

文章编号: 1671-637X(2007)03-0055-04

中距主动制导空空导弹目标截获概率仿真计算

付海峰^{1,2}, 刘华伟¹, 张宗麟¹

(1. 空军工程大学工程学院, 西安 710038 2. 空军装备研究院总体所, 北京 100076)

摘要: 分析了中距主动制导空空导弹角度截获概率和距离截获概率的数学模型, 介绍了弹载惯导惯性元件的模型和目标截获概率的仿真计算方法, 并给出了仿真实例。为定量分析载机雷达、弹载惯导的性能以及传递对准的精度对目标截获概率的影响提供了工具。

关键词: 空空导弹; 中距导弹; 目标截获概率; 仿真

中图分类号: V246 TJ62.23

文献标识码: A

Simulated computation of target – acquisition probability of medium – range active – guided AAM

FU Hai – feng^{1,2}, LIU Hua – wei¹, ZHANG Zong – lin¹

(1. The Engineering College Airforce Engineering University, Xi'an 710038 China 2. Air Force Armament Institute Beijing 100076 China)

Abstract The angle – acquisition and distance – acquisition probability models of the medium – range active – guided AAM are analyzed. The model of the sub – NS' inertial components onboard the missile is introduced and the method for calculating the target acquisition probability is presented. An actual simulation example is given. With this method, one can make quantitative analysis to the influence of the following items to the target – acquisition probability: performance of the airborne radar, performance of the sub – NS onboard missile and transition – alignment precision.

Key words air – to – air missile; medium – range missile; target acquisition probability; simulation

0 引言

中距主动雷达制导的空空导弹发射后经过中制导和末制导两个飞行阶段。导弹的中制导段通常采用惯性+无线电指令的复合制导方式, 即导弹利用发射前装定的目标运动参数、无线电指令以及由弹载惯导测量和计算得到的导弹运动参数, 计算出目标与导弹的相对运动参数, 以中制导导引律控制导弹的飞行^[1-2]。中制导结束时, 导弹雷达导引头开机是否能截获目标是导弹最终能否命中目标的重要前提。因此, 计算导弹的目标截获概率并分析目标截获概率的影响因素是一项重要的工作。

1 数学模型

收稿日期: 2005-10-31 修回日期: 2006-01-18
作者简介: 付海峰(1977-), 男, 河南洛阳人, 博士生, 主要从事机载武器火控系统及导航系统应用研究。

导弹在中、末制导交接时, 导引头要完成对目标的截获必须是同时完成“距离截获”、“角度截获”和“速度截获”。本文重点研究角度截获概率的计算。

1.1 坐标系的关系

导弹发射前, 弹载惯导要利用载机惯导提供的信息进行传递对准。在此时刻, 载机用载机导航系模拟当地的地理系, 以此建立载机的基准惯性系(简称载机惯性系), 导弹以导弹导航系建立导弹的基准惯性系(简称导弹惯性系)。由于对准误差的存在, 载机惯性系与导弹惯性系并不重合, 两者之间的角误差即为对准失准角。导弹发射后, 载机(导弹)惯性系相对绝对空间作匀速直线运动, 所有的载机和目标运动参数, 都是相对载机(导弹)惯性系给出的^[3]。载机(导弹)惯性系与其他主要坐标系的关系如图1所示。

在导弹的中制导飞行过程中, 载机雷达测量、计算目标的运动信息(角坐标、速度、速度变化率等),

将此信息转换为载机惯性系的值,并通过无线电指令发给导弹。导弹接收后将其转换为弹体系的值,并结合弹载惯导解算的导弹运动信息形成控制信号操纵导弹的飞行。在中、末制导交接时,导弹根据无线电指令及弹载惯导解算的导弹位置、姿态,计算出目标在弹体系的角坐标,即目标指示角。导引头根据目标指示角使雷达天线的电轴偏转指向目标。

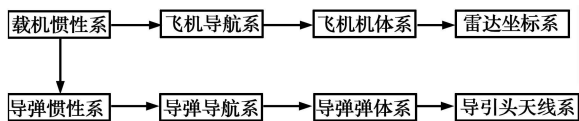


图 1 各坐标系的关系

1.2 目标截获概率

设导弹的角度截获、距离截获及速度截获的概率分别为 P_a 、 P_r 、 P_v , 则目标截获概率 $P = P_a \times P_r \times P_v$ 。下面分别介绍角度截获概率、距离截获概率的模型, 速度截获概率模型详见参考文献[2-4]。

如图 2 中制导结束时导弹的纵轴为 OX 方向, 导引头雷达天线指向为 R_s (图中虚线表示导引头视场), 它与导弹纵轴的夹角 Φ 为目标指示角。目标相对导弹的视线为 R_m , 则 R_s 与 R_m 的夹角 φ_a 即为目标指示的角度误差。设导引头视场角的宽度为 $\pm W$, 如果 $\varphi_a < W$, 则认为导引头角度截获目标。

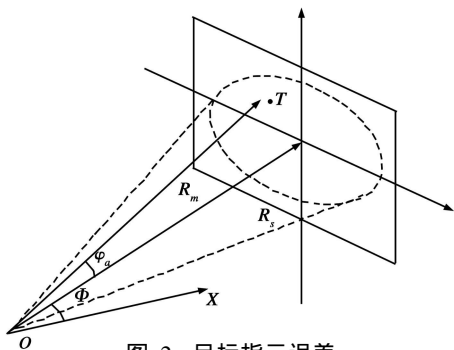


图 2 目标指示误差

将目标指示误差 φ_a 在导引头天线系 $OX_r Y_r Z_r$ 内投影, 得到 OX_r 、 OZ_r 轴上的分量 φ_{ax} 、 φ_{az} , 假设随机变量 φ_{ax} 、 φ_{az} 服从均值为 0 的正态分布, 其概率密度函数分别为

$$f(\varphi_{ax}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma_{ax}} \exp\left(-\frac{\varphi_{ax}^2}{2\sigma_{ax}^2}\right),$$

$$f(\varphi_{az}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma_{az}} \exp\left(-\frac{\varphi_{az}^2}{2\sigma_{az}^2}\right) \quad (1)$$

式中: σ_{ax}^2 、 σ_{az}^2 分别为 φ_{ax} 、 φ_{az} 的方差。若认为 φ_a 在 OX_r 、 OZ_r 轴的分量是相互独立的, 则二维随机变量 $(\varphi_{ax}, \varphi_{az})$ 的概率密度函数为

$$f(\varphi_{ax}, \varphi_{az}) = \frac{1}{2\pi \sigma_{ax} \sigma_{az}} \exp\left[-\frac{1}{2} \left(\frac{\varphi_{ax}^2}{\sigma_{ax}^2} + \frac{\varphi_{az}^2}{\sigma_{az}^2}\right)\right] \quad (2)$$

如果取 $\sigma_{ax} = \sigma_{az} = \sigma_a$, 则:

$$f(\varphi_{ax}, \varphi_{az}) = \frac{1}{2\pi \sigma_a^2} \exp\left(-\frac{\varphi_{ax}^2 + \varphi_{az}^2}{2\sigma_a^2}\right) \quad (3)$$

由 $\varphi_a = \sqrt{\varphi_{ax}^2 + \varphi_{az}^2}$, 易证 φ_a 服从瑞利分布^[3], 其分布函数为

$$F(\varphi_a) = 1 - \exp\left(-\frac{\varphi_a^2}{2\sigma_a^2}\right) \quad \varphi_a \geq 0 \quad (4)$$

由于导引头的视场宽度为 $\pm W$, 故对目标的角度截获概率为

$$P_a = 1 - \exp\left(-\frac{W^2}{2\sigma_a^2}\right) \quad (5)$$

距离截获概率是指导弹在中制导末期导引头雷达开机时目标与导弹之间的距离处于雷达距离波门内的概率^[6]。设导引头雷达开机时导弹与目标之间的实际距离为 R , 弹载计算机计算的弹目距离为 R^* , 两者之差为 $\mathfrak{R} = R - R^*$ 。 \mathfrak{R} 受雷达测量误差及弹载惯导导航解算误差的影响。设 \mathfrak{R} 服从均值为 0, 方差为 σ^2 的正态分布。导引头雷达距离波门的宽度为 L , 则距离截获概率为

$$P_r = \Phi\left(\frac{L}{\sigma}\right) - \Phi\left(-\frac{L}{\sigma}\right) = 2\Phi\left(\frac{L}{\sigma}\right) - 1 \quad (6)$$

Φ 为正态分布函数。

1.3 弹载惯导的惯性元件^[8-10]

受安装空间、重量和弹上能源等因素的限制, 空空导弹通常选用捷联式惯导。设弹载捷联惯导采用指北方位系统进行编排。仿真弹载惯导的导航解算关键是从弹道轨迹中获得惯性元件的输入数据 (即陀螺仪测量的弹体角速度和加速度计测量的比力) 并模拟其输出。

1) 陀螺仪 解算弹道可得弹体相对于平台的转动角速度 ω_{pb}^b 及平台相对地球系的转动角速度 ω_{pe}^p 。又已知地球系相对惯性系的转动角速度 ω_{ie}^p , 故可计算出平台相对惯性系的转动角速度: $\omega_{ip}^b = C_p^b (\omega_{ie}^p + \omega_{pe}^p)$, 其中 C_p^b 为弹体的姿态阵。于是, 弹体相对于惯性系的转动角速度为

$$\omega_{ib}^b = \omega_{ip}^b + \omega_{pb}^b \quad (7)$$

上式中的 ω_{ib}^b 是陀螺仪的理想输出, 将其叠加误差项之后是陀螺仪的实际输出 $\tilde{\omega}_{ib}^b$:

$$\tilde{\omega}_{ib}^b = (I + K_\omega) \omega_{ib}^b + D_{GB} + D_{GR} \quad (8)$$

式中: K_ω 为陀螺仪的刻度因数误差; D_{GB} 为陀螺零偏; D_{GR} 为陀螺漂移误差; 一般考虑为白噪声、随机游

动和随机常数的组合。

2) 加速度计 解算弹道可得平台相对地球运动的速度为 V_{φ}^p , 加速度为 \dot{V}_{φ}^p , 在平台系中的比力 $f_{\dot{b}}^p$ 计算如下:

$$f_{\dot{b}}^p = V_{\varphi}^p + (2\omega_{ie}^p + \omega_{\varphi}^p) \times V_{\varphi}^p - g \tag{9}$$

式中: ω_{ie}^p 、 ω_{φ}^p 可由弹道轨迹数据中的速度、纬度、高度计算得到。

由于捷联惯导的加速度计感应的是弹体系中的比力, 因此需将 $f_{\dot{b}}^p$ 转换到弹体系:

$$f_{\dot{b}}^b = C_p^b f_{\dot{b}}^p \tag{10}$$

上式中的 $f_{\dot{b}}^b$ 是加速度计的理想输出, 将其叠加误差项之后是加速度计的实际输出 $\tilde{f}_{\dot{b}}^b$:

$$\tilde{f}_{\dot{b}}^b = (I + K_A) f_{\dot{b}}^b + D_{AB} + D_{A0} + D_{A1} + D_{A2} \tag{11}$$

式中: K_A 为加速度计刻度因数误差; D_{AB} 为零位偏差; D_{A0} 为随机常数误差; D_{A1} 为白噪声误差; D_{A2} 为一阶马尔可夫过程误差。

2 仿真计算方法

目标截获概率仿真计算的流程如图 3 所示。程序运行前需要设定的导弹发射条件包括: 载机与目标的位置、速度、航向; 目标的机动方式及过载; 载机惯导的姿态精度、弹载惯导的传递对准精度。雷达性能包括雷达对目标的测距精度、测角精度、测速精度。弹载惯导的性能主要是陀螺的零偏、刻度因数误差, 加速度计的零偏、刻度因数误差等。

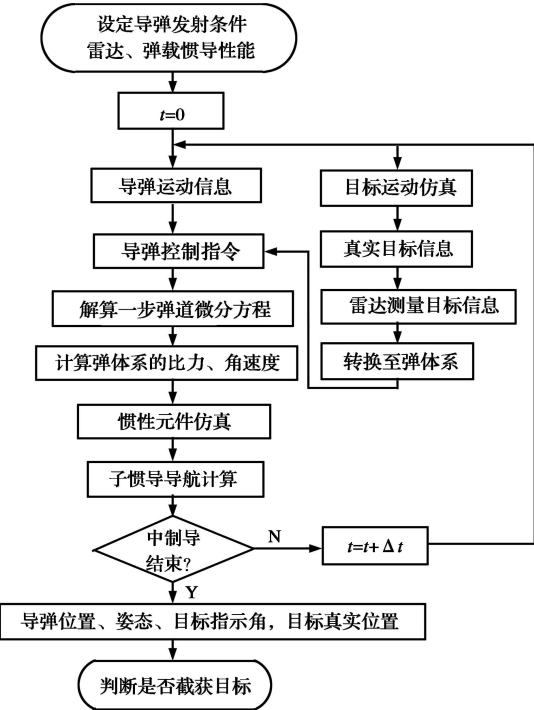


图 3 仿真计算流程图

在计算中, 将雷达测量的目标信息 (带有测量误差) 由载机惯性系向弹体系转换时, 不考虑弹载惯导的对准失准角。

设定初始条件后运行程序, 每次记录仿真结果。设运行 m 次程序, 运算结果中有 n 次导弹角度截获了目标, 则角度截获概率 $P_a = n/m$ 。由于本文研究的重点是角度截获概率的计算, 因此将距离截获概率和速度截获概率分别设为定值 K_r 、 K_v 。则目标截获概率:

$$P = \frac{n}{m} K_r K_v \tag{12}$$

3 仿真实例

设定仿真的初始条件: 1) 导弹发射时载机 $Ma = 1.5$ 高度 9 000 m, 航向 -30° ; 目标与载机相距 40 km, $Ma = 0.9$ 高度 7 000 m, 航向 -100° , 以 $4g$ 的过载做水平盘旋; 2) 雷达的探测性能为测角精度 0.2° , 测速精度 10 m/s, 测距精度 150 m; 3) 弹载惯导的性能: 陀螺的零偏为 $10(^{\circ})/h$, 刻度因数误差为 500 ppm, 加速度计的零偏为 $3 \times 10^{-3} g$, 刻度因数误差为 5 000 ppm; 4) 传递对准的精度: 航向角 0.2° , 俯仰角 0.3° , 横滚角 0.2° 。导弹中制导段的飞行轨迹如图 4 所示。设导弹的距离截获概率 $P_r = 1.00$, 速度截获概率 $P_v = 0.99$ 。

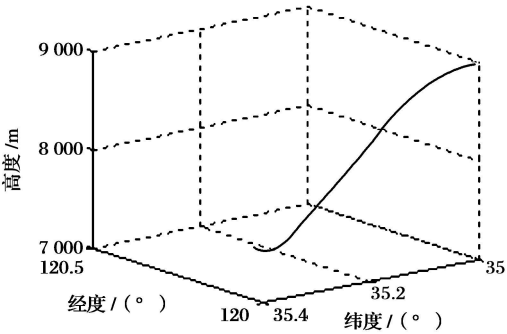


图 4 导弹中制导段飞行轨迹

经仿真计算, 导弹在中、末制导交接时的目标截获概率 $P = 0.95$ 。

若保持其他条件不变, 提高弹载惯导的性能: 陀螺的零偏为 $1(^{\circ})/h$, 刻度因数误差为 100 ppm, 加速度计的零偏为 $3 \times 10^{-4} g$, 刻度因数误差为 300 ppm, 仿真计算得到的目标截获概率 $P = 0.97$ 。表明弹载惯导性能的改善可提高目标截获概率。

4 结束语

本文详细描述了中距主动制导空空导弹目标截

获概率的仿真计算方法,为定量分析载机雷达、弹载惯导的性能以及传递对准的精度对目标截获概率的影响提供了工具。当然,该仿真计算还有一些不足,如将距离截获与速度截获概率取作定值,未考虑无线电指令延迟等其他因素引起的目标指示误差,这些都有待于下一步做更加细致完善的工作。

参考文献:

- [1] 张安,周志刚.航空综合火力控制原理[M].西安:西北工业大学出版社,1997
- [2] 谢希权,易华.多目标攻击空空导弹的目标截获概率分析[J].电光与控制,2001,8(2):33-36
- [3] 杨治琰.导弹制导飞行坐标系与载机惯导测量坐标系转换关系研究[J].电光与控制,1998,5(3):1-7
- [4] 蓝伟华.火控系统误差与雷达型空空导弹截获目标概

率计算[J].电光与控制,2004,11(3):14-16

- [5] 周概素.概率论与数理统计[M].北京:高等教育出版社,1986
- [6] 郑志伟,陈加成,蒋汉诚.空空导弹系统概论[M].北京:兵器工业出版社,1997
- [7] 魏暄荪,刘昌礼,黄长强.导弹弹丸飞行力学[M].西安:空军工程学院,1996
- [8] 张宗麟.惯性导航与组合导航[M].北京:航空工业出版社,2000
- [9] 袁信,郑鄂.捷联式惯性导航原理[M].北京:航空专业教材编审组,1985
- [10] 赵鸿,赵忠,龙国庆.捷联惯性导航系统飞行轨迹数据生成与惯性器件建模[J].系统仿真学报,2005,17(5):1026-1029

(上接第 47 页)

线加速度 100g。

6.2 组合导航技术

在国内,组合导航是今后重点的研究方向。由于我国在一定的时期内还没有 GPS 系统,而在军用上采用国外的 GPS 又不现实,所以惯导 GPS/GLO-NASS 地形匹配 景象匹配多传感器组合导航系统的研究是今后的发展趋势,会进一步提高远程导弹的制导精度,可大大提高导弹的突防能力、灵活性、安全性和准确性。

在陆地制导中应以惯导 地形匹配组合导航为主。对于类似 JDAM 的产品,应采用惯导 景象匹配组合导航为主,辅助于 GPS 重点研究在现有激光制导炸弹中加装惯导系统,改进制导炸弹在云雾或烟尘环境下的命中精度问题。

6.3 动基座对准技术

动基座对准技术是空中战术武器的惯导系统研制的一项关键技术。对国内而言,由于飞机主惯导是平台式惯导系统,应重点研究采用“速度+姿态”匹配法传递对准方案。对空空导弹惯导系统重点解决对准的快速性问题,对防区外导弹惯导系统重点解决对准的精度问题。因此,该项技术仍然需要予以重视。

6.4 低成本惯性器件的研制^[4]

研制小型而低成本的惯性器件是关键。目前国

产捷联惯导系统的成本偏高,严重制约了惯性技术的普及和发展,尤其是应用于空空导弹的惯性器件。光学陀螺、MEMS 陀螺和石英振梁加速度计的研制将为战术武器制导化提供技术支撑。国内在技术上应瞄准高动态和中低精度为发展方向,高动态、中低精度捷联惯导系统在战术武器上有非常大的市场。

7 结束语

惯性技术的发展,对精确制导武器系统的发展具有重要意义,各种导弹在未来的战争中将发挥越来越重要的作用,在当今现代高科技发展中,惯性技术对武器系统能够实施精确打击有着不可替代的特殊作用。

参考文献:

- [1] 朱邵冀,李立信,张绍武.从西欧三国考察看惯性技术的发展[J].飞航导弹,1999(1):34-38
- [2] SCHNOLOGY G T. GPS /INS technology trends for military systems[R]. AIAA-97-3826
- [3] 许国祯.从精确制导武器的发展看惯性技术的新贡献[J].电光与控制,2003,10(3):23-27
- [4] 解旭辉,刘危,张明亮,等.微惯性测量组合关键技术与应用[J].光学精密工程,2002,10(2):154-159