

复合制导导引头开机截获概率估算^①

张大元,雷虎民,李海宁,邵 雷,李 炯

(空军工程大学 防空反导学院,西安 710051)

摘要:针对复合制导体制防空导弹中末交接班问题,提出一种导引头开机截获概率估算新方法。首先,分析了影响导引头开机截获概率的主要误差源,并根据其作用机理对误差源进行了分类,然后利用等效转换方法将各误差统一转化为导弹位置散布和偏差,在此基础上推导了导引头开机截获概率计算模型和简化模型。最后,给出各误差近似计算公式和一条典型弹道的导引头开机截获概率计算结果,将计算结果与蒙特卡罗仿真结果进行了比较。该方法适用于导引头开机截获概率工程估算、分析各种误差对导引头开机截获概率的影响等工程设计问题。

关键词:复合制导;目标截获概率;导弹散布;防空导弹;地空通信数据链

中图分类号:V448.1

文献标识码:A

文章编号:1006-2793(2014)02-0150-06

DOI:10.7673/j.issn.1006-2793.2014.02.002

Estimate of startup target acquisition probability of seeker
for missiles with composite guidance

ZHANG Da-yuan, LEI Hu-min, LI Hai-ning, SHAO Lei, LI Jiong

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: The handover problem between midcourse and terminal guidance in missile with composite guidance was investigated, and a new method to get target acquisition probability (TAP) was proposed firstly, the error resources that affect the target acquisition probability (TAP) were analyzed and classified according to their influences on TAP. All errors were translated to spread and drift of missile position with equivalent method. As a result, the mathematic model and its simplified form were built up. Finally, the new method was used in the typical trajectory, the TAP was calculated with given error calculating formulas, and the results were compared with those calculated by Monte-Carlo method. This model can be used to estimate the TAP, and analyze the influence of errors on TAP etc.

Key words: composite guidance; the probability of target acquisition; spread of missiles; surface to air missile; ground-to-air data link

0 引言

复合制导体制是中远程防空导弹最为常用的制导体制,可提高武器系统跟踪和射击的目标数,从而改善导弹性能^[1-2]。复合制导的关键技术之一是中末交接班技术,在中末交接段最为重要的是导引头截获。因此,导引头截获目标概率是复合制导导弹设计的重要指标,一般采用蒙特卡罗方法进行仿真研究和计算^[3-5],但这种方法需要进行多次弹道仿真计算;文献[5]研究了中远程空空导弹在一次弹道计算中完成目标截获概率计算的方法,其主要思想就是将各种误差

转换到对目标指示的误差上,从而利用各误差服从的概率分布,实现目标截获概率计算。借鉴文献[5]的研究思路,首先研究了主要误差源影响目标截获概率的作用机理,并对其进行了分类,利用等效转化的思想,将所有的误差统一到导弹位置散布和偏差上来。在此基础上,提出一种计算导引头开机截获概率的新方法,推导了计算导引头开机截获概率的计算公式。

1 误差分析和转化

在复合制导中制导段,导弹一般向着预测命中点

① 收稿日期:2013-04-30;修回日期:2013-05-21。

基金项目:航空科学基金(20110196005;20120196003)。

作者简介:张大元(1987—),男,博士,研究方向为精确制导控制技术。E-mail:dayuanyjs@163.com

飞行,当弹目距离小于导引头开机距离时,导引头开机进行距离捕获,若此时目标位于导引头视野范围内,且导引头接收的反射信号足够强,导引头完成角度捕获,然后经过频率搜索,实现速度捕获后,就实现了目标捕获。其中,距离和速度捕获较为容易,角度捕获是最难完成的,因为各种噪声和误差会引起导弹位置偏离和目标指示误差。在本文研究中,认为只要角度实现捕获,其他两项就能完成捕获。下面分析影响导引头开机截获概率的主要误差源和作用机理。

1.1 影响目标截获概率的误差源

- 影响截获概率的主要误差源有^[5]：
- (1)发射前主惯导对弹上惯导装订误差；
 - (2)加速度计测量误差；
 - (3)陀螺仪测量误差；
 - (4)雷达测量误差(测角、测距误差)；
 - (5)目标机动引起的误差。

其中,前 3 项误差会引起导弹位置散布角 σ_m (以地面制导站为基准),雷达测量误差会引起导引头指向散布角 σ_s ,目标机动则引起导引头指向偏差角 γ_s ,根据上述误差的作用机理,可将误差引起的效果做如下分类：

散布角

目标指示误差引起的导引头指向散布角 σ_s (4)

偏差角

目标机动引起的导引头指向角偏差 γ_s (5)

导弹位置散布角 σ_m (1、2、3)

其中,各散布角服从均值为零的正态分布,各误差的定义和作用效果的几何示意如图 1 和图 2 所示。

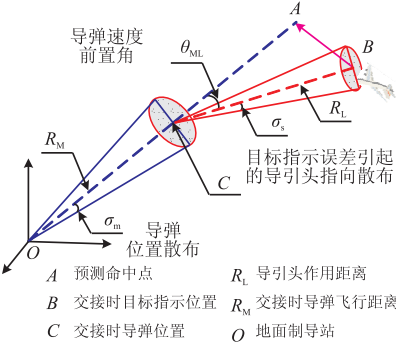


图 1 弹位置散布角和导引头指向散布角
Fig.1 Spread angle of missile position and homer oriented direction

此外,导引头视场角 E 使得导弹存在一个允许散布范围,如图 3 所示,是以 C 点为圆心,以 E 为锥角的圆锥截面 S_L 。

1.2 误差转换原理

图 3 给出了实现角度捕获的条件及误差转化原理,建模将多次用到该原理。

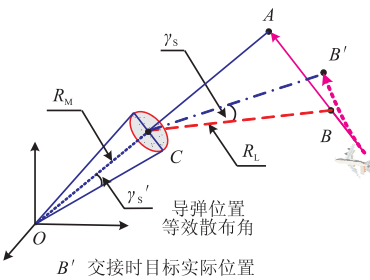


图 2 目标机动引起的偏差

Fig.2 Deviation caused by target maneuver

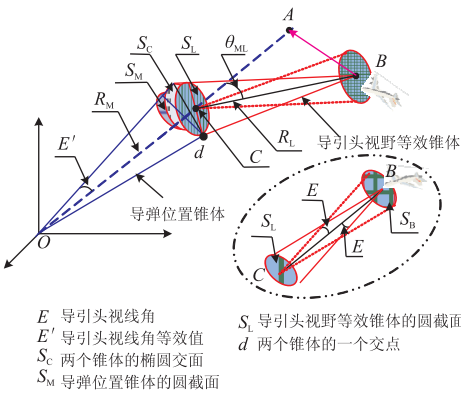


图 3 角度捕获的几何关系及等效转化

Fig.3 Geometric relationship of angle acquisition and the equivalent method

由图 3 右下角小图可知,在导引头开机时刻,只有当目标落入以导引头 C 为顶点、以 E 为锥角(半波束宽度)的天线波束内时,才能完成角度捕获;当基准点选为目标 B 时,等价于导弹(导引头)位于以目标 B 为顶点、锥角为 E 的范围内,才能实现角度捕获。导弹位置一般是以地面制导站为测量基准的。因此,希望将导弹能够截获目标的空间分布区域 S_L 用以地面制导站 O 为顶点、以 E' 为锥角的锥体截面表示。

由图 3 可知,以 O 点为顶点、 E' 为锥角的锥体与以 B 为顶点、 E 为锥角的锥体相交形成椭圆面 S_C 。 O 点对面积 S_C 的夹角相当于导弹位置的散布角 E' ,

过两锥体其中一个交点 d 作各自锥体的圆截面 S_M 和 S_L ,则 S_L 与 S_M 的夹角为导弹前置角 θ_{ML} ,设椭圆平面 S_C 与 S_L 和 S_M 的夹角分别为 θ_L 、 θ_M ,则

$\theta_{ML} = \theta_M + \theta_L$

$S_L \approx S_C \cos \theta_L$

$S_M \approx S_C \cos \theta_M$

(1)

式(1)之所以使用约等号是因为椭圆面对两个圆面的投影并不是正投影,而是存在一定角度偏差。由式(1)得

$\frac{S_L}{\cos \theta_L} \approx \frac{S_M}{\cos \theta_M}$

(2)

其中：

$$\begin{cases} S_L = \pi(R_L \tan E)^2 \\ S_M = \pi(R_M \tan E')^2 \end{cases} \quad (3)$$

因此

$$\begin{aligned} \tan E' &\approx \sqrt{\frac{\cos \theta_M}{\cos \theta_{ML}}} \frac{R_L}{R_M} \tan E \\ &= \sqrt{\frac{\cos \theta_M}{\cos(\theta_{ML} - \theta_M)}} \frac{R_L}{R_M} \tan E \\ &\leq \sqrt{\frac{1}{\cos \theta_{ML}}} \frac{R_L}{R_M} \tan E \end{aligned} \quad (4)$$

由于 E 和 E' 均属于小量,因此

$$E' \leq E \frac{R_L}{R_M \sqrt{\cos \theta_{ML}}} \quad (5)$$

这样,就将导引头视线角引起的导弹允许位置散布,等效转化为以地面制导站为基准的导弹位置散布角。

1.3 误差转换计算

下面将各误差统一转换成导弹位置散布角或偏差角,从而建立导引头开机截获概率计算模型。

根据 1.1 节对 5 个误差源作用机理的分析可知,前 3 项误差的作用引起导弹位置散布角,所以无需转化,这是本文与参考文献[5]区别的一个重要方面,这样减少了误差转换次数,降低了误差转换带来的新误差。

(1) 雷达测量误差引起导引头指向散布角 σ_s 转换为导弹等效位置散布角 σ'_s

利用 1.2 节给出的等效转换原理,可将 σ_s 转换为导弹等效位置散布角 σ'_s ：

$$\sigma'_s \leq \sigma_s \frac{R_L}{R_M \sqrt{\cos \theta_{ML}}} \quad (6)$$

(2) 目标机动引起的导引头指向偏差

在导弹对目标的某次拦截过程中,目标机动是确定的,引起的偏差值也是确定的,所以目标机动引起导弹位置散布的系统偏差值,即等效位置偏差角,转化过程如图 4 所示。

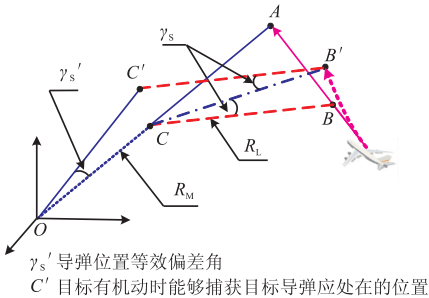


图 4 等效偏差角求解

Fig.4 Solver of Equivalent deflection angle

图 4 中,BC 和 B'C'是平行的,原因如下: BC 方向

— 152 —

是导弹飞行到预定交接点时预定的导引头指向,但目标实际位置处在 B'点。因此,为使导引头按照预定指向截获目标,导弹应位于过 B'点的 BC 方向相距 R_L 处,即 C'点,也即 $BC \parallel B'C'$ 。根据 1.2 节给出的等效转换原理：

$$\gamma'_s \leq \gamma_s \frac{R_L}{R_M \sqrt{\cos \theta_{ML}}} \quad (7)$$

2 导引头开机截获概率计算模型

2.1 导引头开机截获概率模型推导

经过上述等效变换,影响目标截获概率的主要因素就转换为导弹位置散布角和偏差角。

交接时,导弹预定位置为 C 点;发射前,主惯导对弹上惯导装订误差、加速度计测量误差、陀螺仪测量误差以及雷达测量误差引起的导引头指向散布角一起引起导弹相对预定位置的散布角,其大小为

$$\sigma_T = \sqrt{\sigma_m^2 + \sigma_s'^2} \quad (8)$$

假定导弹位于 S_b 时能够捕获目标,则 S_b 由导引头视野角确定,其等效的导弹允许散布角为 E' ;目标机动引起的导引头指向偏差 γ_s 引起的导弹等效位置偏差为 γ'_s ,该偏差值决定能够捕获目标的导弹位置中心 C' 。

S_a 和 S_b 如图 5 所示。

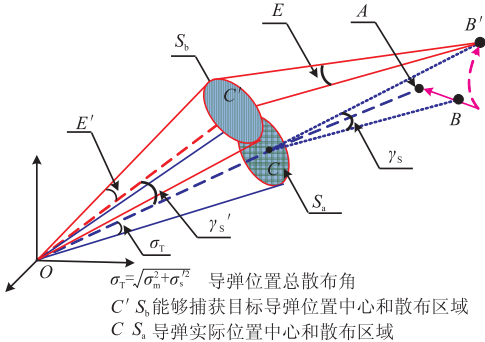


图 5 导引头开机截获概率计算

Fig.5 Solver of the probability of target acquisition

根据目标角度截获定义,当导弹能够截获目标时应位于 S_b 中,而实际上导弹位置应位于 S_a 中, S_a 与 S_b 公共面积内进行概率积分,就得到导引头开机截获概率(TAP)估算值,即导引头开机截获概率的计算模型。

$$TAP = \iint_{S_a \cap S_b} f(x) dS_{S_a \cap S_b} \quad (9)$$

上述过程中,对导弹散布区域进行了近似处理。由图 3 可知,由于导弹前置角 θ_{ML} 的存在(若 $\theta_{ML}=0$,则 A 点和 B 点重合,2 个锥体中心线在一条直线上,交面

为圆形),使得椭圆面 S_c 长短轴之比为:

$$\frac{a}{b} \leq \frac{1}{\cos \theta_{ML}} \quad (10)$$

在导弹前置角 $\theta_{ML} < 30^\circ$ 时,该椭圆和以椭圆短轴为半径的圆形面积之比为 $\pi ab / \pi b^2 = a/b \leq 2/\sqrt{3} \approx 1.15$ 。因此,可将椭圆近似等价为圆形。式(8)中的圆面积 S_a 和 S_b 就是两个锥体相交椭圆面积的近似假设。

2.2 计算模型的简化

由以上分析可知,要求出导引头开机截获概率,需要求解 S_a 与 S_b 相交面积上的概率密度积分值,这是较困难的。因此,本节使用一种近似的方法进行简化。

因 S_a 和 S_b 平面夹角较小,可近似认为两平面共面,如图 6 所示,用等面积的正方形近似代替 2 个圆面,2 个正方形相应边平行,且一边平行于两圆心连线,另一边垂直于圆心连线,这样可将导弹位置分布转换为两个独立的一维分布。设 S_a 圆面半径为 r_a , S_b 圆面半径为 r_b ,则

$$\begin{cases} r_E = R_M \tan E' \approx R_M E' \\ r_a = R_M \tan \sigma_T \approx R_M \sigma_T \\ l_E = \sqrt{\pi} r_E \\ l_a = \sqrt{\pi} r_a \end{cases} \quad (11)$$

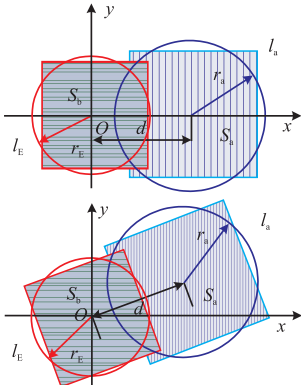


图 6 导引头开机截获概率的简化计算

Fig.6 Simple solver of the probability of target acquisition

图 6 中:

$$d = 2R_M \sin\left(\frac{\gamma_s'}{2}\right) \quad (12)$$

以 S_b 圆心为原点,则导弹飞行轨迹分布服从均值为 d ,均方差为 r_a 的正态分布,用 Φ 表示标准正态分布的分布函数,则

$$\Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x e^{-t^2/2} dt \quad (13)$$

则导弹落入 S_b 等价正方形的概率(导引头开机截获概率),可表示为

$$TAP = [\Phi(0.5l_E/r_a) - \Phi(-0.5l_E/r_a)] \times$$

$$[\Phi((0.5l_E - d)/r_a) - \Phi((-0.5l_E - d)/r_a)] \quad (14)$$

其物理意义如下:

图 6 中使用等面积正方形替代圆形区域时,导弹位置在垂直于 2 个圆心连线的方向(不一定是 Y 方向,如图 6 中的下图)散布服从均值为零、均方差为 r_a 的正态分布,在该方向导弹位置分量位于 $(-l_E/2, l_E/2)$ (导引头等效视场内)概率为

$$\Phi(0.5l_E/r_a) - \Phi(-0.5l_E/r_a)$$

导弹在平行于两个圆心连线的方向(不一定是 X 方向)散布服从均值为 d 、均方差为 r_a 的正态分布, X 坐标位于 $(-l_E, l_E)$ 的概率为

$$\Phi((0.5l_E - d)/r_a) - \Phi((-0.5l_E - d)/r_a)$$

导弹位置两个分量处于捕获区域的事件相互独立,则概率等于两者乘积,即式(14)。

3 简化计算模型的应用

由上面的分析可知,为计算导引头开机截获概率,需对主要的 5 种误差源进行估计。

3.1 误差估计

(1) 惯导系统初始对准引起的导弹位置散布角

惯导初始基准角是指发射时刻惯导的初始角度基准,分为方位和俯仰角。防空导弹武器系统一般具有较高的机动性,发射具有快速性。因此,方位初始基准常使用发射车上自带的寻北仪测量,存在寻北仪测量误差、安装误差和发射车到导弹的传递误差,精度较低。文献[7]指出,该值可按 $30'$ (3σ) 估算,假定导弹基本按直线飞行,方位初始基准误差引起的导弹方位方向误差均方差为

$$\sigma_{ml\beta} = 0.5^\circ/3 \quad (15)$$

俯仰初始基准角在发射前用加速度计进行校准,精度较高,可按 $3'$ (3σ) 算,引起的俯仰方向误差均方差为

$$\sigma_{ml\varepsilon} = 0.05^\circ/3 \quad (16)$$

为简化计算,取二者较大值^[8],即方位偏差为初始装订误差引起的导弹位置误差均方差,即

$$\sigma_{ml} = \sigma_{ml\beta} \quad (17)$$

(2) 惯性器件误差引起的导弹位置散布角

据参考文献[5],惯性测量器件误差服从零均值正态分布,且互不相关,设加速度计零位偏差为 σ_{a0} ,刻度因子误差为 σ_{ak} ,整个飞行过程中,导弹的平均过载为 \bar{a}_y, \bar{a}_z ,导弹交接时,飞行时间为 t_f ,则加速度计引起的导弹位置测量误差均方差为

$$\begin{cases} \sigma_{m2\beta} = \sqrt{\left(\frac{0.5\sigma_{a0}t_f^2}{R_M}\right)^2 + \left(\frac{0.5\sigma_{ak}\bar{a}_z t_f^2}{R_M}\right)^2} \\ \sigma_{m2\epsilon} = \sqrt{\left(\frac{0.5\sigma_{a0}t_f^2}{R_M}\right)^2 + \left(\frac{0.5\sigma_{ak}\bar{a}_y t_f^2}{R_M}\right)^2} \end{cases} \quad (18)$$

为简化计算,取二者较大值作为加速度计测量误差引起的导弹位置散布角均方差为

$$\sigma_{m2} = \max\{\sigma_{m2\beta}, \sigma_{m2\epsilon}\} \quad (19)$$

设陀螺随机漂移误差为 σ_{sp} , 刻度因子误差为 σ_{sk} , 导弹的角速度为 ω , 根据参考文献[7]给出则陀螺测量误差引起的导弹位置散布角均方差值为

$$\begin{cases} \sigma_{m31} = \sigma_{sp}t_f + \iint V_m \sigma_{sp} dt^2 / R_M \\ \sigma_{m32} = \sigma_{kd} \times 180^\circ + \iint V_m \sigma_{kd} dt^2 / R_M \\ \sigma_{m3} = \sqrt{\sigma_{m31}^2 + \sigma_{m32}^2} \end{cases} \quad (20)$$

这样,由初始装订误差和惯性元件测量误差造成的导弹位置测量误差均方差 σ_m 为

$$\sigma_m = \sqrt{\sigma_{m1}^2 + \sigma_{m2}^2 + \sigma_{m3}^2} \quad (21)$$

(3) 雷达测量误差引起的导引头指向散布角

设雷达测距误差为 $\sigma_{\Delta R}$ (1σ), 测角误差为 σ_r (1σ), 则目标测量偏差 r_{\max} 按式(22)计算:

$$\begin{cases} |TT'| \approx R_T \sigma_r \\ |T'T_1'| \approx \sigma_{\Delta R} \\ r_{\max} = |TT_1'| \approx \sqrt{\sigma_{\Delta R}^2 + (R_T \sigma_r)^2} \end{cases} \quad (22)$$

上式符号含义和计算原理如图 7 所示。

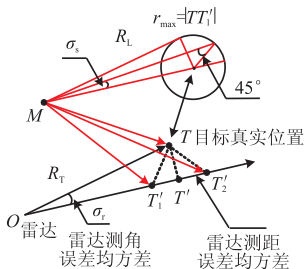


图 7 雷达测量误差引起的导引头指向误差

Fig.7 Homer oriented direction error caused by radar error

假设导弹在开机时,导引头指向与最大偏差 $|TT'|$ 或 $|TT_2'|$ 方向平均夹角为 45° , 则目标测量误差导引头指向的角偏差的均方差值约为

$$\sigma_s = r_{\max} \sin 45^\circ / R_L \quad (23)$$

(4) 目标机动引起的导引头指向偏差

在计算导引头开机截获概率时,目标机动引起的导引头指向偏差角可按式(24)近似计算:

$$\gamma_{s\max} = a_H \Delta t^2 / (2R_L) \quad (24)$$

其中, Δt 表示中制导目标数据更新周期(数据链数据更新周期), a_H 表示垂直于雷达目标连线平面内的目标总加速度值。该式可直接由几何关系推得。

(5) 导引头作用距离 R_L 、视场角 E

导引头作用距离与目标截面积、工作波长等因素有关^[9]。导引头视场角(即天线半功率波瓣宽度 $2\theta_{0.5}$)取决于许多因素,减小视场角可增大作用距离、提高角灵敏度和角分辨率,增强抗干扰能力,但对导引头尺寸和捕获大机动目标不利,雷达导引头最佳视场角范围约为^[9]

$$2E = 10^\circ \sim 30^\circ \quad (25)$$

(6) 导引头开机时刻导弹飞行距离 R_M 、导弹前置角 θ_{ML}

这 2 个量在导引头开机时刻动态确定。

3.2 计算模型的使用

前面推导了简化计算模型和主要误差源的计算方法,这样就可弹道计算过程中进行截获概率的计算了。计算步骤如下:

步骤 1: 设定导引头参数 R_L 、 E , 计算预测遭遇点 A ;

步骤 2: 在导弹飞行仿真过程中,按照式(15)~式(24)估算或积分计算惯测器件的误差值;

步骤 3: 当导弹和目标距离小于导引头开机距离时,计算导弹前置角 θ_{ML} , 记录导引头开机时导弹飞行距离 R_M 、目标斜距 R_T , 计算 σ_s ; 按照式(5)~式(7)计算误差的转换值,按照式(8)~式(14)计算导引头开机截获概率。

这样,在一次弹道计算过程中,就完成了导引头开机截获概率的计算。

4 仿真算例及结果分析

算例一: 导引头开机交接概率计算

仿真条件: 目标在 20 km 高空作机动过载为 $12g$ 的圆弧形机动, 弹道倾角为 0° , 初始斜距 60 km, 初始方位角 45° , 速度 400 m/s。导弹指向预测命中点发射, 导引头作用(开机)距离 12 km, 半波束宽度假定为 3.5° , 地空通信数据链更新周期假定为 1s。参考文献[10]假定制导雷达测量误差, 参考文献[11]设定惯性测量器件的误差系数, 如表 1 所示。

使用本文提出的计算方法, 经计算得:

导弹在 29.6 s 开机, 开机时导弹 $R_M \approx 37.627$ km, 目标距离 $R_T \approx 49.369$ km, 导弹前置角 $\theta_{ML} = 10^\circ$, $l_E \approx 3109.9$ m, $r_a \approx 647.45$ m, $0.5l_E/r_a \approx 2.4016$, $(0.5l_E - d)/r_a \approx 2.1798$, $\gamma_s = 0.2865^\circ$, $\gamma'_s = 0.2187^\circ$, $d = 143.62$ m, 则导引头开机截获概率为

$$TAP = [2 \times \Phi(2.40) - 1] \times [2 \times \Phi(2.18) - 1]$$
$$= 0.9549$$

同时,建立该导弹较为精确的仿真模型,进行 400 次仿真计算,结果如图 8 所示。

表 1 各误差源假定参数
Table 1 Parameter of error source

误差源	数值
制导雷达测角 $\sigma_r/(\circ)$	0.25
制导雷达测距 $\sigma_{\Delta R}/\text{m}$	60
初始对准误差(估计值 ^[8])/ (\circ)	0.16
加速度计零位偏差 σ_{a0}	0.000 3g
加速度计刻度因子误差 σ_{ak}	0.000 3
陀螺随机漂移误差为 $\sigma_{sp}/[(\circ)/\text{s}]$	0.000 7
陀螺刻度因子误差为 σ_{sk}	0.003

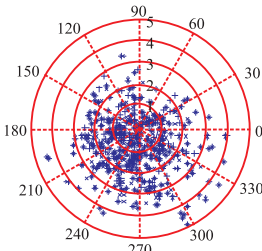


图 8 雷达测量误差引起的导引头指向误差
Fig.8 Homer oriented direction error caused by radar error

经蒙特卡洛仿真计算的导弹中末制导开机交接概率为 95.5%。可见,本文计算模型的精度基本能达到估算的目的。

算例二:采用本文提出的方法研究数据链周期对导引头开机截获概率的影响。其中,目标做水平面内过载为 2 的蛇形机动,其余条件同算例一。

由表 2 可知,提高地空数据链数据更新速率,能提高导引头开机截获概率。这是因为数据更新速率的提高,可减小由于目标机动带来的偏差,从而提高开机截获概率,这个结论也可从式(24)得出。

表 2 数据链周期对导引头开机截获概率的影响
Table 2 Influence of data-link period on TAP

数据链更新周期	开机截获概率/%	数据链更新周期	开机截获概率/%
0.2	100	2.0	95.6
0.8	100	2.5	94.5
1.2	96.0	3.0	93.4
1.5	95.9	4.0	87.0

5 结论

(1)分析了影响导引头开机截获概率的主要误差源作用机理,将作用效果归结为导弹飞行散布区和导弹截获目标散布区,从而利用其服从的概率分布和两个区域的交集,计算导引头开机截获概率。与文献[5]相比,选择导弹散布而不是目标指示散布为基准,误差转换更加合理,可减小误差转换次数带来的转换误差。如初始对准误差和惯性测量误差,它们实际引起的是导弹的位置散布,在本文的计算模型中,无需进行转化就可使用。

(2)对一些需要积分导弹飞行过程参数才能获得的误差采用工程经验估算,计算精度能满足工程计算需求,同时减小了计算量。

(3)通过一次弹道计算,就可确定多次蒙特卡洛仿真才能得到的结果,计算简便,其精度能满足工程需求。

参考文献:

[1] (俄) BT 斯维特洛夫,NC 戈卢别夫.防空导弹设计[M].北京:宇航出版社,2004.

[2] Vathsal S,Sarkar A K.Current trends in tactical missile guidance[J].Defence Science Journal.2005,55(2):265-280.

[3] 秦玉亮,李宏,王宏强,等.复合导引头交接班成功概率的建模与仿真[J].系统仿真学报,2009,21(15):4736-4738.

[4] 李峰,王新龙,王起飞.空空导弹目标截获概率研究[J].光电与控制,2010,17(8):15-20.

[5] 樊会涛.复合制导空空导弹截获目标概率研究[J].航空学报,2010,31(6):1225-1229.

[6] Haruyoshi Kuno, Hisayuki Nakajima, Yuuichi Ueno. Mid-course guidance for fire and forget missile[C].Military Electronics Defence Expo Conference Proceedings, 1979: 597-608.

[7] 刘海军,王丽娜.复合制导防空导弹中末制导交班问题研究[J].现代防御技术,2006,34(2):29-34.

[8] 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].光电与控制,2004,11(3):14-16.

[9] 刘隆和,王灿林,李相平.无线电制导[M].北京:国防工业出版社,1995:71-72.

[10] 朱莉,张国权,高向军.导引头交班精度的雷达误差分析[J].火控雷达技术,2008,37(2):14-17.

[11] 赵志伟,张安,夏庆军.中远程空空导弹目标截获概率仿真计算[J].火力与指挥控制,2011,36(10):160-164.

(编辑:薛永利)