

超音速反舰导弹末端有损飞行弹道分析

张龙杰¹, 胡 慧¹, 张龙云²

(1. 海军航空大学, 山东 烟台 264000; 2. 山东大学 岩土与结构工程研究中心, 济南 250061)

摘要:提出了一种导弹有损飞行弹道分析方法。从系统控制的角度出发,考虑导引头和自动驾驶仪一阶和二阶动力学环节,建立了基于矢量方程的三维广义比例导引攻击模型。对于导弹末端突防过程中可能出现的典型故障模式,将其对攻击弹道的影响投射到末制导控制回路中,通过对末制导方程的仿真分析,建立了导弹在典型故障模式下的攻击弹道,给出了脱靶量。

关键词:超音速反舰导弹; 广义比例导引; 故障弹道; 脱靶量

本文引用格式:张龙杰,胡慧,张龙云. 超音速反舰导弹末端有损飞行弹道分析[J]. 兵器装备工程学报,2019,40(11):1-7.

Citation format:ZHANG Longjie, HU Hui, ZHANG Longyun. Analysis on Terminal Fault Trajectory of Supersonic Anti-Ship Missile[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2019,40(11):1-7.

中图分类号:TJ7

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2019)11-0001-07

Analysis on Terminal Fault Trajectory of Supersonic Anti-Ship Missile

ZHANG Longjie¹, HU Hui¹, ZHANG Longyun²

(1. Naval Aviation University, Yantai 264000, China;

2. Geotechnical & Structural Engineering Research Center, Shandong University, Jinan 250061, China)

Abstract: A lossy flight trajectory analysis method was proposed. From perspective of system control, a 3 dimensional true proportional navigation guidance attack model was established in form of vector equation by considering first-order and second-order kinetic characteristics of missile seeker and autopilots separately. For potential failure modes of missile during terminal penetration, by projecting its effect to the guidance and control loop, the attacking ballistic trajectory under different failure modes was obtained with TPN vector equation, and correlative miss distance is offers as well.

Key words: supersonic anti-ship missile; true proportional navigation; fault trajectory; miss distance

反舰导弹末端突防过程中,受到防御系统拦截后,出现的典型毁伤模式有3种^[1]:解体、哑弹以及偏航。在弹体受损偏航的情况下,由于毁伤部位和毁伤程度的不同,导弹的飞行弹道会随机多变。在不同飞行速度以及弹目距离下,导弹的飞行轨迹不同,对目标的脱靶量也不同,因此在分析导弹末端可能的杀伤区域以及舰载近程武器系统(CIWS)反导

靶场实验的安全性评估过程中,都必须深入分析反舰导弹损伤情况下飞行弹道以及对应的目标脱靶量。

围绕导弹损伤后的运动问题,国内外学者从不同角度进行了研究。文献[2]从反舰导弹实弹射击训练时,对航区内被保护设施威胁概率的求解需求出发,通过概率分析法建立了反舰导弹故障飞行落入概率计算模型,并进行了仿真计

收稿日期:2019-05-02;修回日期:2019-05-10

基金项目:国家自然科学基金项目(51809156);中国博士后科学基金项目(2016M600537)

作者简介:张龙杰(1983—),男,博士,讲师,主要从事武器控制技术研究,E-mail:ljcx1213@126.com;胡慧(1983—),男,硕士,工程师,主要从事信息与通信技术研究,E-mail:123614215@qq.com。

通讯作者:张龙云(1981—),女,博士,高级工程师,主要从事计算机模拟技术研究,E-mail:77959140@qq.com。

算。文献[3]从导弹武器装备子系统和分部件的可靠性和重要性出发,从初始发射异常、发动机故障、姿态控制系统故障等角度,通过仿真分析建立了导弹的典型故障弹道,研究成果对导弹靶场试验的安全控制工作具有积极的推动作用。文献[4]从舵机的角度分析了X型舵故障对导弹控制性能及命中点散布的影响,仿真结果指出,在一些极端初始条件下,舵机故障会使弹道畸变,导致导弹坠落。

本文从系统控制的角度出发,利用一阶和二阶控制环节对导引头和弹体自动驾驶仪的动力学特性进行模拟,在三维广义比例导引(TPN)攻击模型的基础上,对于导弹突防过程中出现的各种损伤模式,将其产生的影响映射到末制导控制回路中,通过对TNP攻击模型的仿真分析,对导弹在不同损伤模式下的飞行弹道进行研究。

1 坐标系

地面坐标系为固定坐标系,原点 O 位于末制导攻击时刻导弹质心在地面的投影点位置, x_0 轴指向东向, y_0 轴指向北向, z_0 轴指向天向。

平移坐标系的坐标原点 M 位于导弹的质心点位置,随导弹运动而平动,其余各轴与地面坐标系 $Ox_0y_0z_0$ 对应的各坐标轴保持平行,如图1所示。

图1中, T 为目标, v_t 为目标速度矢量, v_m 为导弹速度矢量, v_r 为相对速度矢量, R 为弹目视线矢量。

相对运动坐标系的坐标原点 M 位于导弹的质心点位置, y_r 轴始终指向目标 T ,即与视线矢量 R 保持一致, z_r 在视线转移平面 MTN 内,垂直于 y_r 轴,沿相对速度 v_r 方向为正, x_r 通过右手定则确定,如图1所示。

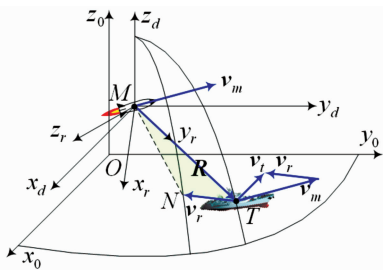


图1 导弹三维运动示意图

准弹体坐标系的原点位于导弹的质心点 M , x_b 轴沿导弹纵轴指向弹体头部, z_b 轴位于铅垂面内指向上方, y_b 轴通过右手定则确定,如图2所示。

舵机坐标系与导弹固连,原点位于导弹纵轴与舵机控制面的交点 M_c 上, x_c 轴与准弹体坐标系的 x_b 轴重合,弹体无滚转情况下,沿 x_b 轴观察, y_c 轴由原点 M_c 指向右上角区域的舵面, z_c 轴由原点 M_c 指向右下角区域的舵面,并与 x_c 和 y_c 轴构成右手坐标系,如图2。

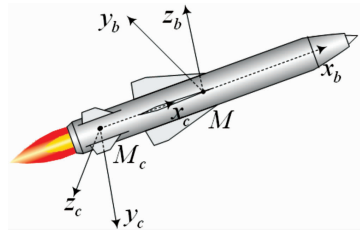


图2 舵机和准弹体坐标系

2 考虑弹体动力学环节的末制导方程

2.1 导引方程

将国际上通用的TPN导引律^[5-7]扩展到三维空间中,采用矢量法在相对运动坐标系 $Mx_r y_r z_r$ 下建立导弹的末制导方程,如图3。

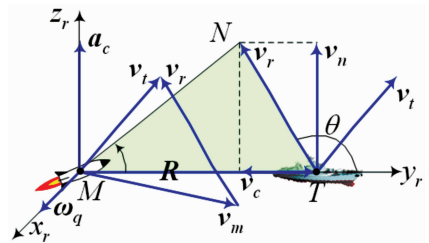


图3 相对运动坐标系

图3中, v_c 为法向相对速度矢量, v_n 为切向相对速度矢量, θ 为视线矢量 R 与相对速度矢量 v_r 之间的夹角, $\omega_q = \dot{q}_c$ 为视线转动角速度矢量, q_c 为视线角矢量。 a_c 为TPN指令加速度矢量,其大小正比于接近速度的大小 $|v_c|$ 和视线转动角速度大小 $|\dot{q}_c|$ 的乘积,即:

$$|a_c| = K |v_c| |\dot{q}_c| = K |v_c| |\omega_q| \quad (1)$$

式(1)中, K 为TPN比例系数。 a_c 施加在垂直于 R 的方向,与 v_n 方向相同,结合图3,根据矢量叉积运算的方向定义,有:

$$\frac{1}{|a_c|} a_c = \frac{1}{|v_c| |\omega_q|} (v_c \times \omega_q) \quad (2)$$

将式(1)代入式(2)中,得到:

$$a_c = K v_c \times \omega_q \quad (3)$$

下面求解 v_c 和 ω_q 。根据矢量点积运算的投影性质,相对速度矢量 v_r 在 R 上投影速度的大小为:

$$|v_c| = -|v_r| \cos\theta = -\frac{1}{|R|} (R \cdot v_r) \quad (4)$$

由于 v_c 与 R 方向相反,因此有:

$$v_c / |v_c| = -R / |R|$$

结合式(4)得到法向相对速度矢量 v_c 的求解表达式为:

$$v_c = -\frac{|v_c|}{|R|} R = \frac{1}{|R|^2} (R \cdot v_r) R$$

将上式代入式(3)中,得到:

$$a_c = \frac{K}{|R|^2} (R \cdot v_r) R \times \omega_q \quad (5)$$

对于质量为 m_t 的目标 T , 其相对导弹 M 转动的角动量矢量 L 为:

$$L = J_{ix} \omega_q = m_t |R|^2 \omega_q \quad (6)$$

式(6)中, $J_{ix} = m_t |R|^2$ 为目标 T 绕 x_r 轴的转动惯量。可以看出, 角动量矢量 L 的方向与视线转动角速度矢量 ω_q 的方向相同。

根据质点角动量的定义, 当质点与轴线的距离为 R 并且绕轴线作圆周运动时, 它的角动量 L 是 R 与质点的线性动量 P 的矢量积, 即:

$$L = R \times P = R \times (m_t v_r) = m_t R \times v_r \quad (7)$$

结合式(6)和式(7), 得到视线转移角速度矢量

$$\omega_q = (R \times v_r) / |R|^2 \quad (8)$$

将式(8)代入式(5)中, 得到导引加速度矢量方程为:

$$a_c = \frac{K}{|R|^4} (R \cdot v_r) R \times (R \times v_r) \quad (9)$$

式(9)即为三维空间中的 TPN 方程。

2.2 控制环节

由于导引头存在动力学环节, 视线转动角速度的输出值 \dot{q}_m 与理想值 \dot{q}_c 之间存在一定误差^[8], 为此考虑一阶导引头控制环节, 对应的标准传递函数为:

$$\frac{\dot{Q}_m}{\dot{Q}_c} = \frac{1}{T_k s + 1} \quad (10)$$

式(10)中, T_k 为导引头时间延迟常数。一阶控制环节对应的控制结构示意图如图4。

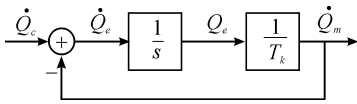


图4 一阶导引头环节

由图4得到求解一阶控制环节的微分方程为:

$$\begin{cases} dq_e/dt = \dot{q}_c - q_e/T_k \\ \dot{q}_m = q_e/T_k \end{cases} \quad (11)$$

式(11)中, \dot{q}_c , q_e 和 \dot{q}_m 依次为 \dot{Q}_c , Q_e 和 \dot{Q}_m 的拉氏反变换; \dot{q}_c 为理想情况下的视线转动角速度; q_e 为中间变量, \dot{q}_m 为实际的输出值。

对于弹体自动驾驶仪, 简化情况下, 一般采用一阶控制环节^[9-11]进行分析, 由于弹体自动驾驶仪往往呈现出高阶动态特性^[12], 为了准确模拟导引指令加速度 a_c 与弹体实际输出加速度 a_m 的关系, 本文以二阶控制环节对弹体自动驾驶仪的高阶动态特性进行模拟, 对应的标准传递函数为:

$$\frac{A_m}{A_c} = \frac{\omega^2}{s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2} \quad (12)$$

式(12)中, ζ 为弹体阻尼比; ω 为弹体无阻尼振荡频率。二阶控制环节对应的控制结构示意图如图5。

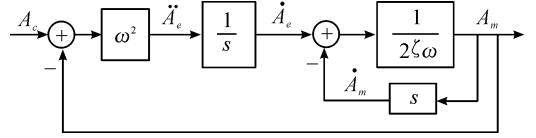


图5 二阶自动驾驶仪环节

由图5得到求解二阶控制环节的微分方程为:

$$\begin{cases} d\dot{a}_e/dt = \omega^2 (a_c - a_m) \\ da_m/dt = \dot{a}_e - 2\zeta\omega a_m \end{cases} \quad (13)$$

式(13)中, a_c , \dot{a}_e 和 a_m 依次为 A_c , \dot{A}_e 和 A_m 的拉氏反变换; a_c 为 TPN 指令加速度; \dot{a}_e 为中间变量; a_m 为实际的输出值。

假设地面坐标系 $Ox_0y_0z_0$ 下导弹和目标的速度和位置矢量分别为 v_m, v_t 以及 R_m, R_t , 则有 $v_r = v_t - v_m$, $R = R_t - R_m$, 再结合式(5)和式(8)~(13), 得到考虑导引头和弹体自动驾驶仪动态特性的 TPN 末制导方程为:

$$\begin{cases} \dot{q}_c = (R_t - R_m) \times (v_t - v_m) / |R_t - R_m|^2 \\ dq_e/dt = \dot{q}_c - q_e/T_k \\ \dot{q}_m = q_e/T_k \\ a_c = \frac{K[(R_t - R_m) \cdot (v_t - v_m)]}{|R_t - R_m|^2} (R_t - R_m) \times \dot{q}_m \\ d\dot{a}_e/dt = \omega^2 (a_c - a_m) \\ da_m/dt = \dot{a}_e - 2\zeta\omega a_m \end{cases} \quad (14)$$

初值条件 $a_m = 0, q_e = 0, \dot{a}_e = 0$ 。

3 故障模式及处理

3.1 故障分类

导弹被 CIWS 弹丸击中后, 会出现多种故障, 表1给出了导弹末端突防过程中的几类典型故障及对应的部件。

表1 导弹制导与控制系统故障模式

序号	部件	故障表现	对导弹影响
1	控制舵	卡死	恒值加速运动
2	发动机	推力下降	纵向控制能力降低
3	导引头	丢失目标	飞向目标记忆点
4	惯导陀螺	丢失姿态信息	姿态失稳
5	高度表	丢失高度信息	高度失调
6	加速度计	丢失速度信息	速度失控

在对各类故障模式进行分析时, 假设导弹不具有故障自修复能力, 或者对于具有容错控制^[13]的导弹, 所有故障都超出了其容错控制的范围。

由式(14)计算得到的 $a_m = [a_{0x} \ a_{0y} \ a_{0z}]$, 是地面坐标系 $Ox_0y_0z_0$ 下的矢量, 在准弹体坐标系 $Mx_b y_b z_b$ 下的表示为:

$$a_{bm} = [a_e \ a_\theta \ a_\psi] = a_m M_{b0} =$$

$$a_m \begin{bmatrix} \cos\vartheta \cos\psi & \cos\vartheta \sin\psi & \sin\vartheta \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ -\sin\vartheta \cos\psi & -\sin\vartheta \sin\psi & \cos\vartheta \end{bmatrix} \quad (15)$$

式(15)中, M_{b0} 为地面坐标系 $Ox_0y_0z_0$ 到准弹体坐标系 $Mx_b y_b z_b$ 的转换矩阵; a_e 为导弹沿弹体纵轴方向的加速度, 主要由发动机推力提供; a_θ, a_ψ 主要由舵面偏转产生。

下面分别对故障模式下3个方向的加速度大小进行分析。

3.2 故障处理

3.2.1 控制舵故障

导弹采用“×”型正交舵, 图6为从弹体尾部观察“×”型正交舵的布局示意图。

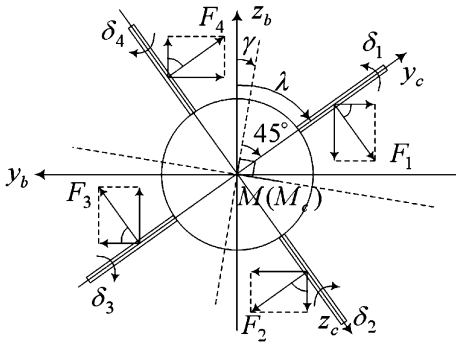


图6 “×”型正交舵示意图

图6中, 导弹滚转角 γ 为零时, 从右上角顺时针开始, 各舵面依次编号1~4, 对应的舵偏角为 $\delta_1 \sim \delta_4$, 并规定使导弹右偏、低头和右滚转的舵偏角为正。

下面推导“×”型正交舵偏转过程中, 在准弹体坐标系 $Mx_b y_b z_b$ 下对应的等效舵偏角。如图6所示, 对于“×”型正交舵, 各舵面偏转过程中, 在准弹体坐标系的 y_b 轴和 z_b 轴方向的合力大小分别为:

$$F_{by} = -F_1 \cos\lambda + F_2 \sin\lambda + F_3 \cos\lambda - F_4 \sin\lambda \quad (16)$$

$$F_{bz} = -F_1 \sin\lambda - F_2 \cos\lambda + F_3 \sin\lambda + F_4 \cos\lambda$$

式(16)中, $\lambda = \gamma + \pi/4$ 为各个舵面与准弹体坐标系的 z_b 轴所成的角, $\lambda \in [0^\circ, 360^\circ]$, 顺时针转动为正; $F_i (i=1, 2, 3, 4)$ 为舵面偏转引起的空气动力分量, 是对应的舵偏角 δ_i 的函数, 又记作 $F_i(\delta_i)$ 。对于确定的舵结构, 假设各舵面面积相等, 有:

$$F_i(\delta_i) = K_\delta \delta_i \quad (17)$$

式(17)中, K_δ 为单位舵偏角产生的空气动力在 $M_c y_c z_c$ 平面上的投影大小。从而式(16)转化为:

$$F_{by} = K_\delta (-\delta_1 \cos\lambda + \delta_2 \sin\lambda + \delta_3 \cos\lambda - \delta_4 \sin\lambda) \quad (18)$$

$$F_{bz} = K_\delta (-\delta_1 \sin\lambda - \delta_2 \cos\lambda + \delta_3 \sin\lambda + \delta_4 \cos\lambda)$$

对应的滚转力矩为:

$$M_\gamma = \sum_{i=1}^4 \frac{L}{2} F_i(\delta_i) = \frac{K_\delta L}{2} (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) \quad (19)$$

式(18)、式(19)中, L 为横滚力臂。假设“×”型正交舵的等效俯仰、偏航以及滚转舵偏角分别为 $\delta_\theta, \delta_\psi$ 和 δ_γ , 即有 $F_{by} = K_\delta \delta_\theta, F_{bz} = K_\delta \delta_\psi$ 以及 $M_\gamma = K_\delta L \delta_\gamma / 2$, 结合式(18)、式(19)得:

$$\delta_\theta = -(\delta_1 - \delta_3) \cos\lambda + (\delta_2 - \delta_4) \sin\lambda$$

$$\delta_\psi = -(\delta_1 - \delta_3) \sin\lambda - (\delta_2 - \delta_4) \cos\lambda \quad (20)$$

$$\delta_\gamma = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4$$

式(20)即为“×”型正交舵到等效舵偏角的转换模型。

下面分析等效舵偏角到“×”型正交舵各舵面的分解方法, 为此定义 $\delta_d = \delta_1 + \delta_3$, 结合式(20)得到

$$\delta_1 = (-\delta_\theta \cos\lambda - \delta_\psi \sin\lambda + \delta_d) / 2$$

$$\delta_2 = [\delta_\theta \sin\lambda - \delta_\psi \cos\lambda + (\delta_\gamma - \delta_d)] / 2 \quad (21)$$

$$\delta_3 = (\delta_\theta \cos\lambda + \delta_\psi \sin\lambda + \delta_d) / 2$$

$$\delta_4 = [-\delta_\theta \sin\lambda + \delta_\psi \cos\lambda + (\delta_\gamma - \delta_d)] / 2$$

式(21)的解不唯一, 这是由于对于“×”型正交舵同样的舵效会存在多种操舵方式, 式(22)给出的是一种工程解决方案:

$$\delta_d = \begin{cases} 0, & \delta_f \geq |\delta_\gamma| \\ (\delta_\gamma - \delta_f) / 2, & \delta_f < |\delta_\gamma| \\ \delta_\gamma, & \delta_f \leq -|\delta_\gamma| \end{cases} \quad (22)$$

式(22)中, $\delta_f = |\delta_1 - \delta_3| - |\delta_2 - \delta_4|$ 。舵面偏转后, 最终将改变导弹在不同方向的机动能力。假设舵偏角大小与对应的加速度近似成线性关系, 在舵机坐标系 $M_c x_c y_c z_c$ 下, 由舵偏角 $\delta_i (i=1, 2, 3, 4)$ 引起的导弹加速度 a_{ci} 以及绕弹体滚动的角速度大小 ω_i 分别为:

$$a_{ci} = k_a \delta_i, \quad \omega_i = k_\omega \delta_i \quad (23)$$

式(23)中, k_a, k_ω 为常数。在舵机坐标系 $M_c x_c y_c z_c$ 下, 对于单个控制舵, 由于舵偏角最大时对应的加速度值以及滚转角速度值分别达到最大值 a_{\max} 和 ω_{\max} , 因此式(19)转化为:

$$a_{ci} = k_a \delta_i, \quad \omega_i = k_i k_a \delta_i \quad (24)$$

式(24)中, 系数 $k_i = \omega_{\max} / a_{\max}$ 。定义 $\omega_d = k_i (a_{c1} + a_{c3})$, 再参考式(21), 得到舵机坐标系 $M_c x_c y_c z_c$ 下各舵面产生的加速度的大小为:

$$a_{c1} = (-a_\theta \cos\lambda - a_\psi \sin\lambda + \omega_d / k_i) / 2$$

$$a_{c2} = [a_\theta \sin\lambda - a_\psi \cos\lambda + (\omega_m - \omega_d) / k_i] / 2 \quad (25)$$

$$a_{c3} = (a_\theta \cos\lambda + a_\psi \sin\lambda + \omega_d / k_i) / 2$$

$$a_{c4} = [-a_\theta \sin\lambda + a_\psi \cos\lambda + (\omega_m - \omega_d) / k_i] / 2$$

式(25)中, $\omega_m = k_i (a_{c1} + a_{c2} + a_{c3} + a_{c4})$ 为等效滚转角速度。对于 ω_d , 根据式(22), 有:

$$\omega_d = \begin{cases} 0, & a_f \geq |\omega_m| \\ (\omega_m - k_i a_f) / 2, & a_f < |\omega_m| \\ \omega_m, & a_f \leq -|\omega_m| \end{cases} \quad (26)$$

式(26)中, $a_f = |a_{c1} - a_{c3}| - |a_{c2} - a_{c4}|$ 。将式(25)向准弹体坐标系 $Mx_b y_b z_b$ 下分解, 得到“×”型正交舵各舵面在准弹体

坐标系下产生的加速度矢量为:

$$\mathbf{A}_1 = (\omega_{1x} \ a_{1y} \ a_{1z}) = a_{c1} (k_i \ -\cos\lambda \ -\sin\lambda)$$

$$\mathbf{A}_2 = (\omega_{2x} \ a_{2y} \ a_{2z}) = a_{c2} (k_i \ \sin\lambda \ -\cos\lambda)$$

$$\mathbf{A}_3 = (\omega_{3x} \ a_{3y} \ a_{3z}) = a_{c3} (k_i \ \cos\lambda \ \sin\lambda)$$

$$\mathbf{A}_4 = (\omega_{4x} \ a_{2y} \ a_{2z}) = a_{c4} (k_i \ -\sin\lambda \ \cos\lambda)$$

由于舵偏角与对应的加速度值成线性关系,当第 i ($i = 1, 2, 3, 4$) 号舵面发生故障后,得到舵面卡死角为 δ_{ci} ($\delta_{ci} \in [-\delta_{\max}, \delta_{\max}]$) 时对应的加速度值 a'_{ci} , 即:

$$a'_{ci} = a_{\max} \delta_{ci} / \delta_{\max}$$

则该舵面卡死后,产生的加速度矢量 \mathbf{A}'_i 为:

$$\mathbf{A}'_i = \mathbf{A}_i a'_{ci} / a_{ci}$$

当第 i 号舵面正常工作时,取 $\mathbf{A}'_i = \mathbf{A}_i$, 则导弹舵面卡死时,在滚转、俯仰以及偏航方向的实际加速度大小为:

$$(\omega_m \ a'_\theta \ a'_\psi) = \sum_{i=1}^4 \mathbf{A}'_i \quad (27)$$

舵面卡死后会引起导弹滚转,对于出现的滚转角 ω_e , 只需令 $\omega_m = \omega_m - \omega_e$, 再根据式(26)对各舵面需要承担的加速度分量进行分配即可。

3.2.2 其他系统故障

在准弹体坐标系 $Mx_b y_b z_b$ 下,发动机推力对 x_b 方向的机动能力产生影响。正常情况下,发动机以最大推力工作时,在 x_b 方向会产生最大正加速度 $a_{+\max}$, 发动机停止工作时,由于空气阻力会在 x_b 方向产生最大负加速度 $a_{-\max}$, 因此导弹在 x_b 方向的机动能力为 $a_{+\max} [k_{-e}, 1]$, 其中 $k_{-e} = (a_{-\max} / a_{+\max}) < 0$ 。

这样,发动机故障后,可以利用加速度系数 $k_b \in [k_{-e}, 1]$, 得到在弹体纵轴方向的实际加速度 a'_e , 即:

$$a'_e = k_b a_e$$

对于 3~6 号部件故障,假设故障发生的时刻为 t_f , 根据表 1, 当 3~6 号部件发生故障后导引系统无法获取攻击参数的更新数据,此时系统将按照该参数在 t_f 时刻的记忆值解算 a_m , 准弹体坐标系下对应的实际加速度大小 a'_e, a'_θ 以及 a'_ψ 可通过转换矩阵 M_{b0} 得到,不再展开分析。

3.3 损伤导弹质心运动方程

由本文 3.2 节计算得到的 a'_e, a'_θ 以及 a'_ψ , 是导弹在准弹体坐标系 $Mx_b y_b z_b$ 下各轴的实际加速度大小,其在地面坐标系 $Ox_0 y_0 z_0$ 下的矢量表示为:

$$a_{0m} = [a'_e \ a'_\theta \ a'_\psi] M_{0b} \quad (28)$$

式(28)中, $M_{0b} = M_{b0}^T$ 为准弹体坐标系 $Mx_b y_b z_b$ 到地面坐标系 $Ox_0 y_0 z_0$ 的转换矩阵。则地面坐标系 $Ox_0 y_0 z_0$ 下导弹部件损伤后的质心运动方程为:

$$\begin{cases} dv_m/dt = a_{0m} \\ dR_m/dt = v_m \end{cases} \quad (29)$$

式(14)和式(29)构成了完整的导弹有损飞行弹道方程。

4 仿真与分析

4.1 无损飞行弹道

在地面坐标系 $Ox_0 y_0 z_0$ 下,取 $R_m = (0, 0, 1.0)$ km, $R_t = (16, 19.2, 0)$ km, $v_m = (287, 800, -15)$ m/s (即 $2.5Ma$), $v_m = (16, 4, 0)$ m/s (即 3.2 节), 弹目初始距离 25 km, 导弹在俯仰和偏航方向的最大过载为 $5g$, 沿弹体纵轴最大过载 $10g$, 最大滚转速度 15 ($^\circ$)/s, 目标以恒定速度作圆周规避机动, 最大机动角速度 $\omega_{\max} = 1.7$ ($^\circ$)/s, 导引头时间延迟常数 $T_k = 0.45$, 弹体阻尼比 $\zeta = 0.75$, 无阻尼振荡频率 $\omega = 1.0$, 仿真步长 $h = 0.01$ s, 由式(14)和式(29)得到导弹无损攻击弹道。如图 7。

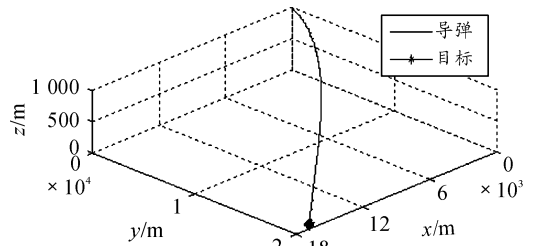


图 7 无损攻击弹道

导弹无损情况下,最小弹目距离 0.04357 m, 脱靶量几乎为零。

4.2 有损飞行弹道

表 1 中给出了 6 类典型故障模式实际对应 9 种故障源(舵面故障时存在 4 种故障源), 根据二项式定理, 共存在 $2^9 - 1 = 511$ 种故障组合, 这里只对单故障源下的飞行弹道进行分析, 其他故障模式可首先将对应的故障源叠加然后再进行分析。

典型舰载 CIWS 的最大拦截距离^[14]一般在 $1.5 \sim 5$ km 的范围内, 为此假设各种故障发生时, 弹目距离均为 2.5 km, 对于舵面故障, 分别取卡死角 δ_{ci} 为零和 $\pm \delta_{\max}$ 时的情况进行分析, 其余条件同 4.1 节, 由式(14)及式(25)~(29)得到 1~4 号舵面在不同卡死角 δ_{ci} 时导弹的脱靶量大小 $L_1 \sim L_4$, 结果如表 2 所示。

表 2 舵面卡死时的脱靶量

δ_{ci}	L_1/m	L_2/m	L_3/m	L_4/m
δ_{\max}	1 370.48	1 363.70	429.63	428.63
0	0.42	0.054	0.42	0.049
$-\delta_{\max}$	428.90	427.90	1 362.90	1 363.67

图 8(a)~图 8(d) 分别给出了 1~4 号舵面故障后, 对相应攻击弹道的仿真结果, 为了便于显示, 只绘出了弹目距离小于 5 km 时的攻击弹道。

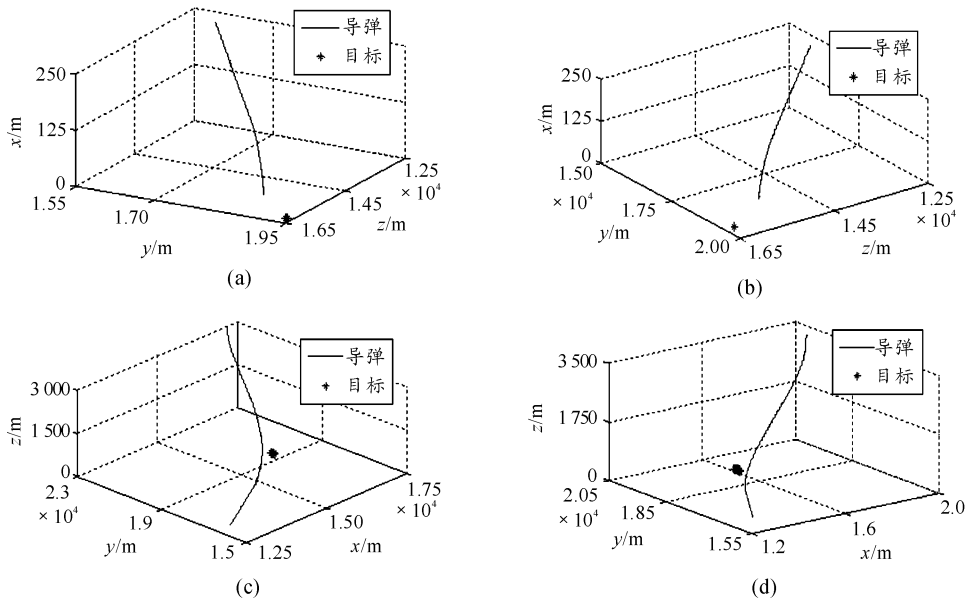


图8 1~4号舵面故障后的攻击弹道

分析表2和图8,当舵面卡死在正最大舵偏角时,1或2号舵面使导弹低头的效应明显,使导弹提前落水,从而引起较大的脱靶量,3或4号舵面使导弹抬头的效应明显,此时脱靶量会较小。当舵面卡死在负最大舵偏角时,情况正好相反。

此外,由于假设正常飞行中导弹滚转角为零,因此1和2号舵面以及3和4号舵面卡死在最大舵偏角位置时,对应的脱靶量分别近似相等。由于末端导弹已经精确对准目标,控制舵指令偏转角很小,因此当舵面卡死在中央位置时脱靶量很小。

对于发动机故障,取 $k_{-e} = -0.6$,由式(14)计算得到 $k_b = 0, 0.5$ 以及 k_{-e} 时导弹对目标的脱靶量均位于 $0.043\ 60 \sim 0.043\ 61\ \text{m}$ 之间,可见发动机故障对脱靶量的影响很小。

3~6号部件的故障处理方式同3.2.2节,仿真初始条件同4.1节,由式(14)得到各部件故障后引起的脱靶量,结果如表3。

表3 参数丢失时的脱靶量

部件	导引头	惯导陀螺	高度表	加速度计
脱靶量/m	21.02	0.31	322.68	1 895.46

图9(a)和图9(b)分别给出了5和6号部件故障后,对相应攻击弹道的仿真结果,为了便于显示,同样只绘出了弹目距离小于5 km时的弹道。对于3和4号部件故障下的飞行弹道,由于脱靶量较小,不再示出。

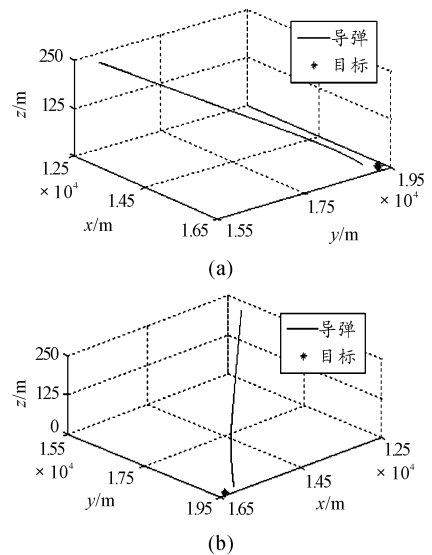


图9 5~6号部件故障后的攻击弹道

综合表2、表3以及图8、图9,舵面卡死时,脱靶量的大小与卡死角的大小和位置有关,当舵面卡死角较小时,导弹仍然可能命中目标;发动机推力下降后,导弹依然能够在惯性力的作用下飞向目标,对脱靶量的影响不大;在攻击末端丢失目标后,导弹会飞向目标记忆点,依然会保持较小的脱靶量;高度表和加速度计故障后,制导系统会按照错误的参数进行导引攻击,从而造成较大的脱靶量;对于惯导陀螺故障,由于仅仅影响导弹自身的姿态参数,而在末端导弹的姿态趋于稳定,因此基本对命中精度无影响。

5 结论

本文建立了考虑到弹体及导引头动力学特性的三维 TNP 矢量方程,从系统控制的角度出发,总结归纳出导弹末端突防过程中可能出现的典型故障模式,初步分析了导弹有损飞行弹道,仿真给出了脱靶量,对于分析导弹末端可能的杀伤区域以及舰载 CIWS 反导靶场实验的安全性评估具有重要的参考作用。

实际情况下,导弹末端突防过程中,各类故障发生的概率以及时间都是不同的,在具体应用中要通过对导弹的易损性分析^[15],建立各类故障的诊断和判读模型,确保为有损飞行弹道的分析研究提供准确的初始化环境。

参考文献:

[1] 王诚成,谢晓方,孙涛,等.反舰导弹易损性模型分析[J]. 弹箭与制导学报,2013,33(1):67-76.

[2] 姚斌,黄新松,刘铁.反舰导弹故障飞行落入概率计算方法研究[J]. 战术导弹技术,2013(6):31-35.

[3] 王大志,张建立.动基座飞行器故障弹道仿真[J]. 科技创新导报,2013(9):103-104.

[4] 林木,贾旭山,张凯.舵机卡死对 X 型舵飞航导弹控制性能的影响[J]. 弹道学报,2016,28(4):52-56.

[5] RAFAEL Y. Modern missile guidance[M]. Florida: CRC Press,2008:9-19.

[6] 陈永恒,相升海,姜登维,等.带有攻击时间控制的修改比例导引法研究[J]. 兵器装备工程学报,2018,39(5):88-92.

[7] LI K B, CHEN L, BAI X Z. Differential geometric modeling of guidance problem for interceptors[J]. Sci China Tech

Sci,2011,54:2283-2295.

[8] EI-SHEIKH G A. Performance investigation of a homing guided missile with positioning the seeker antenna[C]// Proceedings of the Twenty First National Radio Science Conference,2004:1-10.

[9] CHEN R H, SPEYER J L, LIANOS D. Optimal intercept missile guidance strategies with autopilot lag[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(4):1264-1272.

[10] ZHOU D, ZHANG Y A, DUAN G R. Multiple model adaptive twostep filter and motion tracking sliding-mode guidance for missiles with time lag in acceleration[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences,2004,47(156):81-89.

[11] RYOO C K, SHIN H S, TAHK M J. Energy optimal waypoint guidance synthesis for antiship missiles[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2010,46(1):80-95.

[12] 曲萍萍,周荻.考虑导弹自动驾驶仪二阶动态特性的导引律[J]. 系统工程与电子技术,2011,33(10):2263-2267.

[13] 刘湘崇,梁彦,程咏梅,等.导弹控制系统的容错控制研究[J]. 控制与决策,2006,21(10):1185-1189.

[14] KELVIN F. CIWS: The last-ditch defense[J]. Naval Forces,2008(4):18-20.

[15] WASMUND T L. New model to evaluate weapon effects and platform vulnerability: AJEM[J]. Wstiac Newsletter, 2001(2):1-3.

(责任编辑 周江川)