

通信时滞条件下多飞行器博弈对抗制导方法

袁 硕, 郭 杨, 王少博, 陶雁华

火箭军工程大学精确制导与仿真实验室, 西安 710025



摘 要 针对网络通信时滞条件下多飞行器博弈对抗问题, 提出了一种协同微分制导律。首先, 基于微分对策理论在传统的范数型性能指标基础上, 设计增加权重系数, 推导出一种具有“bang-bang”结构的协同微分制导方法; 其次, 考虑到拦截器之间的网络通信存在时滞性, 导致得到的目标加速度值与实际加速度值存在误差, 通过引入观测目标加速度方向信息可以减少目标加速度可达域范围, 减少与目标实际加速度之间的误差, 从而提高拦截器的制导精度; 最后通过数值仿真验证算法的有效性。仿真结果表明该制导律不需要提前假设目标的机动规律, 且在信息时滞下能有效地拦截机动目标。

关键词 多飞行器; 博弈对抗; 协同微分对策; 信息时滞; 加速度方向观测

中图分类号: V249.1 **文献标识码:** A

文章编号: 1006-3242(2024)01-0003-08

Multi-aircraft Game Countermeasure Guidance Method under Communication Time Delay

YUAN Shuo, GUO Yang, WANG Shaobo, TAO Yanhua

Precision Guidance and Simulation Lab, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China

Abstract Aiming at the problem of multi-aircraft game confrontation under the condition of network communication delay, a cooperative differential guidance law is proposed. Firstly, based on the differential countermeasure theory on the basis of the traditional norm-type performance index, the weight coefficient is designed to increase the weight coefficient and a collaborative differential guidance method is derived under “bang-bang” structure. Secondly, by considering the time delay in the network communication among interceptors, the target acceleration value obtained is an attainable domain instead of an accurate value, and the target acceleration range can be reduced by introducing the observed target acceleration direction information, and the error between the target acceleration and the target actual acceleration can be reduced, thus, the guidance precision of the interceptor is improved. Finally, numerical simulation is implemented to verify the effectiveness of this algorithm, and the simulation results show that this guidance law does not need to assume the maneuvering law of the target in advance and can effectively intercept the maneuvering target under the information time delay.

资助项目: 国家自然科学基金(62073335); 陕西省杰出青年科学基金(2022JC-42); 中国博士后科学基金特别资助(2019T120944)

收稿日期: 2023-05-09

作者简介: 袁 硕(1999-), 男, 硕士研究生, 主要从事飞行器博弈对抗等方面的研究; 郭 杨(1983-), 男, 博士, 副教授, 主要从事飞行器制导和攻防对抗、有限时间控制理论等方面的研究, 本文通信作者, E-mail: guoyang820@foxmail.com; 王少博(1996-), 男, 博士研究生, 主要从事高超声速飞行器制导控制等方面研究; 陶雁华(1993-), 男, 博士研究生, 主要从事卫星导航定位等方面研究。

Key words *Multiple-aircraft; Gaming confrontation; Cooperative differential countermeasures; Delayed information; Acceleration direction observation*

0 引 言

随着军事技术的发展进步,目标的机动形式越来越复杂多变,其机动逃逸能力大幅提升,使得在敌我双方飞行器的博弈对抗中,单个拦截器拦截目标的成功率越来越低。与单个拦截器相比,多拦截器通过相互协同配合拦截单一目标时具有数量与策略上的优势,可以大大提高对机动目标的拦截能力^[1-3]。

由于不需要目标精确的机动规律,基于微分对策(Differential Game, DG)的攻防对抗制导律受到越来越多的关注。文献[4]基于变分法理论求解追逃双方的微分对策问题,得到了双方各自的最优控制策略。文献[5]基于微分对策理论,以脱靶量作为性能指标,在具有理想动态特性以及对策双方均为有界控制的假设下,推导出一种具有“bang-bang”形式的制导律,后来这种微分对策制导律被称之为DGL/O^[6]。在文献[5]的基础上,在攻防双方均具有一阶动态响应的假设下,首先选取脱靶量作为性能指标,然后利用状态转移矩阵对问题进行降阶,得到了基于零控脱靶量的微分对策制导律DGL/1。该制导律结构类似于“bang-bang”形式。加速度在极大极小值之间切换,幅值为飞行器最大的加速度,切换的时机取决于零控脱靶量的符号,而零控脱靶量的计算需要目标的加速度信息。针对多枚拦截器协同拦截同一个目标博弈对抗问题,文献[7]利用双弹协同探测,在信息共享模式下设计了协同拦截制导律。文献[8-9]针对多飞行器协同拦截微分对策问题分别设计了范数型性能指标和线性二次型性能指标,研究表明基于范数型性能指标得到的控制策略虽然结构简单,但是在面对一些攻击角度、时间和能量等约束时难以体现,而线性二次型性能指标可以很好地解决各种终端约束问题。

以上制导律的研究多数是在信息完全已知的条件下展开的,而在真实飞行器对抗场景中,由于环境中存在许多不确定干扰,包括目标本身也会释放诱饵来干扰拦截器,因此对于目标机动信息的检测与估计需要较长收敛时间,导致得到的目标加速

度信息与实际加速度信息相比具有一定的时滞,加上多枚拦截弹之间信息交互也存在一定的时滞,因此必须考虑这些因素导致目标机动信息时滞带来的影响。目前针对信息时滞条件下飞行器博弈对抗问题,文献[10]在已知目标最大机动能力和动态响应延迟的条件下,针对目标机动信息估计存在延迟问题,在延迟的加速度信息的基础上,估计得到一个更加精确的加速度信息,在此基础上设计了目标加速度信息延迟条件下的微分对策制导律DGL/C。随后,文献[11]详细研究了信息延迟对于制导律设计的影响。文献[12]在目标加速度存在观测延迟的基础上进一步考虑当目标速度也存在观测延迟的情况,设计出双信息延迟下的微分对策制导律DGL/CC。

受上述问题启发,本文针对网络通信时滞条件下多飞行器博弈对抗问题,提出了一种协同微分制导律。为进一步减小网络通信导致目标加速度信息时滞带来的影响,在上述DGL/C和DGL/CC制导律的基础上,通过引入无延迟的目标加速度方向观测信息来进一步减小估计得到的加速度信息与实际加速度信息之间的误差,从而提升制导精度。

1 建立交战模型

在 $X_1 - O_1 - Y_1$ 惯性坐标系下建立动力学与运动学模型。LOS(Line of Sight)表示为目标与拦截弹之间的视线方向, M_i 和 E 分别表示拦截器和机动目标。 a, v, λ, R 和 γ 分别表示法向加速度、速度、视线角、相对距离和航向角。 y 表示目标与拦截弹之间在垂直于其初始视线方向上的距离。如图1所示是两拦截器和机动目标的交战运动模型。

忽略重力的影响,记集合 $Q = \{1, 2\}$,则机动目标的交战过程可以表示为与机动目标相关的极坐标 (r, λ) 的形式,即

$$\dot{R}_{M,E} = -V_E \cos(\gamma_E + \lambda_i) - V_{M_i} \cos(\gamma_i - \lambda_i), \quad i \in Q \quad (1)$$

$$R_{M,E} \dot{\lambda}_i = V_E \sin(\gamma_E + \lambda_i) - V_{M_i} \sin(\gamma_i - \lambda_i), \quad i \in Q \quad (2)$$

式中: $\dot{R}_{M,E}$ 为目标与拦截弹之间的相对速度; $\dot{\lambda}_i$ 为

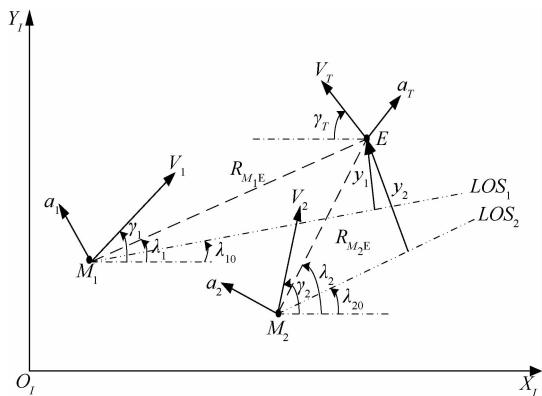


图 1 平面交战图

飞行器之间的视线角速率。将拦截弹和目标的最大可用加速度分别记为 a_i^{\max} 和 a_E^{\max} , 则其加速度指令应满足

$$|a_i| \leq a_i^{\max} (i \in Q), |a_E| \leq a_E^{\max} \quad (3)$$

因为在整个制导过程中,加速度的方向始终垂直于速度方向,所以拦截器和机动目标的速度大小一直是恒定的。因此,飞行器的法向加速度和航向角的关系可以表示为

$$\dot{\gamma}_i = \frac{a_i}{V_i}, i = \{E, M_1, M_2\} \quad (4)$$

对上述过程线性化后,选择状态向量

$$\mathbf{x}_i = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4]^T = \left[y_i \ \frac{dy_i}{dt} \ a_{M_i} \ a_E \right]^T, i \in Q \quad (5)$$

式中: $y_i \triangleq y_E - y_{M_i}$ 为拦截器 M_i 和机动目标 E 间的侧向距离; dy_i/dt 为侧向相对速度; a_{M_i} 和 a_E 分别表示拦截弹与目标的加速度。为了将模型简化,假设拦截器与机动目标具有一阶动力学模型,其延迟常数分别为 τ_{M_i} 和 τ_E , 则飞行器间相对运动的状态方程可写成

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_4 - x_3 \\ \dot{x}_3 = \frac{a_{M_i}^c - x_3}{\tau_{M_i}}, i \in Q \\ \dot{x}_4 = \frac{a_E^c - x_4}{\tau_E} \end{cases} \quad (6)$$

式中: τ_{M_i} 和 τ_E 分别为拦截器和机动目标的过载响应时间常数。

式(6)的状态方程描述形式为

$$\dot{\mathbf{x}}_i = \mathbf{A}_i \mathbf{x}_i + \mathbf{B}_i a_{M_i}^c + \mathbf{C} a_E^c, i \in Q \quad (7)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A}_i = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_{M_i}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_E} \end{bmatrix}; \mathbf{B}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{\tau_{M_i}} \\ 0 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{1}{\tau_E} \end{bmatrix}; a_{M_i}^c \text{ 为拦截器的控制输入; } a_E^c \text{ 为机动目标}$$

的控制输入。

拦截器与机动目标的初始距离可表示为 R_{M_1E} 和 R_{M_2E} 。在标称碰撞三角形的假设下,航向角 γ_i 和视线角 λ_i 之间的偏差很小。因此,拦截器对机动目标的拦截时间是恒定的,可表示为

$$t_{M_i f} = \frac{R_{M_i E}}{\dot{R}_{M_i E}} = \frac{R_{M_i E}}{-V_E \cos(\gamma_E + \lambda_i) - V_{M_i} \cos(\gamma_i - \lambda_i)}, i \in Q \quad (8)$$

式中: $t_{M_i f}$ 为飞行器 m_i 的捕获交汇时刻; $R_{M_i E}$ 和 $\dot{R}_{M_i E}$ 分别代表飞行器 M_i 和目标 E 之间的相对初始距离和相对初始速度。

由于本文未考虑拦截弹之间在时间上的协同,故未对制导时间作约束。则本文攻防对抗的结束时间可定义为 $t_f = \sup\{t_{M_1 f}, t_{M_2 f}\}$, 剩余飞行时间定义为 $t_{go} = t_f - t$ (9)

2 协同微分对策制导律设计

本节在给定的交战模型基础上,基于微分对策理论选取范数型性能指标设计出协同制导律,同时在制导律设计中主要考虑两个方面:1)在性能指标的构造中通过引入权重系数来实现两枚拦截弹之间的协同;2)通过观测无时滞下目标加速度方向信息来减小估计的加速度值与实际目标加速度值之间的误差,从而提升制导精度。

2.1 性能指标

对于拦截弹组成的对策一方而言,其目的是使脱靶量 $|y_i|$ 达到最小,从而成功拦截目标,而目标作为对策的另一方,其机动目的是使其能够达到最大,从而成功逃逸。由此可为对策双方选取范数型性能指标如下

$$J = k_1 |y_1(t_f)| + k_2 |y_2(t_f)| \quad (10)$$

式中: k_1, k_2 是权重系数。由于涉及多拦截器的协同捕获, 为了实现成功逃避。目标的机动策略应该综合考虑与不同拦截器之间的距离。在极限情况下, 如果能对目标产生威胁的拦截器只有一个, 那么相应拦截器的权重系数 k_i 取值为 1, 其余拦截器则取值为 0。判定拦截器对目标的威胁能力主要依据拦截器与目标之间的距离以及拦截弹的杀伤能力, 距离目标越近, 对目标威胁越大, 权重系数越大, 而针对相同距离下不同的拦截器需要分配一定的权重系数, 可以取 $\theta_i = 1/n$, 其中 n 为与目标距离最近且相等的拦截器的个数, m 为拦截器总数。不失一般性, 假设

$$|Z_1(t_{M_1}, f)| = \dots = |Z_n(t_{M_n}, f)| < \dots < |Z_m(t_{M_m}, f)|$$

$$\Phi_i(t_f, t) = \begin{bmatrix} 1 & t & -\tau_{M_i}^2 \left(e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} + \frac{t_{go}}{\tau_{M_i}} - 1 \right) & \tau_{M_i}^2 \left(e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} + \frac{t_{go}}{\tau_{M_i}} - 1 \right) \\ 0 & 1 & \tau_{M_i} \left(e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} - 1 \right) & -\tau_{M_i} \left(e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} - 1 \right) \\ 0 & 0 & e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$D = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$ 为状态提取矩阵。

结合式(12)和新的状态变量对时间的导数, 我们能得到

$$\dot{Z}_i(t) = D\dot{\Phi}_i(t_f, t)x_i(t) + D\Phi_i(t_f, t)\dot{x}_i(t) = D\Phi_i(t_f, t)(B_i a_{M_i}(t) + C a_E) \quad (14)$$

式(14)表明 $\dot{Z}_i(t)$ 是状态独立的, 且只与所设计的控制器有关。

经过式(11)和(13)变换后可得

$$Z_i(t) = y(t) + \dot{y}(t)t_{go} - a_{M_i}(t)\tau_{M_i}^2 \left(e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} + \frac{t}{\tau_{M_i}} - 1 \right) + a_E(t)\tau_E^2 \left(e^{-t_{go}/\tau_E} + \frac{t}{\tau_E} - 1 \right), \quad i \in Q \quad (15)$$

式中: $Z_i(t)$ 为表征拦截弹和目标之间从当前时刻开始均不再采取任何控制直到拦截结束时的弹目距离, 又称为零控脱靶量 (Zero Effort Miss, ZEM)。将零控脱靶量作为新的系统状态变量, 求其关于时间的导数可得

$$\dot{Z}_i(t) = -a_{M_i}(t)\tau_{M_i} \left(e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} + \frac{t}{\tau_{M_i}} - 1 \right) + a_E(t)\tau_E \left(e^{-t_{go}/\tau_E} + \frac{t}{\tau_E} - 1 \right), \quad i \in Q \quad (16)$$

式(16)表明 $\dot{Z}_i(t)$ 是状态独立的, 且只与所设计的控制器有关。

结合式(15)和(16)可将零控脱靶量作为新的

则 k_i 可按照下面方式给出

$$k_1 = \theta_1, k_2 = \theta_2, \dots, k_n = \theta_n, k_{i \in \{1, 2, \dots, n\}} = 0$$

且 $\sum_{j=1}^n \theta_j = 1$ 。

2.2 模型降阶

为了降低求解最优控制问题的阶数, 并得到控制输入的解析解, 我们引入终端投影法对其进行降阶处理。引入新的状态变量, 定义为

$$Z(t) = D\Phi_i(t_f, t)x_i(t) \quad (11)$$

$$\dot{\Phi}_i(t_f, t) = -\Phi_i(t_f, t)A_i \quad (12)$$

式中: $\Phi_i(t_f, t)$ 为系统运动方程式(7)的状态转移矩阵

系统状态变量, 使系统达到降阶。

2.3 协同微分对策制导律

利用零控脱靶量可将性能指标式(10)改写为

$$J = k_1 |Z_1| + k_2 |Z_2| \quad (17)$$

针对上述微分对策问题, 拦截弹目的是使得代价函数 J 的值尽可能的减小, 而目标目的是尽可能地增大 J 的值。因此会存在一个鞍点解 (a_i^*, a_E^*), 并满足下面的条件

$$J(a_i^*, a_E) \leq J(a_i^*, a_E^*) \leq J(a_i, a_E^*) \quad (18)$$

式(18)表示当拦截弹采用鞍点值 a_i^* 进行机动时, 只有当目标同样采用鞍点值 a_E^* 进行机动时才能最大程度增大代价函数的值。同理, 当目标采用鞍点值 a_E^* 进行机动时, 只有拦截弹采用鞍点值 a_i^* 进行机动才能最大程度减小代价函数的值。

由性能指标式(17)可得对策问题的哈密顿函数为

$$H = \lambda_1 \dot{Z}_1(t) + \lambda_2 \dot{Z}_2(t) \quad (19)$$

式中: λ_i 为系统伴随状态。其伴随方程和横截条件分别为

$$\dot{\lambda}_i = -\frac{\partial H}{\partial Z_i} = 0, \quad i \in Q \quad (20)$$

$$\lambda_i = \frac{\partial J}{\partial Z_i} \Big|_{t=t_f}, \quad i \in Q \quad (21)$$

结合式(20)和(21)可得

$$\lambda_i = \text{sgn}[Z_i(t_{m_j})], \quad i \in Q \quad (22)$$

在对策过程中,拦截弹与目标相互博弈,具体有

$$\begin{cases} a_i^* = \arg \min_{a_i} H \\ a_E^* = \arg \max_{a_E} H \end{cases} \quad (23)$$

结合式(18)~(23)根据极大极小值原理可得拦截弹和目标的最优控制策略为

$$\begin{cases} a_i^* = a_i^{\max} \operatorname{sgn}\{Z_i(t)\} \\ a_E^* = a_E^{\max} \{k_1 \operatorname{sgn}\{Z_i(t)\} + k_2 \operatorname{sgn}\{Z_i(t)\}\} \end{cases} \quad (24)$$

在式(24)中给出的最优控制决策解析解中,可以看到每个拦截器通过选取各自最优的控制策略使其与目标之间零控脱靶量达到最小,拦截器与拦截器之间没有明显的相互协同配合,但是我们观察到目标的控制决策并不仅仅受其中一个拦截器的影响而是与多个拦截器相关,目标要想成功逃逸,必须考虑与每一个拦截器之间的脱靶量而不仅仅考虑某一个拦截器。如前所述,式(24)中的权重系数 k_1 与 k_2 体现的是不同能力的拦截器对目标控制决策的影响,当拦截器的机动性能越强,战斗部杀伤力越大;距离越近,权重系数 k_i 越大。目标通过设置权重系数,使拦截器总体对目标的综合终端脱靶量达到最大。因此目标的最优控制决策是综合所有拦截器共同影响下的最优决策,又因为当目标按照当前时刻的最优控制去进行决策时会对每个拦截器与目标之间的终端脱靶量产生影响,从而对各个拦截器下一时刻的最优控制决策产生影响。因此,尽管直观上拦截器之间的控制决策是相互没有影响的,但通过共同拦截同一个目标,间接实现了协同拦截的效果。

2.4 考虑观测信息时滞下的微分对策制导律

在实际攻防对抗末制导过程中,目标的机动信息都是由拦截弹导引头观测后进行滤波和状态估计得到的,由于在实际交战场景中存在一定的干扰,滤波与估计的过程会消耗一些时间,从而导致在观测估计的过程中,存在一定的滤波延迟。同时在协同拦截过程中,拦截器之间的通信也会因为距离和噪声导致获得的目标信息与实际目标信息存在一定的时滞。综合以上两点考虑,拦截器得到的目标机动信息与实际机动信息存在一个时间延迟 Δt ,若在实际中不考虑时间延迟 Δt ,很有可能会对脱靶量造成较大影响。因此本文在上述微分对策制导律研究的基础上,对其进行改进。本文考虑拦截弹在拦截的过程中不仅可以观测估计获得一定

延迟下的目标加速度信息 $a_E(t - \Delta t)$ 。还可以通过姿态测量获得目标实时的加速度方向信息。通过无延迟的目标加速度方向信息 $\operatorname{sgn}(a_E(t))$ 可以减少延迟目标加速度信息 $a_E(t - \Delta t)$ 与实际加速度信息之间的误差。具体推导如下:

已知目标在 Δt 时刻前具有延迟的加速度 $a_E(t - \Delta t)$, 目标的最大加速度 a_E^{\max} , 以目标的最大加速度为输入,结合式(3)可以估计得到的目标加速度可达域的上下界

$$\begin{cases} a_E(t)_{d,\min} = a_E(t - \Delta t)e^{-\Delta t/\tau_E} - a_E^{\max}(1 - e^{-\Delta t/\tau_E}) \\ a_E(t)_{d,\max} = a_E(t - \Delta t)e^{-\Delta t/\tau_E} + a_E^{\max}(1 - e^{-\Delta t/\tau_E}) \end{cases} \quad (25)$$

由于目标的运动和控制会受到一定的限制,其机动加速度 a_E 往往也会受到一定的限制

$$a_E(t) \in [a_E(t)_{d,\min}, a_E(t)_{d,\max}] \quad (26)$$

一般情况下,可以将预测的目标加速度可达域的中心代替估计的目标加速度信息,这样可以减少估计加速度值与实际加速度之间的差值

$$a_E(t)_{d,\text{mid}} = a_E(t - \Delta t)e^{-\Delta t/\tau_E} \quad (27)$$

考虑到目标加速度方向信息不需要估计滤波,因此它是低延迟甚至是无延迟的,在此基础上利用目标加速度的方向信息可以使估计的目标加速度可达域的上界或者下界变为0,从而进一步将估计的目标加速度可达域缩小,此时在利用缩小后的目标加速度可达域中心值当作目标加速度值。相较于未进行补偿的延迟目标加速度估计,得到的目标加速度值更加接近实际值。假设拦截器的导引头可以获取目标加速度方向信息 $\operatorname{sgn}(a_E(t))$, 那么目标的实时加速度可以约束到集合 S 中

$$S \triangleq \begin{cases} [0, \infty), & \operatorname{sgn}(a_E(t)) \geq 0 \\ (-\infty, 0), & \operatorname{sgn}(a_E(t)) < 0 \end{cases} \quad (28)$$

又因为目标机动进一步受限于其一阶动力学和有界控制。因此目标加速度的可达集 S_r 是交集

$$S_r = [a_E(t)_{d,\min}, a_E(t)_{d,\max}] \cap S \quad (29)$$

则目标加速度可达域中心有下面两种情况

$$\begin{aligned} \text{当 } \operatorname{sgn}(a_E(t)_{d,\min}) = \operatorname{sgn}(a_E(t)_{d,\max}) \\ a_E(t)_{\text{center}} = a_E(t - \Delta t)e^{-\Delta t/\tau_E} \end{aligned} \quad (30)$$

$$\begin{aligned} \text{当 } \operatorname{sgn}(a_E(t)_{d,\min}) \neq \operatorname{sgn}(a_E(t)_{d,\max}) \\ a_E(t)_{\text{center}} = \frac{1}{2}a_E(t - \Delta t)e^{-\Delta t/\tau_E} + \\ \frac{1}{2}\operatorname{sgn}(a_E(t))a_E^{\max}(1 - e^{-\Delta t/\tau_E}) \end{aligned} \quad (31)$$

式中: $\operatorname{sgn}(x)$ 为符号函数。随后利用补偿后获得的

目标加速度可达域中心值 $a_E(t)_{\text{center}}$ 代替式(24)中的 a_E , 可以得到加速度信息时滞下的零控脱靶量

$$Z_i(t) = y(t) + \dot{y}(t)t_{go} - a_{M_i}(t)\tau_{M_i}^2 \left(e^{-t_{go}/\tau_{M_i}} + \frac{t}{\tau_{M_i}} - 1 \right) + a_E(t)_{\text{center}}\tau_E^2 \left(e^{-t_{go}/\tau_E} + \frac{t}{\tau_E} - 1 \right), \quad i \in Q \quad (32)$$

联立式(32)和(24)可得加速度信息时滞条件下的协同制导律。

3 仿真校验

在本节中,设置了仿真参数对所提协同微分对策制导律进行仿真验证。并初步分析了3个飞行器的交战情形。仿真参数设置如表1所示。

表1 仿真参数

| 参数 | 数值 |
|--|-----------|
| M_1 初始坐标/m | (0,200) |
| M_2 初始坐标/m | (0, -200) |
| 目标 E 初始坐标/m | (7000,0) |
| M_1 初始航向角 $\gamma_{10}/(^{\circ})$ | -3 |
| M_2 初始航向角 $\gamma_{20}/(^{\circ})$ | 3 |
| 目标 E 初始坐标 $\gamma_{E0}/(^{\circ})$ | 0 |
| M_1 的速度 $v_1/(m \cdot s^{-1})$ | 1000 |
| M_2 的速度 $v_2/(m \cdot s^{-1})$ | 800 |
| E 的速度 $v_E/(m \cdot s^{-1})$ | 1200 |
| M_1 最大过载 $a_1^{\max}/(m \cdot s^{-2})$ | 120 |
| M_2 最大过载 $a_2^{\max}/(m \cdot s^{-2})$ | 100 |
| E 最大过载 $a_E^{\max}/(m \cdot s^{-2})$ | 120 |
| M_1 过载响应时间常数 τ_{M_1}/s | 0.04 |
| E 过载响应时间常数 τ_E/s | 0.02 |
| 目标加速度观测时滞时间/s | 0.2 |

另外针对第2节所设计的性能指标中权重系数,由于在本文的仿真实验中拦截器 M_1 和 M_2 的机动能力并不相同,为了突出两个拦截器拦截能力的差异性,可以不失为一般性的将权重系数 k_1 和 k_2 分别设置为0.6和0.4。

图2为拦截器 M_1 和拦截器 M_2 协同拦截机动目标的交战图。从图中可以看出,所提的协同制导律能够有效协同拦截目标,且在仿真参数设计中,由于拦截器 M_1 的机动能力大于拦截器 M_2 ,因此目标在博弈对抗决策时最优的策略会向着相对远离拦截器 M_1 的方向机动,从而在综合情况下得到拦截器 M_1 和拦截器 M_2 最大的脱靶量。

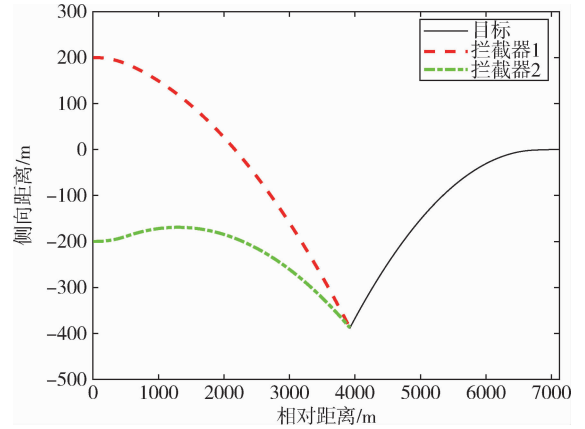


图2 拦截器与目标交战轨迹图

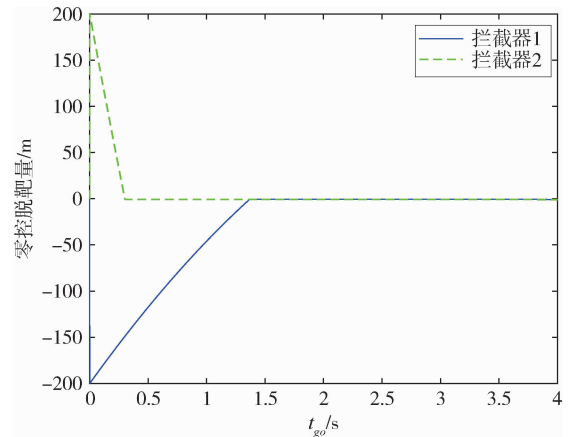


图3 零控脱靶量变化曲线

图3为拦截器 M_1 和拦截器 M_2 的零控脱靶量随着剩余飞行时间 t_{go} 的变化曲线。假定拦截器能成功拦截目标的条件为 $|Z_{M_i}(t)| \leq 1$ m,由仿真结果可得拦截器 M_1 的终端脱靶量 $Z_{M_1}(t_f) = 0.2586$ m < 1 m,拦截器 M_2 的终端脱靶量 $Z_{M_2}(t_f) = 0.3269$ m < 1 m,因此两枚拦截器都能成功实现对目标的拦截。同样地与图2轨迹图对应,由于拦截器 M_1 的机动能力大于拦截器 M_2 ,所以目标在选择最优逃逸策略时会向着相对远离 M_1 方向机动,这就造成拦截器 M_1 的脱靶量收敛速度小于拦截器 M_2 。

根据每个时刻下飞行器的零控脱靶量,将零控脱靶量计算值代入微分对策制导律求解式(24),由式(24)可以看出所设计的最优制导律中由于含有符号函数,为了抑制符号函数在仿真中带来的抖振问题,考虑采用饱和函数 $\text{sat}(x)$ 代替符号函数,可得到相应时刻拦截器 M_1 和 M_2 的制导律如图4所示。仿真结果表明,当目标采取类似“bang-bang”机动形式时,拦截器的机动方式会相应做出改变,双方在相互博弈之中按照各自的最优控制策略进行机动,从而达到纳什均衡的状态。

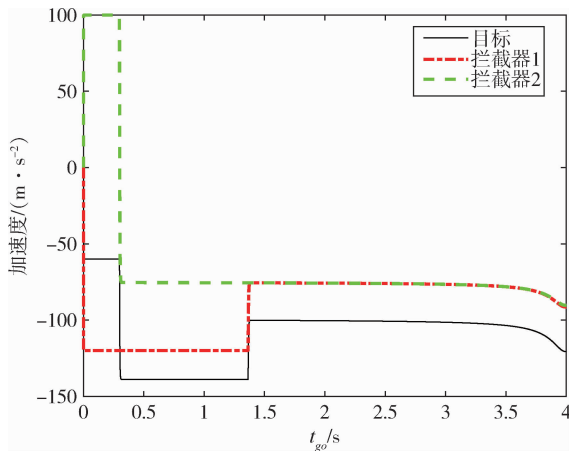


图 4 拦截器与目标最优控制输入

为证明本文所提出方法的有效性,针对本文提出的协同制导律,在相同的条件下,对是否考虑加速度时滞这一条件增加仿真试验对比,由表 2 可得到在考虑加速度时滞这一条件下,拦截器 M_1 和拦截器 M_2 的终端脱靶量绝对值均小于不考虑加速度时滞下的协同制导律。进一步的以拦截器 M_1 为例,由图 5 的对比实验可知相对于不考虑加速度时滞下的协同制导律,在考虑加速度时滞这一条件下,拦截器 M_1 的脱靶量收敛到 0 附近所需时间更短,且线条更为线性平滑,这是因为考虑了加速度时滞这一条件下,拦截器获得的目标加速度与实际目标加速度误差更小,因此,在实际的博弈对抗中,面对目标在改变机动策略时,能够尽早的调整自身的机动策略,从而能更加快速的捕获目标。

表 2 终端脱靶量

| 是否考虑加速度时滞 | 拦截器 1/m | 拦截器 2/m |
|-----------|----------|---------|
| 考虑加速度时滞 | -0.02586 | 0.03269 |
| 不考虑加速度时滞 | -0.4064 | 0.4817 |

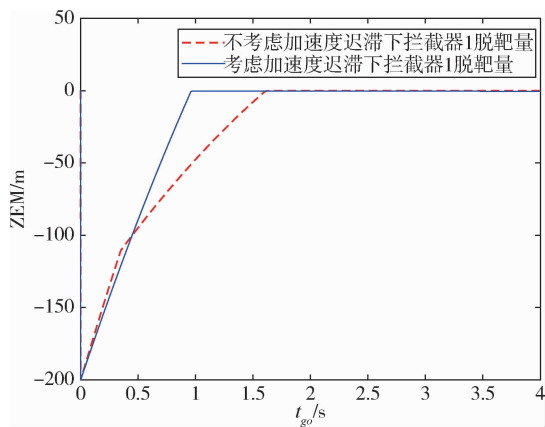


图 5 拦截器 M_1 零控脱靶量变化对比图

4 结 论

针对多弹协同拦截单一目标问题,考虑到观测得到目标加速度信息具有一定的时滞性,提出了一种通过加速度方向对目标加速度时滞性进行补偿的协同微分制导律,该协同制导律可利用目标加速度姿态测量来减少目标加速度可达集,提高 ZEM 的估算精度进而提升拦截器的制导性能,将考虑加速度信息时滞下的协同制导律和不考虑加速度信息时滞下的制导律以及传统的比例导引进行对比仿真,结果表明所提制导律在信息时滞下能有效地拦截机动目标。

参 考 文 献

[1] 赵曜, 廖选平, 迟学谦, 等. 终端约束末制导律综述 [J]. 航天控制, 2017, 35 (2): 89-98. (ZHAO Yao, LIAO Xuanping, CHI Xueqian, et al. A review of terminal constraint guidance laws [J]. Aerospace Control, 2017, 35 (2): 89-98.)

[2] 李文, 陈建. 有人机/无人机混合编队协同作战研究综述与展望 [J]. 航天控制, 2017, 35 (3): 90-96. (LI Wen, CHEN Jian. A review and prospect of research on collaborative operations of mixed manned unmanned aerial vehicle formation [J]. Aerospace Control, 2017, 35 (3): 90-96.)

[3] 孙胜, 张华明, 周获. 末端导引律综述 [J]. 航天控制, 2012, 30 (1): 86-96. (SUN Sheng, ZHANG Huaming, ZHOU Di. Overview of terminal guidance law [J]. Aerospace Control, 2012, 30 (1): 86-96.)

[4] 许佳骆, 胥彪, 冯建鑫, 等. 基于目标加速度方向观测的微分对策制导律 [J]. 宇航总体技术, 2021, 5 (1): 27-36. (XU Jialuo, XU Biao, FENG Jianxin, et al. Differential games guidance law with observation of targets acceleration orientation [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5 (1): 27-36.)

[5] GUTMAN S. On optimal guidance for homing missiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1979, 2 (4): 296-300.

[6] GUTMAN S, ESH M, GEFEN M. Simple linear pursuit-evasion games [J]. Computers & Mathematics with Applications, 1987, 13 (1-3): 83-95.

[7] LIU Y, QI N, SHAN J. Cooperative interception with double-line-of-sight-measuring [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference Boston, MA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.

- [8] 郭志强,周绍磊,于运治. 拦截机动目标的范数型协同微分对策制导律[J]. 计算机仿真, 2020, 37(3): 23-26. (GUO Zhiqiang, ZHOU Shaolei, YU Yunzhi. Research of cooperative norm differential games guidance law for intercepting a maneuvering target[J]. Computer Simulation, 2020, 37(3): 23-26.)
- [9] 郭志强,周绍磊. 多弹协同微分对策制导律研究[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(5): 21-25. (GUO Zhiqiang, ZHOU Shaolei. Research on cooperative differential game guidance law for multi-missile[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2019, 40(5): 21-25.)
- [10] SHINAR J, SHIMA T. Guidance law development approach for intercepting maneuvering targets[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(4): 658-666.
- [11] GLIZER V Y, TURETSKY V. A linear differential game with bounded controls and two information delays [J]. Optimal Control Applications and Methods, 2009, 30(2):135-161.
- [12] GLIZER V Y, TURETSKY V, SHINAR J. Differential game with linear dynamics and multiple information delays [C]. ICS09:Proceedings of the 13thWSEAS international conference on Systems, 2009:179-184.