



航空学报

Acta Aeronautica et Astronautica Sinica

ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

《航空学报》网络首发论文

题目： 不完全信息下基于微分对策的机动目标协同捕获
作者： 胡艳艳，张莉，夏辉，张乃文，鄢谔易
网络首发日期： 2022-04-02
引用格式： 胡艳艳，张莉，夏辉，张乃文，鄢谔易. 不完全信息下基于微分对策的机动目标协同捕获[J/OL]. 航空学报.
<https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20220330.2129.006.html>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式: 胡艳艳, 张莉, 夏辉, 等. 不完全信息下基于微分对策的机动目标协同捕获[J]. 航空学报, 2022, 43(S1):726905. HU Y, ZHANG L, XIA H, et al. Cooperative capture of maneuvering target based on differential game under incomplete information [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(S1):726905(in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2021.26905

不完全信息下基于微分对策的机动目标协同捕获

胡艳艳¹, 张莉¹, 夏辉², 张乃文^{2,*}, 鄢谔易²

1. 北京科技大学 自动化学院, 北京 100083

2. 北京电子工程总体研究所, 北京 100854

摘要: 本文研究了不完全信息下基于微分对策的机动目标协同捕获问题。首先, 给出了多飞行器协同捕获问题的微分对策建模及相应微分对策协同制导律。其次, 针对零控脱靶量计算中目标加速度未知的情况, 考虑目标可能发生的未知机动, 建立了多模型滤波模型集, 并利用交互式多模型粒子滤波算法得到了目标的实时加速度估计。最后, 仿真实验验证了所提出估计算法的有效性, 并在估计结果的基础上, 利用所给出的协同制导律, 实现了对目标的协同捕获。

关键词: 机动目标; 加速度估计; 微分对策; 协同捕获; 不完全信息

中图分类号: V249 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893 (2022) S1-726905-XX

1 引言

攻防主动对抗中, 随着目标机动形式的增加和突防能力的提升, 单飞行器能够发挥的捕获作用越来越有限。与单飞行器相比, 多飞行器利用协同捕获策略和数量上的优势, 通过相互配合, 可以大大提高对抗能力和捕获精度, 从而实现对机动目标的有效捕获^[1-3]。

微分对策理论作为一种最优决策理论, 已被广泛应用于各类博弈对抗场景^[4-6]。基于微分对策的攻防对抗制导律设计不需要对目标未来的机动做出假设, 可以最小化目标随机机动带来的影响, 在机动目标捕获中已有许多成功应用^[7-8]。

在目标信息完全已知的情况下, 基于微分对策的单飞行器捕获问题已经有了很多研究。文献[9]基于控制受限的非线性对策模型, 设计了捕获新型战术弹道导弹和智能巡航导弹等高机动性目标的非线性微分对策制导律。文献[10]考虑拦截弹采用气动力/喷流反作用力复合控制系统的情况, 基于线性化微分对策模型, 研究了复合控制系统对三种可能微分对策空间分布的影响, 进而确定了喷流反作用力的使用时机。文献[11]考虑了飞行器机动过载和控制变量的约束, 提出了一种应用于攻防对抗中制导阶段的微分对策制导律。文献[12]通过扩展状态相关的黎卡提方程方法到非线性零和微分对策模型, 设计了以期望的

网络出版时间:

网络出版地址:

基金项目: 国家自然科学基金 (61773055); 国防科技创新特区项目

*通讯作者. E-mail: zhangnaiwen@casic.com.cn

攻击角度拦截机动目标的非线性微分对策制导律,且所设计的微分对策制导律不需要剩余飞行时间的估计。文献[13]针对目标弹机动逃逸并发射防御导弹拦截寻的导弹的主动防御问题,基于线性二次型微分对策理论得到了寻的导弹和目标弹的最优制导律。

上述工作考虑的都是目标信息完全已知条件下的单飞行器捕获问题,目标信息完全已知条件下基于微分对策的多飞行器协同捕获也已经有了很多研究成果。文献[8,14]选取线性二次型为性能指标,设计了二对一捕获的微分对策协同制导律。文献[15]在对抗双方加速度受有界约束的条件下,提出了范数型性能指标下的微分对策协同制导律。文献[16]基于状态相关黎卡提方程方法,研究了二对一捕获的微分对策协同制导律。文献[17]针对末制导阶段的二对一捕获,给出了边界型微分对策制导律,并分析了拦截弹的拦截空间和对策空间分布。

如上所述,目前关于微分对策制导律的研究大多假设机动目标的信息是完全已知的。然而,在真实对抗场景中,飞行器无法直接获取机动目标信息。因此,目标信息的快速、精确获取,特别是目标实时加速度的精确估计,是攻防主动对抗中实现精准捕获的前提^[18-19]。

针对不完全信息下的单飞行器捕获问题,文献[20]中目标采用基于最大化视线偏转率的主动规避策略,飞行器则采用比例导引律的方法接近目标,基于当前统计模型和卡尔曼滤波算法获取目标的加速度估计。文献[21]考虑了攻防对抗中目标可能的多种机动形式,利用交互式多模型结合无迹卡尔曼滤波算法获取目标加速度信息,但是制导律的设计采用的是自抗扰控制方法。上述工作虽然考虑了单飞行器捕获中目标机动信息未知的情况,但导引律设计采用的是传统的比例导引律和自抗扰控制的方法。基于线性二次型零和微分对策理论,文献[22-23]分析了不完全信息对追逃博弈和一对一攻防对抗中收益的影响,并从追踪飞行器的角度提出了基于无迹卡尔曼滤波的逃逸目标加速度估计方法与最优微分对策制导律设计方法。文献[24]给出了不完全信息下轨道追踪-逃逸问题的微分对策对抗策略,采用强跟踪无迹卡尔曼滤波算法估计支付函数的系数,以间

接解决目标机动加速度未知的问题。文献[25]基于双边优化微分对策理论,设计了一种有界双重控制导弹微分对策制导律,并采用成形滤波器对目标的随机机动进行建模和估计。

目前,针对不完全信息下多飞行器协同捕获问题的研究还相对较少。文献[26-27]重点考虑了多飞行器协同捕获中的目标机动加速度估计问题,将扩展状态观测器和一致性估计理论相结合,提出了分布式协同一致估计器,得到了目标加速度的估计。文献[26-27]并没有讨论多飞行器协同制导律的设计问题。文献[28]建立了多飞行器协同对抗的线性化模型,引入时间算子统一对抗终端时间,基于二人零和微分理论设计了多飞行器拦截的协同制导律,并利用扩展卡尔曼滤波算法实现了对目标未知加速度的估计。但是,文献[26-27]和文献[28]中目标加速度估计都是在给定目标运动模型的前提下得到的,没有考虑目标突防机动所引起的目标运动模型的变化以及目标机动的不确定性,并且所采用的滤波算法在解决非线性和非高斯问题上也存在一定的局限性。因此,不完全信息下针对机动目标的多飞行器协同捕获问题是尚未解决且需要进一步研究的问题。

受上述问题启发,本文研究了不完全信息下基于微分对策的机动目标协同捕获问题。首先,建立了多飞行器协同捕获的相对运动方程,给出了微分对策建模,并得到了微分对策制导律。其次,针对零控脱靶量计算中目标加速度未知的情况,考虑目标可能未知机动,建立了多模型滤波的模型集,利用交互式多模型粒子滤波算法,得到了目标状态的实时估计,并将加速度估计结果用于飞行器制导律的计算。最后,通过仿真实验验证了所提出方法的可行性和有效性。

2 微分对策建模及协同制导律求解

2.1 微分对策建模

根据飞行器和目标的运动特点,考虑 n 个飞行器协同捕获目标的情况,分别以每个飞行器的瞬时质心为视线坐标系原点,建立各自视线坐标系下飞行器与目标的三维对抗模型,然后将所建立的三维对抗模型映射到包含视线的铅垂面和水平面内,解耦为两个平面内的二维非线性对抗模型。考虑协同捕获过程中速度矢量与视线方向之

间夹角以及视线角的变化都很小的情况, 线性化平面二维非线性对抗模型, 并通过坐标系转化, 将对抗模型转换到同一视线坐标系。

建立多飞行器与目标对抗的相对运动模型为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}_P + \mathbf{C}\mathbf{u}_E \quad (1)$$

其中, $\mathbf{x} = [y_{P_1E} \cdots y_{P_nE} \dot{y}_{P_1E} \cdots \dot{y}_{P_nE} a_E$

$a_{P_1} \cdots a_{P_n} a_{P_n}]^T$,

$$\mathbf{u}_P = [u_{P_1} \cdots u_{P_i} \cdots u_{P_n}]^T,$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{I}_{n \times n} & \mathbf{0}_{n \times 1} & \mathbf{0}_{n \times n} \\ \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{I}_{n \times 1} & -\mathbf{I}_{n \times n} \\ \mathbf{0}_{1 \times n} & \mathbf{0}_{1 \times n} & -1/\tau_E & \mathbf{0}_{1 \times n} \\ \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{0}_{n \times 1} & \text{diag}[-1/\tau_{P_i}]_{n \times n} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{n \times n} \\ \mathbf{0}_{n \times n} \\ \mathbf{0}_{1 \times n} \\ \text{diag}[-1/\tau_{P_i}]_{n \times n} \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{n \times 1} \\ \mathbf{0}_{n \times 1} \\ 1/\tau_E \\ \mathbf{0}_{n \times 1} \end{bmatrix},$$

n 为飞行器个数, P_i 表示第 i 个飞行器, \mathbf{x} 为转换后视线坐标系下的状态向量, y_{P_iE} 和 \dot{y}_{P_iE} 分别表示飞行器 P_i 和目标 E 垂直于初始视线方向的相对距离和速度, u_{P_i} 和 u_E 分别为飞行器 P_i 和目标 E 的加速度指令, a_{P_i} 和 a_E 分别为飞行器 P_i 和目标 E 的加速度, τ_{P_i} 和 τ_E 分别为飞行器 P_i 和目标 E 的一阶惯性常数。 $\mathbf{I}_{n \times n}$ 表示 n 阶单位矩阵, $\mathbf{0}_{n \times n}$ 和 $\mathbf{I}_{n \times n}$ 分别表示元素为全 0 和全 1 的矩阵, diag 为对角矩阵。

选取飞行器和目标的性能函数分别为

$$\begin{cases} J_{P_i} = |Z_{P_i}(t_{P_{if}})| \\ J_E = \min\{|Z_{P_1}(t_{P_{if}})|, |Z_{P_2}(t_{P_{if}})|, \dots, |Z_{P_n}(t_{P_{if}})|\} \end{cases} \quad (2)$$

约束条件为: $|u_{P_i}| < a_{P_i}^{\max}$, $|u_E| < a_E^{\max}$ 。其中, $a_{P_i}^{\max}$ 和 a_E^{\max} 分别为飞行器 P_i 和目标 E 的最大机动过载, $Z_{P_i}(t_{P_{if}})$ 为飞行器 P_i 的终端脱靶量, $t_{P_{if}}$ 为飞行器 P_i 的捕获时刻, 且

$$t_{P_{if}} = -r_{P_iE} / \dot{r}_{P_iE}$$

其中 r_{P_iE} 和 \dot{r}_{P_iE} 分别代表飞行器 P_i 与目标 E 之间的相对初始距离和相对初始速度。

每个飞行器希望选择最优的制导律使得各自性能函数 J_{P_i} 达到最小, 目标飞行器则希望选择最优的制导律使得自身性能函数 J_E 达到最大, 具体地,

$$\begin{cases} u_{P_i}^* = \arg \min_{u_{P_i}} J_{P_i} \\ u_E^* = \arg \max_{u_E} J_E \end{cases}$$

其中, $u_{P_i}^*$ 和 u_E^* 分别为飞行器和目标的最优制导指令。

2.2 微分对策下的协同制导律

各飞行器的剩余飞行时间定义为

$$t_{P_{igo}} = t_{P_{if}} - t$$

则从当前时刻 t 到整个捕获过程结束的剩余时间 $t_{go} = t_f - t$, 其中 $t_f = \sup\{t_{P_{if}} \cdots t_{P_{nf}} \cdots t_{P_{nf}}\}$ 为捕获过程结束时间。

将当前状态 $\mathbf{x}(t)$ 投影到捕获时刻 $t_{P_{if}}$, 得到

飞行器零控脱靶量为^[29]

$$\begin{aligned} Z_{P_i}(t) = & y_{P_iE}(t) + \dot{y}_{P_iE}(t)t_{P_{igo}} + a_E(t)\tau_E^2\psi(t_{P_{igo}}/\tau_E) \\ & - a_{P_i}(t)\tau_{P_i}^2\psi(t_{P_{igo}}/\tau_{P_i}) \end{aligned} \quad (3)$$

式中, $\psi(\xi) = e^{-\xi} + \xi - 1$, $\varphi(\xi) = 1 - e^{-\xi}$ 。

由式(2)可以看出, 对最优制导律的求解是一个多目标优化问题, 并且性能指标函数不连续, 无法直接求解。因此, 构造如下的线性性能函数

$$\begin{cases} J_{P_i} = |Z_{P_i}(t_{P_{if}})| \\ J_E = \kappa_1 |Z_{P_1}(t_{P_{if}})| + \cdots + \kappa_i |Z_{P_i}(t_{P_{if}})| + \cdots + \kappa_n |Z_{P_n}(t_{P_{if}})| \end{cases} \quad (4)$$

对性能函数式(4), 利用哈密尔顿函数法^[30], 求解飞行器和目标的最优控制策略为

$$\begin{cases} u_{P_i}^* = a_{P_i}^{\max} \text{sgn}\{Z_{P_i}(t)\} \\ u_E^* = a_E^{\max} \{\kappa_1 \text{sgn}\{Z_{P_1}(t)\} + \cdots + \kappa_i \text{sgn}\{Z_{P_i}(t)\} + \cdots + \kappa_n \text{sgn}\{Z_{P_n}(t)\}\} \end{cases} \quad (5)$$

其中, κ_i 是权重系数。由于本文研究的是多个飞行器的协同捕获, 所以目标需要综合考虑与多个飞行器之间的距离。目标为了逃逸, 其目的是使离它最近的飞行器的距离最大。如果距离目标最近的飞行器只有一个, 那么相应飞行器的 κ_i 取值为 1, 其余取值为 0。考虑到与目标距离最近的飞行器可能会有多个的情况 (如两个飞行器从两边共同夹击目标, 与目标的距离相等, 且都是最近的), 此时需要给各个距离最近的飞行器分配一定的权系数, 用 $\kappa_i = g_i$ 来表示, 其余飞行器的 $\kappa_i = 0$ 。这里, $0 \leq g_i \leq 1$, 且对所有 g_i 的求和等于 1。 g_i 的取值可依据先验知识进行设定, 比

如：对捕获杀伤力较大或捕获半径较大的飞行器可以设置较大的权重系数；反之，对捕获杀伤力较小或捕获半径较小的飞行器可以设置较小的权重。实际中，若无法获得先验信息，则可以取 $g_i = 1/m$ ，其中 m 为与目标距离相等且最近的飞行器的个数。因此，不失一般性，假设

$$|Z_{P_1}(t_{P_{if}})| = \dots = |Z_{P_m}(t_{P_{mf}})| < \dots \leq |Z_{P_n}(t_{P_{nf}})|$$

则 κ_i 可按如下方式给出：

$$\kappa_1 = g_1, \kappa_2 = g_2, \dots, \kappa_m = g_m, \kappa_{i \notin \{1, 2, \dots, m\}} = 0$$

且 $\sum_{j=1}^m g_j = 1$ 。

注释 1：式(5)给出的最优控制决策中，单个飞行器以各自最优的方式接近目标，即每个时刻选取当前时刻自身的最优控制决策使得当前时刻计算的其与目标之间的终端脱靶量达到最小。飞行器之间的协同是通过目标间接体现的。目标的控制决策与多个飞行器有关，即目标为了逃逸，需要同时考虑与多个飞行器之间的终端脱靶量，并使其与最近飞行器的终端脱靶量最大，而目标当前时刻的控制决策和运动会影响下一时刻各飞行器与目标之间的终端脱靶量的计算，从而反过来影响各飞行器下一时刻的控制决策。因此，虽然各飞行器的控制决策直观上看仅与自己的终端脱靶量有关，但通过对共同捕获目标的影响，间接实现了协同捕获的效果。

注释 2：对于 $Z_{P_i}(t_{P_{if}})$ 均为零的极端情况，目标在任意方向上以最大的机动能力进行机动的效果都是等价的，因此这种情况下目标可以随机的选择一个方向且以最大的机动能力进行机动。

3 目标机动加速度估计方法

在式(3)给出的零控脱靶量的计算中，需要已知目标实时的加速度 a_E 。然而实际中飞行器无法获取目标的加速度信息，因此需要利用飞行器能够获得的测量信息对目标加速度进行实时估计。此外，目标可能发生的未知机动也给目标加速度估计带来了新的挑战。

3.1 目标运动建模

目标机动形式具有很大的不确定性，对目标运动建模的核心在于如何描述目标加速度的变化及其不确定性。考虑到实际中目标机动次数有

限，除机动时刻外大部分时间是匀速或匀加速运动，而匀速运动又可作为匀加速运动的一个特例，因此本文采用匀加速(Constant Acceleration, CA)模型、“当前”统计(Current Statistical, CS)加速度模型^[31]和Jerk模型^[32]来描述目标加速度可能的变化模式。

另外，在末端捕获过程中，目标机动一般不会发生在沿视线(x 轴)方向的机动，可认为目标在初始视线方向做匀速直线运动，因此本文所采用的三种目标机动跟踪模型是对目标垂直于视线方向(y 轴)所施加机动形式的描述。

1) CA模型

CA模型假设目标做匀加速直线运动，认为目标加速度不发生变化，并用均值为0的高斯白噪声描述外界扰动引起的加速度的微小变化。

设系统采样周期为 T ，离散时间的CA相对运动模型为

$$\mathbf{x}(k) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k-1) + \mathbf{F}\mathbf{w}(k-1) \quad (6)$$

其中， $\mathbf{x} = [x_{PE} \ \dot{x}_{PE} \ y_{PE} \ \dot{y}_{PE} \ a_E - a_{P_i}]^T$ 为状态向量， x_{PE} 和 \dot{x}_{PE} 为飞行器与目标初始视线方向的相对距离和相对速度， y_{PE} 和 \dot{y}_{PE} 分别为垂直于初始视线方向的相对距离和速度， $a_E - a_{P_i}$ 为垂直于初始视线方向上目标 E 与飞行器 P_i 的相对加速度， $\mathbf{w}(k-1)$ 是均值为 0、方差为 σ^2 的高斯白噪声，且状态转移矩阵及噪声驱动矩阵为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T & \frac{1}{2}T^2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{T^2}{2} \\ T \\ 1 \end{bmatrix}.$$

2) CS模型

CS模型的基本思想是当目标正以某一加速度机动时，下一时刻加速度只能在“当前”加速度的邻域内取值。选取系统状态向量为 $\mathbf{x} = [x_{PE} \ \dot{x}_{PE} \ y_{PE} \ \dot{y}_{PE} \ a_E - a_{P_i}]^T$ ，则离散时间的CS相对运动模型为

$$\mathbf{x}(k) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k-1) + \mathbf{U}\bar{a} + \mathbf{F}\mathbf{w}(k-1) \quad (7)$$

式中，

$$A = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T & \frac{\alpha T - 1 + e^{-\alpha T}}{\alpha^2} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix},$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{\alpha T - 1 + e^{-\alpha T}}{\alpha^2} \\ \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha} \\ e^{-\alpha T} \end{bmatrix},$$

$$U = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{\alpha} \left(-T + \frac{\alpha T^2}{2} + \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha} \right) \\ T - \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha} \\ 1 - e^{-\alpha T} \end{bmatrix}.$$

$w(k-1)$ 的方差 σ^2 由下式求出:

当目标“当前”加速度为正时

$$\sigma^2 = \frac{4 - \pi}{\pi} [a_M - \bar{a}]^2 \quad (8)$$

当目标“当前”加速度为负时

$$\sigma^2 = \frac{4 - \pi}{\pi} [a_M + \bar{a}]^2 \quad (9)$$

其中, \bar{a} 为机动加速度“当前”均值, 取值为当前加速度的预测值, 即 $\bar{a} = a_E - a_{P_i}(k|k-1)$, α 为机动频率, a_M 为最大机动能力。

3) Jerk模型

Jerk模型假设目标加速度的导数是指数自相关的零均值、平稳的一阶时间相关过程。

选取状态向量为 $\mathbf{x} = [x_{PE} \quad \dot{x}_{PE} \quad y_{PE} \quad \dot{y}_{PE} \quad a_E - a_{P_i} \quad \dot{a}_E - \dot{a}_{P_i}]^T$, 离散时间的Jerk相对运动模型为:

$$\mathbf{x}(k) = A\mathbf{x}(k-1) + \Gamma w(k-1) \quad (10)$$

其中, $\dot{a}_E - \dot{a}_{P_i}$ 表示垂直于初始视线方向目标 E 与飞行器 P_i 的相对加速度的导数, 相应的状态转移矩阵和过程噪声驱动矩阵分别为

$$A = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T & \frac{1}{2}T^2 & p_1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & T & q_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & r_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & s_1 \end{bmatrix},$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ p_1 = \frac{2 - 2\alpha T + \alpha^2 T^2 - 2e^{-\alpha T}}{2\alpha^3} \\ q_1 = \frac{e^{-\alpha T} - 1 + \alpha T}{\alpha^2} \\ r_1 = \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha} \\ s_1 = e^{-\alpha T} \end{bmatrix}.$$

Jerk模型将加速度的变化扩展进系统状态, 适合于建模目标具有时变加速度机动的情况。

3.2 量测建模

实际中飞行器能够获得的测量信息包括: 相对距离和相对距离变化率、视线角以及视线角速率。根据量测量与状态变量之间的关系, 建立量测方程为

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{h}(\mathbf{x}(k)) + \mathbf{v} \quad (11)$$

其中,

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \\ h_4 \end{bmatrix}, \mathbf{v} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \\ v_4 \end{bmatrix},$$

$$h_1 = \sqrt{x_{PE}^2 + y_{PE}^2}, h_2 = \frac{x_{PE}\dot{x}_{PE} + y_{PE}\dot{y}_{PE}}{\sqrt{x_{PE}^2 + y_{PE}^2}},$$

$$h_3 = \arctan\left(\frac{y_{PE}}{x_{PE}}\right), h_4 = \frac{x_{PE}\dot{y}_{PE} - \dot{x}_{PE}y_{PE}}{x_{PE}^2 + y_{PE}^2},$$

\mathbf{z} 各维分别代表弹目相对距离 r_{PE} 、相对距离变化率 \dot{r}_{PE} 、视线角 θ_{PE} 和视线角速率 $\dot{\theta}_{PE}$, 测量噪声 $\mathbf{v} \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \mathbf{R})$, $\mathbf{R} = \text{diag}[\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4]$, 其中 γ_i 是测量噪声 v_i 的方差。

3.3 目标机动加速度估计算法

交互式多模型粒子滤波^[33](Interacting Multiple Model-Particle Filter, IMM-PF)算法融合了交互

式多模型和粒子滤波算法。该算法以IMM为基本框架,采用粒子滤波(Particle Filter, PF)作为模型匹配滤波器。其中,交互式多模型考虑了目标可能的多种运动形式,能更真实的描述目标的运动过程,并可以实时得到模型集中每个模型是有效模型的概率,粒子滤波则可解决不同模型中存在的非线性和非高斯问题。两种算法相结合可实现对机动目标加速度的精确估计^[34]。

式(6)、(7)和(10)给出的CA、CS、Jerk目标运动方程的描述分别和式(11)给出的测量方程构成了相应运动模式下的滤波方程组,进而一起构成多模型滤波的模型集。

给定初始状态 \mathbf{x}_0 的分布,对每个模型生成 N 个粒子,IMM-PF滤波步骤如下:

步骤一: 输入交互

模型 j 的预测概率(归一化常数)为

$$\bar{c}_j = \sum_{i=1}^3 p_{ij} \mu_i(k-1) \quad (12)$$

p_{ij} 表示模型 i 转移到模型 j 的概率, $\mu_i(k-1)$ 为模型 i 在 $k-1$ 时刻的概率。

模型 i 到模型 j 的混合概率为

$$\mu_{ij}(k-1) = p_{ij} \mu_i(k-1) / \bar{c}_j \quad (13)$$

输入交互后,得到混合状态估计为

$$\bar{\mathbf{x}}_{oj}^l(k-1|k-1) = \sum_{i=1}^3 \bar{\mathbf{x}}_i^l(k-1|k-1) \mu_{ij}(k-1) \quad (14)$$

其中上标 l 表示第 l 个粒子。

步骤二: 模型匹配粒子滤波

预测 k 时刻粒子状态

$$\hat{\mathbf{x}}_j^l(k|k-1) = \mathbf{A}_j \bar{\mathbf{x}}_{oj}^l(k-1|k-1) + \mathbf{F}_j \mathbf{w}_j^l(k-1) \quad (15)$$

预测 k 时刻粒子状态观测值

$$\hat{\mathbf{z}}_j^l(k|k-1) = \mathbf{h}_j(\hat{\mathbf{x}}_j^l(k|k-1)) \quad (16)$$

计算粒子残差为

$$\mathbf{v}_j^l(k) = \mathbf{z}(k) - \hat{\mathbf{z}}_j^l(k|k-1) \quad (17)$$

由粒子残差得粒子权重为

$$\omega_j^l(k) = \frac{1}{\sqrt{2\pi|\mathbf{R}|}} \exp\left(-\frac{\mathbf{v}_j^l(k)^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{v}_j^l(k)}{2}\right) \quad (18)$$

归一化权重为

$$\tilde{\omega}_j^l(k) = \frac{\omega_j^l(k)}{\sum_{i=1}^N \omega_j^i(k)} \quad (19)$$

有效粒子数定义为

$$\hat{N}_{eff,j} \approx \frac{1}{\sum_{l=1}^N (\tilde{\omega}_j^l(k))^2} \quad (20)$$

当 $\hat{N}_{eff,j}$ 小于阈值 N_{th} 时进行重采样,复制权重较大的粒子,舍弃权重较小的粒子,产生新的粒子集 $\{\hat{\mathbf{x}}_j^l(k|k), 1/N\}_{l=1}^N$ 。

各模型的状态估计和协方差估计为

$$\hat{\mathbf{x}}_j(k|k) = \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N \hat{\mathbf{x}}_j^l(k|k) \quad (21)$$

$$\hat{\mathbf{P}}_j(k|k) = \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N [\hat{\mathbf{x}}_j^l(k|k) - \hat{\mathbf{x}}_j(k|k)] [\hat{\mathbf{x}}_j^l(k|k) - \hat{\mathbf{x}}_j(k|k)]^T \quad (22)$$

步骤三: 模型概率更新

模型 j 的似然函数为

$$\Lambda_j(k) = \frac{1}{(2\pi)^{1/2} |\mathbf{S}_j(k)|^{1/2}} e^{\{-\frac{1}{2} \mathbf{v}_j^T(k) \mathbf{S}_j^{-1}(k) \mathbf{v}_j(k)\}} \quad (23)$$

其中,

$$\mathbf{S}_j(k) = \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N [\hat{\mathbf{z}}_j^l(k|k-1) - \mathbf{z}_j(k|k-1)] [\hat{\mathbf{z}}_j^l(k|k-1) - \mathbf{z}_j(k|k-1)]^T + \mathbf{R} \quad (24)$$

$$\mathbf{v}_j(k) = \mathbf{z}(k) - \hat{\mathbf{z}}_j(k|k-1) \quad (25)$$

$$\mathbf{z}_j(k|k-1) = \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N \hat{\mathbf{z}}_j^l(k|k-1) \quad (26)$$

采用似然函数更新模型概率

$$\mu_j(k) = \Lambda_j(k) \bar{c}_j / c \quad (27)$$

式中, c 为归一化常数,且 $c = \sum_{j=1}^3 \Lambda_j(k) \bar{c}_j$ 。

步骤四: 输出交互

状态估计为

$$\hat{\mathbf{x}}(k|k) = \sum_{j=1}^3 \hat{\mathbf{x}}_j(k|k) \mu_j(k) \quad (28)$$

误差协方差矩阵为

$$\hat{\mathbf{P}}(k|k) = \sum_{j=1}^3 \mu_j(k) \{ \hat{\mathbf{P}}_j(k|k) + [\hat{\mathbf{x}}(k|k) - \hat{\mathbf{x}}_j(k|k)] [\hat{\mathbf{x}}(k|k) - \hat{\mathbf{x}}_j(k|k)]^T \} \quad (29)$$

步骤五: 由状态向量 \mathbf{x} 的定义可知,其中第五维 $a_E - a_{P_i}$ 代表目标加速度与飞行器加速度之差,本文假设每个飞行器其自身的加速度 a_{P_i} 是已知的。当由(28)式得到状态估计值 $\hat{\mathbf{x}}$ 后,可由相对加速度 $a_E - a_{P_i}$ 的估计值加上飞行器自身加速度 a_{P_i} 得到目标加速度估计值 \hat{a}_E 。

4 仿真验证

考虑两个飞行器对具有主动突防能力的目标进行末端捕获的场景, 仿真参数设置如下: 飞行器 P 和 Q 与目标 E 的初始距离分别为 20km 和 16km ; 两个飞行器 P 、 Q 与目标 E 的执行机构一阶惯性常数分别为 $\tau_P = 0.02\text{s}$ 、 $\tau_Q = 0.02\text{s}$ 、 $\tau_E = 0.01\text{s}$; 飞行器 P 和 Q 与目标 E 的初始速度分别为 7km/s 、 7km/s 、 3km/s , 最大机动过载分别为 $a_P^{\max} = 2.6g\text{ m/s}^2$ 、 $a_Q^{\max} = 2.6g\text{ m/s}^2$ 和 $a_E^{\max} = 2g\text{ m/s}^2$ 。滤波器采样周期 $T = 0.01\text{s}$, 测量噪声方差 $\mathbf{R} = \text{diag}[1, 1 \times 10^6, 1 \times 10^{-12}, 1 \times 10^{-12}]$, 过程噪声方差为 0.02 。模型转移概率为:

$$P = \begin{bmatrix} 0.8 & 0.1 & 0.1 \\ 0.1 & 0.8 & 0.1 \\ 0.1 & 0.1 & 0.8 \end{bmatrix}.$$

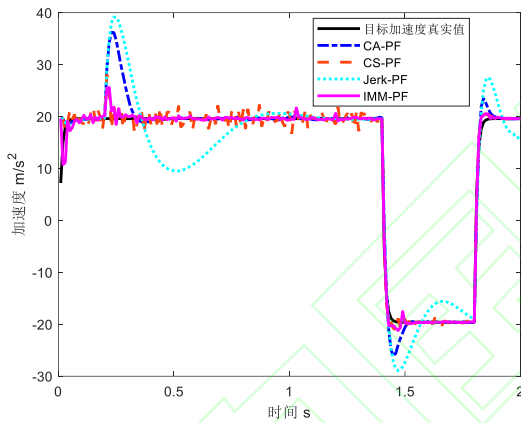


图 1 目标加速度估计结果

Fig. 1 Results of the target acceleration estimation

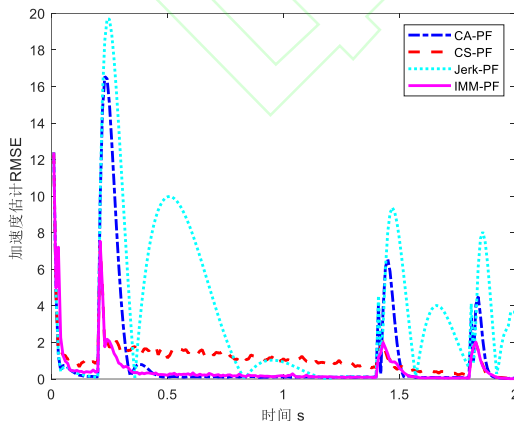


图 2 50次蒙特卡洛仿真RMSE曲线

Fig. 2 RMSE curves for 50 Monte Carlo simulations

假设能获得的测量信息为: 飞行器与目标的

相对距离和相对距离变化率、视线角及视线角速率。采用 CA 模型、CS 模型和 Jerk 模型对目标可能的机动进行建模。为分析比较不同模型和算法的滤波效果, 对三种模型分别利用 PF 算法进行滤波, 并与本文给出的 IMM-PF 滤波算法进行对比。四种算法对目标加速度的估计结果如图 1 所示。图 2 给出了 50 次蒙特卡洛仿真下的均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)曲线。

此外, 为了能够更加直观地比较不同算法对目标加速度突变的跟踪能力, 定义算法对目标加速度突变跟踪的收敛时间为: 滤波估计值从目标产生机动时开始, 首次达到并保持在允许误差(目标真实加速度的 $\pm 20\%$) 范围内所需的时间。定义收敛时间段内的估计误差为:

$$\text{error} = \frac{\sum |\text{估计值} - \text{真实值}|}{\text{收敛时间}}$$

表 1 和表 2 给出了上述定义下不同算法对目标加速度突变的跟踪收敛时间和估计误差。

表 1 跟踪收敛时间

Table 1 Tracking convergence time

时间段	跟踪收敛时间 (s)			
	CA-PF	CS-PF	Jerk-PF	IMM-PF
0.2s ~ 0.4s	0.11	0.03	0.14	0.03
1.4s ~ 1.6s	0.08	0.05	0.14	0.05
平均值	0.095	0.04	0.14	0.04

表 2 估计误差

Table 2 Estimation error

时间段	估计误差 (m/s^2)			
	CA-PF	CS-PF	Jerk-PF	IMM-PF
0.2s ~ 0.4s	0.9320	1.8255	2.7593	0.9169
1.4s ~ 1.6s	0.5875	0.5788	1.5986	0.4404
平均值	0.7372	1.2389	2.1789	0.6926

从仿真结果可以看出, 在加速度不发生变化, 即稳态时, CA模型的模型假设更加符合实际情况, 因此CA模型的估计误差小于CS模型和Jerk模型。当目标加速度发生突变时, CS模型对加速度突变的跟踪收敛速度快于CA模型, 这是因为CS模型能够对模型中的加速度均值进行自适应调整。由于目标的机动次数有限, 大部分时间处于匀速运动或匀加速运动, 因此Jerk模型曲线波动较大, 并且Jerk模型有较大的加速度跟踪收

敛时间和估计误差。IMM滤波算法结合了CA模型和CS模型的特点,既具有较快的对加速度突变的跟踪速度,又有较低的稳态估计误差。

为分析不同测量情况下所提出算法的加速度估计效果,考虑飞行器仅能获得与目标之间的相对距离、相对距离变化率和视线角的情况,即与之前考虑的三维测量的情况相比,缺少了视线角速率测量。三维测量下的仿真结果如图3和图4所示,从中可以看到,视线角速率测量缺失后,估计精度明显下降,但本文所提 IMM-PF 方法的估计效果依然优于另外三种算法。

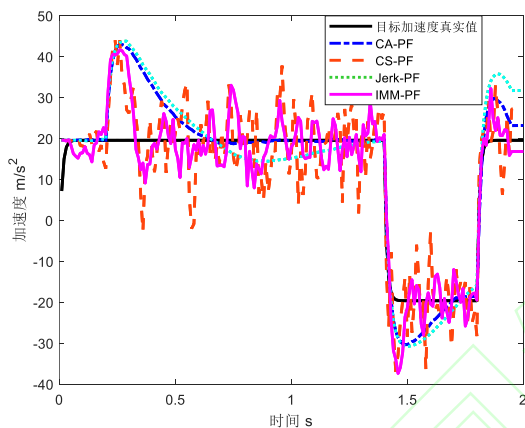


图3 目标加速度估计结果(三维测量)

Fig. 3 Results of the target acceleration estimation (3D measurements)

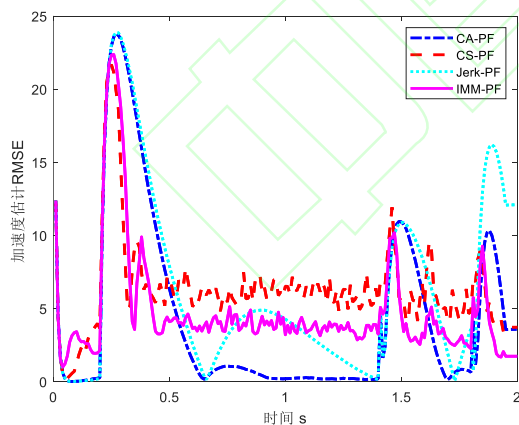


图4 50次蒙特卡洛仿真RMSE曲线(三维测量)

Fig. 4 RMSE curves for 50 Monte Carlo simulations (3D measurements)

将利用 IMM-PF 算法得到的目标加速度估计值引入式(3)零控脱靶量的计算中,得到如图5所示各个时刻下的零控脱靶量随剩余飞行时间 t_{go} 的变化曲线。假定飞行器捕获成功条件为 $|Z_P(t_{Pf})| \leq 1m$,由仿真结果可得飞行器P的终端

脱靶量 $Z_P(t_{Pf}) = 0.0702m < 1m$,飞行器Q的终端脱靶量 $Z_Q(t_{Qf}) = 0.6382m < 1m$,因此两枚飞行器均可实现对目标的捕获。

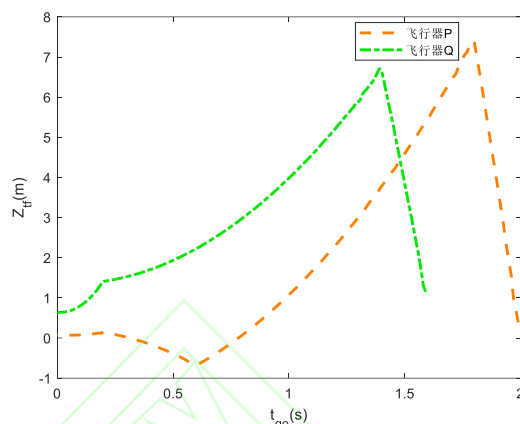


图5 零控脱靶量变化曲线

Fig. 5 Curves of zero-control miss distance

根据每个时刻下飞行器的零控脱靶量,在决策时刻将零控脱靶量计算值带入最优控制策略求解式(5),可得到相应时刻飞行器P和Q的制导律如图6所示。图7给出了相应制导律下两个飞行器和目标的运动轨迹。

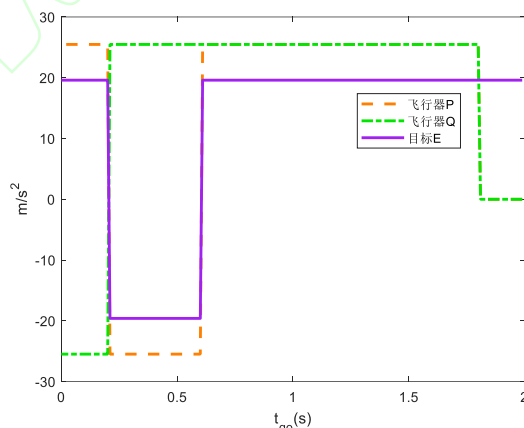


图6 最优制导律

Fig. 6 Optimal guidance laws

为进一步证明本文方法的有效性,在四维测量情况下分别针对完全信息和不完全信息进行1000次的目标随机机动仿真实验。飞行器按基于微分对策下的最优制导策略进行机动,目标采用随机机动的方式。另外,为了证明本文所给出基于微分对策的协同捕获方法的优越性,将其与基于比例导引律的方法进行了对比。仿真结果如图8所示。由图可以看出,不完全信息下基于微分对策方法的捕获成功率略低于完全信息下的捕获

成功率,但都高于90%。基于传统比例导引律方法的捕获成功率最低。这是因为微分对策方法充分考虑了目标的机动能力,可以使目标随机机动带来的影响最小化。

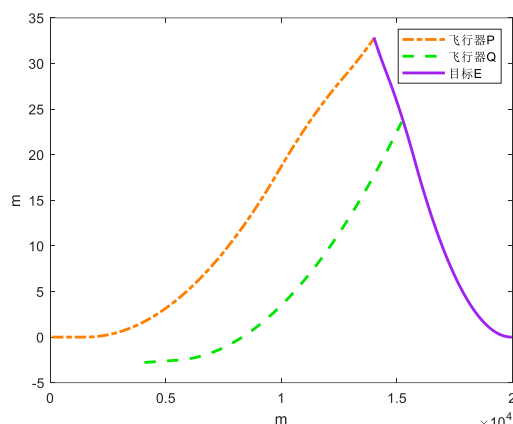


图7 飞行器与目标运动轨迹

Fig. 7 Trajectories of aircrafts and target

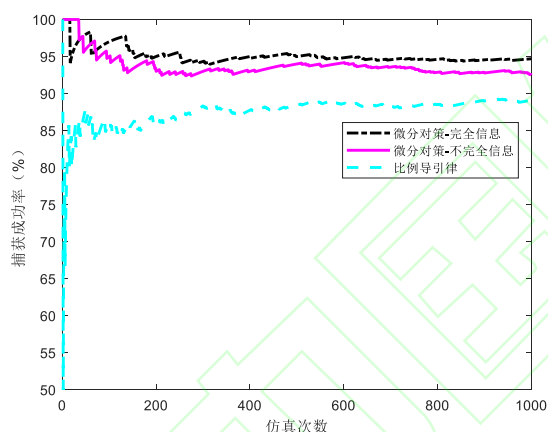


图8 捕获成功率

Fig. 8 Capture success rates

5 结论

本文研究了不完全信息下基于微分对策的机动目标协同捕获问题。在视线坐标系下建立了多飞行器和目标的相对运动模型,并在此基础上进行了微分对策建模,给出了相应的微分对策制导律。考虑目标可能发生的机动,采用CA、CS和Jerk模型对目标可能的运动模式进行描述,并构建多模型滤波模型集。基于飞行器与目标之间的相对距离、相对距离变化率、视线角和视线角速率等测量信息,利用IMM-PF实现了目标的跟踪,获得了目标实时加速度的估计,并将估计结果用于微分对策制导律的计算。仿真实验证明了

本文方法的可行性和有效性。

本文所提出的方法适用于各类空中机动目标的协同捕获问题,例如固定翼飞机、旋翼飞机、无人机等机动目标的协同捕获。此外,本文目标加速度估计结果基于每个飞行器与目标之间的测量信息获得,但是实际对抗过程复杂,如若能建立各个飞行器之间的通讯和联系,实现信息共享,对提高估计精度及捕获成功率有重要意义。

参考文献

- [1] 温广辉,周佳玲,吕跃祖,等.多导弹协同作战中的分布式协调控制问题[J].指挥与控制学报,2021,7(2):137-145.
Wen G H, Zhou J L, Lyu Y Z, et al. Distributed Coordination Control in Multi-missile Cooperative Tasks[J]. Journal of Command and Control, 2021, 7(2): 137-145. (in Chinese).
- [2] Chen Z, Yu J, X Dong, et al. Three-dimensional cooperative guidance strategy and guidance law for intercepting highly maneuvering target[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(5):485-495.
- [3] 于江龙,董希旺,李清东,等.拦截机动目标的分布式协同围捕制导方法[J].航空学报,2021,42:325817.
Yu J L, Dong X W, Li Q D, et al. Distributed Cooperative Encirclement Hunting Guidance Method for intercepting the Maneuvering Target[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42:325817. (in Chinese).
- [4] Sun Q, Shen M, Gu X, et al. Evasion-Pursuit Strategy against Defended Aircraft Based on Differential Game Theory[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019:1-12.
- [5] Sun Q, QI N, Xiao L, et al. Differential game strategy in three-player evasion and pursuit scenarios[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2018, 29(2):352-366.
- [6] Li Y, Carboni G, Gonzalez F, et al. Differential game theory for versatile physical interaction[J]. Nature Machine Intelligence, 2019, 1(1):36-43.
- [7] 于江龙,董希旺,李清东,等.基于微分对策的拦截机动目标协同制导方法[J].指挥与控制学报,2020,6(3):217-222.

- Yu J L, Dong X W, Li Q D, et al. Cooperative differential game guidance method for intercepting maneuvering target[J]. Journal of command and control, 2020, 6(3):217-222. (in Chinese).
- [8] 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 Z Q, Zhou S L. Research on Cooperative Differential Game Guidance Law for Multi-Missile[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(5):21-25. (in Chinese).
- [9] 刘延芳, 齐乃明, 夏齐, 等. 基于非线性模型的大气层内拦截弹微分对策制导律[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1171-1179.
- Liu Y F, Qi N M, Xia Q, et al. Differential Game Guidance Law for Endoatmospheric Interceptor Missiles Based on Nonlinear Model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1171-1179. (in Chinese).
- [10] 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 Y Q, Qi N M, Sun X L, 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).
- [11] 王雨琪, 宁国栋, 王晓峰, 等. 基于微分对策的临近空间飞行器机动突防策略[J]. 航空学报, 2020, 41(S2):69-78.
- Wang Y Q, Ning G D, Wang X F, et al. Maneuver penetration strategy of near space vehicle based on differential game[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2):69-78. (in Chinese).
- [12] Bardhan R, Ghose D. Nonlinear Differential Games-Based Impact Angle Constrained Guidance Law[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(3): 384-402.
- [13] Perelman A, Shima T, Rusnak I. Cooperative Differential Games Strategies for Active Aircraft Protection from a Homing Missile[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(3): 761-773.
- [14] 花文华, 张拥军, 张金鹏, 等. 双导弹拦截角度协同的微分对策制导律[J]. 中国惯性技术学报, 2016, 24(6):838-844.
- Hua W H, Zhang Y J, Zhang J P, et al. Differential game guidance law for double missiles with cooperative intercept angle[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2016, 24(6):838-844. (in Chinese).
- [15] 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 Z Q, Zhou S L, Yu Y Z. Research of Cooperative Norm Differential Games Guidance Law for Intercepting a Maneuvering Target[J]. Computer Simulation, 2020, 37(3):23-26. (in Chinese).
- [16] 郭志强, 周绍磊, 于运治, 等. 基于状态相关黎卡提方程的非线性协同制导律[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(6):822-829.
- Guo Z Q, Zhou S L, Yu Y Z, et al. Nonlinear cooperative guidance law based on state-dependent Riccati-equation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2018, 26(6):822-829. (in Chinese).
- [17] 张帅, 朱东方, 孙俊, 华春, 刘延芳. 双拦截弹拦截单目标 边界型微分对策制导律研究[J]. 飞控与探测, 2019, 2(2): 46-53.
- Zhang S, Zhu D F, Sun J, et al. Bounded Differential Games Strategies with Two-Pursuit Single-Evader[J]. Flight Control & Detection, 2019, 2(2): 46-53. (in Chinese).
- [18] 吕梅柏, 赵小锋, 刘广哲. 空中大机动目标跟踪算法研究[J]. 现代防御技术, 2018, 46(2):45-50+172.
- Lü M B, Zhao X F, Liu G Z. Aerial high maneuvering target tracking algorithm[J]. Modern Defence Technology, 2018, 46(2):45-50+172. (in Chinese).
- [19] 戴邵武, 方君, 张文广, 等. 高超声速强机动目标改进IMM-CKF跟踪算法[J]. 传感器与微系统, 2016, 35(9):133-136.
- Dai S W, Fang J, Zhang W G, et al. Modified IMM-CKF tracking algorithm for highly maneuvering hypersonic target[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2016, 35(9):133-136. (in Chinese).
- [20] 李皓皓, 张进, 罗亚中. 基于机动目标滤波估计的航天器主动规避策略[J]. 力学学报, 2020, 52(6):1560-1568.
- Li H H, Zhang J, Luo Y Z. Spacecraft evasion strategy

- using active maneuvers based on maneuvering-target acceleration estimation[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2020, 52(6):1560-1568. (in Chinese).
- [21] 伊茹. 高速机动目标拦截的末制导问题研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2016.
- Yi R. Research on terminal guidance for high maneuvering target intercepting[D]. Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese).
- [22] Zhu H, Luo Y Z, Li Z Y, et al. Orbital pursuit-evasion games with incomplete information in the Hill reference frame. In: Proceeding of the 27th International Symposium on Space Flight Dynamics. Melbourne, 2019.
- [23] 祝海. 基于微分对策的航天器轨道追逃最优控制策略[D]. 国防科技大学, 2017.
- Zhu H. Optimal control spacecraft orbital pursuit-evasion based on differential game[D]. National University of Defense Technology, 2017. (in Chinese).
- [24] Li Z Y, Zhu H, Luo Y Z. An escape strategy in orbital pursuit-evasion games with incomplete information[J]. Science China Technological Sciences, 2020, 64(3):1-12.
- [25] 花文华, 孟庆龄, 张金鹏, 等. 有界双重控制导弹微分对策制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9):1851-1856.
- Hua W H, Meng Q L, Zhang J P, et al. Differential game guidance law for dual and bounded controlled missiles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9):1851-1856. (in Chinese).
- [26] 杨明, 赵恩娇, 晁涛, 等. 面向多飞行器的一致性协同估计方法[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(2):268-274.
- Yang M, Zhao E Q, Chao T, et al. Cooperative estimation method for multiple flight vehicles based on consensus theory[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2018, 26(2):268-274. (in Chinese).
- [27] 赵恩娇, 杨明, 晁涛, 等. 通信拓扑切换下的多飞行器协同拦截方法[J]. 宇航学报, 2019, 40(6):646-654.
- Zhao E Q, Yang M, Chao T, et al. Cooperative interception for multiple flight vehicles with switching topologies[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(6):646-654. (in Chinese).
- [28] 程涛, 周浩, 董晓飞, 等. 多飞行器突防打击一体化微分对策制导律设计[J/OL]. 北京航空航天大学学报, 2021, 1-18.
- Cheng T, Zhou H, Dong X F, et al. Differential game guidance law for integration of penetration and strike of multiple flight vehicles[J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 1-18. (in Chinese).
- [29] Shaferman V, Shima T. Cooperative Differential Games Guidance Laws for Imposing a Relative Intercept Angle[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2017:1-16.
- [30] 胡建. 大气层外多拦截弹最优目标分配及微分对策协同制导律研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2018.
- Hu J. Research on exoatmosphere multiple kill vehicle optimal target assignment and differential game based on cooperative guidance law[D]. Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese).
- [31] 周宏仁. 机动目标“当前”统计模型与自适应跟踪算法[J]. 航空学报, 1983, 01:73-86.
- Zhou H R. A “Current” Statistical Model and Adaptive Tracking Algorithm for Maneuvering Targets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1983, 01:73-86. (in Chinese).
- [32] Mehrotra K, Mahapatra P R. A jerk model for tracking highly maneuvering targets[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33(4):1094-1105.
- [33] Huang C, Wu X. Cooperative Vehicle Tracking using Particle Filter Integrated with Interacting Multiple Models[C]// ICC 2019 - 2019 IEEE International Conference on Communications (ICC). IEEE, 2019.
- [34] 邹翔宇. 基于交互多模型的多滤波器机动目标跟踪研究[D]. 武汉理工大学, 2019.
- Zou X Y. Research on Multi-filter Maneuvering Target Tracking based on Interactive Multi-model[D]. Wuhan University of Technology, 2019. (in Chinese).

(责任编辑:苏磊)

Cooperative capture of maneuvering targets based on differential game under incomplete information

HU Yanyan¹, ZHANG Li¹, XIA Hui², ZHANG Naiwen^{2,*}, YAN Rongyi²

1. *University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China*

2. *Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China*

Abstract: In this paper, the cooperative capture problem of maneuvering target based on differential games with incomplete information is studied. Firstly, the differential game model and corresponding differential game cooperative guidance law for cooperative capture with multiple aircrafts are given. Secondly, considering that the acceleration of the target is unknown and it is required in the calculation of zero-control miss distance, the model set for multi-model filtering is established with the possible maneuvers of target taken into account. Then target acceleration estimation is obtained by the interacting multi-modal particle filtering algorithm. Finally, the effectiveness of the proposed estimation method is verified by the simulation scenario, and the target is successfully captured using the presented guidance law with the estimated target acceleration.

Keywords: maneuver target; acceleration estimation; differential game; cooperative capture; incomplete information

Published online:

URL:

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61773055); National Defense Science and Technology Innovation Special Zone Project

*Corresponding author. E-mail: zhangnaiwen@casic.com.cn