

DOI: 10.7652/xjtuxb201704011

三体对抗中的自适应协同突防策略

方峰, 蔡远利

(西安交通大学电子与信息工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对三体对抗中由目标飞行器释放的弱机动防御弹难以精确打击高机动来袭拦截弹的问题,提出了一种目标-防御弹的自适应协同突防制导策略。首先,根据已知的拦截弹的制导策略和运动信息,以最小化脱靶量和控制代价为目标,通过系统降阶,利用最优控制理论设计了目标-防御弹的最优协同制导律。接着,考虑实际攻防对抗中拦截弹制导策略未知的情况,采用基于平方根容积分卡尔曼滤波的多模型自适应滤波器估计拦截弹的制导策略和运动信息,利用模型概率对各模型的最优协同制导律进行混合输出,得到自适应协同突防制导律。仿真结果表明:最优协同制导律能让目标飞行器协助防御弹在不具备机动能力优势的情况下成功打击拦截弹,且脱靶量小于 0.1 m;自适应协同制导律能够准确地估计拦截弹的运动状态,并使得防御弹在目标飞行器配合下以较小的控制代价精确地打击拦截弹,脱靶量有 97% 的概率落入小于 0.765 m 范围内。

关键词: 三体对抗;最优协同制导律;多模型自适应滤波器;自适应协同制导律

中图分类号: TP273.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2017)04-0072-07

An Adaptive Collaborative Guidance Strategy in Three-Body Engagement

FANG Feng, CAI Yuanli

(School of Electronic and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The three-body engagement consists of three vehicles, which are an evading target, a defending missile launched by the target, and a homing missile. An adaptive collaborative guidance strategy for the target and the defender is proposed to protect the target from the homing missile. Firstly, it is assumed that the perfect information of the homing missile is known. The optimal collaborative guidance laws for the target and defender are derived by using optimal control theory to minimize the missile-defender miss distance and control effort of the target and defender. Then, the real engagement condition with unknown missile's guidance strategy and measurement noise is considered. Adaptive collaborative guidance laws are proposed based on the multiple-model adaptive estimator with square-root cubature Kalman filter (MMAE-SRCKF) and the optimal collaborative guidance laws. MMAE-SRCKF is used to estimate the guidance law and state information of the homing missile. The adaptive collaborative guidance laws are derived by combining each model's optimal collaborative guidance laws. Simulation results show that the defender hits the homing missile with less control effort in the aid of the target by using the proposed optimal collaborative guidance laws, and the miss distance is smaller than 0.1 m. The proposed adaptive collaborative guidance laws estimate the state information of the missile accurately and make the target and defender act as a team to hit the homing missile.

收稿日期: 2016-09-28。 作者简介: 方峰(1991—),男,博士生;蔡远利(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61463029,61308120,61202128)。

网络出版时间: 2017-02-19

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20170219.1035.004.html>

Keywords: three-body engagement; optimal cooperative guidance law; multiple-model adaptive estimator; adaptive cooperative guidance law

随着现代精确制导技术的快速发展,导弹防御系统日益完善,导弹突防面临巨大困难。为了提高导弹的突防成功率,进攻弹采用主动突防策略进行突防,即进攻弹发射防御弹碰撞来袭拦截弹^[1]。进攻弹(目标飞行器)、防御弹、拦截弹这3者之间的攻防对抗问题就构成了三体对抗问题。

针对三体对抗问题,文献[2]首先对应用最优控制理论研究该问题的可行性进行了探讨。文献[3-4]在假设目标和拦截弹不做任何机动的情况下,分析了防御弹的碰撞区域和成功打击拦截弹所需满足的条件,但在实际攻防对抗中很少存在该假设的情况。文献[5-8]研究了微分对策理论在三体对抗中的应用,对攻防双方的最优机动策略进行了探讨,但均没有考虑量测噪声对最优微分对策的影响。文献[9-11]在拦截弹信息完全已知的情况下,研究了基于最优控制理论的协同制导算法。文献[12]假设拦截弹制导策略未知,目标飞行器做 bang-bang 机动,设计了基于多模型自适应滤波器的最优防御弹制导策略。文献[13-14]研究了基于滑模控制理论的防御弹三维制导律。

除了文献[12],上述应用最优控制理论设计协同制导律的文献均假设拦截弹的信息完全已知。然而,在实际的三体攻防对抗中,需要考虑拦截弹制导策略未知且量测信息存在误差的情况。基于此,本文提出了一种自适应协同突防制导策略。该自适应协同突防策略针对拦截弹可能采取的制导策略设计了相应的多模型集,利用基于平方根容积卡尔曼滤波器的多模型自适应滤波器(MMAE-SRCKF)来实现对拦截弹制导策略的识别和对拦截弹飞行轨迹的精确跟踪,并将各模型的最优协同制导律通过模型概率进行混合输出得到自适应协同制导律。本文与文献[12]的区别在于:文献[12]在设计防御弹的自适应最优制导律时,假设目标飞行器的运动是确定已知的(称为 bang-bang 运动),并将该已知的运动信息用于防御弹的制导律设计中,这种形式是一种目标弹-防御弹单向协同的形式,而本文同时设计了目标弹和防御弹的自适应制导律,是基于双向合作的自适应协同制导律。

1 三体攻防对抗的数学模型

考虑三体攻防对抗问题, T 表示目标飞行器(进

攻弹), D 表示防御弹, M 表示拦截弹。三体对抗问题可以分为2组追逃问题,即 $M \rightarrow T$ 追逃问题和 $D \rightarrow M$ 追逃问题。假设2个追逃过程均发生在初始三角碰撞区域附近,三体攻防对抗模型可以在 $M \rightarrow T$ 的初始视线处线性化。三体攻防对抗运动模型如图1所示,图中: X 轴是 $M \rightarrow T$ 的初始视线; x_i ($i = T, D, M$)、 y_i ($i = T, D, M$)分别为各飞行器在 X 、 Y 轴方向的坐标; v_i ($i = T, D, M$)、 a_i ($i = T, D, M$)分别为各飞行器的速度和飞行器的加速度矢量,加速度的方向与速度方向垂直,故各飞行器的速度大小保持不变; γ_i ($i = T, D, M$)为各飞行器的航向角; a_{iy} ($i = T, D, M$)为各飞行器加速度矢量沿 Y 轴的分量,它满足 $a_{iy} = a_i \cos \gamma_i$ ($i = T, D, M$); λ_{MT} 、 λ_{MD} 分别为 $M \rightarrow T$ 和 $D \rightarrow M$ 的视线角; r_{MT} 、 r_{MD} 分别为 $M \rightarrow T$ 和 $D \rightarrow M$ 的相对距离; y_{MT} 、 y_{MD} 分别为 $M \rightarrow T$ 和 $D \rightarrow M$ 的相对距离沿 Y 轴的分量。

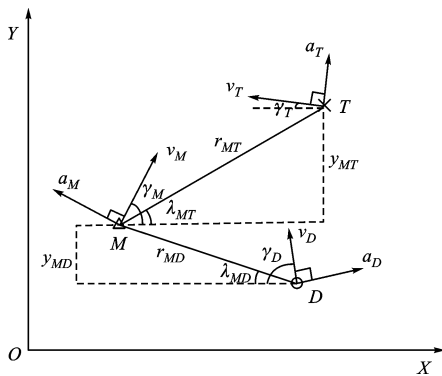


图1 三体对抗运动模型

定义 $M \rightarrow T$ 和 $D \rightarrow M$ 攻防对抗的剩余飞行时间分别为 $t_{go,MT}$ 和 t_{go} 。在小角度线性化模型的假设下,拦截弹的制导律可以表示为如下线性形式

$$u_M = [k_1, k_2, k_3, k_4] [y_{MT}, \dot{y}_{MT}, a_{MN}, a_{TN}]^T + k_T u_T \quad (1)$$

式中: k_1, k_2, k_3, k_4, k_T 是关于剩余飞行时间 $t_{go,MT}$ 的函数。常用的制导律如比例导引(PN)、增广比例导引(APN)和最优比例导引(OGI)^[15]就满足上述线性形式,表达式为

$$u_M = N_j \frac{Z_j}{t_{go,MT}^2}, \quad j = \{PN, APN, OGI\} \quad (2)$$

式中: N_j 为导航系数; Z_j 为零控脱靶量。

令三体攻防对抗运动方程的状态变量为 $\mathbf{X} = [y_{MT}, \dot{y}_{MT}, a_{MY}, a_{TY}, y_{MD}, \dot{y}_{MD}, a_{DY}]^T$,且假设各飞行

器均具有一阶动态特性, $\tau_i (i=T, D, M)$ 为各飞行器一阶动态特性的时间常数。在小角度线性化模型的假设下, 当已知拦截弹的制导律为式(1)形式时, 三体攻防对抗的数学模型为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}_T u_T + \mathbf{B}_D u_D \quad (3)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{11} & \mathbf{0} \\ \mathbf{A}_{21} & \mathbf{A}_{22} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{A}_{21} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A}_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \\ \frac{k_1}{\tau_M} & \frac{k_2}{\tau_M} & \frac{k_3-1}{\tau_M} & \frac{k_4}{\tau_M} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{-1}{\tau_T} \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A}_{22} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & \frac{-1}{\tau_D} \end{bmatrix}; \mathbf{B}_T = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 2} & \frac{k_T}{\tau_m} & \frac{1}{\tau_T} & \mathbf{0}_{1 \times 3} \end{bmatrix}^T;$$

$\mathbf{B}_D = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 6} & \frac{1}{\tau_D} \end{bmatrix}$; u_T 和 u_D 分别为目标弹和防御弹沿 Y 轴的制导律。

2 最优协同制导律

本文根据式(3)所示的状态方程, 设计了最优协同制导律(CGL)。最优协同制导律的目标是最小化防御弹与拦截弹的终端脱靶量 $|y_{MD}(t_{f_{MD}})|$ 以及目标弹和防御弹的控制代价。因此, 目标函数设计为

$$J = \frac{1}{2} \alpha y_{MD}^2(t_{f_{MD}}) + \frac{1}{2} \int_0^{t_{f_{MD}}} (u_D^2 + \beta u_T^2) dt \quad (4)$$

式中: α, β 为非负权重; $t_{f_{MD}}$ 为 $D \rightarrow M$ 的遭遇时间。

采用终端投影的方法^[16]对式(3)所示的系统进行降阶处理。引入零控脱靶量 $Z_{MD}(t)$, 它满足

$$Z_{MD}(t) = \mathbf{D}\Phi(t_{f_{MD}}, t)\mathbf{X}(t) = \mathbf{D}\Phi(t_{go}, t)\mathbf{X}(t) \quad (5)$$

式中: $\mathbf{D} = [\mathbf{0}_{1 \times 4} \quad 1 \quad \mathbf{0}_{1 \times 2}]$; $\Phi(t_{f_{MD}}, t)$ 为式(3)的状态转移矩阵。接着, 对 $Z_{MD}(t)$ 求导, 可得

$$\dot{Z}_{MD}(t) = b_T(t_{f_{MD}}, t)u_T + b_D(t_{f_{MD}}, t)u_D \quad (6)$$

式中: $b_T(t_{f_{MD}}, t) = \mathbf{D}\Phi(t_{go}, t)\mathbf{B}_T$; $b_D(t_{f_{MD}}, t) = \mathbf{D}\Phi(t_{go}, t)\mathbf{B}_D$ 。由于 $Z_{MD}(t_{f_{MD}}) = y_{MD}(t_{f_{MD}})$, 故式(4)所示的目标函数可以重新表示为

$$J = \frac{1}{2} \alpha Z_{MD}^2(t_{f_{MD}}) + \frac{1}{2} \int_0^{t_{f_{MD}}} (u_D^2 + \beta u_T^2) dt \quad (7)$$

由此, 完成了系统的降阶处理。

采用最优控制理论设计该降阶系统的最优控制器。构造 Hamilton 函数

$$H = \frac{1}{2} (u_D^2 + \beta u_T^2) + \lambda (b_T u_T + b_D u_D) \quad (8)$$

由伴随方程和横截条件, 可得

$$\lambda(t) = \alpha Z_{MD}(t_{f_{MD}}) \quad (9)$$

由耦合方程, 可得最优制导律为

$$u_T^* = \frac{-\alpha Z_{MD}(t_{f_{MD}}) b_T}{\beta}; \quad u_D^* = -\alpha Z_{MD}(t_{f_{MD}}) b_D \quad (10)$$

又由式(6)可得

$$Z_{MD}(t_{f_{MD}}) = Z_{MD}(t) + \int_t^{t_{f_{MD}}} b_T(t_{f_{MD}}, \tau) u_T + b_D(t_{f_{MD}}, \tau) u_D d\tau \quad (11)$$

将式(10)代入, 可得

$$Z_{MD}(t_{f_{MD}}) = Z_{MD}(t) / [1 + \alpha \int_t^{t_{f_{MD}}} \beta^{-1} b_T^2(t_{f_{MD}}, \tau) + b_D^2(t_{f_{MD}}, \tau) d\tau] \quad (12)$$

由此, 最优协同制导律可以写为

$$u_T^*(t) = N_T(t) \frac{Z_{MD}(t)}{t_{go}^2}; \quad u_D^*(t) = N_D(t) \frac{Z_{MD}(t)}{t_{go}^2} \quad (13)$$

式中

$$\left. \begin{aligned} N_T(t) &= \frac{-\alpha b_T(t_{f_{MD}}, t) t_{go}^2}{\beta + \alpha \int_t^{t_{f_{MD}}} b_T^2(t_{f_{MD}}, \tau) + \beta b_D^2(t_{f_{MD}}, \tau) d\tau} \\ N_D(t) &= \frac{-\alpha b_D(t_{f_{MD}}, t) t_{go}^2}{1 + \alpha \int_t^{t_{f_{MD}}} \frac{1}{\beta} b_T^2(t_{f_{MD}}, \tau) + b_D^2(t_{f_{MD}}, \tau) d\tau} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

由式(4)可知: α 影响了脱靶量在目标函数中所占的权重; β 影响了目标飞行器控制代价在目标函数中所占的权重; α 越大, 脱靶量越小; β 越大, 目标飞行器的控制代价越小, 防御弹的控制代价越大。分析 2 种特殊情况: ①当 $\alpha \rightarrow \infty, \beta \rightarrow \infty$ 时, 由式(13)可知目标弹的制导加速度 $u_T^* = 0$; ②当 $\alpha \rightarrow \infty, \beta \rightarrow 0$ 时, 由式(13)可知防御弹的制导加速度 $u_D^* = 0$ 。因此, 可以根据实际情况中目标弹和防御弹的过载能力, 合理地选择控制权重。

3 自适应协同制导律

在实际攻防对抗中, 拦截弹采取何种制导策略是未知的, 那么由已知拦截弹制导策略推导得到的最优协同制导律将无法应用。此外, 拦截弹的量测数据也存在误差。因此, 需要对拦截弹的制导策略和运动状态进行滤波估计, 并将滤波估计值用于协同制导律的设计中。基于此, 为了使得目标弹-防御弹能够自适应攻防对抗环境, 本文提出了基于 MMAE-SRCKF 的自适应协同制导律。它的基本

思想为:首先,假设拦截弹可能采取的制导策略模型集包含 N 个不同的制导策略 $\{u_M^{(j)} | j=1,2,\dots,N\}$, 因此需要建立 N 个如式(3)所示的攻防对抗模型 $\{M_j | j=1,2,\dots,N\}$ 分别对应拦截弹采取不同制导律时的三体对抗模型。接着,利用平方根容积卡尔曼滤波器(SRCKF)分别对采取不同制导律的拦截弹模型进行滤波,得到各模型的拦截弹的运动状态估计值,并利用似然函数更新各模型概率;然后,各攻防对抗模型根据相应的拦截弹状态估计值,应用最优控制理论得到各模型的最优协同制导律;最后,各最优协同制导律根据模型概率混合计算得到自适应协同制导律。若拦截弹实际采取的制导律与制导策略模型集存在偏差,则会降低拦截弹运动状态的估计精度并使自适应协同制导律的制导性能变差,具体的分析将在后续的仿真实验中给出。自适应协同制导律算法由以下4个部分组成。

3.1 各模型的平方根容积卡尔曼滤波

首先,建立拦截弹运动的状态方程和量测方程。令拦截弹的状态变量为 $\mathbf{x}_M = [x_M, y_M, v_M, a_M, \gamma_M]^T$, 根据图1可知,由于拦截弹的制导加速度垂直于速度,故拦截弹的速度大小不变,加速度仅改变拦截弹的航向角,且拦截弹具有一阶动态特性,那么拦截弹的状态方程可以表示为^[12]

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_M &= -v_M \cos \gamma_M \\ \dot{y}_M &= v_M \sin \gamma_M \\ \dot{v}_M &= 0 \\ \dot{a}_M &= -(a_M - u_M / \cos \gamma_M) / \tau_M \\ \dot{\gamma}_M &= a_M / v_M \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

假设目标飞行器上安装着有源传感器,量测信息为距离和角度,而防御弹上安装有无源传感器,量测信息为角度,则拦截弹的量测方程为

$$\mathbf{Z}_k = \begin{bmatrix} r_{MT}(k) \\ \lambda_{MT}(k) \\ \lambda_{MD}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [(x_T - x_M)^2 + (y_T - y_M)^2]^{1/2} \\ \arctan((y_T - y_M) / (x_T - x_M)) \\ \arctan((y_M - y_D) / (x_D - x_M)) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sigma_{r_{MT}} \\ \sigma_{\lambda_{MT}} \\ \sigma_{\lambda_{MD}} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: $\sigma_{r_{MT}}$ 、 $\sigma_{\lambda_{MT}}$ 、 $\sigma_{\lambda_{MD}}$ 分别为零均值的高斯白噪声。

接着,针对式(15)和式(16)所示的模型,利用平方根容积卡尔曼滤波器(SRCKF)对各模型下的拦截弹运动状态进行滤波估计。令当前时刻为 k 时刻,则 $\hat{\mathbf{x}}_{M_{k-1}|k-1}^{(j)}$ 和 $\hat{\mathbf{x}}_{M_{k|k}}^{(j)}$ 分别为上一时刻和当前时刻的模型 j 的拦截弹状态估计值, $\mathbf{P}_{k-1|k-1}^{(j)}$ 和 $\mathbf{P}_{k|k}^{(j)}$ 分别

为上一时刻和当前时刻的状态估计协方差矩阵, $\mathbf{Z}_k$ 为当前时刻拦截弹的量测数据。关于 SRCKF 一步滤波估计的详细计算步骤见参考文献[17],其主要步骤为:首先计算模型 j 的状态容积点,接着计算状态的传播容积点,然后计算模型 j 的量测更新,最后对模型 j 的状态进行更新,得到模型 j 的当前时刻的状态估计值和相应的协方差矩阵。

3.2 模型状态概率更新

利用高斯密度函数确定当前模型与第 j 个模型的匹配度,模型 j 的似然函数 $\Lambda_k^{(j)}$ 满足

$$\Lambda_k^{(j)} = [(2\pi)^n | \mathbf{T}_k^{(j)} |]^{-1/2} \cdot \exp[-0.5(\tilde{\mathbf{Z}}_k^{(j)})^T (\mathbf{T}_k^{(j)}) (\tilde{\mathbf{Z}}_k^{(j)})] \quad (17)$$

式中: $\tilde{\mathbf{Z}}_k^{(j)}$ 为模型 j 的新息; $\mathbf{T}_k^{(j)}$ 为新息协方差矩阵。利用似然函数对模型概率 $\mu_k^{(j)}$ 更新,其计算公式为

$$\mu_k^{(j)} = \frac{\Lambda_k^{(j)} \mu_{k-1}^{(j)}}{\sum_{j=1}^N \Lambda_k^{(j)} \mu_{k-1}^{(j)}} \quad (18)$$

3.3 混合状态估计

将各模型的状态估计进行混合计算,得到拦截弹的运动状态估计值 $\hat{\mathbf{x}}_{M_{k|k}}$ 和协方差矩阵 $\mathbf{P}_{k|k}$,其计算公式为^[18]

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_{M_{k|k}} &= \sum_{j=1}^N \hat{\mathbf{x}}_{M_{k|k}}^{(j)} \mu_k^{(j)} \\ \mathbf{P}_{k|k} &= \sum_{j=1}^N \mu_k^{(j)} \{ \mathbf{P}_{k|k}^{(j)} + [\hat{\mathbf{x}}_{M_{k|k}}^{(j)} - \hat{\mathbf{x}}_{M_{k|k}}] \cdot [\hat{\mathbf{x}}_{M_{k|k}}^{(j)} - \hat{\mathbf{x}}_{M_{k|k}}]^T \} \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

3.4 自适应协同制导律的设计

利用模型 j 的拦截弹滤波估计值和模型 j 的攻防对抗运动模型通过式(13)计算得到模型 j 的最优协同制导律 $u_{T,k}^{(j)}$ 、 $u_{D,k}^{(j)}$,并将各最优协同制导律进行混合计算,得到当前时刻目标弹和防御弹的自适应协同制导律 $u_{T,k}$ 和 $u_{D,k}$ 为

$$u_{T,k} = \sum_{j=1}^N u_{T,k}^{(j)} \mu_k^{(j)}; \quad u_{D,k} = \sum_{j=1}^N u_{D,k}^{(j)} \mu_k^{(j)} \quad (20)$$

综合以上4个部分,基于 MMAE-SRCKF 的自适应协同制导律的结构图如图2所示。

4 仿真实验与分析

4.1 拦截弹的制导策略和运动信息已知

以二维平面内的三体攻防对抗为例进行仿真。假设拦截弹的初始时刻位置为(0 m,0 m),初始速度为600 m/s,初始航向角为15°。进攻弹(目标弹)的初始时刻位置为(4 350 m,0 m),初始速度为300 m/s,初始航向角为15°。防御弹的初始时刻位置为

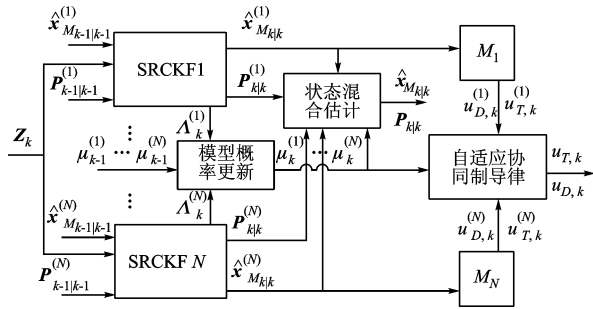


图 2 基于 MMAE-SRCKF 的自适应协同制导律

(4 350 m,0 m),初始速度为 420 m/s,初始航向角为 20° 。3 个飞行器的一阶动态特性的时间常数均为 0.1 s,且目标的可用过载为 2 g,防御弹的可用过载为 4 g,拦截弹采用 PN 制导律,导航系数为 3。令 $C_T = \int_0^{t_{fMD}} u_T^2(t)dt, C_D = \int_0^{t_{fMD}} u_D^2(t)dt, C_M = \int_0^{t_{fMD}} u_M^2(t)dt$ 分别表示目标飞行器、防御弹和拦截弹所需的控制代价。目标函数中的权重 α 取值为 $10^6, \beta$ 分别取值 1 000、10、1 和 0.5。对最优协同制导律进行仿真,得到的仿真结果如图 3~图 5 所示。

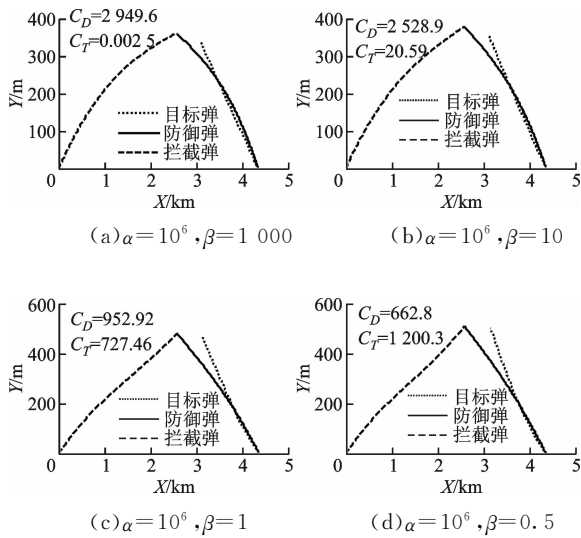


图 3 不同控制权重下的三体攻防对抗轨迹

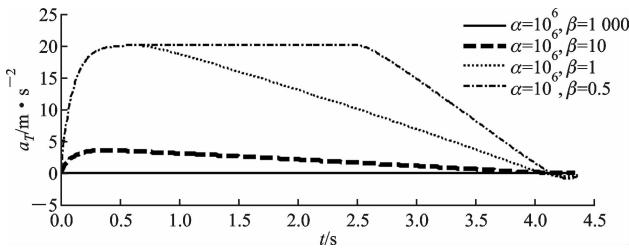


图 4 目标飞行器的加速度曲线

上述攻防对抗的脱靶量均小于 0.1 m,这说明防御弹都能精确打击拦截弹,从而帮助目标飞行器

突防。由图 3~图 5 可知,随着权重 β 的减小,目标飞行器的弹道变得弯曲,所做的机动增大,所需的控制代价也随之增大;同时,防御弹的弹道变得相对平直,所需的加速度和控制代价随之减小。这与第 2 节分析得到的结论一致。

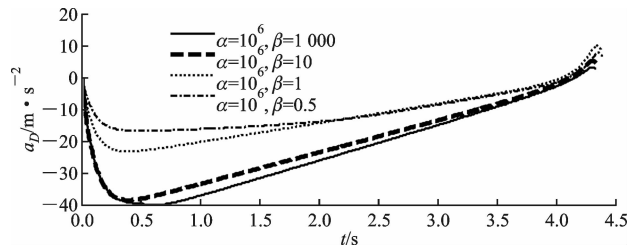


图 5 防御弹的加速度曲线

为了比较最优协同制导律与传统的一对一制导律的性能,令防御弹分别采取 APN 制导律, OGL 制导律和最优协同制导律 (CGL, $\alpha=10^6, \beta=0.5$) 进行仿真,仿真结果如图 6、图 7 所示。由图 6 可以看出,采用 3 种制导律都能成功打击拦截弹,但是当采用最优协同制导律时,防御弹的弹道相较于采用 APN 和 OGL 制导律的弹道平直。由图 7 可以看出,采用最优协同制导律时,防御弹所做的机动更小,所需的控制代价更少,而采用 APN 和 OGL 制导律时,防御弹加速度都达到了饱和。分析这种差异,原因在于协同制导律共享了目标弹和防御弹的信息,在已知拦截弹制导策略的前提下,这有助于防御弹能够更好地预测拦截弹的运动趋势,从而飞向预测拦截点,减小不必要的机动。此外,目标飞行器和防御弹进行了协同配合,目标飞行器通过做类似“诱饵”般的机动,引诱拦截弹朝着防御弹的飞行路线上飞,从而帮助减小防御弹打击拦截弹所需的过载和控制代价。

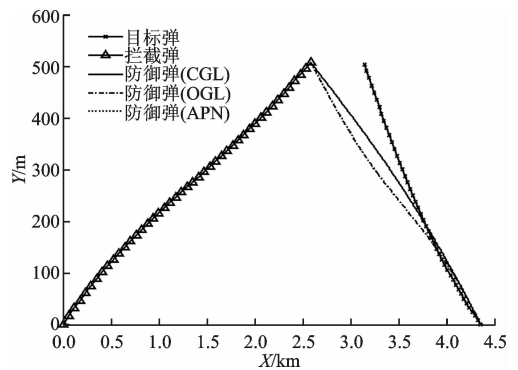


图 6 防御弹采取不同制导律的攻防对抗轨迹

4.2 拦截弹的制导策略未知

3 个飞行器的初始参数和对抗环境与 4.1 节相同,不同点在于拦截弹的制导策略未知,且存在量测

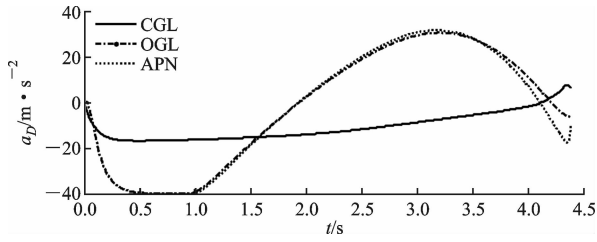
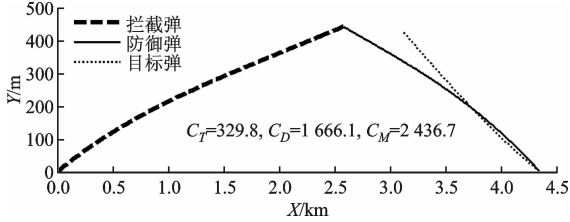
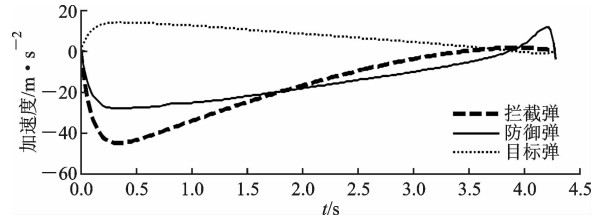


图 7 不同制导律下防御弹的加速度曲线

误差,分别为 $\sigma_{r_{MT}}=10\text{ m}$ 和 $\sigma_{\lambda_{MT}}=0.001\text{ rad}$, $\sigma_{\lambda_{MD}}=0.001\text{ rad}$ 。传感器的采样周期为 0.02 s ,考虑到防御弹制导盲区的影响,盲区的大小为 60 m ,目标函数中的权重取为 $\alpha=10^6$, $\beta=2$ 。拦截弹制导策略模型集包含 PN 制导律(导航系数分别取为 3、4、5)、APN 制导律(导航系数分别取为 3、4、5)以及 OGL 制导律。拦截弹实际采用导航系数为 3 的 PN 制导律,利用自适应协同制导算法进行 100 次蒙特卡洛仿真,得到的仿真结果如图 8~10 所示。



(a) 攻防对抗轨迹



(b) 加速度

图 8 自适应协同制导律的攻防对抗轨迹和加速度曲线

由蒙特卡洛仿真实验结果可得,脱靶量有 97% 的概率落入小于 0.765 m 的范围内,这说明了自适应协同制导律的有效性。从 8 图中可以看出,防御弹能够精确地打击拦截弹,且在目标弹的协同配合下,防御弹所需的控制代价比拦截弹要小,且所需的最大过载也要小于拦截弹。由此可以说明,当目标弹-防御弹使用自适应协同制导律进行配合时,可以使得防御弹在不具备机动能力优势的情况下成功打击拦截弹。从图 9 中可以看出,在经过约 1.5 s 以后, MMAE-SRCKF 能够准确地估计出拦截弹的制导律。图 10 为拦截弹轨迹估计及位置、加速度和航向角的均方根误差(分别表示为 E_p 、 E_a 和 E_γ) 曲线。

由图 10 可以看出,位置、加速度和航向角的均方根误差曲线均从约 1.5 s 以后收敛至稳定状态,表明 MMAE-SRCKF 能够精确地估计出拦截弹的运动状态,从而保证自适应协同制导律的制导精度。

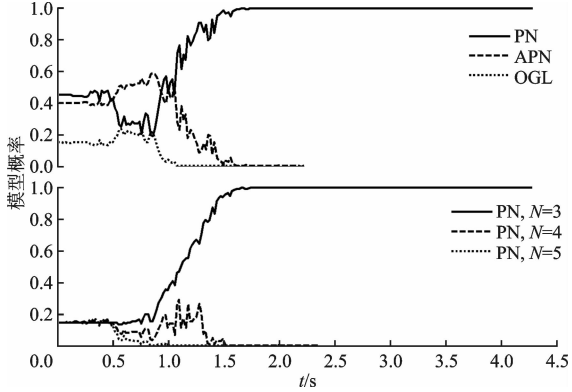
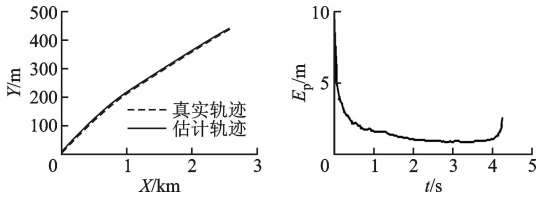
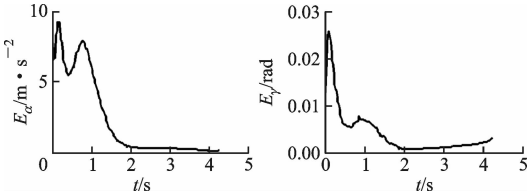


图 9 模型概率估计



(a) 轨迹

(b) 位置均方根误差



(c) 加速度均方根误差

(d) 航向角均方根误差

图 10 拦截弹轨迹估计及均方根误差

接下来,考虑当拦截弹的实际制导策略与模型集不匹配(存在偏差)的情况。假设拦截弹分别采取如下 5 种模型集不包含的制导策略:①导航系数为 3.5 的 PN 制导律;②导航系数为 4.5 的 APN 制导律;③带有权重系数的最优制导律(WOGL)^[12],权重系数为 10;④最优微分制导策略(DLG/1)^[19],且假设拦截弹的可用过载为 10 g ;⑤基于视线角指令的波束制导律(CLOS)^[15]。分别对以上的 5 种情况进行 100 次蒙特卡洛仿真实验,得到的仿真结果如表 1 所示。

从表 1 中可以看出,当拦截弹采用前 4 个制导律时,虽然模型集整体存在偏差,但是基于 MMAE-SRCKF 的自适应制导律依然能够较好地估计拦截弹运动信息,并且导引防御弹打击拦截弹。当拦截弹采用 DGL/1 策略时,由于其制导律是 bang-bang

表 1 拦截弹制导律与模型集不匹配情况下的
自适应协同制导律性能

拦截弹 制导律	E_p/m	E_γ/rad	$E_a/\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$	最大脱 靶量/m
PN($N=3.5$)	2.668 1	0.003 3	1.003 1	0.87
APN($N=4.5$)	0.878 2	0.001 8	1.860 1	0.48
WOGL($\alpha=10$)	0.630 4	0.001 9	8.480 9	1.20
DLG/1	0.730 4	0.005 6	17.115 4	0.55
CLOS	发散	发散	发散	发散

形式,故滤波器对其加速度的估计较差。当拦截弹采用 CLOS 制导律时,滤波器不能有效地估计拦截弹轨迹,自适应制导律失效。这是因为 CLOS 制导律使得攻防对抗过程严重偏离初始三角碰撞区域,使线性化假设不再成立,而前 4 种拦截弹制导律依然能够满足这种线性化假设,故可以取得较好的拦截效果。基于此,可以说明,自适应协同制导律对于模型不匹配具有一定的容错性。

分析大量测噪声环境下的自适应协同制导律性能,将量测误差增大为 $\sigma_{r_{MT}}=1\text{ km},\sigma_{\lambda_{MT}}=0.1\text{ rad},\sigma_{\lambda_{MD}}=0.1\text{ rad}$,拦截弹采用导航系数为 3 的 PN 制导律,进行 100 次蒙特卡洛仿真,得到的仿真结果为:脱靶量有 97% 的概率落入小于 6 m 的范围内,位置估计、航向角估计和加速度估计的均方根误差分别为 26.43 m、0.008 1 rad 和 7.17 m/s²,且滤波器能够判断出拦截弹使用的是 PN 制导律。但是,滤波器不能准确地估计出 PN 制导律的导航系数,具体表现为 PN 制导律的 3 个模型的模型概率相当,均为 30% 左右。由于末制导终端的状态估计对于大量测噪声较为敏感,从而导致自适应协同制导策略的制导性能变差。若考虑实际防御弹的有效杀伤半径,那么 6 m 的脱靶量是一个可以接受的范围,从这个角度则可以说明自适应协同制导律在大噪声情况下依然有效。

5 结 论

本文针对三体攻防对抗问题,在飞行器具有一阶动态特性,目标飞行器与防御弹信息共享,且拦截弹信息完全已知的前提下,利用最优控制理论设计了最优协同制导律。接着,为了使目标飞行器和防御弹能自适应攻防对抗环境,考虑拦截弹的制导策略未知,且拦截弹的量测数据存在误差,提出了基于 MMAE-SRCKF 的自适应协同制导律。仿真结果表明,在弱噪声和拦截弹实际制导律与模型集匹配

的情况下,自适应协同制导律可以让目标飞行器协助防御弹精确地打击来袭拦截弹,降低防御弹的过载需求。这就可以使之应用于进攻弹释放机动能力较弱的防御弹来打击高机动拦截弹,从而实现突防的情况,且该制导律对于模型不匹配具有一定的容错性。但是,在恶劣的攻防对抗环境下,如存在大噪声的情况和拦截弹实际制导律与模型集存在较大偏差的情况,该自适应协同制导律的性能将变差。在后续工作中,可以考虑设计基于非线性模型的协同制导律,以及研究当碰撞点与目标飞行器有距离约束(杀伤范围)情况下的协同制导律设计。

参考文献:

[1] 刘燕斌,南英,陆宇平. 导弹突防策略进展 [J]. 导弹与航天运载技术, 2010(2): 18-23.
LIU Yanbin, NAN Ying, LU Yuping. Evolvment of penetration strategies for ballistic missiles [J]. Missiles and Space Vehicles, 2010(2): 18-13.
[2] ASHER R, MATUSZEWSKI J. Optimal guidance with maneuvering targets [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1974, 11(3): 204-206.
[3] BOYELL R L. Defending a moving target against missile or torpedo attack [J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, 1976, 12(4): 522-526.
[4] BOYELL R L. Counterweapon aiming for defense of a moving target [J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, 1980, 16(3): 402-408.
[5] SHINAR J, SILBERMAN G. A discrete dynamic game modelling anti-missile defense scenarios [J]. Dynamics and Control, 1995, 5(1): 55-67.
[6] 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.
[7] RUBINSKY S, GUTMAN S. Three player pursuit and evasion conflict [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(1): 98-110.
[8] RUBINSKY S, GUTMAN S. Vector guidance approach to three-player conflict in exoatmospheric interception [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(12): 2270-2286.
[9] SHIMA T. Optimal cooperative pursuit and evasion strategies against a homing missile [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(2): 424-425.

(下转第 90 页)