

直升机载远程空地导弹发射后截获概率分析*

薛晓东^{1,2}, 刘代军², 杨亚丽²

(1 上海交通大学, 上海 200240; 2 中国空空导弹研究院, 河南洛阳 471009)

摘要:直升机载远程空地导弹主要特点就是采用发射后截获技术,因此,发射后截获概率是影响其毁伤概率的重要因素。影响截获概率的误差源很多,文中通过对各种误差源的定量分析,指出了影响截获概率的主要误差源,提供了一种发射后截获概率的近似估算方法,在武器系统初步方案设计时,可用该方法进行发射后截获概率的计算。

关键词:直升机载远程空地导弹;发射后截获;截获概率;误差源

中图分类号:V275.1 文献标志码:A

After-launching Interception Probability Analysis of Helicopter-borne Long-range Air-to-ground Missile

XUE Xiaodong^{1,2}, LIU Daijun², YANG Yali²

(1 Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China; 2 China Airborne Missile Academy, Henan Luoyang 471009, China)

Abstract: Adoption of after-launching interception technique is a major feature of helicopter-borne long-range air-to-ground missile. With quantitative analysis, the major error source that affects the interception probability was found. It provides a method of estimating the interception probability approximately. The method can be used for calculating the interception probability during preliminary scheme design phase of the weapon system.

Keywords: helicopter-borne long-range air-to-ground missile; interception; after-launching interception probability; error source

0 引言

在近年来美国发动的多次现代化战争中,以直升机为发射平台的空地导弹击毁了对方上千辆坦克和装甲车辆。因此,美国、英国等多个国家均在大力发展新一代直升机载空地导弹。最具代表性的是美国正在研制的联合通用空地导弹(joint air-to-ground missile, JAGM)。该导弹的主要特点是:

- 1) 射程达到 16km;
- 2) 采用发射后截获技术;
- 3) 采用毫米波/红外成像/激光三模导引。

该型导弹代表了未来直升机载空地导弹的发展方向。与现役直升机载空地导弹相比,新一代直升机载空地导弹(文中称之为直升机载远程空地导弹,简称空地导弹)射程增加了一倍。

为实现远射程,采用发射后截获技术是必然的解决途径。而发射后截获概率作为武器系统效能的重要环节,在武器系统设计之初就应着重分析。

1 影响截获概率的主要误差源

空地导弹的截获包括两个方面:距离截获和角度截获。距离截获一般在设计时根据导引头的性能设定允许截获距离,导弹在满足允许截获距离条件时开机工作,从而保证了距离截获的概率很高,所以在估算导弹的截获概率时主要考虑的是角度截获。

角度截获的概率取决于目标角度指示误差,也就是导引头指向和弹目视线的夹角。目标角度指示误差与目标坐标测量误差、导弹坐标测量误差和导引头空间指向误差三大因素相关。

目标坐标测量误差是由载机坐标的测量误差、载机姿态角测量误差、载机火控系统坐标转换误差、载机对目标的测角误差和目标机动引起的误差造成的。

导弹坐标测量误差是由载机向导弹装订的初始坐标误差、载机向导弹装订的初始速度误差以及导弹惯导的漂移引起的。

导引头空间指向误差包括导弹姿态测量误差和

* 收稿日期:2011-09-08

作者简介:薛晓东(1977-),男,河南三门峡人,高级工程师,硕士,研究方向:导弹总体设计。

导引头相对导弹纵轴的指向误差。

截获概率的详细计算是非常复杂的,需要通过数字仿真。文中仅进行简化分析和论证,供系统初步设计时进行误差分析,以满足截获概率的要求。

2 主要误差源的简化分析

2.1 假设

为了简化分析,在不失工程意义的前提下假设:

- 1) 载机在悬停状态发射导弹,并在导弹截获目标前保持悬停状态;
- 2) 载机发射高度远小于发射距离;
- 3) 只考虑目标和导弹在垂直平面内的运动(在水平面内可进行类似的分析);
- 4) 在计算截获概率时将目标指示误差考虑为误差圆;
- 5) 在惯性坐标系选定以后,不计地球转动引起的误差。

这样,载机、目标、导弹三者的相对位置如图 1 所示。若只在远距离攻击的条件下关注截获概率,则角 A 是小角度,可以忽略 X 方向的误差,仅考虑 Y 方向的误差。

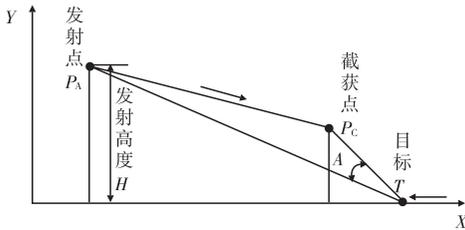


图 1 载机、目标、导弹相对位置图

2.2 目标坐标测量误差

在中末制导交接过程中,目标坐标 Y_T 的测量误差 δY_T 的近似表达式为:

$$\delta Y_T = \sqrt{\delta Y_A^2 + (\delta \varphi_A^2 + \delta \varphi_R^2) D_{AT}^2 + \delta Y_W^2} \quad (1)$$

其中: δY_A 为载机坐标 Y_A 的测量误差; $\delta \varphi_A$ 为载机姿态角测量误差; $\delta \varphi_R$ 为目标侦察指示设备对目标的测角误差,包括目标侦察指示设备相对载机理论纵轴机械和电气的安装调整误差; D_{AT} 为中末制导交接段载机至目标的距离,根据假设 1),在这里就是发射时

$\delta \varphi =$

$$\sqrt{2\delta Y_A^2 + (D_{AT}^2 + D_C^2)\delta \varphi_A^2 + D_{AT}^2\delta \varphi_R^2 + ((D_{AT} - D_C)^2 + D_C^2)\delta \varphi_{B0}^2 + \delta Y_W^2 + (\delta V_{M0}(t_C - t_0))^2 + (\int_{t_0}^{t_C} \delta \omega_s dt)^2 + D_C^2 (\int_{t_0}^{t_C} \delta \omega_s dt)^2 + D_C^2 \delta \varphi_Z^2} \quad (5)$$

载机与目标的距离; δY_W 为数据链传输间隙期间由于目标机动引起的目标坐标 Y_T 的变化量。

2.3 导弹坐标测量误差

导弹坐标 Y_M 的测量误差 δY_M 可近似为:

$$\delta Y_M = \sqrt{\delta Y_A^2 + (\delta V_{M0}(t_C - t_0))^2 + (\delta \varphi_{B0}(D_{AT} - D_C))^2 + (\int_{t_0}^{t_C} \int_{t_0}^{t_C} \delta a_s dt dt)^2} \quad (2)$$

其中: δV_{M0} 为发射时,载机向导弹装订的初始速度误差; $\delta \varphi_{B0}$ 为发射时刻的惯导对准误差,当采用粗对准时包括机翼变形、发射架安装等因素引起的坐标系粗对准误差。当采用精对准时这项误差就减为精对准误差; D_C 为导引头截获距离; t_C 为导引头截获的时刻; t_0 为发射时刻; $\int_{t_0}^{t_C} \int_{t_0}^{t_C} \delta a_s dt dt$ 为导弹惯导的位置漂移误差。

2.4 导引头空间指向误差

导引头空间指向误差的近似计算公式如下:

$$\delta \varphi_s = \sqrt{\delta \varphi_A^2 + \delta \varphi_{B0}^2 + (\int_{t_0}^{t_C} \delta \omega_s dt)^2 + \delta \varphi_Z^2} \quad (3)$$

其中: $\delta \varphi_A$ 为发射时刻,载机向导弹装订的载机姿态角四元数的误差,包括测量、计算误差和传输误差,它主要取决于载机姿态角测量精度; $\int_{t_0}^{t_C} \delta \omega_s dt$ 为导弹角速度测量误差和惯导计算误差引起的导弹姿态角空间定位误差; $\delta \varphi_Z$ 为导引头框架角误差。

2.5 目标角度指示误差

当图 1 中的角度 A 很小时,由目标坐标误差和导弹坐标误差引起的视线测量误差 $\delta \varphi_L$ 近似为:

$$\delta \varphi_L = \frac{\sqrt{\delta Y_T^2 + \delta Y_M^2}}{D_C}$$

再考虑导弹天线波束空间定向的误差后总的目标角度指示误差为:

$$\delta \varphi = \frac{\sqrt{\delta Y_T^2 + \delta Y_M^2 + \delta \varphi_s^2 D_C^2}}{D_C} \quad (4)$$

综合式(1)~式(4)可得到总的目标角度指标误差为:

根据式(5)列出目标角度指示误差与各误差源

的关系如表 1 所示。

表1 目标角度指示误差与各误差源关系表

序号	参数名称	等效目标指示误差
1	δY_A	$\frac{\sqrt{2}\delta Y_A}{D_C}$
2	$\delta\varphi_A$	$\frac{\sqrt{(D_{AT}^2 + D_C^2)}}{D_C}\delta\varphi_A$
3	$\delta\varphi_{B0}$	$\frac{\sqrt{(D_{AT} - D_C)^2 + D_C^2}}{D_C}\delta\varphi_{B0}$
4	$\delta\varphi_R$	$\frac{D_{AT}}{D_C}\delta\varphi_R$
5	δY_W	$\frac{\delta Y_W}{D_C}$
6	δV_{M0}	$\frac{(t_c - t_0)}{D_C}\delta V_{M0}$
7	$\int_{t_0}^{t_c} \int_{t_0}^{t_c} \delta a_s dt dt$	$\frac{\int_{t_0}^{t_c} \int_{t_0}^{t_c} \delta a_s dt dt}{D_C}$
8	$\int_{t_0}^{t_c} \delta\omega_s dt$	$\int_{t_0}^{t_c} \delta\omega_s dt$
9	$\delta\varphi_z$	$\delta\varphi_z$

3 截获概率分析

3.1 系统误差分析

根据表1可以计算出各个误差源所占的比重。取发射距离 $D_{AT} = 16\text{km}$, 导引头截获距离 $D_C = 4\text{km}$, 中制导飞行时间 $t_c - t_0 = 50\text{s}$, 数据链发送周期为 1s , 目标机动为 4m/s^2 。

由表2可以看出, 载机姿态角测量误差、载机对目标的测角误差、导弹惯导的位置漂移误差为关键误差源, 应严格加以控制。

表2 误差计算表

序号	误差源	指标 (1σ)	等效目标指示 误差(1σ)
1	载机坐标测量误差	15m	0.30°
2	载机姿态角测量误差	0.2°	0.82°
3	惯导对准误差	0.2°	0.63°
4	载机对目标测角误差	0.25°	1.00°
5	目标机动引起的误差	2m	0.029°
6	载机向导弹装订的初始速度误差	0.5m/s	0.36°
7	导弹惯导的位置漂移误差	100m	1.43°
8	导弹姿态角空间定位误差	0.5°	0.50°
9	导引头框架角误差	0.3°	0.30°
	合计		2.21°

3.2 截获概率分析

截获概率为目标落入导引头视场的概率和导引头对目标的识别概率的乘积, 导引头对目标的识别概率在导引头指标确定后是不变的, 这里只考虑目标落入导引头视场的概率。根据瑞利分布计算公式:

$$P = 1 - e^{-\varphi^2/2\sigma^2}$$

计算出这种典型飞行条件下中末制导交接段时目标落入导引头视场的概率, 结果见表3。

表3 目标落入导引头视场的概率计算表

导引头视场角	$\pm 2.5^\circ$	$\pm 2.5^\circ$	$\pm 3.5^\circ$
δY_A	15m	15m	15m
$\delta\varphi_A$	0.2°	0.1°	0.1°
$\delta\varphi_B$	0.2°	0.2°	0.2°
$\delta\varphi_R$	0.25°	0.1°	0.1°
δY_W	2m	2m	2m
δV_{M0}	0.5m/s	0.5m/s	0.5m/s
$\int_{t_0}^{t_c} \int_{t_0}^{t_c} \delta a_s dt dt$	100m	15m	15m
$\int_{t_0}^{t_c} \delta\omega_s dt$	0.5°	0.3°	0.3°
$\delta\varphi_z$	0.3°	0.3°	0.3°
目标指示误差	2.21°	1.24°	1.24°
截获概率	0.47	0.87	0.98

4 结束语

通过以上分析计算可知, 导弹惯导的位置漂移误差为空地导弹的首要误差源, 载机姿态角测量误差、载机对目标的测角误差为关键误差源。

参考文献:

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

[2] 姜继庆. 发射后不管导弹的中制导: 现有寻的导弹的改进 [J]. 航空兵器, 1987(6): 42 - 47.

[3] 闵华侨, 金钊, 张伟. 发射后不管技术在防空导弹中的应用与发展 [J]. 飞航导弹, 2006(11): 38 - 40.

[4] 沈亮. 一种雷达导引头截获概率计算方法 [C]// 1999年制导与引信信息网会议文集, 北京: 航天系统第一信息网, 1999: 32 - 39.