

doi: 10.7690/bgzd.2015.03.010

## 超视距空战中空空导弹攻击效果模型与仿真

吕超, 陈继祥, 辛旭光, 王伟亚  
(海军航空工程学院 5 系, 山东 烟台 264001)

**摘要:** 为研究超视距空战中空空导弹攻击效果问题, 对空空导弹攻击空中目标的过程进行建模和仿真。通过空空导弹、目标飞机的运动学方程, 结合空空导弹导引律, 建立攻击过程中导弹的弹道模型。在此基础上, 建立空空导弹引信启动模型和空空导弹终点效应及目标毁伤模型, 并对模型进行仿真。结果表明: 不同初始状态下空空导弹对目标的攻击效果存在差异, 该模型可反映出在一定初始状态下空空导弹对目标的攻击效果, 为空空导弹的作战运用提供有益的参考。

**关键词:** 超视距空战; 空空导弹; 攻击效果

**中图分类号:** TJ765.4 **文献标志码:** A

## Model and Simulation of Air to Air Missile Attack Effect in Air Battle Beyond Visual Range

LYU Chao, Chen Jixiang, Xin Xuguang, Wang Weiya  
(No. 5 Department, Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China)

**Abstract:** Aiming at the attack effect of the air to air missile in the air battle beyond visual range, the model and simulation of the air to air missile to air target in the attack course are carried out. The kinematic equation of the air to air missile and the target airplane combine with the air to air missile control and guide principle, establish missile trajectory model in attack process. Based on the trajectory model, a fuse startup model, goal effect and target damage model of the air to air missile are built. The simulation result reveals that the attack effect of air to air missiles is different under different initialization situations. The model can reflect the attack effect of air to air missiles under some initialization situations, which can provide consult for using air to air missiles.

**Keywords:** air battle beyond visual range; air to air missile; attack effect

### 0 引言

随着机载雷达和空空导弹性能的发展, 利用中远程空空导弹进行超视距空战将成为未来空战的主要作战样式<sup>[1-2]</sup>。超视距空战是指空战双方利用机载雷达或其他探测设备在目视视距之外搜索并截获目标, 利用中远程空空导弹进行作战的一种空战模式。空空导弹的攻击过程主要可分为 2 个过程: 1) 导弹发射后按照制导指令飞向目标; 2) 当与目标相对位置关系满足一定条件时, 引信启动, 导弹爆破杀伤目标。对此, 笔者对空空导弹攻击空中目标的上述两过程进行了建模和仿真。

### 1 空空导弹飞行弹道模型

#### 1.1 空空导弹运动学方程

严格、全面地描述导弹运动较为复杂, 为便于模拟空空导弹的运动特性, 在建立导弹运动方程组时, 可适当进行合理假设:

1) 认为导弹是刚体, 不考虑其弹性变形;

2) 认为导弹质量和质心位置不随燃料消耗而变化;

3) 不考虑地球旋转和地球曲率影响;

4) 不考虑大气气流的作用。

选择地面坐标系  $Oxyz$  为基准, 视导弹为质点。导弹质心运动的运动学方程<sup>[3]</sup>为:

$$\begin{cases} \frac{dx_d}{dt} = v_d \cos \lambda_d \cos \theta_d \\ \frac{dy_d}{dt} = v_d \sin \lambda_d \\ \frac{dz_d}{dt} = v_d \cos \lambda_d \sin \theta_d \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $v_d$  为导弹速度;  $\lambda_d$  为导弹俯仰角, 为导弹速度与水平面的夹角, 向上时为正, 向下时为负;  $\theta_d$  为导弹航向角, 为导弹速度在水平面的投影与地面坐标系  $Ox$  轴的夹角, 以  $Ox$  轴逆时针转向投影轴时为正, 反之为负;  $x_d$ 、 $y_d$ 、 $z_d$  分别为导弹坐标在地面坐标系  $Ox$ 、 $Oy$ 、 $Oz$  轴上的投影。

收稿日期: 2014-10-12; 修回日期: 2014-11-29

作者简介: 吕超(1984—), 男, 山东人, 硕士, 讲师, 从事装备技术研究。

导弹的飞行过载  $n_d$  为

$$n_d = \sqrt{(v_d \dot{\lambda}_d / 9.8 + \cos \lambda_d)^2 + (v_d \dot{\theta}_d \cos \lambda_d / 9.8)^2} \quad (2)$$

若按制导律要求, 出现导弹飞行所需过载超过导弹最大过载  $n_{max}$  的情况时, 由于导弹舵面所能提供的过载极限为最大过载, 所以此时导弹过载  $n_d$  等于最大过载  $n_{max}$ 。

### 1.2 目标运动学方程

在地面坐标系中, 目标的运动方程为

$$\begin{cases} \frac{dx_m}{dt} = v_m \cos \lambda_m \cos \theta_m \\ \frac{dy_m}{dt} = v_m \sin \lambda_m \\ \frac{dz_m}{dt} = v_m \cos \lambda_m \sin \theta_m \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $v_m$  为目标速度;  $\lambda_m$  为目标俯仰角, 为目标速度与水平面的夹角, 向上时为正, 向下时为负;  $\theta_m$  为目标航向角, 为目标速度在水平面的投影与地面坐标系  $Ox$  轴的夹角, 以  $Ox$  轴逆时针转向投影轴时为正, 反之为负;  $x_m$ 、 $y_m$ 、 $z_m$  分别为目标坐标在地面坐标系  $Ox$ 、 $Oy$ 、 $Oz$  轴上的投影。

$$\dot{\lambda}_d = K \cdot \frac{(v_m \cdot \sin \lambda_m - v_d \cdot \sin \lambda_d)[(x_m - x_d)^2 + (z_m - z_d)^2] - (y_m - y_d)[(x_m - x_d)(v_m \cdot \cos \lambda_m \cdot \cos \theta_m - v_d \cdot \cos \lambda_d \cdot \cos \theta_d)] + (z_m - z_d)(v_m \cdot \cos \lambda_m \cdot \sin \theta_m - v_d \cdot \cos \lambda_d \cdot \sin \theta_d)}{(x_m - x_d)^2 + (z_m - z_d)^2 + (y_m - y_d)^2} \quad (8)$$

$$\dot{\theta}_d = K \cdot \frac{(v_m \cdot \cos \lambda_m \cdot \sin \theta_m - v_d \cdot \cos \lambda_d \cdot \sin \theta_d)(x_m - x_d) - (v_m \cdot \cos \lambda_m \cdot \cos \theta_m - v_d \cdot \cos \lambda_d \cdot \cos \theta_d)(z_m - z_d)}{\left[1 + \left(\frac{z_m - z_d}{x_m - x_d}\right)^2\right](x_m - x_d)^2} \quad (9)$$

### 1.4 空空导弹弹道误差模拟

由于制导误差的影响, 空空导弹的弹道误差不可避免。对已经定型的导弹, 其弹道误差的散布是确定的, 导弹横向误差  $\delta d_x$ 、纵向误差  $\delta d_y$  和竖向误差  $\delta d_z$  相互独立, 且服从正态分布。弹道误差的散布特征(数学期望和均方差根)可拟合为以时间(或飞行距离)为自变量的多项式<sup>[8]</sup>。则在导弹发射后  $t$  时刻的弹道误差如下式:

$$\begin{cases} \delta d_x = \bar{X} + \eta_x \sigma_x \\ \delta d_y = \bar{Y} + \eta_y \sigma_y \\ \delta d_z = \bar{Z} + \eta_z \sigma_z \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $\bar{X}$ 、 $\bar{Y}$ 、 $\bar{Z}$  分别为  $t$  时刻弹道误差在  $x$  轴、 $y$  轴、 $z$  轴方向上的数学期望;  $\sigma_x$ 、 $\sigma_y$ 、 $\sigma_z$  为  $t$  时刻弹道误差在  $x$  轴、 $y$  轴、 $z$  轴方向上的均方差根, 可由

### 1.3 空空导弹制导过程

空空导弹一般采用捷联惯导/机载雷达无线电指令制导, 末端采用末制导雷达制导。当导弹使用捷联惯导、无线电指令修正和主动雷达导引时, 使用扩展比例导引律<sup>[4]</sup>。大部分扩展比例导引律可看作经典比例导引律的变形, 故以比例导引律为例进行分析<sup>[5-7]</sup>。

比例导引律指保持导弹速度矢量转动的角速度与目标视线转动的角速度成比例, 其导引关系为:

$$\dot{\lambda}_d = K \dot{\lambda}_{dm} \quad (4)$$

$$\dot{\theta}_d = K \dot{\theta}_{dm} \quad (5)$$

$$\lambda_{dm} = \arctan \frac{y_m - y_d}{\sqrt{(x_m - x_d)^2 + (z_m - z_d)^2}} \quad (6)$$

$$\theta_{dm} = \arctan \frac{z_m - z_d}{x_m - x_d} \quad (7)$$

式中:  $K$  为导引比;  $\lambda_{dm}$  为目标相对于导弹高低角, 为弹目视线与水平面夹角;  $\theta_{dm}$  为目标相对于导弹方位角, 为弹目视线在水平面投影与  $Ox$  轴夹角。故有

拟合公式得出;  $\eta_x$ 、 $\eta_y$ 、 $\eta_z$  为符合标准正态分布的随机数。

导弹发射后  $t$  时刻的实际位置  $(x_{dr}, y_{dr}, z_{dr})$  为

$$\begin{cases} x_{dr} = x_d + \delta d_x \\ y_{dr} = y_d + \delta d_y \\ z_{dr} = z_d + \delta d_z \end{cases} \quad (11)$$

其中  $(x_d, y_d, z_d)$  为按导引律计算出的导弹理论位置在地面系中的坐标。

## 2 空空导弹杀伤效果评估模型

### 2.1 空空导弹引信启动模型

引信是利用环境信息和目标信息, 或按预定条件控制战斗部在相对于目标最有利的位置或离目标的特定距离上, 引爆战斗部摧毁目标<sup>[9]</sup>。

为确定导弹和目标的相对位置，建立目标飞机的机体坐标系，则目标飞机几何特征点分布如图1。以目标飞机质心点2为坐标原点  $O_1$  建立目标机体坐标系  $O_1x_1y_1z_1$  ( $O_1x_1$  轴与飞机纵向轴线重合，指向机头； $O_1y_1$  轴垂直于机体所在平面，指向机体上侧； $O_1z_1$  轴按右手系确定)，在目标机上选取8个几何特征点作为引信触发点，则在机体坐标系中各特征点  $(x_{i1}, y_{i1}, z_{i1})$ , ( $i=1-8$ ) 的坐标为 1( $a, 0, 0$ )、2( $0, 0, 0$ )、3( $-b, 0, -c$ )、4( $-b, 0, c$ )、5( $-b, 0, 0$ )、6( $-d, 0, 0$ )、7( $-d, 0, -e$ )、8( $-d, 0, e$ )，对于确定的飞机目标， $a$ 、 $b$ 、 $c$ 、 $d$ 、 $e$  为常数。

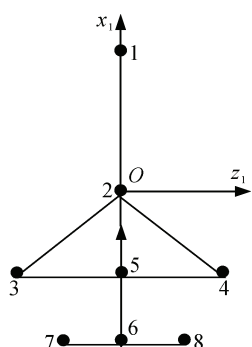


图1 目标飞机几何特征点分布

目标机体坐标系中各特征点坐标转换为地面坐标系的方法：某时刻  $t$ ，飞机(即点2)在地面坐标系的坐标为  $(x_m, y_m, z_m)$ ，则特征点  $i$  ( $i=1-8$ ) 在地面坐标系的坐标为

$$\begin{bmatrix} X_{di} \\ Y_{di} \\ Z_{di} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \lambda_m \cos \theta_m & -\sin \lambda_m \cos \theta_m & -\sin \theta_m \\ \sin \lambda_m & \cos \lambda_m & 0 \\ \cos \lambda_m \sin \theta_m & -\sin \lambda_m \sin \theta_m & \cos \theta_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_m \\ y_m \\ z_m \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中  $(X_{di}, Y_{di}, Z_{di})$  为  $t$  时刻第  $i$  个特征点在地面坐标系中的坐标。

1) 引信启动条件。

$t$  时刻导弹在地面坐标系的实际位置坐标为  $(x_{dr}, y_{dr}, z_{dr})$ ，则导弹与特征点  $i$  的距离

$$d_i = \sqrt{(x_{dr} - X_{di})^2 + (y_{dr} - Y_{di})^2 + (z_{dr} - Z_{di})^2} \quad (13)$$

若目标飞机的8个平面特征点中存在某一特征点与导弹距离小于导弹战斗部杀伤半径时，导弹引信启动引爆战斗部。

2) 引信可靠性判断。

若有下式成立：

$$P_{ky} > \eta_{ky} \quad (14)$$

式中： $P_{ky}$  为引信可靠工作的概率； $\eta_{ky}$  为(0,1)均匀分布随机数。则引信可靠启动；否则，引信启动失

败，导弹错过目标。

## 2.2 空空导弹终点效应及目标毁伤模型

引信启动成功后，导弹战斗部起爆。由导弹的航向角、俯仰角、战斗部有效作用距离、战斗部爆炸破片飞散角可确定在地面坐标系  $Oxyz$  中导弹的破片散布空间<sup>[10]</sup>，如图2所示。该区域是一个锥球体， $M$  为导弹起爆点位置， $T$  为目标飞机位置， $MM'$  为导弹破片散布空间中心线。

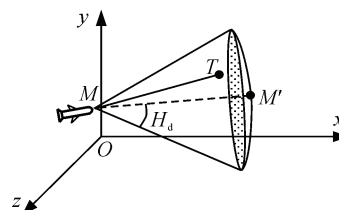


图2 导弹的破片散布空间

若导弹起爆时刻，目标飞机的8个平面特征点中存在第  $i$  个特征点，其坐标  $(X_{di}, Y_{di}, Z_{di})$  满足下式就认为命中目标。

$$\begin{cases} R_{dx} \geq \sqrt{(X_{di} - x_{dr})^2 + (Z_{di} - z_{dr})^2 + (Y_{di} - y_{dr})^2} \\ \theta_d + H_d \geq \theta_{dm} \geq \theta_d - H_d \\ \lambda_d + H_d \geq \lambda_{dm} \geq \lambda_d - H_d \end{cases} \quad (15)$$

式中： $R_{dx}$  为导弹战斗部的有效作用距离； $\theta_d$  为导弹战斗部起爆时导弹航向角，顺时针为正； $\lambda_d$  为导弹战斗部起爆时的俯仰角，向上为正； $H_d$  为导弹战斗部爆炸破片飞散角； $\lambda_{dm}$  为弹目连线  $MM'$  与水平面的夹角，向上为正； $\theta_{dm}$  为弹目连线  $MM'$  在水平面内投影与  $x$  轴夹角，顺时针为正。则命中目标。

命中目标后，目标可能受伤或被摧毁。利用式(16)判断目标是否被摧毁，若下式成立，则认为目标被摧毁，否则，目标未摧毁，攻击失败。

$$P_{hs} > \eta_{hs} \quad (16)$$

式中： $P_{hs}$  为目标在被命中情况下被摧毁而丧失战斗力的概率； $\eta_{hs}$  为(0,1)均匀分布随机数。

## 3 模型仿真

### 3.1 仿真实例

假设目标飞机定航定速巡航，在地面坐标系中的初始位置为(11 500, 15 000, 7 900)；飞机速度  $v_m=300$  m/s；初始航向角  $\theta_{m0}=0$ ；初始俯仰角  $\lambda_{m0}=0$ ；目标飞机机体坐标系中各特征点的坐标为 1(7.3, 0, 0)、2(0, 0, 0)、3(-3.9, 0, -4.5)、4(-4.5, 0, 3.9)、5(-3.9, 0, 0)、6(-7.8, 0, 0)、7(-7.8, 0, -2.5)、8(-7.8, 0, 2.5)。

导弹发射时刻，导弹在地面坐标系中的初始位置为(1 000, 4 000, 6 000)；导弹平均速度  $v_d=550\sim 600$  m/s；导弹的初始航向角  $\theta_{d0}=0^\circ\sim 360^\circ$ ；导弹发射时导弹的初始俯仰角  $\lambda_{d0}=0$ ；导弹最大过载  $n_{\max}=30$  g；导弹导引比  $K=3$ ；导弹战斗部的有效作用距离  $R_{dx}=10$  m；引信可靠工作的概率  $P_{ky}=0.98$ ；目标命中后被摧毁概率  $P_{hs}=0.96$ ；导弹战斗部爆炸破片飞散角  $H_d=40^\circ$ ；导弹散布误差数学期望  $\bar{X}=\bar{Y}=\bar{Z}=0$ ；导弹散布误差均方差根  $\sigma_x=\sigma_y=\sigma_z=0.01t+0.00001t^2$  [8]。

利用蒙特卡罗法进行 1 000 次仿真，并对结果进行统计，计算毁伤目标次数占仿真总次数的比例，得到导弹对目标的毁伤概率。仿真结果如图 3、图 4。

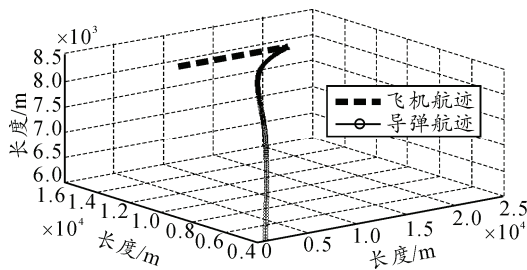


图 3 导弹和目标的飞行轨迹 ( $v_d=550$  m/s,  $\theta_{d0}=60^\circ$ )

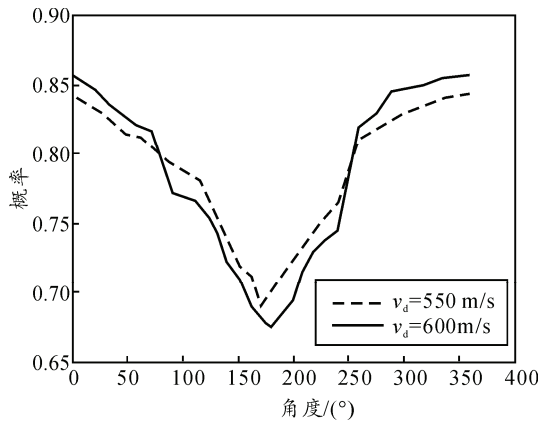


图 4 不同初始航向下导弹对目标的毁伤概率

### 3.2 仿真分析

在攻击某一指定目标时，空空导弹的初始航向角(飞机发射空空导弹时的航向角)对导弹毁伤目标

的概率有较为明显的影响。以仿真给出的条件为例，当导弹的初始航向角大约在  $120^\circ\sim 230^\circ$  区间时，导弹对目标的毁伤概率较小；而当初始航向角大约在  $0^\circ\sim 90^\circ$  或  $280^\circ\sim 360^\circ$  区间，即导弹的初始航向在较为接近目标的航向时(目标航向为  $0^\circ$ )，导弹对目标的毁伤概率较大 [11]。

### 4 结束语

笔者通过分析超视距空战中空空导弹攻击目标的主要过程，建立了一种超视距空战中空空导弹攻击效果模型，并通过仿真验证了模型的有效性。仿真结果显示了空空导弹在一定条件下对目标的毁伤概率，为评估超视距空战效果、评价空空导弹的战术使用是否合理提供了参考和依据。该模型对优选火力运用方案、充分发挥空空导弹的作战效能，具有一定的理论意义和实践价值。

### 参考文献:

- [1] 高劲松, 邹庆元, 丁全心. 超视距空战的几个观点[J]. 电光与控制, 2008, 15(5): 44-45.
- [2] 蒲小勃, 缪炜星. 超视距空战中机载雷达的使用策略[J]. 电光与控制, 2012, 19(6): 1-3.
- [3] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2008: 96-100.
- [4] 鞠传文, 杨秀珍. 空空导弹攻击超视距空中目标仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(9): 2048-2051.
- [5] 聂永芳, 周卿吉, 张涛. 制导规律研究现状及展望[J]. 飞行力学, 2001, 19(3): 7211-7213.
- [6] 王冠军. 中远程空空导弹复合制导研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004: 44-46.
- [7] 司学慧, 李小兵. 一种拦截机动目标的最优制导律设计[J]. 现代防御技术, 2011, 39(4): 31-35.
- [8] 王光辉, 王宏伟, 倪保航. 反舰导弹被动射击方式命中模型研究[J]. 战术导弹技术, 2007(6): 24-26.
- [9] 李静海. 空空导弹引信技术发展趋势分析[J]. 国防技术基础, 2006(8): 26-28.
- [10] 隋树元, 王树山. 终点效应学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 132-134.
- [11] 王旭. 空空导弹测试性定量指标的现状与建议[J]. 四川兵工学报, 2013, 34(2): 21-23.