末制导中估计器与制导律设计方法新进展

樊世杰 [1] 范红旗 [1] 肖怀铁 [1] 樊建鹏 [2]

摘 要 对末制导中估计器与制导律设计方法的最新进展进行了较为全面的综述. 首先根据确定性等价定理 (Certainty equivalence principle, CEP) 是否成立, 给出了现有设计方法的三种分类; 随后对三类方法中典型算法的基本思想、优缺点以及相互关系做了详细介绍; 最后提出了进一步优化现有估计器与制导律设计的新思路, 并展望了改善大机动目标拦截末制导性能方法的发展方向.

关键词 末制导, 估计器, 制导律, 确定性等价原理, 信息延迟, 广义分离定理

引用格式 樊世杰, 范红旗, 肖怀铁, 樊建鹏. 末制导中估计器与制导律设计方法新进展. 自动化学报, 2015, **41**(1): 38−46

DOI 10.16383/j.aas.2015.c131121

New Progress of Estimator and Guidance Law Design in Terminal Guidance

FAN Shi-Jie[1] FAN Hong-Qi[1] XIAO Huai-Tie[1] FAN Jian-Peng[2]

Abstract A comprehensive and up-to-date survey of the methods of estimator and guidance law design in terminal guidance is presented. Based on the certainty equivalence principle, three classifications of the methods are proposed. This survey emphasizes the underlying ideas of the methods and their performances. Interrelationships among methods and insight to the pros and cons are also provided. The new ideas of the estimator and guidance law design are proposed and the perspectives of methods to improve the terminal guidance performance are also presented.

Key words Terminal guidance, estimator, guidance law, certainty equivalence principle (CEP), information delay, generalized separation theorem (GST)

Citation Fan Shi-Jie, Fan Hong-Qi, Xiao Huai-Tie, Fan Jian-Peng. New progress of estimator and guidance law design in terminal guidance. *Acta Automatica Sinica*, 2015, **41**(1): 38−46

末制导过程是一个典型的最优控制问题. 几十年来, 基于确定性等价原理 (Certainty equivalence principle, CEP) 和准分离定理 (Associated separation theorem, AST), 将估计器与制导律独立设计的方法在末制导控制系统的设计中得到了广泛的应用[1−2]. 在目标静止或导弹相对目标具有明显过载优势 (如 “拇指原则”, 弹目加速度之比为 3:1) 的情形下, 这种设计方法能使导弹获得接近于零的脱靶量[1−3]. 但是, 随着航空武器技术的不断进步, 机动再入飞行器、高超音速飞行器、超音速巡航弹等新型飞行器的机动能力得到了惊人的提升, 使得导弹的过载优势下降. 针对这类大机动目标的拦截问题, 大量的理论分析和仿真实验证明, 传统的基于 CEP 的设计方法无法获得令人满意的拦截性能[4−5]. 因此, 如何在 CEP 成立的现有制导控制框架中寻求提升大机动目标拦截末制导性能的新技术途径, 抑或在 CEP 不成立时, 寻求新的估计器与制导律设计理论与方法, 成为近年来国内外学者的研究热点. 下文将对末制导中估计器与制导律设计方法的最新进展作较为全面的论述.

1 问题描述与方法分类

对于末制导系统而言, 由于系统误差、观测噪声等不确定因素的存在, 状态估计器成为制导闭环中不可或缺的一个部分. 而制导律则是连接导弹测量系统与控制系统的 “纽带”, 在制导系统设计中需要对弹 – 目控制系统的动态特性、目标机动以及导弹控制指令等做出一定的假设, 从而产生不同类型的制导律. 由于末制导系统是一个闭环反馈系统, 因此, 估计器与制导律之间相互作用, 共同构成了影响末制导性能的主要因素之一. 根据 CEP 是否成立, 本文将末制导中估计器与制导律设计的方法分为三类:

1) 基于 CEP 的估计器与制导律独立设计方法.

收稿日期 2013-12-16 录用日期 2014-08-06
Manuscript received December 16, 2013; accepted August 6, 2014
国家自然科学基金 (61101186), 教育部博士点基金 (20134307110012) 资助
Supported by National Natural Science Foundation of China (61101186) and the Specialized Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education (20134307110012)
本文责任编委 孙富春
Recommended by Associate Editor SUN Fu-Chun
1. 国防科学技术大学自动目标识别重点实验室 长沙 410073
2. 国防科学技术大学电子科学与工程学院 长沙 410073
1. Automatic Target Recognition, National University of Defense Technology, Changsha 410073
2. College of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073

第一类方法是在 CEP 成立的条件下, 针对不同的指标要求, 对估计器与制导律进行独立的最优化设计. 由于目标状态估计延迟、特别是加速度估计延迟是导致末制导性能下降的主要因素[3], 因而如何降低估计延迟的影响就成为这类方法需要解决的关键问题之一. 从估计器和制导律独立设计的角度来看, 两个直接的解决思路分别为: a) 研制新型传感器系统或估计技术, 在不降低估计精度的条件下减小状态估计、特别是加速度估计的延迟; b) 研究延迟信息模式下的新型制导律, 降低制导律对信息延迟的敏感度. 本文在第一类方法的讨论中, 将主要集中在这两个研究方向.

2) 基于 CEP 的估计器与制导律联合设计方法. Shinar 等通过大量的仿真实验和实测数据说明[3−4]: 经过独立最优设计的估计器和制导律并不能适应所有的拦截场景或是目标所有的机动样式, 而且不存在一种 “全局最优” 的估计器、制导律或估计器与制导律的组合. 因此, 针对不同的弹目相对状态, 必须综合考虑估计器与制导律的结构以及参数的选择, 从而对二者进行联合设计. 本文称这种联合设计的方法为估计器和制导律设计的第二类方法. 严格来说, 第二类方法仍然是基于 CEP 成立的前提条件, 这一点在本文后续的分析中会予以说明.

3) 基于广义分离定理的估计器与制导律联合设计方法. 由于导弹控制量有界、加速度饱和引起的非线性以及实际中的非高斯噪声等因素, CEP 必然不成立, 第一类和第二类方法在理论上就不是最优的. 然而, 在弹目相对运动状态是可观测的条件下, 估计器仍然可以独立于制导律设计, 但系统的最优控制依赖于状态估计的条件概率密度, 这便是著名的广义分离定理 (Generalized separation theorem, GST)[6]. 本文将这种基于 GST 的估计器和制导律联合设计方法称为第三类方法.

下面将分别讨论这三类方法的基本思想、假设条件和优缺点.

2 基于 CEP 的估计器与制导律独立设计方法

2.1 减小估计延迟的估计器设计新方法

在目标跟踪和制导控制领域, 通常将目标视为一个质点, 利用质点的运动信息来进行估计器的设计. 其中, 机动目标运动建模、传感器观测建模、目标运动模式决策等关键技术成为研究的热点, Li 等在文献 [7−10] 中对上述研究作了全面的综述. 但是, 利用质点运动信息设计的估计器, 本质上都可等效为一带宽自适应的时变滤波器, 状态估计的快速收敛特性与良好的稳态精度是一对难以解决的矛盾. 这是导致大机动目标拦截时, 脱靶量增加的重要原因之一[3, 11]. 近年来, 随着高分辨力传感器技术和高速数字信息处理技术的发展, 传感器系统能够分辨并提取出目标的多个散射点特征. 因此, 在状态估计器设计时将目标视为扩展目标, 可以为机动目标的状态估计提供更为丰富的运动和姿态信息, 能够在不降低估计精度的条件下, 有效减小状态估计延迟.

目前, 基于扩展目标的状态估计器设计方法主要有两个研究方向: 1) 在传统的基于质点运动信息进行状态估计的基础上, 直接利用目标的雷达或光学图像特征来辅助提高状态估计的精度和响应速度; 2) 将目标看作多散射点的集合, 利用集合的整体特征或是利用多目标跟踪的相关技术来提高目标状态估计的性能. 下面主要介绍这两个方向的最新研究成果.

2.1.1 基于目标特征的估计器设计方法

直接利用目标的光学或雷达特征进行估计器设计的基本思想类似于目标识别中的 “模板匹配” 方法, 通过将在线测量的目标特征与离线存储的特征模板相匹配, 来获得目标相对传感器的姿态信息. 由于目标姿态与运动状态存在着密切联系, 不同运动状态下的目标姿态存在明显差异. 因此, 利用特征能够快速获得目标机动的方向、强度等运动状态信息.

利用特征来辅助状态估计的研究首先应用在对地面目标的跟踪与识别中. Blasch 等[12] 提出了利用 GMTI (Ground moving target indicator) 和 HRRR (High resolution range radar) 数据进行估计器设计的几种方法: 如利用不同目标的类型辅助数据关联, 解决地杂波干扰下目标观测不连续的跟踪维持问题[13]; 利用姿态角变化直接估计坦克、直升机转弯产生的加速度[14]; 利用目标上强散射点的速度变化 (如炮台的转动) 来估计目标的运动模型; 利用距离多普勒图像来检测目标的机动[15] 等. 文献 [16] 则利用不同位置的多传感器对同一目标测得的 RCS (Radar cross-section) 不同, 来估计目标的姿态, 进而辅助确认目标的运动模式. 除此之外, 还有应用红外、视频等光学传感器辅助目标跟踪和机动检测的相关研究[17−18]. 虽然上述方法大都针对坦克、直升机等机动能力较弱的目标, 利用 “模板匹配” 的方法提取运动特征需要较长时间, 但其方法很容易引入到大机动目标拦截的末制导场景中来.

近年来, 在大机动目标拦截的末制导场景下, 研究人员已经开始了利用目标特征进行估计器设计的尝试. 针对战术弹道导弹的防御问题, Bar-Shalom 领导的研究小组于 2001 ∼ 2005 年期间开展了名为 “Feature Aided Tracking for Robust BMD” 的研究, 但由于保密原因, 除文献 [19] 外鲜有报道. 文中

利用弹头和诱饵不同的 RCS 起伏特征来提高杂波下对弹道导弹的跟踪性能. 而在末制导场景下的机动检测器设计中, 利用目标机动前后雷达特征的变化, 文献 [20−22] 分别基于测角偏差信号、RCS 起伏特征以及多普勒像变化特征来设计机动检测器, 显著减小了机动检测的延迟, 这对提升拦截性能具有重要意义.

实验证明, 相比于位移、速度等质点运动信息, 目标姿态更敏感于目标运动状态的改变, 基于目标特征的估计器设计方法能够兼顾状态估计的快速收敛特性与良好的稳态精度. 但是这种方法对系统的分辨力、实时计算能力以及存储能力要求很高, 而且受制于 "模板" 的保真度及其与姿态的多义性问题, 这是该方法能否适用于末制导应用需要解决的关键问题.

2.1.2 基于多散射点模型的估计器设计方法

由上文分析可知, 点目标假设下目标姿态等特征信息是不可得的, 而利用图像等信息需要高分辨的成像传感器并且计算负担很重. 实际上, 很多传感器如 HRRR 提供的信息是介于点目标和图像之间的. 基于以上考虑, Dezert 在文献 [23] 中第一次提出了机动变形扩展目标跟踪的概念 (Maneuvering bending extended target tracking, MBETT). 如图 1 所示, 将刚体目标建模为质心和绕质心转动的几个散射点, 利用图像处理中的点模式匹配技术, 估计出目标绕质心的运动, 进而估计目标质心的运动状态. 考虑到不同观测下模型点的增加或是减少以及点位置发生的畸变, Li 等[24] 提出了分层的多模型算法 (Layered multi-model, LMM), 将质心的运动记为主要模型 (如 CV (Constant velocity)、CT (Constant turn)), 将散射点绕质心转动的运动记为固有模型 (匀速旋转或不旋转), 将散射点数目记为形状模型 (4 个或 5 个散射点), 采用 AMM (Autonomous multiple model) 或是 IMM (Interacting multiple model) 算法[10] 结构来进行状态估计. 不同于这种对多散射点的测量进行确切建模的方法, 文献 [25] 将多散射点目标表示为一种空间概率分布, 将一定时间内来自目标的观测数目建模为泊松过程, 每个点的相关测量是独立的从空间概率模型中 "随机抽取" 的, 这样更利于非线性滤波的实现. 文献 [26] 则采用数据关联技术来解决特征与散射点的关联问题以及杂波引起的观测不确定性问题.

另一方面, 在针对舰船等具有多个散射点的大型目标, 或是运动状态相似的群目标 (巡逻车队、护航飞机编队) 时, 文献 [27−28] 将多散射点建模成一个简单的椭圆目标, 如图 2 所示. 在估计目标运动状态 (位置、速度) 的同时, 将椭圆目标尺度参数 (如长轴长和长短半轴比) 作为扩展的状态矢量, 用扩展卡尔曼滤波 (Extended Kalman filter, EKF)、无迹卡尔曼滤波 (Unscented Kalman filter, UKF)、粒子滤波 (Particle filter, PF) 等非线性滤波手段来进行估计. 实验证明, 目标尺度参数的估计对目标类型的分类和目标机动检测起到很好的辅助效果. 在 Feldmann 等最新的研究成果中[29], 用对称正定随机矩阵来描述椭圆的形状, 在贝叶斯框架下推导了扩展目标跟踪的理论形式, 这样一些 "模糊" 的信息 (如观测不确定性、点位置畸变等) 便可以用概率的形式来描述. 除了椭圆的形状外, Feldmann 等在文中还考虑了目标的多个方面, 如目标尺寸对应于椭圆的面积、目标形状对应于长短半轴比、目标指向对应于长半轴的方向等. 通过对椭圆特征的分析可以快速检测到目标的 "分裂" 机动, 如双机编队分离、诱饵释放等, 相关原理可以参考文献 [30].

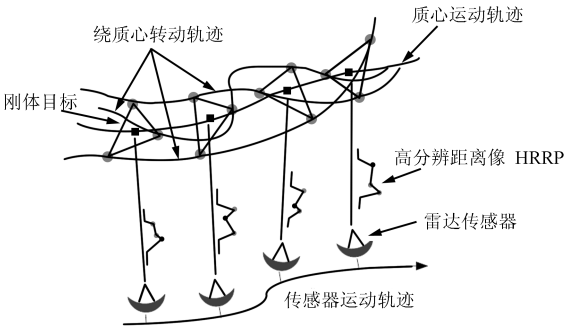


图 1 扩展目标多散射点分层模型[23]

Fig. 1 The layered multi-model of extended target[23]

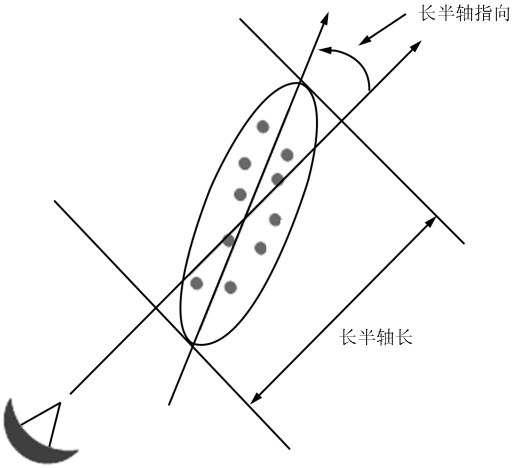


图 2 扩展目标多散射点椭圆模型[28]

Fig. 2 The ellipse model of extended target[28]

可以看出, 相比于传统的基于质点运动信息的估计器设计方法, 基于多散射点模型的估计器设计方法能够更加精确地描述目标运动以及观测的不确

定性, 从而提升估计器的性能且易于实现. 然而, 现有的设计方法大都针对二维场景下传感器固定、目标一方运动的情形. 但在机动目标拦截的三维场景中, 弹目相对运动是一个非线性过程, 由此引起的目标散射点位置以及散射强度的变化非常复杂. 因此, 寻找合适的数学工具来描述这一问题是这类方法的关键.

2.2　延迟信息模式下的新型制导律设计方法

在 CEP 成立的条件下, 现有制导律的设计方法大都基于已知弹目相对真实状态的完全信息模式的假设. 然而在非完全信息模式下, 由于估计器的带宽限制, 目标状态估计的延迟是不可避免的. 因此, 在延迟信息模式下, 设计不敏感于状态估计延迟的新型制导律是制导律设计的一个新兴的研究方向. 在这方面的研究中, 以 Shinar 等的团队, 在 DGL/1 (Differential games law, DGL)[4] 的基础上, 将对目标加速度的估计误差等效为真实加速度的延迟, 利用极小极大确定性等价原理和可达集 (Reachable set) 理论率先进行了尝试[11, 31]. 下面对这种方法的原理作简要介绍.

当加速度估计延迟为 Δt 时, 零控脱靶量 ZEM (Zero effort miss) 的真实值和 DGL/1 对 ZEM 的估计值分别为

$$\begin{aligned} &Z_{\rm True} = Z_0 + a_{\rm T}(t)\tau_{\rm T}^2\left(\mathrm{e}^{-\frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}}} + \frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}} - 1\right) \\ &Z_1 = Z_0 + \{\Delta Z_{\rm T}(t)\}_{\rm DGL/1} \end{aligned} \tag{1}$$

其中

$$\begin{aligned} &Z_0 = \\ &\quad x(t) + \dot{x}(t)t_{\rm go} - a_{\rm M}(t)\tau_{\rm M}^2\left(\mathrm{e}^{-\frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm M}}} + \frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm M}} - 1\right) \\ &\{\Delta Z_{\rm T}(t)\}_{\rm DGL/1} = \\ &\quad a_{\rm T}(t-\Delta t)\tau_{\rm T}^2\left(\mathrm{e}^{-\frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}}} + \frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}} - 1\right) \end{aligned} \tag{2}$$

式 (1) 和式 (2) 中, $x(t)$ 和 $\dot{x}(t)$ 分别为弹目相对位移和相对速度, $t_{\rm go}$ 为剩余飞行时间, $a_{\rm M}$ 和 $a_{\rm T}$ 分别为导弹和目标的加速度, $\tau_{\rm M}$ 和 $\tau_{\rm T}$ 分别为导弹和目标的时间常数. Z_0 代表了与目标加速度无关项对应的脱靶量, $\{\Delta Z_{\rm T}(t)\}_{\rm DGL/1}$ 则代表了加速度估计延迟下, 由 DGL/1 估计得到的目标机动引起的脱靶量. 对比 ZEM 的真实值和 DGL/1 对 ZEM 的估计值可以看出, 加速度估计延迟使得 DGL/1 对 ZEM 的估计存在误差. 因此, Shinar 等在 ZEM 的计算中加入了与加速度估计延迟有关的因子 $\mathrm{e}^{-\Delta t/\tau_{\rm T}}$, 即:

$$\begin{aligned} Z_{\rm C} = &\frac{1}{2}\left(Z_{\rm Max} + Z_{\rm Min}\right) = \\ &Z_0 + \{\Delta Z_{\rm T}(t)\}_{\rm DGL/1}\mathrm{e}^{-\frac{\Delta t}{\tau_{\rm T}}} \end{aligned} \tag{3}$$

其中

$$\begin{aligned} Z_{\rm Min} = &Z_0 + \tau_{\rm T}^2\left(\mathrm{e}^{-\frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}}} + \frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}} - 1\right)\times \\ &\left[a_{\rm T}(t-\Delta t)\mathrm{e}^{-\frac{\Delta t}{\tau_{\rm T}}} - a_{\rm T}^{\max}(1-\mathrm{e}^{-\frac{\Delta t}{\tau_{\rm T}}})\right] \\ Z_{\rm Max} = &Z_0 + \tau_{\rm T}^2\left(\mathrm{e}^{-\frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}}} + \frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}} - 1\right)\times \\ &\left[a_{\rm T}(t-\Delta t)\mathrm{e}^{-\frac{\Delta t}{\tau_{\rm T}}} + a_{\rm T}^{\max}(1-\mathrm{e}^{-\frac{\Delta t}{\tau_{\rm T}}})\right] \end{aligned} \tag{4}$$

式 (4) 中, $a_{\rm T}^{\max}$ 为目标最大加速度, $Z_{\rm Max}$ 和 $Z_{\rm Min}$ 代表了在 t 时刻目标机动引起的脱靶量的最大值和最小值. 文献 [31] 称用式 (3) 来估计 ZEM 的这种制导律为 DGL/C.

对比式 (1) 和式 (3) 可以看到, 相比于 DGL/1, DGL/C 对 ZEM 进行估计时, 在目标机动可能引起的脱靶量的最大值和最小值之间取了折衷, 对目标加速度估计延迟带来的误差项作了修正. 但是, 只有当 $a_{\rm T}(t-\Delta t)$ 和 $a_{\rm T}(t)$ 方向相反时, DGL/C 才能使 ZEM 的估计值更接近真实值. 因此, 基于 DGL/C, [32] 利用成像导引头观测到的目标姿态信息来判断 $a_{\rm T}(t)$ 的方向, 提出了 DGL/S. DGL/S 中 ZEM 的表达式如下:

$$\begin{aligned} Z_{\rm S}(t) = &Z_0 + \left[\frac{1}{2}a_{\rm T}(t-\Delta t)\mathrm{e}^{-\frac{\Delta t}{\tau_{\rm T}}} + \right. \\ &\left.\frac{1}{2}\mathrm{sgn}(a_{\rm T}(t))a_{\rm T}^{\max}(1-\mathrm{e}^{-\frac{\Delta t}{\tau_{\rm T}}})\right]\times \\ &\tau_{\rm T}^2\left(\mathrm{e}^{-\frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}}} + \frac{t_{\rm go}}{\tau_{\rm T}} - 1\right) \end{aligned} \tag{5}$$

其中, $\mathrm{sgn}(\cdot)$ 为符号函数. 从式 (5) 可以看出, DGL/S 进一步提高了 ZEM 的估计精度, 即缩减了状态可达集的范围, 从而改善了制导精度. 图 3 给出了 DGL/C 和 DGL/S 中不同 ZEM 值的对应关系.

后续的研究中, 当目标的速度和最大加速度为时变参数时, 还提出了 DGL/C 的衍生形式, 称为 DGL/EC[33]. 更进一步, Shinar 等[34] 将只考虑加速度估计延迟的情形称为 SDIG (Simple delayed information game), 提出了 IDIG (Improved delayed information game) 的概念, 即将估计延时 Δt 内目标的位移、速度和导弹自身的加速度这些状态量的变化均考虑在内, 通过状态可达集的分析得到了一

种非线性延迟动态对策下的制导律 (Nonlinear delayed dynamics game, NLDDG), 相比于 DGL/C 其拦截性能更加优越.

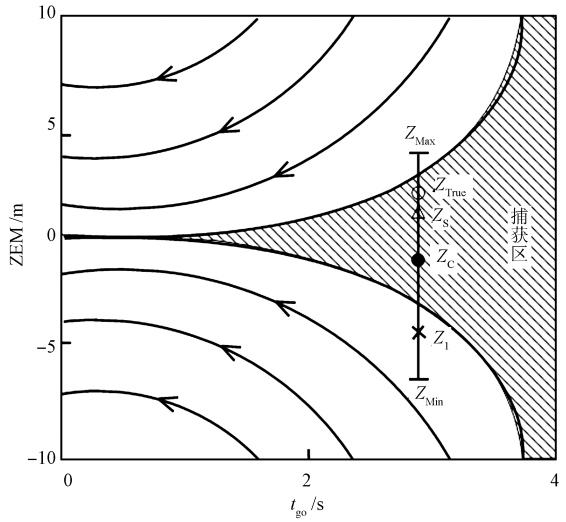


图 3 DGL/C 和 DGL/S 中不同 ZEM 值的关系

Fig. 3 The relationship of ZEM in DGL/C and DGL/S

综上所述, 基于 CEP 的估计器与制导律独立设计的第一类方法虽然从原理上不是最优的, 但在一定程度上减小了非完全信息下, 状态估计误差尤其是目标加速度延迟对末制导性能的影响, 并为基于 CEP 的估计器与制导律联合设计的第二类方法提供了理论支撑.

3 基于 CEP 的估计器与制导律联合设计方法

在第一类方法中, 不同的估计器与制导律通常是基于对目标运动状态不同的假设来进行最优设计的, 如 DGL/1 只有在已知目标加速度的情形下才能获得零脱靶量. 但当目标非机动时, 由于观测和过程噪声的影响, DGL/1 的性能会明显下降, 而且由式 (1) 和 (2) 可知其敏感于信息的延迟. 而第二类方法的核心思想就在于按照一定的逻辑对多个估计器与制导律的组合进行切换, 利用不同组合的优势来适应目标不同的运动状态. 这类方法通常也称为基于决策 (Decision-directed)[35] 或是基于逻辑 (Logic-based)[36] 的估计器与制导律联合设计方法. 图 4 给出了第二类方法的算法原理示意, 可以看出第二类方法在估计器与制导律的设计中加入了机动检测器, 利用机动检测器输出的信息来切换估计器与制导律组合. 下面, 以这类方法中的典型方法为例[36], 对这类方法的基本原理作简要介绍.

图 5 给出了文献 [36] 中估计器与制导律联合设计方法的原理示意, 其中, t_{sw} 为目标机动时刻, t_H 称为 DGL/1 的临界时刻 ($t_{sw} > t_H$ 时, 脱靶量较大; $t_{sw} < t_H$ 时, 脱靶量几乎为 0), 限于篇幅, 图 5 中 TMM (Temporal multiple model) 机动检测器、KF/SF (Kalman filter/Shaping filter) 估计器等的具体原理可参考原文, 不再赘述. 从图 5 可以看出, 当目标非机动时, 由于 DGL/0 在 ZEM 的计算中没有考虑目标加速度 (式 (2) 中的 Z_0), 因此, 制导律采用 DGL/0, 并采用窄带宽估计器以获得较高的估计精度. 当目标机动后, 制导律切换为 DGL/1. 此时, 若 $t_{sw} < t_H$, 继续保持窄带宽估计器, 虽然存在加速度估计延迟, 但 DGL/1 可以通过调整使得脱靶量仍然较小; 若 $t_{sw} > t_H$, 此时加速度估计延迟会导致 DGL/1 产生较大脱靶量, 因此, 切换宽带宽的估计器来减小加速度估计延迟. 实验证明, 相比于单一的制导律和估计器组合, 如单一的 DGL/1 与宽带宽估计器组合, DGL/0 与窄带宽估计器组合等, 这种估计器与制导律联合设计的方法能够在目标不同运动状态下都取得较小的脱靶量.

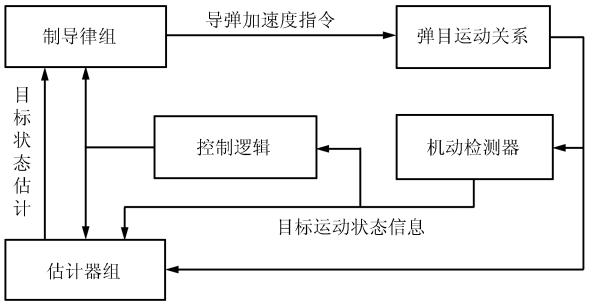


图 4 第二类设计方法原理示意

Fig. 4 The theory of the second design method

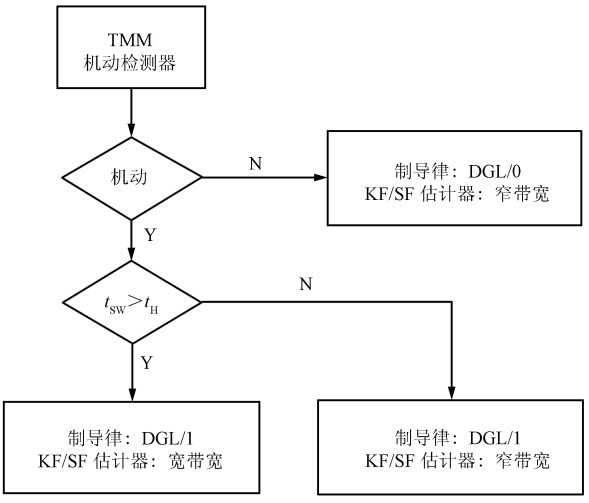


图 5 文献 [36] 中设计方法的原理示意

Fig. 5 The theory of the design method in [36]

在相关研究中, 还有文献 [37−38] 等不同的估计器与制导律联合设计方法, 但大都基于图 4 中的

原理框架, 只是在检测器类型、控制逻辑设计以及估计器和制导律组合的选择上存在区别. 第二类方法在第一类方法的基础上, 综合考虑了目标不同运动状态下估计器与制导律组合的最优化设计, 解决了单一估计器与制导律设计的鲁棒性问题. 但严格来说, 第二类方法在目标机动与非机动两个阶段仍然是假定 CEP 成立的条件下, 进行估计器和制导律联合设计的, 因此, 这种设计方法也只能得到近似最优的效果.

4 基于 GST 的估计器与制导律联合设计方法

GST 自 1971 年由 Witsenhausen 提出, 距今已有 40 多年的历史. 虽然它从原理上解决了非线性、非高斯条件下, CEP 不成立时的最优控制问题, 但由于其实现的复杂性, 迄今为止, 没有在任何一个控制系统的设计中得到应用. 基于 GST 的估计器与制导律联合设计的方法也是近 10 年来才引起学者的关注.

针对线性二次高斯系统 (Linear quadratic Gaussian, LQG) 中, 由于导弹加速度饱和引起的 CEP 不成立问题, Hexner 等将目标状态估计的条件概率密度集成到制导律的设计中[39−41]. 他们将加速度饱和引起的非线性效应用随机输入描述函数 (Random input describing function, RIDF) 来近似, 证明了最优控制解与目标状态估计的统计特性有关, 并提出了加速度饱和条件下的最优制导律 (Saturated optimal guidance law, SOGL)[39]. 相比于传统的 OGL, SOGL 在制导初期具有更大的等效导引系数, 从而降低了后期加速度的饱和程度, 有效地减小了脱靶量. 后续的工作中, 通过直接求解随机 Hamilton-Jacobi-Bellman 方程, 他们还解决了加速度饱和[40] 以及剩余飞行时间 $t_{\rm go}$ 不能准确估计[41] 时的最优制导律设计问题. 针对观测过程中存在杂波、虚假目标以及遮挡时, 传统的 MMSE (Minimum mean square error) 和 MAP (Maximum a posteriori probability) 准则导致的目标状态估计错误甚至丢失的情况, 文献 [42] 提出了新的状态估计量选择和制导律设计准则 HPI (Highest probability interval); 文献 [43−44] 则直接利用粒子滤波和多假设 (Multiple hypothesis) 滤波技术获得目标状态的 “多峰” 估计. 在此基础上, 根据目标状态估计的条件概率密度来设计制导律的参数. 实验证明, 这几种方法在一定程度上提升了不确定信息 (Uncertain information) 下的状态估计和拦截性能. 但是, 上述研究只针对了一些特殊条件下 CEP 不成立的情况. 对于一般的非线性、非高斯情况, 文献 [45] 第一次完整地提出了将 GST 应用到估计器与制导律联合设计中的方法, 下面对这一方法的基本思想作简要介绍.

该方法的核心思想非常简单, 即目标能够被导弹捕获的充要条件为

$$\mathcal{M}_{\rm T}(t) \subset \mathcal{M}_{\rm M}(t) \tag{6}$$

其中, $\mathcal{M}_{\rm T}(t)$ 和 $\mathcal{M}_{\rm M}(t)$ 分别代表 t 时刻目标和导弹在拦截过程结束时 ($t_{\rm go}=0$) 可能的位置集合, 文中称其为未达集 (Miss-set). 制导律设计的目的便是使每一时刻目标的未达集都是导弹未达集的子集, 即满足式 (6). 估计器与制导律联合设计的主要过程如下:

1) 利用粒子滤波技术来表示 $\mathcal{M}_{\rm T}(t)$ 及对应的后验概率 $p_{x_t^{\rm T}|z_t^{\rm M}}$, 其中 $z_t^{\rm M}$ 表示 t 时刻之前导弹对目标状态 $x_t^{\rm T}$ 的观测历史;

2) 利用序贯蒙特卡洛方法在导弹的控制空间 $\mathcal{U}^{\rm M}(t)$ 内寻找使得式 (6) 满足的控制方法集合 $\tilde{\mathcal{U}}^{\rm M}(t)$;

3) 如果 $\tilde{\mathcal{U}}^{\rm M}(t)\neq\emptyset$, 最优控制方法 $\tilde{u}^{\rm M}(t)$ 的选择依赖于其他约束条件, 如最短飞行时间、最少能量等性能指标约束;

4) 如果 $\tilde{\mathcal{U}}^{\rm M}(t)=\emptyset$, $\tilde{u}^{\rm M}(t)$ 的选择退化为使得 $\mathcal{M}_{\rm T}(t)\not\subset\mathcal{M}_{\rm M}(t)$ 的概率最小, 即:

$$\tilde{u}^{\rm M}(t)=\arg\min_{u^{\rm M}(t)\in\mathcal{U}^{\rm M}(t)} P(\mathcal{M}_{\rm T}(t)\not\subset\mathcal{M}_{\rm M}(t)) \tag{7}$$

对于每个代表目标状态的粒子 T_j, 上述过程可以用图 6 来表示. 在传感器为红外成像导引头, 观测噪声为均匀分布的条件下, 作者通过仿真验证了在一定的弹目几何关系下, 相比于 DGL/1, 该方法使得末制导性能有了显著的改善. 相关研究还有文献 [46−49], 主要针对最优控制方法依赖的其他约束条件的选择, 协同制导律设计等问题, 这里不再详细介绍.

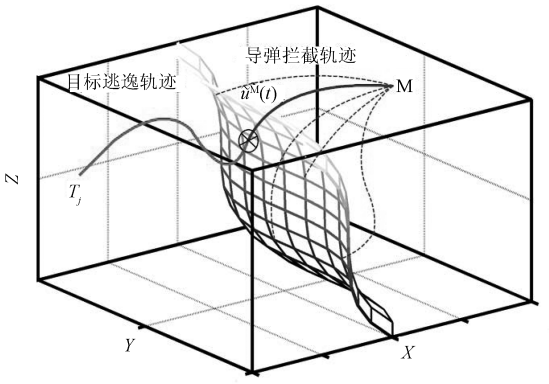


图 6　文献 [45] 中设计方法的原理示意

Fig. 6　The theory of the design method in [45]

基于 GST 的估计器与制导律联合设计的方法为解决非线性、非高斯场景下末制导最优控制问题提供了理论上可行的技术途径, 但是这类方法的可行性和有效性仍需要更多实验和数据来验证. 此外, 这类方法的计算量非常大, 如果考虑更多的非理想因素, 粒子数将呈级数增长, 而且粒子退化[50] 等因素会对算法性能产生严重影响. 虽然目前这方面的技术尚不成熟, 但第三类方法仍然是末制导中估计器与制导律设计领域一个非常有潜力的前沿方向.

5 总结与展望

针对末制导中的最优控制问题, 根据 CEP 是否成立, 本文将末制导中估计器与制导律设计的方法分为三类. 通过对近十年内这三种方法的部分最新研究成果的总结可以看出, 基于 CEP 成立条件下的第一类和第二类设计方法, 虽然只能得到次优的结果, 但因其理论分析的简单以及工程的可实现性, 仍然是末制导控制系统设计中的主要手段. 而基于 GST 的第三类设计方法是最近兴起的一个非常前沿的研究方向, 具备理论上的最优性, 可以预期它将成为估计器与制导律设计方法的发展趋势. 根据作者的理解, 这三类方法之间存在着相互联系, 可以通过以下几个方面的研究来进一步优化估计器与制导律的设计, 从而改善大机动目标拦截中的末制导性能:

1) 充分挖掘目标特征信息, 为估计器与制导律设计提供更为丰富的运动和姿态信息. 目前, 在末制导估计器与制导律的设计中, 对特征的利用还仅限于 RCS 起伏、角闪烁线偏差等简单特征. 而目标的光学特征、高分辨雷达特征等蕴含了机动强度、方向、运动姿态等更为丰富的信息. 针对现有的三类方法, 可进一步将这些特征等集成到设计过程中, 如在第一类方法中利用目标机动的强度、方向等信息进一步提高状态估计精度以缩小目标状态可达集范围; 在第二类方法中可以利用特征来提升估计器与制导律组合的切换速度; 在第三类方法中则可以将特征信息集成到基于粒子系统的密度估计器中. 另一方面, 可以结合计算机视觉以及多传感器融合技术, 利用目标的多种不同特征对目标的位置姿态进行直接估计, 并提高利用单一特征进行设计的稳健性.

2) 借助新的数学工具和理论, 解决复杂背景下的估计器与制导律设计问题. 目前的估计器与制导律的设计方法, 大都仅考虑一弹一目的简单情形, 对杂波、干扰、诱饵、多目标等因素引起的探测结果的不确定性则考虑较少. 下一步研究中可以借助多人微分对策[51]、随机有限集[52] 等新理论, 来指导估计器与制导律设计, 提高复杂背景下大机动目标拦截的末制导性能.

3) 改变传统思路, 寻找提升大机动目标拦截中末制导性能的新方法. 在传统的估计器与制导律设计的框架下, 很多场景中可能很难获得令人满意的末制导性能. 如对于高速目标的拦截 (目标速度大于导弹速度), 迎头时相对速度很大, 准确捕获目标对导引系统的要求极高, 而尾追则将丢失目标. 如果采用顺轨拦截, 将导弹放在目标前面, 则大大减小了弹目相对速度, 降低了拦截难度[53−54]. 又如在敌方导弹攻击己方目标时, 己方目标与防御导弹相互配合, 利用己方目标做一定的机动诱使敌方导弹更容易被拦截, 可以有效地降低对防御导弹的过载能力需求, 并提高拦截成功率[51, 55]. 这些新的思路和方法, 都对末制导中估计器与制导律的设计提出了新的挑战.

References

1 Hughes D. Next arrow test this summer after scoring direct hit. *Aviation Week and Space Technology*, 1997, **146**(12): 34

2 Philips H E. PAC-3 missile seeker tests succeed. *Aviation Week and Space Technology*, 1999, **150**(12): 30

3 Shinar J, Turetsky V. What happens when certainty equivalence is not valid? — Is there an optimal estimator for terminal guidance? *Annual Reviews in Control*, 2003, **27**(2): 119−130

4 Shinar J, Oshman Y, Turetsky V. Optimal Integration of Estimation and Guidance for Interceptors, Technical Report Form Approved OMB No. 0704-0188, Technion-Israel Institute of Science and Technology, Israel, 2005

5 Turetsky V, Shinar J. Missile guidance laws based on pursuit-evasion game formulations. *Automatica*, 2003, **39**(4): 607−618

6 Witsenhausen H S. Separation of estimation and control for discrete time systems. *Proceedings of the IEEE*, 1971, **59**(11): 1557−1566

7 Li X R, Jilkov V P. Survey of maneuvering target tracking. Part I: dynamic models. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2003, **39**(4): 1333−1364

8 Li X R, Jilkov V P. A Survey of maneuvering target tracking — Part III: measurement models. In: Proceedings of the 2001 Conference on Signal and Data Processing of Small Targets. San Diego, CA, USA: SPIE, 2001. 423−446

9 Li X R, Jilkov V P. A survey of maneuvering target tracking — Part IV: decision-based methods. In: Proceedings of the 2002 Conference on Signal and Data Processing of Small Targets. Orlando, USA: SPIE, 2002. 4728−4760

10 Li X R, Jilkov V P. Survey of maneuvering target tracking. Part V: multiple-model methods. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2005, **41**(4): 1255−1321

11 Shinar J, Shima T. Nonorthodox guidance law development approach for intercepting maneuvering targets. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2002, **25**(4): 658−666

12 Blasch E P, Yang C. Ten Methods to fuse GMTI and HRRR measurements for joint tracking and identification. In: Proceedings of the 7th International Conference on Information Fusion. Stockholm, Sweden: IEEE, 2004. 1006−1013

13 Blasch E P, Hong L. Data association through fusion of target track and identification sets. In: Proceedings of the 3rd International Conference on Information Fusion. Paris, France: IEEE, 2000. TUD2/17−TUD2/23

14 Yang C, Bakich M, Blasch E P. Pose angular-aiding for maneuvering target tracking. In: Proceedings of the 8th International Conference on Information Fusion. Philadelphia, PA, USA: IEEE, 2005. 32−39

15 Yang C, Garber W, Mitchell R, Blasch E P. A simple maneuver indicator from target′s range — Doppler image. In: Proceedings of the 10th International Conference on Information Fusion. Quebec, QC, Canada: IEEE, 2007. 1−8

16 Sutharsan S, Tharmarasa R, Lang T, Kirubarajan T. Tracking and classification using aspect-dependent RCS and kinematic data. In: Proceedings of the 2008 Signal and Data Processing of Small Targets. Bellingham, USA: SPIE, 2008. 696913-696913-9

17 Watanabe Y, Lesire C, Piquereau A, Fabiani P, Sanfourche M, Le Besnerais G. System development and flight experiment of vision-based simultaneous navigation and tracking. In: Proceedings of the 2010 AIAA Infotech@Aerospace. Atlanta, GA, USA: AIAA, 2010.

18 Zhang M F, Liu H H T. Vision-based tracking and estimation of ground moving target using unmanned aerial vehicle. In: Proceedings of the 2010 American Control Conference. Baltimore, MD, USA: IEEE, 2010. 6968−6973

19 Ozdemir O, Niu R X, Varshney P K, Drozd A L, Loe R. Feature aided monte carlo probabilistic data association filter for ballistic missile tracking. In: Proceedings of the 2011 Multisensor, Multisource Information Fusion: Architectures, Algorithms, and Applications. Orlando, FL, USA: SPIE, 2011. 806406-806406-11

20 Hughes E J, Leyland M. Target manoeuvre detection using radar glint. *Electronics Letters*, 1998, **34**(17): 1695−1696

21 Fan H Q. Technology on Maneuvering Target Motion Mode Identification in Active Homing Guidance [Ph. D. dissertation], National University of Defense Technology, China, 2008

22 Zhu Y L, Fan H Q, Fan J P, Lu Z Q, Fu Q. Target turning maneuver detection using high resolution Doppler profile. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, **48**(1): 762−779

23 Dezert J. Tracking maneuvering and bending extended target in cluttered environment. In: Proceedings of the 1998 Conference on Signal and Data Processing of Small Targets. Orlando, Florida, USA: SPIE, 1998. 283−294

24 Li X R, Dezert J. Layered multiple-model algorithm with application to tracking maneuvering and bending extended target in clutter. In: Proceedings of the 1998 International Conference on Information Fusion. Las Vegas, NV, USA: IEEE, 1998. 207−214

25 Gilholm K, Godsill S, Maskell S, Salmond D. Poisson models for extended target and group tracking. In: Proceedings of the 2005 Signal and Data Processing of Small Targets. San Diego, CA, USA: SPIE, 2005. 59130R-59130R-12

26 Vermaak J, Ikoma N, Godsill S J. Extended object tracking using particle techniques. In: Proceedings of the 2004 Aerospace Conference. New York, USA: IEEE, 2004. 1876−1885

27 Angelova D, Mihaylova L. Extended object tracking using mixture Kalman filtering. In: Proceedings of 6th International Conference. Berlin, Heidelberg: Springer, 2007. 122−130

28 Angelova D, Mihaylova L. Extended object tracking using monte carlo methods. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2008, **56**(2): 825−832

29 Feldmann M, Franken D, Koch J W. Tracking of extended objects and group targets using random matrices. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2011, **59**(4): 1409−1420

30 Koch J W. Bayesian approach to extended object and cluster tracking using random matrices. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2008, **44**(3): 1042−1059

31 Shinar J, Shima T. Robust missile guidance law against highly maneuvering targets. In: Proceedings of the 7th Mediterranean Conference on Control and Automation. Haifa, Israel: Technion-IIT, 1999. 1548−1572

32 Oshman Y, Arad D. Differential-game-based guidance law using target orientation observations. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2006, **42**(1): 316−326

33 Shinar J, Turetsky V. Three-dimensional validation of an integrated estimation/guidance algorithm against randomly maneuvering targets. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, **32**(3): 1034−1039

34 Shinar J, Glizer V Y. New approach to improve the accuracy in delayed information pursuit-evasion games. *Annals of the International Society of Dynamic Games*, 2006, **8**: 65−103

35 Dionne D, Michalska H, Shinar J, Oshman Y. Decision-directed adaptive estimation and guidance for an interception endgame. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, **29**(4): 970−980

36 Shinar J, Turetsky V, Oshman Y. Integrated estimation/guidance design approach for improved homing against randomly maneuvering targets. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, **30**(1): 154−161

37 Hua Wen-Hua, Chen Xing-Lin, Song Shen-Min. Mixed strategy differential game guidance based on multiple model adaptive estimator. *Journal of Astronautics*, 2010, **31**(6): 1582−1588
(花文华, 陈兴林, 宋申民. 基于多模型自适应估计的混合策略微分对策制导. 宇航学报, 2010, **31**(6): 1582−1588)

38 Hua Wen-Hua, Chen Xing-Lin, Song Shen-Min. Integrated estimation and guidance approach based on target maneuver detection. *Journal of Central South University (Science and Technology)*, 2011, **42**(6): 1617−1623
(花文华, 陈兴林, 宋申民. 基于目标机动检测的集成估计与制导方法. 中南大学学报 (自然科学版), 2011, **42**(6): 1617−1623)

39 Hexner G, Shima T, Weiss H. An LQG guidance law with bounded acceleration command. In: Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control. Maui, HI: IEEE, 2003. 715−720

40 Hexner G, Shima T. Stochastic optimal control guidance law with bounded acceleration. In: Proceedings of the 43rd Conference on Decision and Control. New York, USA: IEEE, 2004. 3021−3026

41 Hexner G, Weiss H. Stochastic approach to optimal guidance with uncertain intercept time. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2010, **46**(4): 1804−1820

42 Dionne D, Michalska H, Rabbath C A. A predictive guidance law with uncertain information about the target state. In: Proceedings of the 2006 American Control Conference. Minneapolis, Minnesota, USA: IEEE, 2006. 1062−1067

43 Salmond D J, Everett N O, Gordont N J. Target tracking and guidance using particles. In: Proceedings of the 2001 American Control Conference. Arlington, VA, USA: IEEE, 2001. 4387−4392

44 Salmond D J. Tracking and guidance with intermittent obscuration and association uncertainty. In: Proceedings of the 16th International Conference on Information Fusion. Istanbul, Turkey: IEEE, 2013. 691−698

45 Shaviv I G, Oshman Y. Fusion of estimation and guidance using sequential monte carlo methods. In: Proceedings of the 2005 IEEE Conference on Control Applications. Toronto, Ontario, Canada: IEEE, 2005. 1361−1366

46 Shaviv I G. A Stochastic Approach to Fusion of Estimation and Guidance [Ph. D. dissertation], Technion-Israel Institute of Technology, Israel, 2008

47 Shaviv I G, Oshman Y. Estimation-guided guidance. In: Proceedings of the 2006 American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, CO, USA: AIAA, 2006. 1527−1542

48 Ye Ji-Kun, Lei Hu-Min, Xiao Zeng-Bo, Li Jiong, Chen Zhi-Xiang. Integration design method of estimation and guidance based on general separation theorem. *Acta Areonautica et Astronautica Sinica*, 2011, **32**(1): 137−144
(叶继坤, 雷虎民, 肖增博, 李炯, 陈治湘. 基于普通分离原理的制导/估计综合设计方法. 航空学报, 2011, **32**(1): 137−144)

49 Li Dong-Yan, Zhang Zhi-Feng, Wang Fei, Liao Yong. Cooperative guidance law based on integration design of guidance and estimation. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2012, **32**(5): 508−512
(李东岩, 张志峰, 王飞, 廖勇. 基于制导/估计综合设计的协同制导律. 北京理工大学学报, 2012, **32**(5): 508−512)

50 Djurić P M, Kotecha J H, Zhang J Q, Huang Y F, Gbirmai T, Bugallo M F, Miguez J. Particle filtering. *IEEE Signal Processing Magazine*, 2003, **20**(5): 19−38

51 Perelman A, Shima T, Rusnak I. Cooperative differential games strategies for active aircraft protection from a homing missile. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, **34**(3): 761−773

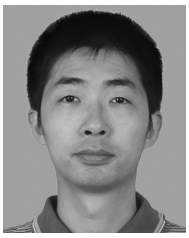
52 Mahler R P S. *Statistical Multisource-Multitarget Information Fusion*. London: Artech House, 2007.

53 Shima T. Intercept-angle guidance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, **34**(2): 484−492

54 Prasanna H M, Ghose D. Retro-proportional-navigation: a new guidance law for interception of high speed targets. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, **35**(2): 377−386

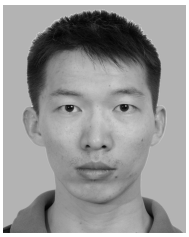
55 Shaferman V, Shima T. Cooperative multiple-model adaptive guidance for an aircraft defending missile. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, **33**(6): 1801−1813

樊世杰 国防科学技术大学自动目标识别重点实验室博士研究生. 2011 年获得国防科学技术大学信息与通信工程硕士学位. 主要研究方向为雷达信号与数据处理, 机动目标跟踪与数据融合.
E-mail: robertfsj@gmail.com
(**FAN Shi-Jie** Ph. D. candidate at the Automatic Target Recognition, National University of Defense Technology. He received his master degree in information and communication engineering from National University of Defense Technology in 2011. His research interest covers radar signal and data processing, maneuvering target tracking, and data fusion.)



范红旗 国防科学技术大学自动目标识别重点实验室副教授. 2008 年获得国防科学技术大学信息与通信工程博士学位. 主要研究方向为雷达信号与数据处理, 目标跟踪与信息融合, 多智能体系统.
E-mail: fhongqi@gmail.com
(**FAN Hong-Qi** Associate professor at the Automatic Target Recognition, National University of Defense Technology. He received his Ph. D. degree in information and communication engineering from National University of Defense Technology in 2008. His research interest covers radar signal and data processing, target tracking and information fusion, and multi-agent systems.)

肖怀铁 国防科学技术大学自动目标识别重点实验室教授. 主要研究方向为自动目标识别与智能信号处理. 本文通信作者. E-mail: htxiao@126.com
(**XIAO Huai-Tie** Professor at the Automatic Target Recognition, National University of Defense Technology. His research interest covers automatic target recognition technology and intelligent signal process. Corresponding author of this paper.)



樊建鹏 国防科学技术大学电子科学与工程学院讲师. 主要研究方向为目标跟踪与运动模式辨识.
E-mail: jpfan@nudt.edu.cn
(**FAN Jian-Peng** Lecturer at the College of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology. His research interest covers target tracking and motion mode identification.)