵向

平面内弹目运动关系如图 1 所示。

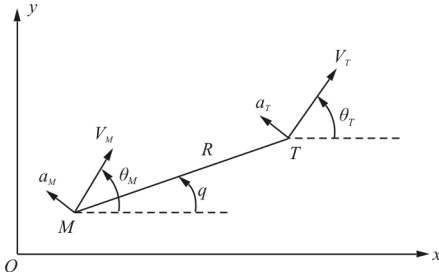


图 1 末制导阶段纵向平面内弹目运动关系

Fig.1 Relative motion in the vertical plane

图 1 中, Ox 轴与 Oy 轴构成了弹目遭遇平面, 拦截弹以质点 M 表示, 其速度为 V_M , 速度倾角为 θ_M ; 在垂直于速度的方向上, 拦截弹具有加速度 a_M ; 高超声速飞行器目标以质点 T 为表示, 其速度为 V_T , 速度倾角为 θ_T ; 在垂直于速度的方向上, 高超声速飞行器具有加速度 a_T ; 弹目相对距离为 R , 弹目视线角为 q 。

弹目间相对位置按照极坐标表达形式 (R, q) 的数学表达式为

$$\frac{dR}{dt} = V_T \cos(q - \theta_T) - V_M \cos(q - \theta_M) \quad (1)$$

$$R \frac{dq}{dt} = -V_T \sin(q - \theta_T) + V_M \sin(q - \theta_M) \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{R} \\ \dot{q} \\ \ddot{q} \\ \dot{\theta}_M \\ \dot{\theta}_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_T \cos(q - \theta_T) - V_M \cos(q - \theta_M) \\ [-V_T \sin(q - \theta_T) + V_M \sin(q - \theta_M)]/R \\ -2\dot{R}\dot{q}/R \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\cos(q - \theta_M)/R \\ 1/V_M \\ 0 \end{bmatrix} a_M + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \cos(q - \theta_T)/R \\ 0 \\ 1/V_T \end{bmatrix} a_T \quad (8)$$

1.2 微分对策问题一般化描述

针对式(8)考虑连续非线性系统为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x}) \mathbf{u} + \mathbf{h}(\mathbf{x}) \mathbf{w} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{x} \in R^n$ 为状态向量; $\mathbf{u} \in R^m$ 为控制向量; $\mathbf{w} \in R^p$ 为扰动向量; $\mathbf{f}(\mathbf{x}) \in R^n$ 、 $\mathbf{g}(\mathbf{x}) \in R^{n \times m}$ 、 $\mathbf{h}(\mathbf{x}) \in R^{n \times p}$ 均为光滑可微函数, 分别为系统内动态方程、控制方程与扰动方程。

定义指标函数为

$$J(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) = \int_0^\infty (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R}_1 \mathbf{u} - \mathbf{w}^T \mathbf{R}_2 \mathbf{w}) d\tau = \int_0^\infty U(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) d\tau \quad (10)$$

在推导过程中, 拦截弹与目标的运动模型也可以简化的表示为

$$\begin{cases} \dot{\theta}_M = \frac{a_M}{V_M} \\ \dot{\theta}_T = \frac{a_T}{V_T} \end{cases} \quad (3)$$

拦截弹的速度 V_M 与目标的速度 V_T 在末制导阶段也可以认为是不再变化的。

对式(2)求导, 可得:

$$\begin{aligned} \dot{R}\dot{q} + R\ddot{q} = & -V_T \cos(q - \theta_T)(\dot{q} - \dot{\theta}_T) + \\ & V_M \cos(\theta_M - q)(\dot{\theta}_M - \dot{q}) \end{aligned} \quad (4)$$

将式(3)代入式(4)可得:

$$\begin{aligned} \dot{R}\dot{q} + R\ddot{q} = & -V_T \cos(q - \theta_T) \left(\dot{q} - \frac{a_T}{V_T} \right) + \\ & V_M \cos(q - \theta_M) \left(\dot{q} - \frac{a_M}{V_M} \right) \end{aligned} \quad (5)$$

整理后可得:

$$R\ddot{q} = -2\dot{R}\dot{q} - \cos(q - \theta_M)a_M + \cos(q - \theta_T)a_T \quad (6)$$

选取系统状态为

$$\mathbf{x} = [R \quad q \quad \dot{q} \quad \theta_M \quad \theta_T]^T \quad (7)$$

系统状态方程可以写为

当追逃双方对于某一状态 $\mathbf{x}(t)$, 采用控制策略 $\mathbf{u}(\mathbf{x})$ 与扰动策略 $\mathbf{w}(\mathbf{x})$ 时, 可以用状态值函数 (如式(11)所示) 对追逃策略进行评价。

$$V[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}, \mathbf{w}] = \int_t^\infty U(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) d\tau \quad (11)$$

对式(11)求导后可得:

$$\begin{cases} U(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) + [\nabla V(\mathbf{x})]^T \cdot [\mathbf{f}(\mathbf{x}) + \\ \quad \mathbf{g}(\mathbf{x}) \mathbf{u} + \mathbf{h}(\mathbf{x}) \mathbf{w}] = 0 \\ V(0) = 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中: $\nabla V = \partial V / \partial \mathbf{x}$ 。

可以定义汉密尔顿函数为

$$H(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) = U(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) + \nabla V^T(\mathbf{x}) [f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x})\mathbf{u} + h(\mathbf{x})\mathbf{w}] \quad (13)$$

假设这个微分对策问题有唯一的鞍点解,且鞍点解满足纳什平衡条件,如式(14)所示。

$$V^*(\mathbf{x}_0) = \min_u \max_w V(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) = \max_w \min_u V(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) \quad (14)$$

则根据 Bellman 方程最优性原理,有如下关系:

$$\min_u \max_w H(\mathbf{x}, \nabla V^*, \mathbf{u}, \mathbf{w}) = 0 \quad (15)$$

对于 u^* 与 w^* 必须满足最优性必要条件为

$$\begin{cases} \frac{\partial H(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w})}{\partial \mathbf{u}} = 0 \\ \frac{\partial H(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w})}{\partial \mathbf{w}} = 0 \end{cases} \quad (16)$$

可以得到最优解形式如式(17)所示。

$$\begin{cases} u^* = -\frac{1}{2}R_1^{-1}g^T(\mathbf{x})\nabla V^*(\mathbf{x}) \\ w^* = \frac{1}{2}R_2^{-1}h^T(\mathbf{x})\nabla V^*(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (17)$$

将式(16)、式(17)中的最优控制 u^* 与 w^* 代入哈密顿方程,得到:

$$V^*[\mathbf{x}(t)] = \min_u \max_w \left\{ \int_t^{t+T} U(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) d\tau + V^*[\mathbf{x}(t+T)] \right\} = \max_w \min_u \left\{ \int_t^{t+T} U(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) d\tau + V^*[\mathbf{x}(t+T)] \right\} \quad (20)$$

根据自适应动态规划算法中常用的值迭代算法,有如下求解流程:

(1) 对于状态 S 初始化值函数,并计算 $t+T$ 时刻的值函数;

(2) 根据 $t+T$ 时刻值函数,以及 t 时刻的奖励函数 U ,计算当前时刻值函数的估计目标值;

(3) 根据目标值修正值函数的估计函数;

(4) 根据值函数修正值计算最优策略值。

值函数更新公式为

$$V_{i+1}(\mathbf{x}) = \int_t^{t+T} U(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) d\tau + V_i[\mathbf{x}^{u_i, w_i}(t+T)] \quad (21)$$

策略更新公式为

$$\begin{cases} u_{i+1}(\mathbf{x}) = -\frac{1}{2}R_1^{-1}g^T(\mathbf{x})\nabla V_i(\mathbf{x}) \\ w_{i+1}(\mathbf{x}) = \frac{1}{2}R_2^{-1}h^T(\mathbf{x})\nabla V_i(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (22)$$

基于上述方法,设计一个 Actor-Critic 架构的

$$\begin{aligned} & \mathbf{x}^T Q \mathbf{x} + \\ & \frac{1}{4}[\nabla V^*(\mathbf{x})]^T g(\mathbf{x}) R_1^{-1} g^T(\mathbf{x}) \nabla V^*(\mathbf{x}) + \\ & \frac{1}{4}[\nabla V^*(\mathbf{x})]^T h(\mathbf{x}) R_2^{-1} \nabla V^*(\mathbf{x}) + \\ & [\nabla V^*(\mathbf{x})]^T f(\mathbf{x}) = 0 \end{aligned} \quad (18)$$

求解式(18),可以得到最优值函数 V_x^* ,从而求解最优策略 u^* 与 w^* 。但是式(18)本质上是一个时变的非线性偏微分方程,根据上式求解得到解析形式的最优值函数几乎无法实现,因此,本文考虑采用近似动态规划方法,对最优值函数 V_x^* 进行近似解的逼近,从而求得微分对策最优解。

2 连续非线性系统微分对策问题的近似动态规划解法

2.1 自适应动态规划算法流程

对值函数的表达式进行变形得到:

$$V[\mathbf{x}(t)] = \int_t^{t+T} U(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) d\tau + V[\mathbf{x}(t+T)] \quad (19)$$

此时,纳什平衡条件可以重新整理为

算法框架,通过对基于神经网络的评价函数进行值迭代,不断地优化出一个最优的值函数,示意图如图 2 所示。

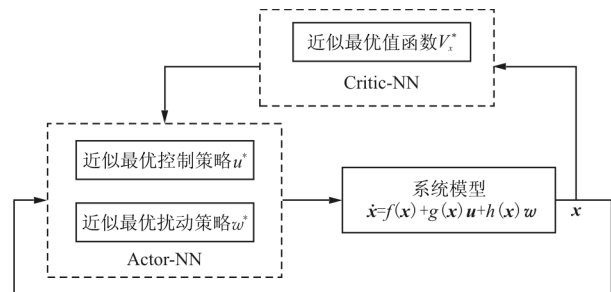


图 2 自适应动态规划算法的 Actor-Critic 架构
Fig. 2 Actor-Critic frame of the ADP method

2.2 自适应动态规划算法实现

本文给出值函数的神经网络近似形式的表达式为

$$\begin{cases} V_i(\mathbf{x}) = \mathbf{W}_{V_i}^T \sigma(\mathbf{x}) \\ \sigma(\mathbf{x}) = [x_1^2 \ x_1 x_2 \ x_2^2 \ x_1^4 \ x_1^3 x_2 \ x_1^2 x_2^2 \ x_1 x_2^3 \ x_2^4]^T \\ \mathbf{W}_{V_i} = [\mathbf{W}_1^i \ \mathbf{W}_2^i \ \mathbf{W}_3^i \ \mathbf{W}_4^i \ \mathbf{W}_5^i \ \mathbf{W}_6^i \ \mathbf{W}_7^i \ \mathbf{W}_8^i]^T \end{cases} \quad (23)$$

式中： $\sigma(\mathbf{x})$ 为神经网络拟合基函数，以状态的 4 次项的齐次形式进行状态组合，需要设置对应的权值 \mathbf{W}_{V_i} 。

值函数关于状态的偏导数则可表示为

$$\nabla V_x = \nabla \sigma^T(\mathbf{x}) \mathbf{W}_{V_i} \quad (24)$$

按照值迭代公式，可以计算得到当前时刻的目标状态值函数更新值应为

$$V_{\text{target}}(\mathbf{x}) = \int_{t+T}^t U(\mathbf{x}, \mathbf{u}_k, \mathbf{w}_k) d\tau + \mathbf{W}_{V_i}^T \sigma[\mathbf{x}^{u_k, w_k}(t+T)] \quad (25)$$

当前时刻的状态值函数神经网络近似值为

$$V_i(\mathbf{x}) = \mathbf{W}_{V_i}^T \sigma[\mathbf{x}(t)] \quad (26)$$

近似误差为

$$\frac{\partial \sigma(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} = \begin{bmatrix} 2x_1 & x_2 & 0 & 4x_1^3 & 3x_1^2 x_2 & 2x_1 x_2^2 & x_2^3 & 0 \\ 0 & x_1 & 2x_2 & 0 & x_1^3 & 2x_1^2 x_2 & 3x_1 x_2^2 & 4x_2^3 \end{bmatrix} \quad (30)$$

3 末制导仿真

3.1 仿真参数设置

为了验证自适应动态规划算法的有效性，进行基于数字仿真的实验验证。仿真初始条件如表 1 所示。

表 1 仿真初始条件

Table 1 Simulation conditions

仿真参数	数值
拦截弹初始位置/m	(0, 15 000)
弹目相对距离 R_0 /m	30 000
弹目初始视线角 q_0 /°	2
拦截弹初始弹道倾角 θ_{M0} /°	1
高超飞行器初始弹道倾角 θ_{T0} /°	178
拦截弹初速度 V_{M0} /(m · s ⁻¹)	1 800
高超飞行器初速度 V_{T0} /(m · s ⁻¹)	3 000
仿真步长 h /s	0.000 1
值函数神经网络神经元个数 n	8
值函数神经网络内层权值初值 \mathbf{W}_{V_i}	rand(1, 8)

$$e_v = V_i(\mathbf{x}) - V_{\text{target}}(\mathbf{x}) = \mathbf{W}_{V_i}^T \sigma[\mathbf{x}(t)] - \int_t^{t+T} U(\mathbf{x}, \mathbf{u}_k, \mathbf{w}_k) d\tau + \mathbf{W}_{V_i}^T \sigma[\mathbf{x}^{u_k, w_k}(t+T)] \quad (27)$$

为了采用误差值对近似神经网络进行修正，本文采用梯度下降法，建立误差指标函数为

$$E_v^i = \frac{1}{2} (e_v^i)^T e_v^i \quad (28)$$

根据梯度下降法，给出值函数神经网络的权值修正算法为

$$\begin{cases} \mathbf{W}_{V_i}^{i+1} = \mathbf{W}_{V_i}^i + \alpha_v \Delta \mathbf{W}_{V_i}^i \\ \Delta \mathbf{W}_{V_i}^i = \frac{\partial E_v^i}{\partial e_v^i} \frac{\partial e_v^i}{\partial \mathbf{W}_{V_i}^i} = e_v^i \cdot \mathbf{W}_{V_i}^i \cdot \frac{\partial \sigma(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \end{cases} \quad (29)$$

式中： α_v 为学习率，表示对于梯度下降的比率更新。

其中，

3.2 对比制导律方法简介

周狄^[20]提出的基于滑模变结构方法的最优滑模制导律 (Optimal Sliding Mode Guidance, 简称 OSMG) 在制导拦截问题中表现出了优异的特性，相比于增广比例导引算法，其不需要知道目标机动的具体大小，可根据当前状态与滑模面的关系自适应给出相应的补偿机动。OSMG 制导下的拦截弹会按照给定的滑模面趋近于目标，OSMG 算法具有较高的拦截精度，并且其需用过载相比于比例导引类算法而言会更小。其表达式为

$$n_{\text{OSMG}} = \frac{k\dot{q}v_M}{g} + n_T^{\max} \frac{\dot{q}}{|\dot{q}| + \epsilon} \quad (31)$$

式中： k 为比例系数； \dot{q} 为弹目视线角速度； v_M 为拦截弹速度； g 为重力加速度； n_T^{\max} 为目标的机动能力上限； ϵ 为一个小量，用来调节饱和函数的平滑度。

3.3 仿真结果与分析

考虑目标 178°和 175°两种弹道倾角情况下，

对基于 ADP 的微分对策制导律和基于 OSMG 的制导律进行对比仿真,相应拦截轨迹和拦截过载结果如图 3~图 6 所示。在目标弹道倾角为 178° 时,基于 ADP 的微分对策制导律与基于 OSMG 的制导律拦截效果均较为理想,不仅指令过载较小,且拦截精度较高。但是,当抬高目标初始弹道倾角到 175° 时,拦截效果出现了较大差异。

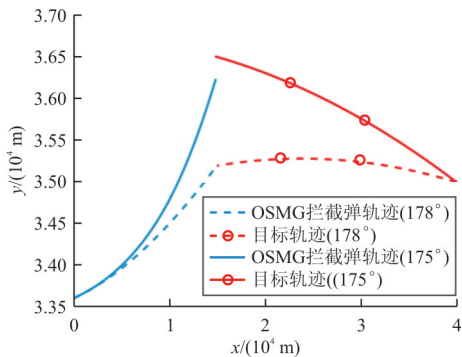


图 3 OSMG 制导律在两种情境下的拦截轨迹
Fig. 3 OSMG guidance law missile trajectories

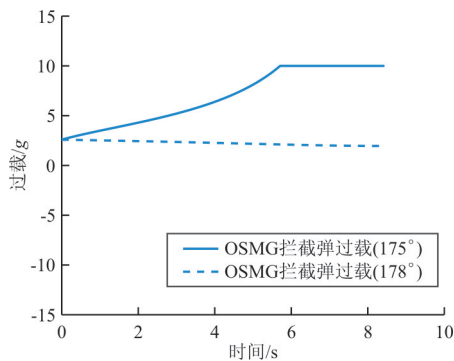


图 4 OSMG 制导律在两种情境下的拦截过载
Fig. 4 OSMG guidance law overload trajectories

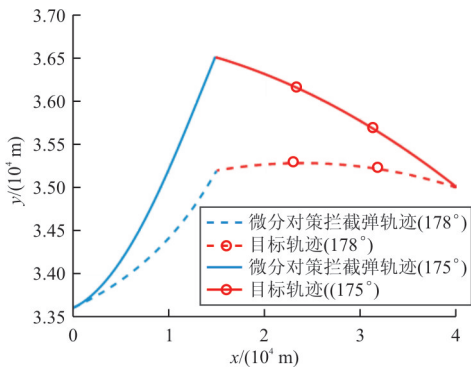


图 5 ADP 微分对策制导律在两种情况下的拦截轨迹
Fig. 5 ADP guidance law missile trajectories

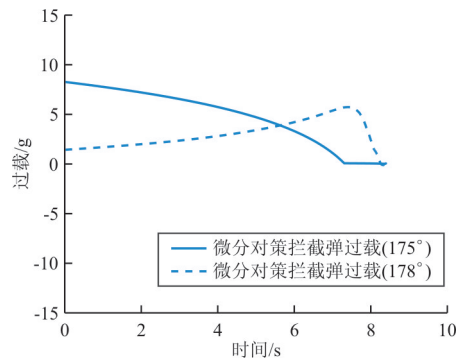


图 6 ADP 微分对策制导律在两种情况下的拦截过载
Fig. 6 ADP guidance law overload trajectories

从图 3 可以看出:当目标初始弹道倾角较大时,迎头拦截趋势较好,拦截效果也较好;当目标初始弹道倾角减小时,弹目间迎头误差较大,拦截弹需要进行较大程度的修正。但是由于 OSMG 这种基于视线角速度的比例导引律类制导律,初始视线角速度较小的情况下,修正较慢(过载指令小),当与目标逐渐接近时,逐渐提升过载,但由于时机较晚,过载即使饱和(过载已经达到了 $10g$ 饱和,如图 4 所示),也无法实现对目标的拦截。

基于 ADP 的微分对策制导律受到目标弹道倾角影响较小,适应性更好。从图 5 可以看出:不论目标初始弹道倾角是 175° 或是 178° ,均对目标实现了较好的拦截。从图 6 可以看出:当目标弹道倾角减小时,初始对准误差较大,基于 ADP 的微分对策制导律采用较大过载实现了指向调整;随后,拦截弹过载指令逐渐减小,直至拦截碰撞前收敛至 0 附近,这是因为基于 ADP 的微分对策制导律选择了预测零控脱靶量进行设计的,当预测零控脱靶量较小时,拦截弹不再进行机动来实现对目标的拦截。

综上所述,本文设计的基于自适应动态规划的微分对策制导律能够较好地实现对高超声速目标的拦截,并且对于初始迎头态势要求不高,适应性更好。

4 结 论

(1) 本文针对具有博弈突防能力的高超声速目标设计了一种基于自适应动态规划算法的微分

对策略制导律,这种制导方法能够快速便捷地对微分对策问题的纳什均衡解进行学习。

(2) 所提出的方法能够很好地实现对高超声速目标的拦截。相较于最优滑模制导律,该方法的适应性更强,拦截效果更好。

参考文献

- [1] 李炯,张涛,雷虎民,等. 非奇异快速终端二阶滑模有限时间制导律[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(4): 860-867.
LI Jiong, ZHANG Tao, LEI Humin, et al. Nonsingular fast terminal second-order sliding mode guidance law with finite-time convergence[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(4): 860-867. (in Chinese)
- [2] 李炯,张涛,王华吉,等. 侧窗探测动能拦截器轨控有限时间收敛制导律[J]. 控制与决策, 2019, 34(5): 973-980.
LI Jiong, ZHANG Tao, WANG Huaji, et al. Finite-time convergence guidance law of side windows detection kinetic kill vehicle with orbit control in terminal[J]. Control and Decision, 2019, 34(5): 973-980. (in Chinese)
- [3] 叶继坤,雷虎民,赵岩,等. 基于二阶滑模控制的微分几何制导律[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(4): 837-845.
YE Jikun, LEI Humin, ZHAO Yan, et al. Differential geometric guidance law based on second-order sliding control[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(4): 837-845. (in Chinese)
- [4] 雷虎民,张旭,董飞垚,等. 零控脱靶量有限时间收敛制导律[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(3): 136-141.
LEI Humin, ZHANG Xu, DONG Feiyao, et al. Finite time convergent zero-effort miss guidance law[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(3): 136-141. (in Chinese)
- [5] 花文华,陈兴林. 变速导弹有界控制非线性微分对策制导律[J]. 控制与决策, 2011, 26(12): 1886-1890.
HUA Wenhua, CHEN Xinglin. Nonlinear bounded-control differential game guidance law for variable speed missiles[J]. Control and Decision, 2011, 26(12): 1886-1890. (in Chinese)
- [6] 花文华,刘杨,陈兴林,等. 具有终端约束的线性二次型微分对策制导律[J]. 兵工学报, 2011, 32(12): 1448-1455.
HUA Wenhua, LIU Yang, CHEN Xinglin, et al. Linear quadratic differential game guidance law with terminal constraints[J]. Acta Armamentarii, 2011, 32(12): 1448-1455. (in Chinese)
- [7] 李运迁,齐乃明,孙小雷,等. 大气层内拦截弹微分对策制导律对策空间分布研究[J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1600-1607.
LI Yunqian, QI Naiming, SUN Xiaolei, et al. Game space decomposition study of differential game guidance law for endoatmospheric interceptor missiles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(8): 1600-1607. (in Chinese)
- [8] OSHMAN Y, ARAD D. Differential-game-based guidance law using target orientation observations[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2006, 42(1): 316-326.
- [9] GREEN A, SHINARF J. Game optimal guidance law synthesis for short range missiles[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15(1): 191-197.
- [10] TURETSKY V, SHINAR J. Missile guidance laws based on pursuit-evasion game formulations[J]. Automatica, 2003, 39(4): 607-618.
- [11] LUO B, LIU D, HUANG T, et al. Multi-step heuristic dynamic programming for optimal control of nonlinear discrete-time systems[J]. Information Sciences, 2017, 411: 66-83.
- [12] WEI Q, LIU D. Neural-network-based adaptive optimal tracking control scheme for discrete-time nonlinear systems with approximation errors[J]. Neurocomputing, 2015, 149: 106-115.
- [13] LI H, LIU D, WANG D. Integral reinforcement learning for linear continuous-time zero-sum games with completely unknown dynamics[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2014, 11(3): 706-714.
- [14] WEI Q, LIU D, LIN Q. Discrete-time local value iteration adaptive dynamic programming: admissibility and termination analysis[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2017, 28(11): 2490-2502.
- [15] YANG X, LIU D, MA H, et al. Online approximate solution of HJI equation for unknown constrained-input nonlinear continuous-time systems[J]. Information Sciences, 2016, 328: 435-454.
- [16] ZHANG H, QIN C, LUO Y. Neural-network-based constrained optimal control scheme for discrete-time switched nonlinear system using dual heuristic programming[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2014, 11(3): 839-849.
- [17] LUO B, WU H N, HUANG T. Off-policy reinforcement learning for H_∞ control design[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2015, 45(1): 65-76.
- [18] SUN J, LIU C, YE Q. Robust differential game guidance laws design for uncertain interceptor-target engagement via adaptive dynamic programming[J]. International Journal of Control, 2017, 90: 990-1004.
- [19] SUN J, LIU C. Zero-sum differential games for nonlinear systems using adaptive dynamic programming with input constraint[C] // 2017 36th Chinese Control Conference. Dalian: Technical Committee on Control Theory, Chinese Association of Automation, 2017: 2501-2506.

- 进展[J]. 激光技术, 2017, 41(2): 213-220.
- YI Hengyu, QI Yu, YI Xinyi, et al. Development of GA-ASI's high energy laser[J]. Laser Technology, 2017, 41(2): 213-220. (in Chinese)
- [11] FLORIAN R M. Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2009, 23(4): 305-316.
- [12] 邱奇佳, 宋笔锋, 裴扬, 等. 基于 Agent 建模的机载激光武器系统作战效能影响因素分析[J]. 系统工程与电子技术, 2020, 42(4): 826-835.
- YUN Qijia, SONG Bifeng, PEI Yang, et al. Agent based combat effectiveness influence factors analysis method of airborne laser weapon system[J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(4): 826-835. (in Chinese)
- [13] 马东立, 张考. 雷达散射截面对飞机生存力的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(5): 44-47.
- MA Dongli, ZHANG Kao. Effect of radar cross section on aircraft survivability[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(5): 44-47. (in Chinese)
- [14] BARTON D K. Radar system analysis and modeling[M]. Norwood: Artech House, 2005: 387-388.

作者简介:

邱奇佳(1990—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、机载激光武器、作战效能评估。

宋笔锋(1963—),男,博士,教授、博导。主要研究方向:飞行器总体设计、多学科设计优化与顶层决策技术、高生存力技术及可靠性与维修性。

裴扬(1978—),男,博士,教授。主要研究方向:飞机总体设计、目标毁伤评估与生存力分析。

(编辑:马文静)

(上接第 802 页)

- [20] 周获. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- ZHOU Di. New guidance laws for homing missile[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)

作者简介:

孙磊(1975—),男,博士,副研究员。主要研究方向:飞行器制导控制。

付斌(1989—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行

器制导控制、智能无人作战系统。

万士正(1989—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器制导控制、高超声速武器拦截、半实物仿真。

常晓飞(1982—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器制导控制、反高超声速武器拦截、飞行器半实物仿真。

闫杰(1960—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器制导控制。

(编辑:丛艳娟)