



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 110657713 B

(45) 授权公告日 2020.10.16

(21) 申请号 201910739750.3

(22) 申请日 2019.08.12

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 110657713 A

(43) 申请公布日 2020.01.07

(73) 专利权人 清华大学
地址 100084 北京市海淀区清华园1号

(72) 发明人 史恒 朱纪洪 匡敏驰 王吴凡
闫星辉

(74) 专利代理机构 北京三聚阳光知识产权代理
有限公司 11250

代理人 谢楠

(51) Int. Cl.
F41H 11/02 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 108534614 A, 2018.09.14

CN 107908895 A, 2018.04.13

CN 104266546 A, 2015.01.07

US 6549158 B1, 2003.04.15

GB 2296078 B, 1998.01.07

审查员 黄绍泽

权利要求书2页 说明书4页 附图4页

(54) 发明名称

采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法

(57) 摘要

本发明涉及飞行器制导与控制技术领域,公开了一种采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法,包括:主动防御的三体对抗运动学模型,由载机和来袭导弹的飞行状态求解来袭导弹在已知制导律下的飞行弹道,计算在不同防御导弹发射时间下的预测拦截点序列,计算防御导弹与预测拦截点所形成的预测航向偏差角序列,搜索防御导弹最优发射时机。本方法搜索得到了主动防御问题中防御导弹的最优发射时机,为载机提供了智能发射的能力,相对于非最优发射时机的情况,防御导弹的制导过载为最优,制导能量损耗最小,降低了对防御导弹的性能需求,从而提升了载机的存活概率。



1. 采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法,其特征在于,包括以下步骤:

S1: 建立主动防御的三体对抗运动学模型:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_i(t_{k+1}) \\ \mathbf{v}_i(t_{k+1}) \\ \mathbf{a}_i(t_{k+1}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & 0.5\Delta T^2 \\ 0 & 1 & \Delta T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{r}_i(t_k) \\ \mathbf{v}_i(t_k) \\ \mathbf{a}_i(t_k) \end{bmatrix}, i = \{T, A, D\}$$

其中 $\mathbf{r}_i(t_k)$, $\mathbf{v}_i(t_k)$, $\mathbf{a}_i(t_k)$ 分别为每个运动体在 t_k 时刻的位置、速度和加速度矢量,下标T、A、D分别代表载机、来袭导弹和防御导弹, ΔT 为时间步长;

S2: 根据所述模型,由载机和来袭导弹的飞行状态,求解来袭导弹在已知制导律下的飞行弹道,其求解具体方法为:

$$\mathbf{r}_A(t) = \mathbf{r}_{A0} + \int_0^t [\mathbf{v}_{A0} + \mathbf{a}_A(\tau)] d\tau$$

其中 $\mathbf{a}_A(\tau)$ 为来袭导弹的制导指令加速度,由已知制导律获得, \mathbf{r}_{A0} 和 \mathbf{v}_{A0} 分别为来袭导弹在初始时刻的位置和速度;

S3: 根据所述来袭导弹的飞行弹道,求解在不同的防御导弹发射时间下,防御导弹与来袭导弹的预测拦截点序列;

S4: 根据所述的预测拦截点序列,求解在不同的防御导弹发射时间下,防御导弹与预测拦截点所形成的预测航向偏差角序列;

S5: 根据所述的预测航向偏差角序列,找到预测航向偏差角值为最小时的对应发射时间,即为防御导弹最优发射时机。

2. 如权利要求1中所述的采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法,其特征在于,步骤S3中所述的防御导弹与来袭导弹的预测拦截点序列的计算方法为:

防御导弹与来袭导弹的相对位置和相对速度:

$$\mathbf{r}_{DA} = \mathbf{r}_{A0} - \mathbf{r}_{D0}$$

$$\mathbf{v}_{DA} = \mathbf{v}_{A0} - \mathbf{v}_{D0}$$

其中 \mathbf{r}_{A0} 和 \mathbf{v}_{A0} 分别为来袭导弹在初始时刻的位置和速度, \mathbf{r}_{D0} 和 \mathbf{v}_{D0} 分别为防御导弹在初始时刻的位置和速度;

防御导弹与来袭导弹的接近速度:

$$V_{c,DA} = \mathbf{r}_{DA} \cdot \mathbf{v}_{DA} / |\mathbf{r}_{DA}|$$

防御导弹与来袭导弹的剩余拦截时间:

$$t_{go,DA} = |\mathbf{r}_{DA}| / V_{c,DA}$$

从而得到防御导弹与来袭导弹在不同发射时间 t_L 下的预测拦截点为:

$$\mathbf{r}_P(t_L) = \mathbf{r}_A(t_L + t_{go,DA})。$$

3. 如权利要求1中所述的采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法,其特征在于,步骤S4中所述的防御导弹与预测拦截点所形成的预测航向偏差角序列的计算方法为:

防御导弹在 t_L 时刻的位置即载机发射时所在的位置:

$$\mathbf{r}_D(t_L) = \mathbf{r}_T(t_L)$$

防御导弹与预测拦截点的相对位置向量:

$$\mathbf{r}_{DP}(t_L) = \mathbf{r}_P(t_L) - \mathbf{r}_D(t_L)$$

预测航向偏差角为上述相对位置向量与发射时载机速度向量的夹角：

$$\varphi(t_L) = \arccos \frac{\mathbf{r}_{DP}(t_L) \cdot \mathbf{v}_T(t_L)}{|\mathbf{r}_{DP}(t_L)| \cdot |\mathbf{v}_T(t_L)|}$$

其中 $\mathbf{v}_T(t_L)$ 为载机在 t_L 时刻的速度矢量。

采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器制导与控制技术领域,特别涉及一种采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法。

背景技术

[0002] 在空战中,作战飞机往往被敌方空空导弹及地空导弹锁定为首要进攻目标,传统的应对方式为机动规避以及投放诱饵等被动防御方式。但随着导引头目标识别等导弹技术的高速发展,传统的被动躲避方式已很难保障飞机安全。而当飞机被来袭导弹锁定为攻击目标时,可发射一枚防御导弹快速拦截来袭导弹,从而保证飞机自身的安全。发射防御弹的飞机(载机)、防御导弹,以及来袭导弹三方构成了主动防御的三体攻防问题。为了实现防御导弹的高效拦截,载机和防御导弹可采用协同预测制导的方式来降低制导能量损耗、提升拦截概率(H.Shi, J.Zhu, M.Kuang, and X.Yuan, "Predictive Guidance Strategies for Active Aircraft Defense," Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, p.2343, 2019)。

[0003] 防御导弹发射时不同的战场态势将影响制导的能耗及过载性能。由于机载设备各方面的限制,防御导弹在尺寸、能量和过载性能上通常劣于来袭导弹。过早地发射防御导弹,将导致制导过程中消耗更多的能量,影响拦截成功率;而过晚地发射防御导弹可能导致载机无法躲避爆炸区域而造成损失。选择在最佳时机智能地发射防御导弹,将有效地降低防御导弹的制导难度、极大降低对防御导弹的制导过载需求,但传统针对主动防御问题的研究中还未曾有针对防御导弹发射时机的研究。

发明内容

[0004] 针对防御导弹发射时机的选择问题,本发明提出了一种采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法,以保证防御导弹的制导能耗

$$[0005] \quad J = \int_{t_0}^{t_f} |a_D(t)|^2 dt$$

[0006] 为最优,其中 $a_D(t)$ 为防御导弹制导过载随时间的变化函数, t_0 和 t_f 分别为拦截过程的开始时间和结束时间。

[0007] 本发明从几何角度推导主动防御三体拦截关系,在主动防御预测制导律中,预测拦截点的实时位置与载机实时飞行方向形成一个预测航向偏差角,如图2所示。在载机机动一定的情况下,如果能在此预测航向偏差角为零的情况下发射防御导弹,防御导弹理论上将会具有平直弹道直接命中预测点,因而需要求解最小偏差角的发生的时刻。

[0008] 本发明包括如下步骤:

[0009] S1:建立主动防御的三体对抗运动学模型:

$$[0010] \quad \begin{bmatrix} \mathbf{r}_i(t_{k+1}) \\ \mathbf{v}_i(t_{k+1}) \\ \mathbf{a}_i(t_{k+1}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & 0.5\Delta T^2 \\ 0 & 1 & \Delta T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{r}_i(t_k) \\ \mathbf{v}_i(t_k) \\ \mathbf{a}_i(t_k) \end{bmatrix}, \quad i = \{T, A, D\}$$

[0011] 其中 $\mathbf{r}_i(t_k)$, $\mathbf{v}_i(t_k)$, $\mathbf{a}_i(t_k)$ 分别为每个运动体在 t_k 时刻的位置、速度和加速度矢量,下标T、A、D分别代表载机、来袭导弹和防御导弹, ΔT 为时间步长。

[0012] S2:根据所述模型,由载机和来袭导弹的飞行状态,求解来袭导弹在已知制导律下的飞行弹道,其求解具体方法为:

$$[0013] \quad \mathbf{r}_A(t) = \mathbf{r}_{A0} + \int_0^t [\mathbf{v}_{A0} + \mathbf{a}_A(\tau)] d\tau$$

[0014] 其中 $\mathbf{a}_A(\tau)$ 为来袭导弹的制导指令加速度,由已知制导律获得, \mathbf{r}_{A0} 和 \mathbf{v}_{A0} 分别为来袭导弹在初始时刻的位置和速度。

[0015] S3:根据所述来袭导弹的飞行弹道,求解在不同的防御导弹发射时间下,防御导弹与来袭导弹的预测拦截点序列,计算方法为:

[0016] 防御导弹与来袭导弹的相对位置和相对速度:

$$[0017] \quad \mathbf{r}_{DA} = \mathbf{r}_{A0} - \mathbf{r}_{D0}$$

$$[0018] \quad \mathbf{v}_{DA} = \mathbf{v}_{A0} - \mathbf{v}_{D0}$$

[0019] 其中 \mathbf{r}_{A0} 和 \mathbf{v}_{A0} 分别为来袭导弹在初始时刻的位置和速度, \mathbf{r}_{D0} 和 \mathbf{v}_{D0} 分别为防御导弹在初始时刻的位置和速度;

[0020] 防御导弹与来袭导弹的接近速度:

$$[0021] \quad V_{c,DA} = \mathbf{r}_{DA} \cdot \mathbf{v}_{DA} / |\mathbf{r}_{DA}|$$

[0022] 防御导弹与来袭导弹的剩余拦截时间:

$$[0023] \quad t_{go,DA} = |\mathbf{r}_{DA}| / V_{c,DA}$$

[0024] 从而得到防御导弹与来袭导弹在不同发射时间 t_L 下的预测拦截点为:

$$[0025] \quad \mathbf{r}_P(t_L) = \mathbf{r}_A(t_L + t_{go,DA})$$

[0026] S4:根据所述的预测拦截点序列,求解在不同的防御导弹发射时间下,防御导弹与预测拦截点所形成的预测航向偏差角序列。具体计算方法为:

[0027] 防御导弹在 t_L 时刻的位置即载机发射时所在的位置:

$$[0028] \quad \mathbf{r}_D(t_L) = \mathbf{r}_T(t_L)$$

[0029] 防御导弹与预测拦截点的相对位置向量:

$$[0030] \quad \mathbf{r}_{DP}(t_L) = \mathbf{r}_P(t_L) - \mathbf{r}_D(t_L)$$

[0031] 预测航向偏差角为上述相对位置向量与发射时载机速度向量的夹角:

$$[0032] \quad \varphi(t_L) = \arccos \frac{\mathbf{r}_{DP}(t_L) \cdot \mathbf{v}_T(t_L)}{|\mathbf{r}_{DP}(t_L)| \cdot |\mathbf{v}_T(t_L)|}$$

[0033] 其中 $\mathbf{v}_T(t_L)$ 为载机在 t_L 时刻的速度矢量。

[0034] S5:根据所述的预测航向偏差角序列,找到预测航向偏差角值为最小时的对应发射时间,即为防御导弹最优发射时机。

[0035] 以上方法不仅仅适用于平面中主动防御问题的研究,也适用于三维场景的求解。

[0036] 本发明的优点在于:

[0037] (1) 搜索得到了主动防御问题中防御导弹的最优发射时机,相对于非最优发射时机的工况,防御导弹的制导过载为最优,制导能量损耗最小,拦截弹道更加平直。

[0038] (2) 最优发射时机的获取为载机提供了智能发射的能力,相对于非最优发射时机的工况,降低了对防御导弹的性能需求,从而提升了载机的存活概率。

附图说明

[0039] 图1:采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法流程图;

[0040] 图2:预测航向偏差角示意图;

[0041] 图3:预测航向偏差角随发射时间的变化趋势;

[0042] 图4:不同发射时刻防御导弹拦截弹道对比图;

[0043] 图5:不同发射时刻防御导弹制导过载对比图;

[0044] 图6:不同发射时刻防御导弹制导能耗对比图。

具体实施方式

[0045] 下文将结合具体附图和实例详细描述本发明具体实施例。

[0046] 本发明采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法,具体步骤如下:

[0047] S1:建立主动防御的三体对抗运动学模型:

$$[0048] \begin{bmatrix} r_i(t_{k+1}) \\ v_i(t_{k+1}) \\ a_i(t_{k+1}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & 0.5\Delta T^2 \\ 0 & 1 & \Delta T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_i(t_k) \\ v_i(t_k) \\ a_i(t_k) \end{bmatrix}, i = \{T, A, D\}$$

[0049] 其中 $r_i(t_k)$, $v_i(t_k)$, $a_i(t_k)$ 分别为每个运动体在 t_k 时刻的位置、速度和加速度矢量,下标T、A、D分别代表载机、来袭导弹和防御导弹, ΔT 为时间步长。

[0050] S2:根据所述模型,由载机和来袭导弹的飞行状态,求解来袭导弹在已知制导律下的飞行弹道,其求解具体方法为:

$$[0051] r_A(t) = r_{A0} + \int_0^t [v_{A0} + a_A(\tau)] d\tau$$

[0052] 其中 $a_A(\tau)$ 为来袭导弹的制导指令加速度,由已知制导律获得, r_{A0} 和 v_{A0} 分别为来袭导弹在初始时刻的位置和速度。

[0053] S3:根据所述来袭导弹的飞行弹道,求解在不同的防御导弹发射时间下,防御导弹与来袭导弹的预测拦截点序列,计算方法为:

[0054] 防御导弹与来袭导弹的相对位置和相对速度:

$$[0055] r_{DA} = r_{A0} - r_{D0}$$

$$[0056] v_{DA} = v_{A0} - v_{D0}$$

[0057] 其中 r_{A0} 和 v_{A0} 分别为来袭导弹在初始时刻的位置和速度, r_{D0} 和 v_{D0} 分别为防御导弹在初始时刻的位置和速度;

[0058] 防御导弹与来袭导弹的接近速度:

$$[0059] V_{c,DA} = r_{DA} \cdot v_{DA} / |r_{DA}|$$

[0060] 防御导弹与来袭导弹的剩余拦截时间:

[0061] $t_{go,DA} = |r_{DA}| / V_{c,DA}$

[0062] 从而得到防御导弹与来袭导弹在不同发射时间 t_L 下的预测拦截点为:

[0063] $r_P(t_L) = r_A(t_L + t_{go,DA})$

[0064] S4: 根据所述的预测拦截点序列, 求解在不同的防御导弹发射时间下, 防御导弹与预测拦截点所形成的预测航向偏差角序列。具体计算方法为:

[0065] 防御导弹在 t_L 时刻的位置即载机发射时所在的位置:

[0066] $r_D(t_L) = r_T(t_L)$

[0067] 防御导弹与预测拦截点的相对位置向量:

[0068] $r_{DP}(t_L) = r_P(t_L) - r_D(t_L)$

[0069] 预测航向偏差角为上述相对位置向量与发射时载机速度向量的夹角:

[0070]
$$\varphi(t_L) = \arccos \frac{\mathbf{r}_{DP}(t_L) \cdot \mathbf{v}_T(t_L)}{|\mathbf{r}_{DP}(t_L)| \cdot |\mathbf{v}_T(t_L)|}$$

[0071] 其中 $\mathbf{v}_T(t_L)$ 为载机在 t_L 时刻的速度矢量。

[0072] S5: 根据所述的预测航向偏差角序列, 找到预测航向偏差角值为最小时的对应发射时间, 即为防御导弹最优发射时机。

[0073] 为了验证所设计制导方法的有效性以及优越性, 本部分进行了仿真实验。

[0074] 选取的拦截场景初始状态如下:

[0075] 载机从原点处开始飞行, 初始位置 $r_{T0} = (0, 0)$, 初始速度方向沿x轴方向, 速度大小为300m/s, 初始速度矢量 $\mathbf{v}_{T0} = (300, 0)$, 以3g的过载向-y轴方向机动; 来袭导弹的初始位置 $r_{A0} = (9850, 1735)$, 速度大小为850m/s, 初始速度矢量 $\mathbf{v}_{A0} = (-826, -200)$, 使用比例导引制导律朝载机飞行; 防御导弹的速度大小为500m/s, 发射方向沿载机的瞬时速度方向。

[0076] 按照上述采用预测制导的主动防御导弹最优发射时机搜索方法的计算步骤, 求解得到防御导弹与预测拦截点所形成的预测航向偏差角序列, 预测航向偏差角随发射时间的变化趋势如图3所示。

[0077] 主动防御导弹在不同的发射时刻所形成的拦截弹道如图4所示。不同发射时间情况下防御导弹的制导过载如图5所示, 制导能耗如图6所示。

[0078] 由图3可知, 当发射时机为 $t_L = 1.4s$ 时, 所形成的预测航向偏差角为零, 因而按照本文所述方法, $t_L = 1.4s$ 应选择为最优发射时机。由图4和图5可以看到, 在 $t_L = 1.4s$ 时发射防御导弹所需的制导过载和制导能耗都一直保持最小, 因而可以验证本发明提出的方法所求解得到的最优发射时机是有效的。同时由图4可以看到, 过早发射($t_L = 0$)情况下所需的最大制导过载也最大, 发射时间越接近所得的最优发射时机, 其需求过载也越小, 所以, 选择合理的发射时机能够有效降低对防御导弹的过载性能需求。

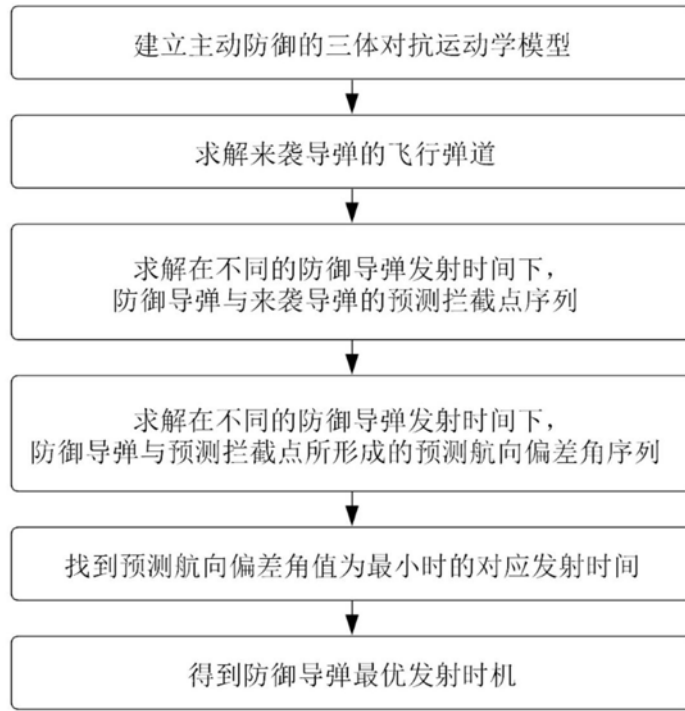


图1

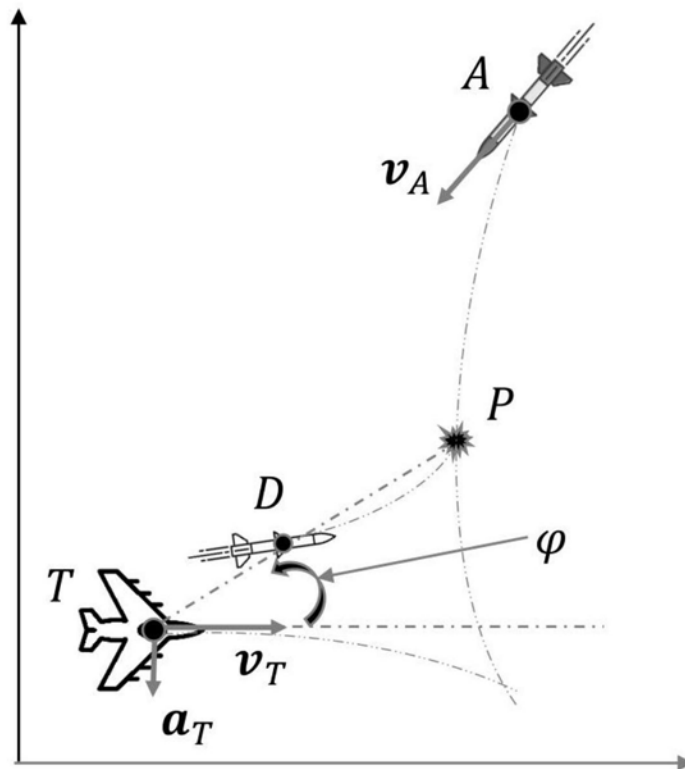


图2

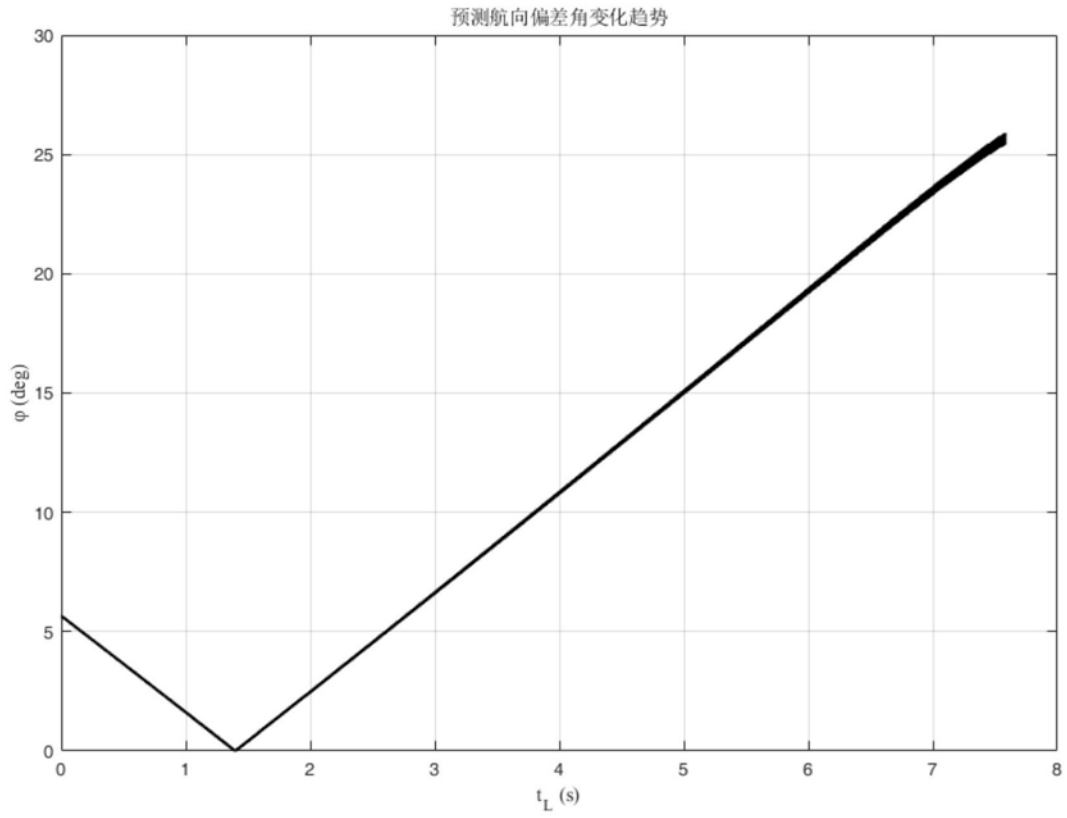


图3

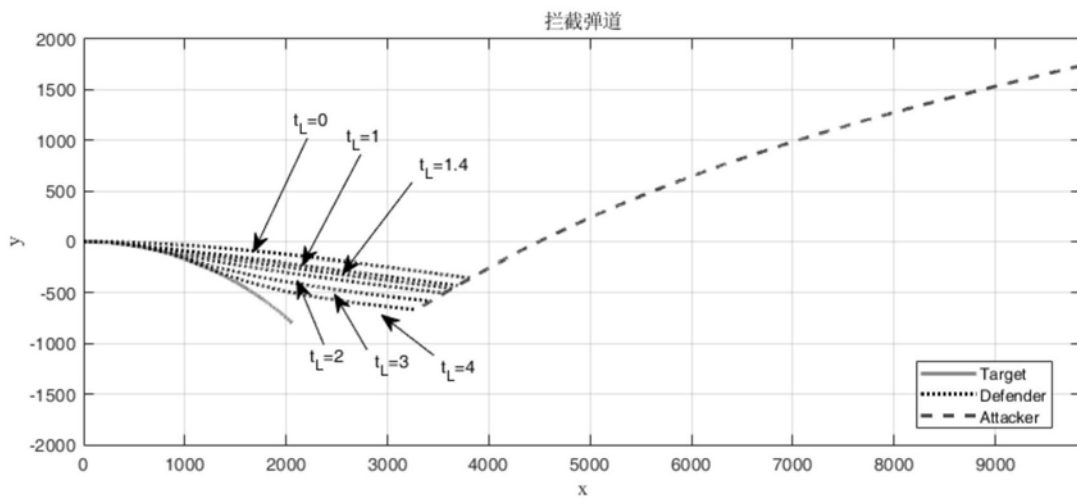


图4

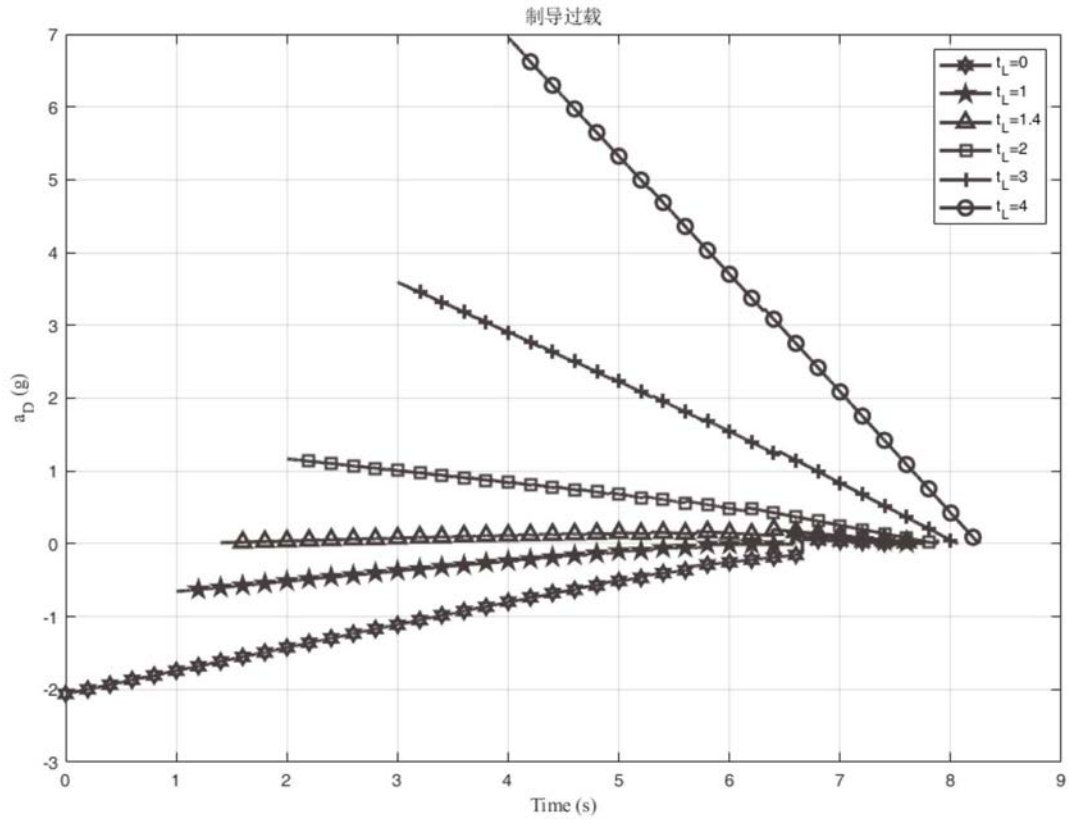


图5

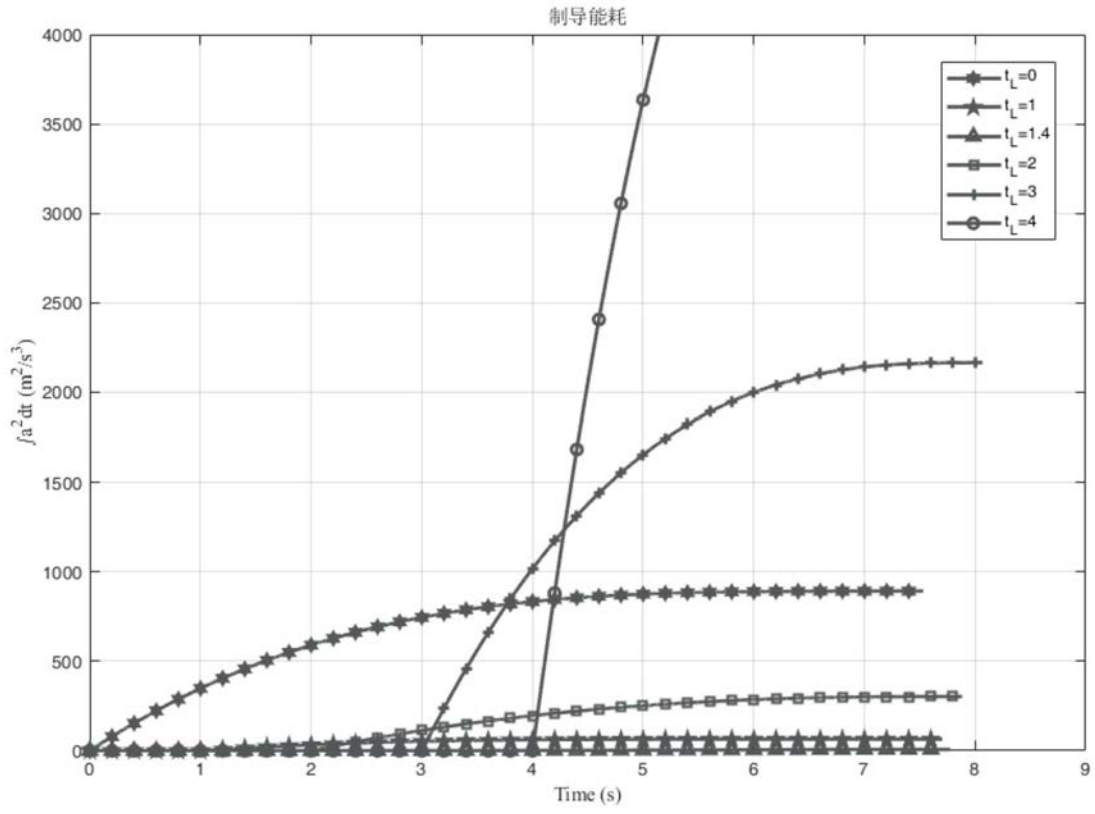


图6