

剩余飞行时间加权的终端约束微分对策制导^①

花文华^{②*} 孟庆龄^{*} 张金鹏^{***}

(^{*} 中国空空导弹研究院 洛阳 471009)

(^{**} 航空制导武器航空科技重点实验室 洛阳 471009)

摘 要 为提高拦截导弹的毁伤效果和机动性能,基于微分对策理论,提出了一种具有碰撞角度约束和剩余飞行时间加权的微分对策制导律。该制导律的推导基于最坏目标机动情形,并不受限于目标是否机动及其具体的机动形式,同时由于采用了剩余飞行时间对控制命令加权,使得拦截导弹峰值加速度提前,从而具有足够的弹道调整时间以降低制导末端的机动性要求。基于非线性系统仿真进行了制导律的验证,结果表明该制导律可以实现近于零值的脱靶量和碰撞角误差,且拦截导弹制导末端的加速度也被大大降低。

关键词 制导律,微分对策,剩余飞行时间加权,碰撞角度约束,机动目标拦截

0 引 言

拦截导弹的终端碰撞角度约束制导可以增强其毁伤目标的威力,并提高其面对防御性武器系统时的生存几率。典型的制导律以最优制导律^[1-5]居多,且大都基于目标静止或低速运动的假设,对于目标存在机动性的情形研究较少。碰撞角度约束滑模制导律^[6]虽然可用于机动目标的拦截中,但本质上并不是最优的,且抖振问题一直是影响其应用的关键因素。相比于最优控制理论,微分对策理论在应对机动目标拦截上具有明显的优势^[7-9],并在多个领域获得广泛应用^[10-14]。本文基于线性二次型微分对策理论,考虑目标机动和碰撞角度约束,提出了一种剩余飞行时间加权的微分对策制导律,在实现目标拦截的同时,剩余飞行时间加权可以大大降低拦截导弹制导末端的机动性要求。

1 问题描述及建模

拦截导弹和目标的平面相对运动关系如图 1 所示,其中 X 轴沿初始视线方向,下标 P 和 E 分别表示二者的相关状态, θ 为视线角, z 表示拦截导弹和目标之间的相对位移,航向角分别为 γ_P 和 γ_E 。若二

者保持当前速度飞行,则最终的碰撞角为 $(\gamma_P + \gamma_E)$,如图 1 所示。

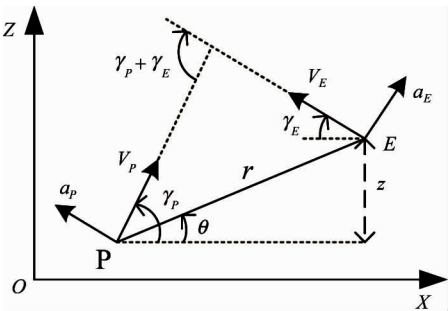


图 1 平面相对运动关系

基于下述假设进行问题的分析:

- (1) 拦截导弹和目标可视为质点,并可沿初始视线方向实现线性化;
- (2) 二者速度大小不变,拦截导弹机动能力大于目标;
- (3) 二者近似具有一阶控制系统动态。

结合图 1 并基于上述假设条件,选取状态变量为 $\mathbf{x} = [z \quad \dot{z} \quad a_E \quad a_P \quad \gamma_P + \gamma_E]^T$,则系统的状态方程可以近似表示为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_E u_{Ec} + \mathbf{B}_P u_{Pc}$$

(1)

① 航空科学基金(20110112001)资助项目。

② 男,1983 年生,博士,工程师;研究方向:飞行器制导与控制;联系人,E-mail: huawh6611@163.com
(收稿日期:2014-09-09)

式(1)中 $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1/\tau_E & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_P & 0 \\ 0 & 0 & 1/V_E & 1/V_P & 0 \end{bmatrix}$, $B_E =$

$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1/\tau_E \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$, $B_P = [0 \ 0 \ 0 \ 1/\tau_P \ 0]^T$, τ_P 和 τ_E 分

别为拦截导弹与目标的控制系统时间常数, u_{pc} 和 u_{Ec} 为相应的控制命令。

2 微分对策制导律

2.1 系统降阶

定义两个新的状态变量^[8]:零控脱靶量和零控碰撞角,分别为对策双方由给定的时间 t 起不施加任何控制,以该瞬时参数飞行至命中时所产生的脱靶量和碰撞角,分别表示为 $z_m(t)$ 和 $z_a(t)$ 。结合式(1)所示的系统,求解 $z_m(t)$ 和 $z_a(t)$,可以得到:

$$z_m(t) = z + \dot{z}t_{go} + \tau_E f_1(\tau_E) a_E - \tau_P f_1(\tau_P) a_P \tag{2}$$

$$z_a(t) = \gamma_E + \gamma_P - \frac{\tau_E f_2(\tau_E)}{V_E} a_E - \frac{\tau_P f_2(\tau_P)}{V_P} a_P \tag{3}$$

式中:

$$f_2(\kappa) = \exp(-t_{go}/\kappa) - 1 \tag{4}$$

$$f_1(\kappa) = \kappa(\exp(-t_{go}/\kappa) + t_{go}/\kappa - 1) \tag{5}$$

$t_{go} = t_f - t$ 为剩余飞行时间。将式(2)和式(3)两边分别关于时间 t 求导,可以得到:

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_m(t) \\ \dot{z}_a(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1(\tau_E) \\ -\frac{f_2(\tau_E)}{V_E} \end{bmatrix} u_{Ec} + \begin{bmatrix} -f_1(\tau_P) \\ -f_2(\tau_P)/V_P \end{bmatrix} u_{Pc} \tag{6}$$

式(1)所示的系统降阶为以 $z_m(t)$ 和 $z_a(t)$ 为状态变量的表达形式。取 $t = t_f$, 由式(2)和式(3)可以得到 $z_m(t_f) = z(t_f)$, $z_a(t_f) = \gamma_E(t_f) + \gamma_P(t_f)$, 可以满足目标拦截的终端约束要求,因此将针对降阶后的系统进行制导律的推导。

2.2 制导律推导

微分对策的解同时给出了当前情形下的拦截导弹最优制导策略,目标的最优规避策略以及对策值,

对策值可以是脱靶量或其它终端约束,如碰撞角度,因此定义如下形式的线性二次型性能指标:

$$J = \frac{1}{2} a z_m^2(t_f) + \frac{1}{2} b (z_a - \gamma)^2 + \frac{1}{2} \int_t^{t_f} \left(\frac{M}{t_{go}^N} u_{Pc}^2 - u_{Ec}^2 \right) dt \tag{7}$$

式(7)中 a, b, M 和 N 为加权设计参数, $a, b \rightarrow \infty$ 时为完全拦截情形,脱靶量趋于零且满足相应的碰撞角度要求, a, b 为有限值时则体现了对期望弹道的设计折中, $b \rightarrow 0$ 时则转化为无碰撞角度约束问题; M/t_{go}^N 为剩余飞行时间加权项,主要用于削弱拦截导弹末端的机动性要求; M 为常值,基于假设(2), M 只能取较小的数值, N 值越大,加权性部分在制导末端所起的作用越明显, γ 为期望的碰撞角度。

基于式(7),构造了哈密顿函数:

$$H = \frac{1}{2} \frac{M}{t_{go}^N} u_{Pc}^2 - \frac{1}{2} u_{Ec}^2 + \lambda_1 \dot{z}_m(t) + \lambda_2 \dot{z}_a(t) \tag{8}$$

式中 λ_1 和 λ_2 为待定的拉格朗日乘子。进一步,由相应的协态方程和横截条件:

$$\lambda_1(t) = a z_1(t_f) \tag{9}$$

$$\lambda_2(t) = b (z_a(t_f) - \gamma) \tag{10}$$

则可以基于上述条件和极大极小值原理得到对策双方最优的拦截或规避策略为

$$u_{Pc}^* = \frac{t_{go}^N}{M} \left(f_1(\tau_P) a z_m(t_f) + \frac{f_2(\tau_P)}{V_P} b (z_a(t_f) - \gamma) \right) \tag{11}$$

$$u_{Ec}^* = f_1(\tau_E) a z_m(t_f) - \frac{f_2(\tau_E)}{V_E} b (z_m(t_f) - \gamma) \tag{12}$$

式(11)和式(12)所表示的控制策略为末端状态的线性组合,考虑可实现性,需要将其变换为当前时刻状态的表达形式。将式(11)和式(12)代入式(6),可以得到两个关于状态变量的耦合微分方程,对其在时间 $[t, t_f]$ 上进行积分求解,则可以得到末端时刻状态关于当前时刻状态的表达形式为

$$z_m(t_f) = \frac{(1 - bF_3)z_m(t) - bF_2(z_a(t) - \gamma)}{(1 - aF_1)(1 - bF_3) - abF_2^2} \tag{13}$$

$$z_a(t_f) - \gamma_d = \frac{-aF_2z_m(t) + (1 - aF_1)(z_a(t) - \gamma)}{(1 - aF_1)(1 - bF_3) - abF_2^2} \tag{14}$$

式(13)和(14)中:

$$F_1 = \int_t^{t_f} \left(f_1^2(\tau_E) - \frac{(t_f - \tau)^N}{M} f_1^2(\tau_P) \right) d\tau \tag{15}$$

$$F_2 = \int_t^{t_f} \left(\frac{f_1(\tau_E)f_2(\tau_E)}{V_E} + \frac{(t_f - \tau)^N}{M} \frac{f_1(\tau_P)f_2(\tau_P)}{V_P} \right) d\tau \quad (16)$$

$$F_3 = \int_t^{t_f} \left(\frac{f_2^2(\tau_E)}{V_E^2} - \frac{(t_f - \tau)^N}{M} \frac{f_2^2(\tau_P)}{V_P^2} \right) d\tau \quad (17)$$

F_1 , F_2 和 F_3 的求解与 N 值相关,当 $N = 0$ 时,可以求得:

$$\begin{aligned} \int_t^{t_f} f_1^2(\kappa) d\tau &= -0.5\kappa^3 \exp(-2t_{go}/\kappa) \\ &\quad - 2\kappa^2 t_{go} \exp(-t_{go}/\kappa) + t_{go}^3/3 \\ &\quad - \kappa t_{go}^2 + \kappa^2 t_{go} + 0.5\kappa^3 \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \int_t^{t_f} f_2^2(\kappa) d\tau &= -0.5\kappa \exp(-2t_{go}/\kappa) \\ &\quad + 2\kappa \exp(-t_{go}/\kappa) + t_{go} - 1.5\kappa \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \int_t^{t_f} f_1(\kappa)f_2(\kappa) d\tau &= -0.5\kappa^2 \exp(-2t_{go}/\kappa) \\ &\quad + (\kappa^2 - \kappa t_{go}) \exp(-t_{go}/\kappa) \\ &\quad - 0.5t_{go}^2 + \kappa t_{go} - 0.5\kappa^2 \end{aligned} \quad (20)$$

基于制导终端的性能指标要求(状态约束),推解了当前时刻的状态,避免了线性二次型优化问题中典型的 Riccati 微分方程求解问题,不仅可以获得解析解,而且使得计算得到了明显简化。

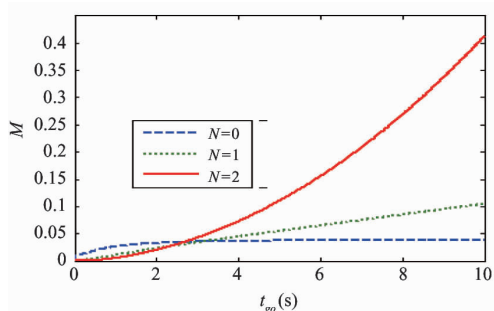
将式(13)和式(14)代入式(11)和式(12),则对策双方的最优控制策略可以进一步表示为

$$u_{Pc}^* = \frac{N_{P1}}{t_{go}^2} z_m(t) + N_{P2} \frac{V_P}{t_{go}} (z_a(t) - \gamma) \quad (21)$$

$$u_{Ec}^* = \frac{N_{E1}}{t_{go}^2} z_m(t) + N_{E2} \frac{V_E}{t_{go}} (z_a(t) - \gamma) \quad (22)$$

式(21)和(22)中 N_{P1} , N_{P2} , N_{E1} 和 N_{E2} 为制导增益,

$$N_{P1} = \frac{a(1 - bF_3)f_1(\tau_P) - abF_2f_2(\tau_P)/V_P t_{go}^{N+2}}{(1 - aF_1)(1 - bF_3) - abF_2^2} M \quad (23)$$



(a) 加权系数, $a, b \rightarrow \infty$

$$N_{P2} = \frac{-abF_2f_1(\tau_P) + b(1 - aF_1)f_2(\tau_P)/V_P t_{go}^{N+1}}{(1 - aF_1)(1 - bF_3) - abF_2^2} \frac{t_{go}^{N+1}}{MV_P} \quad (24)$$

$$N_{E1} = \frac{a(1 - bF_3)f_1(\tau_E) + abF_2f_2(\tau_E)/V_E t_{go}^2}{(1 - aF_1)(1 - bF_3) - abF_2^2} \quad (25)$$

$$N_{E2} = \frac{-abF_2f_1(\tau_E) - b(1 - aF_1)f_2(\tau_E)/V_E t_{go}}{(1 - aF_1)(1 - bF_3) - abF_2^2} \frac{t_{go}}{V_P} \quad (26)$$

基于微分对策理论,推导了这一具有碰撞角度约束追逃问题的极大极小值解,极小值对应于拦截导弹的制导律或拦截策略,而极大值对应于目标的最优规避策略^[7-9]。在实际战场情形下,被拦截导弹往往只能完成单一的任务,对于拦截导弹的相关状态是无法进行量测的,即使能够意识到被锁定,也只能采用随机的规避机动(相对于拦截导弹而言),与最优规避策略恰好吻合的概率很小,甚至接近于零。

2.3 制导律的进一步分析

2.3.1 制导增益分析

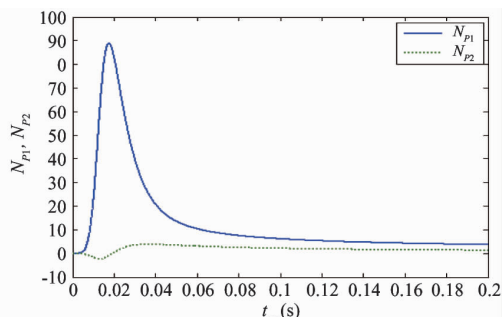
对于零和微分对策问题,鞍点解是不存在共轭点的充分条件,而其当且仅当式(1)所示的系统所对应的 Riccati 微分方程的解 $\mathbf{P}(t)$ 是有限时存在^[8],其中 $\mathbf{P}(t_f) = \text{diag}(a \ 0 \ 0 \ 0 \ b)$ 。而当且仅当制导增益有界时才能够保证 $\mathbf{P}(t)$ 是有限的^[9],因此只有当制导增益有界时才存在鞍点解。结合式(23) - (26),鞍点解的存在条件可表示为

$$(1 - aF_1)(1 - bF_3) - abF_2^2 \neq 0 \quad (27)$$

考虑完全拦截情形,上述条件可以转化为

$$F_1F_3 - F_2^2 \neq 0 \quad (28)$$

图2(a)为 $N \in \{0, 1, 2\}$ 情况下,相应于式(28)的加权系数 M 的变化情况。从图中可以看出,由于 M 一定程度上体现了拦截导弹相对于目标的机动性



(b) 制导增益, $N=1$

图2 加权系数与制导增益

能,在实际执行中只能取较小的数值才能避免出现共轭点。图 2(b)为 $M = 10^{-5}$, $a = b = 10^6$ 时的制导增益变化曲线。由于 M 的作用,制导系统在拦截末端甚至表现出一定的非最小相位特性,这必然会对制导精度产生一定的影响,但是这种影响会随着 a , b 数值的增加而被削弱,因此, M 数值的选取应在制导精度和拦截导弹的机动性能之间折中考虑。

2.3.2 完全拦截弹道

将式(21)和式(22)代入式(6),可以得到:

$$\dot{z}_m(t) = \frac{N_{E1}f_1(\tau_E) - N_{P1}f_1(\tau_P)}{t_{go}^2}z_m(t) + \frac{N_{E2}V_Ef_1(\tau_E) - N_{P2}V_Pf_1(\tau_P)}{t_{go}}(z_a(t) - \gamma) \tag{29}$$
$$\dot{z}_a(t) = -\frac{N_{E1}V_Pf_2(\tau_E) + N_{P1}V_Ef_2(\tau_P)}{V_PV_Et_{go}^2}z_m(t) - \frac{N_{E2}f_2(\tau_E) + N_{P2}f_2(\tau_P)}{t_{go}}(z_a(t) - \gamma) \tag{30}$$

在完全拦截情形下,假设初始条件已知,求解由式(27)和式(28)构成的方程组:

$$z_m(t) = (F_1F_{30} - F_2F_{20})/F_0z_m(t_0) + (F_1F_{20} - F_2F_{10})/F_0(z_a(t_0) - \gamma) \tag{31}$$

$$z_a(t) - \gamma_d = (F_{20}F_3 - F_2F_{30})/F_0z_1(t_0) + (F_{10}F_3 - F_2F_{20})/F_0(z_a(t_0) - \gamma) \tag{32}$$

$$F_0 = F_{10}F_{30} - F_{20}^2 \tag{33}$$

由式(31)和式(32)可以看出,在完全拦截情形下,当 $t \rightarrow t_f$ 时, $F_1, F_2, F_3 \rightarrow 0$, 终端时刻的脱靶量和碰撞角误差是与初始条件无关的。图 3(a) 为不同初始条件下的三维理想弹道,图 3(b) 为对应不同零控脱靶量和零控碰撞角误差初值的二维弹道,从图中可以看出,零控脱靶量和零控碰撞角误差都趋于零。

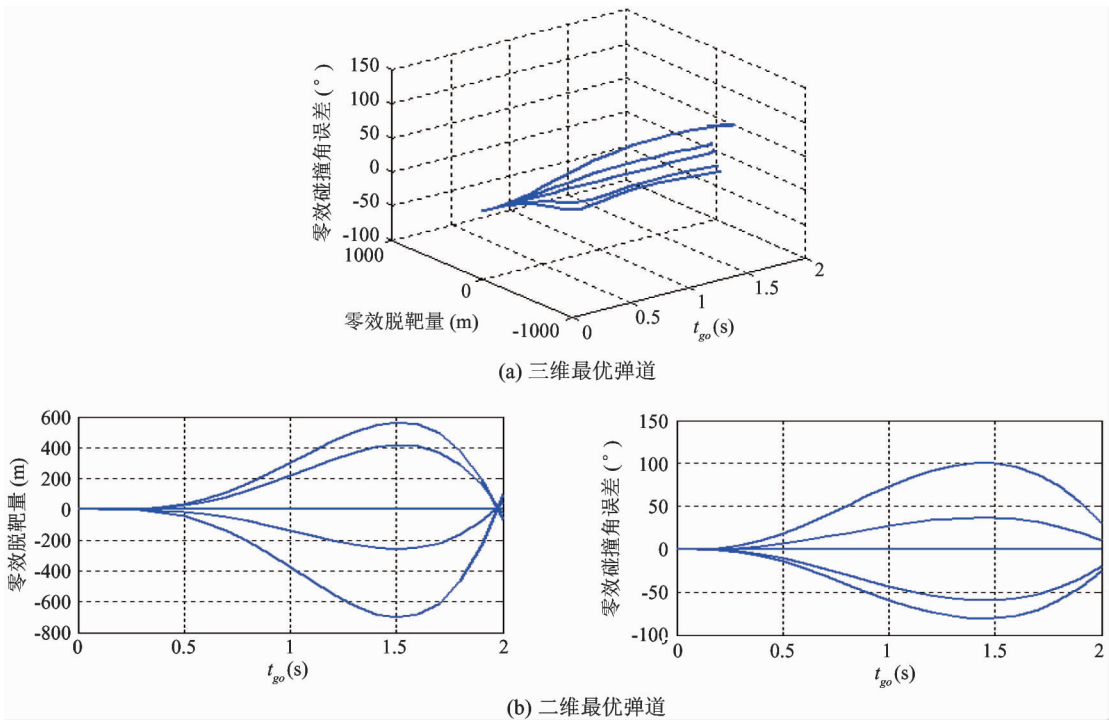


图 3 弹道分析 ($a, b \rightarrow \infty, N = 1$)

3 仿真结果及分析

如图 1 所示,主要针对二维非线性相对运动情形进行制导律的验证。假设拦截导弹和目标的初始

位置分别为 $(x_p = 0, y_p = 0)$ 和 $(x_E = 5000\text{m}, y_E = 0)$, 航向角 $\gamma_{p0} = 0, \gamma_{E0} = 0$, 飞行速度 $V_p = 1000\text{m/s}$, $V_E = 600\text{m/s}$, 对策双方的控制系统时间常数 $\tau_p = 0.2\text{s}$, $\tau_E = 0.2\text{s}$, 加权系数 $a = 10^6, b = 10^6, M = 10^{-5}, N \in \{0, 1, 2\}$ 。假设目标机动为具有一次时间

切换的“bang-bang”类型^[15],机动命令切换时间为 t_{sw} ,且最大机动能力为 $2g$,仿真中取 $t_{sw} = 1.5\text{s}$ 。

图4(a)为对策双方在不同期望碰撞角下的飞行弹道, $\gamma \in \{-60^\circ, -30^\circ, 0^\circ, 30^\circ, 60^\circ\}$, $N = 1$,相应的脱靶量和碰撞角误差如图5所示。从图中可以看出,所设计的制导律可以较高精度的拦截目标,且满足碰撞角度设计要求。图4(b)为对应不同期

望碰撞角的拦截导弹加速度变化曲线,对于机动目标而言,拦截导弹要求较高的机动性能以调整飞行弹道。由于在性能指标中采用了剩余飞行时间对控制命令加权,拦截导弹的峰值加速度出现较早,实现了弹道的及时调整,从而在制导末端并不要求导弹具有较强的机动性能。

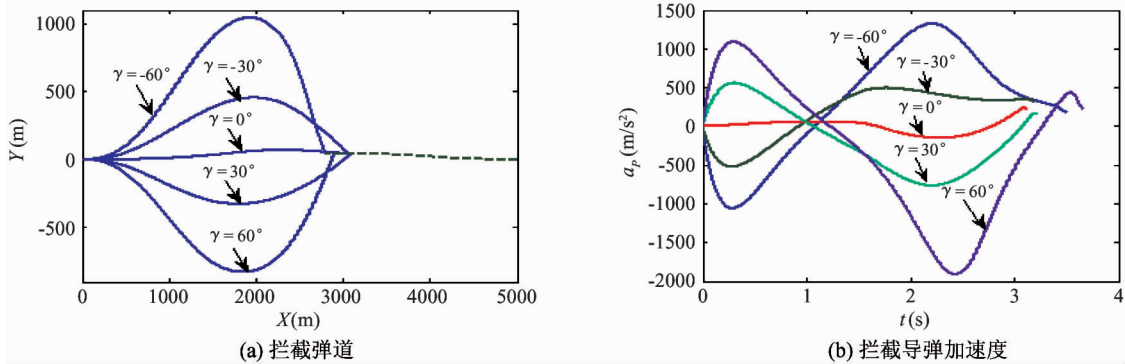


图4 不同期望碰撞角下的拦截弹道和拦截导弹加速度

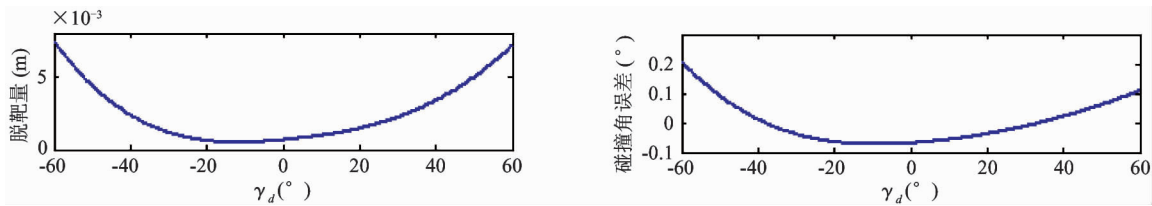


图5 脱靶量和碰撞角误差

图6(a)给出了对策双方在不同 N 值下的飞行弹道, $\gamma = 30^\circ$,相应的拦截导弹加速度变化曲线如图6(b)所示。从图中可以发现,随着 N 值的增加,加权部分在性能指标中所起的作用也越加明显,从而使得拦截导弹在制导末端的加速度随之减少。 $N = 0$ 对应于无剩余飞行时间加权的情形,拦截导弹

的峰值加速度出现在制导末端,而考虑剩余飞行时间加权的情形,峰值加速度被提前,拦截导弹具有较为充分的弹道调整时间,从而缓解了制导末端的机动性要求,但是 N 值的增加,也会带来峰值加速度的增加,如图中 $N = 2$ 的情形所示,因此 N 的选取应综合考虑。

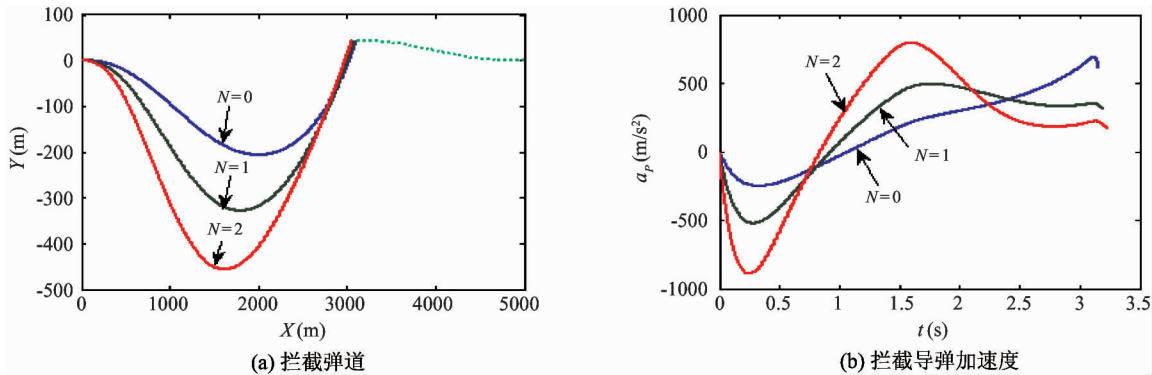


图6 不同 N 值下的拦截弹道和拦截导弹加速度

图 7(a) 为 b 分别取 1、100 和 10^6 时对目标进行拦截的弹道, 其中 $\gamma = 30^\circ, N = 1$ 。从图中可以看出, 随着 b 值的增加, 拦截导弹的飞行弹道逐渐向着满足期望碰撞角的方向调整。图 7(b) 为拦截导弹在不同飞行速度下实现目标拦截的弹道, 其中, $\gamma =$

$30^\circ, N = 1, V_p \in \{600, 800, 1000\} \text{ m/s}$ 。随着拦截导弹飞行速度的增加, 飞行时间随之减少而最大加速度随之增加, 飞行时间分别为 4.23s、3.638s 和 3.191s。

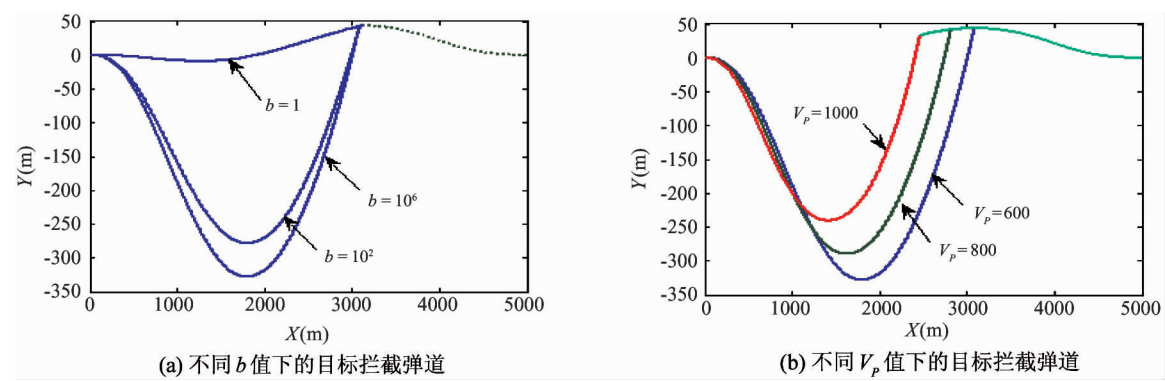


图 7 不同 b 值和 V_p 值下的目标拦截弹道

4 结 论

基于微分对策理论, 设计了一种具有碰撞角度约束的微分对策制导律, 该制导律可适用于对具有任意机动形式的目标的拦截。为降低拦截导弹制导末端的机动性要求, 采用剩余飞行时间对控制命令加权, 解决了在一般线性二次型优化中制导末端往往要求较大机动性能的问题, 因而具有较强的工程实际意义。非线性系统仿真表明该制导律可以满足较小脱靶量和碰撞角误差要求, 从而可以减少弹头半径, 提高导弹毁伤效果和命中概率。

参考文献

- [1] Ryoo C K, Cho H, Tahk M J. Closed-form solutions of optimal guidance with terminal impact angle constraint. In: Proceedings of the IEEE Conference on Control Applications, New York, USA, 2003. 504-509
- [2] Ryoo C K, Cho H, Tahk M J. Optimal guidance laws with terminal impact angle constraint. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2005, 28(4): 724-732
- [3] Ryoo C K, Cho H, Tahk M J. Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2006, 14(3): 483-492
- [4] Shaferman V, Shima T. Cooperative optimal guidance laws for imposing a relative intercept angle. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Minne-

- apolis, Minnesota: AIAA press, 2012. 1-14
- [5] Ratnoo A, Ghose D. State-dependent Riccati-equation-based guidance law for impact-angle-constrained trajectories. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2009, 32(1): 320-325
- [6] Shima T. Intercept-angle guidance. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34(2): 484-492
- [7] 花文华, 孟庆龄, 张拥军. 寻的导弹范数型微分对策制导律. *高技术通讯*, 2013, 23(4): 392-399
- [8] 花文华, 刘洋, 陈兴林. 具有终端约束的线性二次型微分对策制导律. *兵工学报*, 2011, 32(12): 1448-1455
- [9] Shima T, Golan O M. Linear quadratic differential games guidance law for dual controlled missiles. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2007, 43(3): 834-842
- [10] Dixon W. Optimal adaptive control and differential games by reinforcement learning principles. *Control Systems*, 2014, 34(3): 80-82
- [11] Lin F H, Liu Q, Zhou X W. Cooperative differential game for model energy-bandwidth efficiency tradeoff in the internet of things. *Communications*, 2014, 11(1): 92-102
- [12] Battistini S, Shima T. Differential games missile guidance with bearings-only measurements. In: Proceedings of 2013 IEEE 52nd Annual Conference on Digital Object Identifier, Firenze, Italy, 2013. 4218-4223
- [13] Falugi P, Kountouriotis P A, Vinter R B. Differential games controllers that confine a system to a safe region in

- the state space, with applications to surge tank control. *Automatic Control*, 2012, 57(1): 2778-2788
- [14] Margellos K, Lygeros J. Hamilton-jacobi formulation for reach-avoid differential games. *Automatic Control*, 2011, 56(8): 1849-1861
- [15] Prokopov O, Shima T. Linear quadratic optimal cooperative strategies for active aircraft protection. In: Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Minneapolis, USA, 2012. 1-23

Time-to-go weighted differential game guidance with terminal constraints

Hua Wenhua^{*}, Meng Qingling^{*}, Zhang Jinpeng^{**}
(^{*} China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009)

(^{**} Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Airborne Guided Weapons, Luoyang 471009)

Abstract

Based on the differential game theory, a time-to-go weighted differential game guidance law with impact angle constraints is presented for improvement of the warhead lethality and maneuvering performance of interception missiles. The derivation of this guidance law considers the worst-case target maneuver, so it is not limited to a specific target's maneuvering form. It makes an interception missile have enough time to adjust its trajectory to reduce the guidance terminal's need for the maneuverability because it uses the time-to-go weighting for the controlling command to advance the peak acceleration of the interception missile. The nonlinear system simulations were carried out and the results showed that the guidance law exhibited its excellent performance by providing a near-zero miss distance and an impact angle error, and reduced the terminal accelerations of the missile greatly.

Key words: guidance law, differential game, time-to-go weighting, impact angle constraint, maneuvering target interception