

空-空导弹投放系统误差与误差敏感度分析

赵洪亮 毛士艺 李少洪

(北京航空航天大学电子工程系, 北京, 100083)

ANALYSIS OF ERRORS SENSITIVITY FOR AIR-TO-AIR MISSILE LAUNCH CONTROL PARAMETERS

Zhao Hongliang, Mao Shiyi, Li Shaohong

(Dept. of Electronic Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

摘 要 空对空导弹发射控制参数的计算及其误差分析,是保证攻击有效性的重要环节。介绍了前置追踪攻击原理,给出了空空导弹发射控制参数的计算模型,建立了系统误差分析的仿真结构,提出用小扰动法来研究发射控制参数与扰动误差源的敏感关系,并进行了敏感度计算。

关键词 空空导弹 导弹发射 误差分析

中图分类号 E927, V249. 12

Abstract The analysis of errors and computation on air-to-air missile launch and control parameters are an important link to ensure an effective attack. The lead-pursuit attack mode is described and a model to compute missile launch and control parameters is given. The computer simulation constructure of missile delivery errors analysis is established and the sensitivities of the missile launch and control parameters to error sources are studied based on the small perturbation method.

Key words air to air missile missile launching error analysis

空空导弹分为定轴发射和离轴发射状态^[1]。离轴发射,扩大了可攻击区域,增加了发射机会,更好地发挥了空空导弹的攻击能力^[2~4]。

导弹成功地摧毁目标的概率是与目标、载机和导弹性能及空战动态环境等许多因素有关^[5]。要求测量目标当前参数并预测未来状态,进行发射及制导计算。涉及到通信工程与信息理论,控制理论与飞行动力学。不仅是系统分析问题,而且是系统综合问题^[6]。导弹发射控制参数的计算及其误差分析,是保证攻击有效性的重要前提。包括前置角误差(LAE_{az}, LAE_{ad}),导弹头部瞄准角(导引头预定角 $\mathbf{W}_A, \mathbf{H}_A$), E-偏差(初始航向偏差 EB_{az}, EB_{ad}),允许的操纵误差(ASE)计算,其中有随机误差,扰动误差,以及系统偏差。不同的误差源对导弹发射控制参数误差贡献是不同的,这就是敏感度问题。导弹投放控制系统误差分析的研究,一方面包含误差源对发射控制参数的综合误差,另一方面包含误差的合理再分配。系统误差分析,是评估空空导弹和载机组合系统有效性的有力工具,具有重要意义。

1 前置追踪攻击原理

前置追踪是要求在追踪过程每一瞬间,攻击机指向导弹与目标的前置碰撞点,在满足发

1995-08-28 日收到, 1995-12-07 日收到修改稿

射条件时发射空空导弹,实现前置追踪攻击。如图 1 所示。前置追踪的攻击几何满足

$$(V_A + \Delta V_m)\sin F = V_T \sin B \tag{1}$$

$V_M = V_A + \Delta V_m$ 是导弹速度, V_A 是发射导弹时刻的载机速度; ΔV_m 是导弹相对于载机的平均速度; V_T 是目标速度; F 是前置角; B 是目标视线角。

攻击机从目标的不同方位对其实施攻击,将要求不同的前置角。在 $V_A = V_T = 350\text{m/s}$, $\Delta V_m = 242.8\text{m/s}$ 时,可知其最大前置角不超过 37° 。

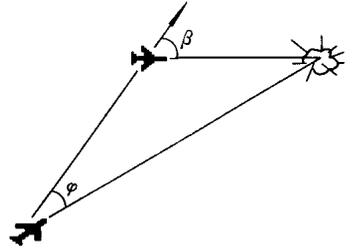


图 1 前置追踪攻击

2 导弹发射控制参数计算及其误差分析方法

2.1 误差源的考虑与系统误差分析过程

由测量设备本身限制的测量的不确定性造成随机误差,如机载雷达对斜距、方位角和俯仰角的测量;测量设备动态滞后产生的偏差,可由输入参量和设备的动态特性来预测;某些飞行数据的测量被当作扰动误差源,如载机速度及其分量、高度和大气压、飞机姿态角、攻角和侧滑角等。

系统误差分析的过程与仿真结构,如图 2 所示。其中包括误差的引入,发射控制参数的计算以及计算过程中的坐标变换关系等。

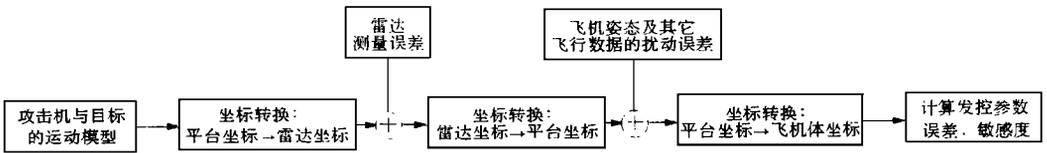


图 2 系统误差分析与仿真流程结构

2.2 导弹发射控制参数计算

飞机和目标的运动模型建立在相对于大地静止不动的平台坐标系里。坐标原点位于起始时刻飞机质心处的空间位置, Ox_P 轴为初始时刻的飞机水平速度矢量方向, Oz_P 轴垂直向上, Oy_P 轴由右手螺旋规则确定。目标的相对位置和速度分别为

$$(x^P, y^P, z^P)^T = (x^T - x^A, y^T - y^A, z^T - z^A)^T \tag{2}$$

$$(x^a, y^a, z^a)^T = (x^T - x^A, y^T - y^A, z^T - z^A)^T \tag{3}$$

算出攻击机姿态角(偏航角 W 俯仰角 H 横滚角 α)^[6],将目标变换到飞机体坐标系,由下式计算前置角误差

$$\sin(LAE_{az}) = (Q\dot{W} + \Delta V_m \sin W f_1) / V_M \tag{4}$$

$$\sin(LAE_{el}) = (Q\dot{H} + \Delta V_m \cos W \sin(H + A_T) f_1) / V_M \tag{5}$$

式中: A_T 是飞机攻角; Q 是目标距离, f_1 是一个考虑了导弹最大气动力距离的系数,目标视线及其变化率为 $(\dot{W}, \dot{H}, \dot{W}, \dot{H})$ 。在导引头天线坐标系中,由下式计算头部瞄准角

$$W_{IA} = \arctan(-y_s/x_s) \tag{6}$$

$$H_{IA} = \arctan(y_s \cos W_{IA} / x_s) \tag{7}$$

$$EB_{az} = \cos\langle_m(W - LAE_{az}) + \sin\langle_m(H - LAE_{cl}) \quad (8)$$

$$EB_d = \cos\langle_m(H - LAE_d) - \sin\langle_m(H - LAE_{az}) \quad (9)$$

可允许的操纵误差(ASE)是与导弹性能有关的,一般写为

$$ASE = ASE_{\max} f_2 \quad (10)$$

2.3 小扰动分析方法与导弹发射控制参数的误差敏感度

(1) 用于导弹发射控制参数误差分析的小扰动分析方法 小扰动方法,就是把系统的特征函数表达为泰勒展开式。如对 n 维矢量的标量函数 $H(X) = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 的泰勒展开式可写为

$$f(X) = f(X_0) + g^T(X_0)(X - X_0) + \frac{1}{2}(X - X_0)H(X)(X - X_0) + \dots \quad (11)$$

$g(X_0) = \partial f / \partial X |_{X=X_0}$ 为梯度矢量, $H(X)$ 为雅可比矩阵(或 Hessian 矩阵)。 $X = X - X_0$ 称为在工作点(X_0)处的小扰动。在导弹发射控制参数的分析中,涉及到的变量往往有 10 多个,(如雷达测量值 Q_n, W_n, α_n , 马赫数 Ma, V_A 及其分量 V_x, V_y, V_z , 高度 h_a , 飞机姿态 $W, H <$ 攻角 A 大气压 1_s 等等),其函数的展开式中,二阶导数项可达上百个,高次项则更多。假设扰动很小,为简化分析,将只考虑一阶导数项。

因此方位前置角误差 $LAE_{az}(Q, x_a, y_a, x_a^a, y_a^a, M, V_M, h_a, P_s)$ 的函数展开为

$$\begin{aligned} LAE_{az} = & \frac{\partial LAE_{az}}{\partial Q} Q + \frac{\partial LAE_{az}}{\partial x_a} x_a + \frac{\partial LAE_{az}}{\partial y_a} y_a + \frac{\partial LAE_{az}}{\partial x_a^a} x_a^a + \frac{\partial LAE_{az}}{\partial y_a^a} y_a^a + \frac{\partial LAE_{az}}{\partial h_a} h_a + \\ & \frac{\partial LAE_{az}}{\partial P_s} P_s + \frac{\partial LAE_{az}}{\partial M} M + \frac{\partial LAE_{az}}{\partial V_M} V_M \end{aligned} \quad (12)$$

其中: x_a, y_a, x_a^a, y_a^a 又是 $x_p, y_p, z_p, W, H <$ 的函数,需进一步展开。如 x_a 变为

$$x_a = \frac{\partial x_a}{\partial x_p} x_p + \frac{\partial x_a}{\partial y_p} y_p + \frac{\partial x_a}{\partial z_p} z_p + \frac{\partial x_a}{\partial W} W + \frac{\partial x_a}{\partial H} H + \frac{\partial x_a}{\partial <} < \quad (13)$$

同样得到 y_a, x_a^a 和 y_a^a 。由此计算出方位前置角误差的总误差 LAE_{az} 。类似地,得到其它导弹发射控制参数的误差 $LAE_d, W_n, H_n, EB_{az}, EB_{cl}$ 和 ASE 。

(2) 导弹发射控制参数对误差源的敏感度 在上节计算中, x_p, y_p, z_p 和 Q 是雷达测量的随机误差。 $W, H <, V_A$ 或 x^a, y^a, z^a, A_r, h_a 以及导弹安装角误差 \langle_{m0} 被看作扰动误差。当计算的发控参数误差满足指标要求时,可以放宽对每个误差源的要求。如果计算结果超过了额定上限,就必须降低误差源的最大可允许误差,尤其要限制由敏感度较大的误差源引起的误差。

由于忽略了二阶以上的高次项,发控参数对某扰动误差源的敏感度,就近似地等于该参数对这一扰动误差源变量的偏导数,因而方位前置角误差对攻击机方位角的误差敏感度为

$$\left. \frac{\partial LAE_{az}}{\partial W} \right|_{\substack{W \neq 0 \\ \text{other} = 0}} \mu \frac{\partial LAE_{az}}{\partial W} \quad (14)$$

同样可计算方位前置角误差对 $H <, x^a, y^a, z^a, h_a, A_r, \langle_{m0}$ 等的敏感度。类似地可得到其它发射控制参数对各个扰动误差源误差的敏感度。

3 视线角变化的发射控制参数误差敏感度计算

3.1 不同目标视线角的误差敏感度

©1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net
 设水平面内攻击情况,起始目标在 Ox_p 轴上, $Q = 30\text{km}$, $V_A = V_T = 350\text{m/s}$, $V_m =$

242.84m/s。当目标视线角变化时, 敏感度曲线如图 3~图 9 所示。

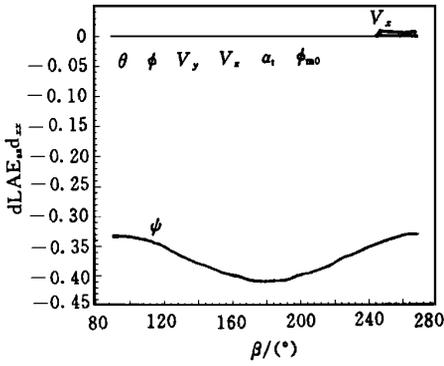


图 3 LAE_{a1} 误差敏感度

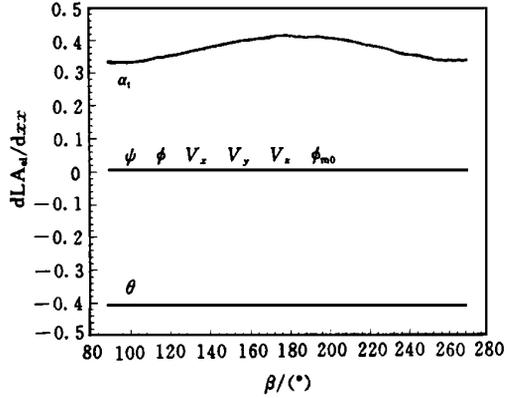


图 4 LAE_{a2} 误差敏感度

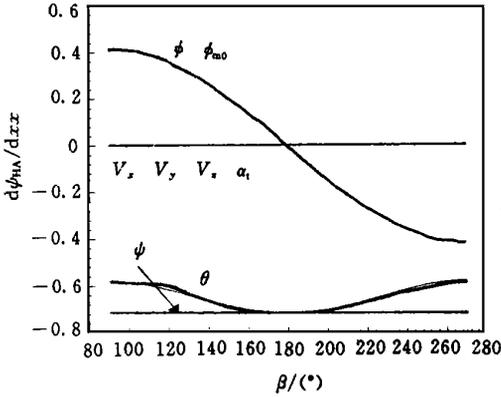


图 5 psi_{HA} 误差敏感度

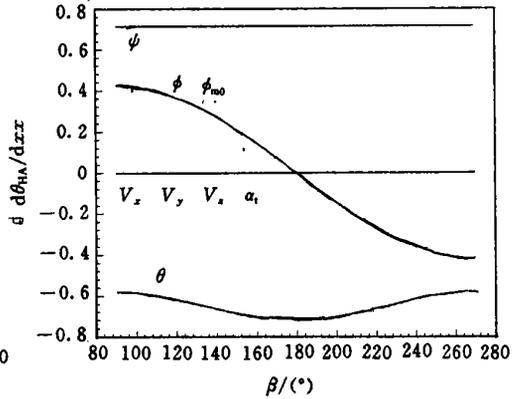


图 6 theta_{HA} 误差敏感度

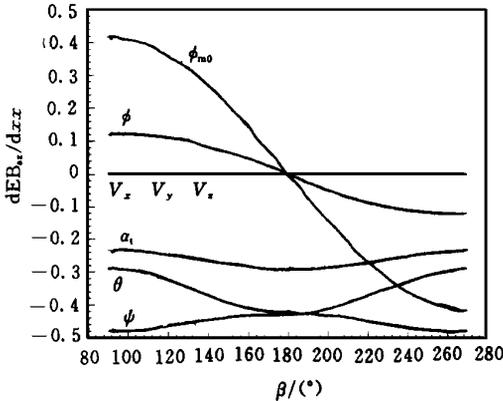
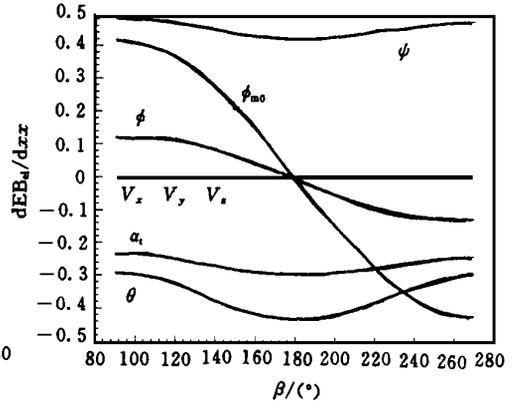


图 7 EB_{a2} 误差敏感度



误差敏感度

图 8 EB_{a1} 误差敏感度

3.2 结果分析

由3.1节看到, 载机偏航角误差是影响方位前置角误差, 头部瞄准角, E-偏差和可允许操纵纵误差的主要因素; 载机俯仰角误差主要影响到俯仰前置角误差, 头部瞄准角和 E-偏差; 攻角误差影响俯仰前置角误差和 E-偏差; 横滚角和导弹安装角对头部瞄准角和 E-偏差也有影响。当目标垂直于攻击机初始速度矢量方向飞行时, 导弹安装角对 E-偏差的重要性达到最大, 超过了攻击机俯仰角和攻角的作用。而在迎头或尾追的情况下, 导弹安装角的影响却非常小。选择不同距离的目标进行计算的结果是一致的。由扰动分析可得到误差源对发射控制参数的影响。在进行系统设计时, 对影响较大的数据测量装置就应当有更严格的要求, 以保证攻击时, 系统误差在可允许的范围内。

4 结论

空空导弹发射控制参数的误差分析是评估导弹攻击有效性的重要工具。建立的仿真结构, 不仅用来分析各个误差源的误差对导弹发射和控制系统造成的误差, 而且解决各个误差源的误差再分配问题。小扰动分析方法, 可以很好地被用来分析和计算导弹发射控制参数对于不同误差源的误差敏感度。结果表明:

- (1) 不同误差源对不同的发射控制参数的影响是不同的, 有起主要作用和次要作用的;
- (2) 不同目标距离下, 起重要作用的误差源没有变化;
- (3) 随着目标不同的相对运动方向, 误差源的主要作用和次要作用就会有变化。导弹发射系统的误差分析和计算结果, 对于系统的设计及实战使用具有重要意义。

参 考 文 献

- 1 陆彦, 周志刚, 夏英明. 航空火力控制技术. 北京: 国防工业出版社, 1994, 192
- 2 Robert D G. The development of a fire control system for off-boresight launch of air-to-air missiles. AD-777583, 1973, 58- 62
- 3 Lee D P. The simulation and analysis of a new fire control technique for launching air-to-air missile. AD-768 353, 1973, 47- 49
- 4 张滋烈, 张安. 空对空导弹的离轴发射. 航空学报, 1988, 9(8): B413- B417
- 5 萧保生. 空空导弹的攻击区与截获区. 航空学报, 1992, 13(2): B60- B64
- 6 Yeh P P. Angular displacement command guidance for launch and control of air-to-air missiles. IEEE International Electronics Conference, Toronto, Ontario, Canada, 6-8, Oct, 1969, 16- 17

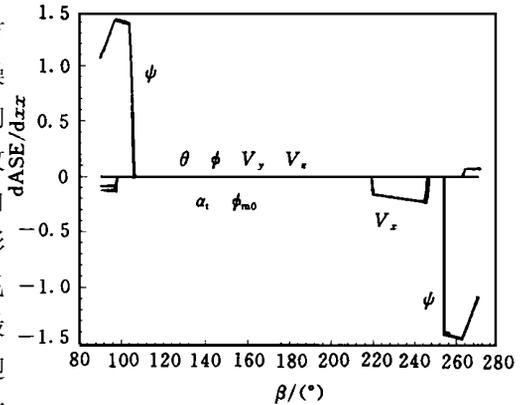


图9 ASE 误差敏感度