文章编号: 1002-0640-(2003)) 2-0060-03

# 某型飞机拦射攻击算法的实现

胡朝晖1,汪浩生1,王效国1,李东文2

(1. 空军工程大学工程学院,陕西 西安 71003 & 2. 空军驻天达空港设备有限公司军代室,广东 深圳 518000)

摘 要: 建立了拦射攻击方式的矢量图和矢量方程,解算了某型飞机采用拦射方式发射中距雷达制导导弹攻击空中目标的工作式,推导了超低空和超高空目标的拦射攻击算法,并给出了拦射攻击的操纵程序及相应的平视显示器拦射攻击画面。在推导拦射工作式时还考虑了目标角坐标和距离等参数进行了数字滤波处理以满足实用性要求。

关键词: 歼击机; 拦射; 中距雷达制导导弹; 算法中图分类号: E926. 31 文献标识码: A

# Realization of Interdiction Algorithm of Aircraft

HU Zhao-hui<sup>1</sup>, WANG Hao-sheng<sup>1</sup>, WANG Xiao-guo<sup>1</sup>, LI Dong-wen<sup>2</sup>
(1. Engineering College, Air Force University of Engineering, Xi an, 710038, China, 2. Air Force Representative at Tianda Ltd. Shenzhen 518000, China)

**Abstract** This paper builds up vectorgraph and vector equation of interdiction mode, calculates formulas of interdiction mode when the aircraft launch the radar guide missile, conducts interdiction formulas algorithm of low attitude and high attitude air target, and gives the operation program of interdiction and HUD menu, considers the figure filter so as to fill the practicability.

Key words aircraft, interdiction, radar guide missile, arithmetic

# 引言

拦射方式是攻击机发射中距雷达制导导弹攻击中远距空中目标的基本方法。采用拦射方式攻击目标时,飞行员根据导弹的使用要求,操纵飞机沿一定的航迹飞行完成拦射攻击的定向和定距瞄准,当导弹满足发射条件时发射导弹攻击目标。由于机载设备的不同,工作式的推导简化方式不同,使拦射攻击方式实现起来有一定的差异。本文介绍的某型飞机拦射攻击算法,可完成中距拦射导弹的瞄准发射,并实现了对超低空和超高空目标的拦射瞄准。

## 1 假设条件

(1) 目标速度  $V_{M}$ = Const.即忽略目标机动.

收稿日期: 2001-11-13 修回日期: 2002-04-15

作者简介: 胡朝晖 (1968- ),男,河北人,硕士、讲师。主要从

事火力控制原理和飞机作战效能的研究;

汪浩生 (1941- ),男,副教授;

王效国(1967-),男,山东人,硕士研究生。

## 机动目标在此基础上修正:

- (2) 攻击机只考虑迎角  $\alpha$ ,忽略侧滑角  $\beta$  以及地球引力等次要因素:
- (3) 只推导中距雷达制导导弹发射时的瞄准算法,其它导弹的瞄准算法在此基础上修正:
- (4) 发射中距拦射导弹时攻击机必须处于瞄准状态: 机载多卜勒雷达或光电雷达处于自动跟踪状态且能时时测出目标的角坐标和距离,能间接算出目标线的角速度及测出载机飞行参数:
  - (5) 没有考虑的因素由导弹制导系统来补偿。

# 2 坐标系定义

### 2.1 惯性坐标系 OX<sub>0</sub>Y<sub>0</sub>Z<sub>0</sub>

原点在攻击机的质心上,相对地球坐标系作平移运动。  $OY_0$  轴与重力方向相反, $OX_0$   $OZ_0$  轴位于垂直于  $OY_0$  轴的平面上,三轴组成右手螺旋系。

### 2. 2 飞机坐标系 *OYfYfZf*

原点在攻击机的质心上,相互垂直三轴与飞机的轴线相关。  $OX_f$  轴沿飞机纵轴方向,指向飞机飞行方向为正,飞机升力轴  $OY_f$  轴指向座舱盖上方为

## 正.用右手定则可确定 $OZ_{\ell}$ 轴

## 2.3 不考虑横滚角的跟踪线坐标系 *OXoYoZo* (雷 达作为跟踪部件)

坐标原点取在瞄准点上, $OX_D$  轴取在跟踪线上, $OZ_D$  轴始终位于水平面内,坐标系  $OX_DY_DZ_D$  相对于飞机坐标系  $OX_fY_fZ_f$  转过目标方位角  $I_D$  和目标高低角  $I_D$  及攻击机的负倾斜角 – V,其转动关系和角度正负规定同飞机坐标系  $OX_fY_fZ_G$ 

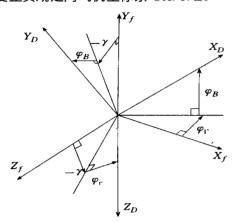


图1 飞机坐标系及不考虑倾斜角的跟踪线坐标系

## 3 拦射公式的推导

拦射攻击方式的瞄准矢量图如图 2所示

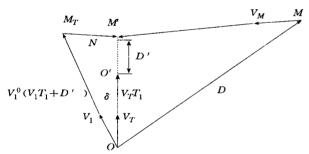


图2 中距拦射导弹发射时的瞄准矢量图

图中: M和 O为目标和攻击机起始瞄准位置; O'为满足导弹发射条件的攻击机位置;  $V_M$ 和  $V_1$ 为目标和攻击机速度矢量; D为目标距离矢量; N 为瞄准偏差矢量;  $V_T$  为攻击机定向瞄准所需速度矢量; D'为装定距离;  $T_1$  为接近时间

从 t=0时刻开始,攻击机沿  $V_T$ 方向作匀速直线运动,经过时间  $T_1$ 后,目标飞行到 M点,而攻击机到达 O'点,O'点到 M'点的距离为 D'。攻击机实际速度矢量  $V_1$ 上的距离矢量  $OM_T$  为  $(V_1T_1+D')V_1^0$ ,为简化计算,设矢量  $V_T$  的模和  $V_1$  的模相等,即  $V_T=V_1$ ,则由图 2可建立矢量方程如下:

$$N = D + V_M T_1 - (V_1 T_1 + D') V_1^0$$
 (1)

把式 (1)两边同除以  $(V_1T_1 + D')$ ,可以得到拦射角偏差矢量 W为:

$$\mathbb{W} \frac{D + V_M T_1}{V_1 T_{1+} D} - V_1^0 \tag{2}$$

如果在 t=0时刻将计算角偏差 W显示在平视显示器上,那么飞行员根据显示的角偏差 W操纵飞机机动,在经过一段时间 T后,将角偏差 W修正为零,则完成拦射方式的定向瞄准 设 D和 V1 夹角较小,则其角度余弦近似为 1,将式 (2)向跟踪线坐标系的 OXD 轴投影,则可得:

$$W_{xd} = \frac{D + V_M^{xd} V_1}{V_1 T_1} - 1 \tag{3}$$

式中:  $V^{M}$  为目标速度矢量在坐标轴  $OX_{D}$  上的投影,跟踪线坐标系的另外两轴,一条位于垂直平面,另一条处在水平平面,用 W 和 W 表示角偏差矢量 W在垂直和水平平面的投影。

设迎角 T 雷达安装角  $_{T}$ 及目标角坐标  $h_{T}$ ,  $h_{B}$ 都为小角度 ,由式 (2)向跟踪线坐标系投影可得:

$$\begin{pmatrix} W_{xd} \\ W_{y} \\ W_{y} \\ W_{y} \\ \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{D+ \ V_{M}^{xd} \ T_{1}}{V_{1} T_{1} + \ D'} \\ \frac{V_{M}^{xd}}{V_{1} + \ (D' \ / T_{1})} \\ - \begin{pmatrix} 1 \\ - T \\ 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ -T \\ 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ -T \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ -T$$

进一步合并 化简可得:

$$W = \frac{V_{MCP}^{ed}}{V_{1+} (D'/T_{1})} - h_{+} (T_{+}_{-}^{T}) \sin V$$

$$W_{B} = \frac{V_{MCP}^{ed}}{V_{1+} (D'/T_{1})} + h_{B+} (T_{+}_{-}^{T}) \cos V$$
(4)

在推导拦射雷达制导导弹的偏差方程时引入雷达安装角\_T表明角坐标 lk lk lk 不以攻击机纵轴方向作为计算基准,而是以雷达天线轴线方向作为基准进行计算。 VM 为目标速度矢量在 OZb OYb 轴上的投影,标记 表示目标速度投影在代入式(4)之前经过数字指数滤波器滤波,滤波公式如下:

$$\mathcal{V}_{M}^{vd} = (V_{M}^{vd} - \mathcal{V}_{M}^{vd}) \frac{h}{T} + \mathcal{V}_{M}^{vd}$$

$$\mathcal{V}_{M}^{ed} = (V_{M}^{ed} - \mathcal{V}_{M}^{ed}) \frac{h}{T} \mathcal{V}_{M}^{ed}$$
(5)

式中: h为采样时间间隔; T为滤波时间常数。 在未滤波前,目标速度在跟踪线坐标系中的投影可由下式获得:

$$V_{M}^{kd} = V_{1}^{kd} + D$$

$$V_{M}^{vd} = V_{1}^{vd} + k_{ed}D$$

$$V_{M}^{ed} = V_{1}^{ed} + k_{vd}D$$
(6)

式中:  $V^{cd}$ 、 $V^{cd}$ 、 $V^{cd}$  为  $V_1$ 在跟踪线坐标系  $OX_{\mathbb{A}}$   $OY_{\mathbb{A}}$   $OZ_{\mathbb{A}}$  轴上的投影;  $k_{gd}$   $k_{ed}$ 为目标线角速度在跟踪线坐标系  $OY_{\mathbb{A}}$  轴和  $OZ_{\mathbb{A}}$  轴上的投影

除了直接测量的参数  $h_r$ ,  $h_s$ , T, V,  $V_1$ 和间接计算出的参数  $V^M$   $V^M$  h, 还需给出  $D^I$ 和可变瞄准参数  $T_1$  以便根据式 (4)计算偏差 W 和  $W_1$  将  $D^I$  取为常数 .并为计算  $T_1$  给式 (3)增加一个条件:

$$N \circ D = 0 \tag{7}$$

由式(7)可得,导弹与目标接近过程中,导弹命中目标时,瞄准偏差最小,即:

$$W_{xd} = \frac{D + V_M^{xd} T_1}{V_1 T_1 + D'} - = 0$$
 (8)

则:

$$T_{1} = \frac{D - D'}{V_{M}^{xd} - V_{1}} = \frac{D - D'}{-D}$$
 (9)

式中:  $-D=(V^{M}-V_{1})$ 为攻击机与目标的接近速度.距离变小时.其值为负

# 4 对超低空和超高空目标的拦射攻击方式

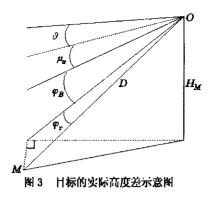
使用中距雷达制导导弹攻击超低空和超高空目标时,由于攻击机与目标高度不同,攻击机必须通过垂直方向的机动以到达目标高度进行瞄准,故在瞄准时根据目标高度引入高低差  $\Delta H$ 

$$W = \frac{V_{MCP}^{zd}}{V_{1+} (D'/T_{1})} - h_{+} (T_{+}_{T}) \sin V$$
 (10)

瞄准过程中攻击机要连续地测量目标距离 D目标角坐标  $h_{\rm h}$  攻击机倾斜角 V和俯仰角 N,并不断地计算攻击机与目标的实际高度差  $\Delta$   $H_{\rm h}$  当目标为超低空目标时,从图 3可推导出未考虑攻击机横滚时的实际高度差计算公式:

$$\Delta H_{M} = D_{\cos} \ln \sin(h + N - \tau_{\cos} V)$$
 (11)

瞄准偏差  $W_0$  与  $\Delta H_0$   $\Delta H_0$  成正比,当飞行员操纵飞机并保持瞄准偏差  $W_0$  为零时,表明攻击机按给定高度差飞行。在目标距离变为  $D_0$ 时,第一阶段



瞄准结束。 Du由下式估算:

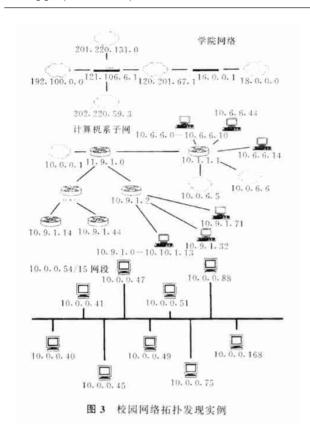
$$D^{JJ} = D_{y \max} - 22D \tag{12}$$

上述攻击方式不仅适合攻击超低空目标,也适合攻击超高空目标 攻击超高空目标仍需要分两阶段瞄准 其主要区别在于攻击超低空目标时调节的  $\Delta H$ 值为负,而攻击超高空目标调节的  $\Delta H$ 值为正,且攻击超低空目标还可使用近距格斗导弹

## 5 瞄准算法在平显上的实现

角偏差 W 和 W 的计算结果在平显上显示为一 个可移动的圆形瞄准标记和一个在角度场中心固定 的十字标记的位置偏差,瞄准标记与十字标记的位 置偏差与偏差 W和W成正比 飞行员拦射瞄准时 操纵飞机使移动的瞄准标记与固定的十字标记相重 合。 当两标记重合时表明攻击机严格沿矢量 VT 飞 行,这是拦射瞄准的一个必要条件—— 定向瞄准 拦 射瞄准的第二个条件为定距瞄准,定距瞄准的目的 是使发射的导弹有足够的速度追踪目标。第三个条 件为攻击机必须位于导弹发射区,此时发射的导弹 才有可能击毁目标 攻击机在导弹发射区的判断条 件为目标距离 D在 Dymas DD Dymin内。 其中 Dymin Dymax 为导弹最小和最大发射距离 Dymin与引信解除 保险时间 最大相对速度 导弹过载限制等参数有 关。 D<sub>max</sub>与导引头的有效作用距离 控制系统的最 长工作时间、最小相对速度等参数有关。

(下转第 66页)



#### 参考文献:

- [1] 白英彩,田小鹏,杨 锐.计算机网络管理系统设计与应用[M].北京:清华大学出版社,1998.
- [2] Radia P,高传善. 网络互连网桥。路由器。交换机和 互连协议 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2000
- [3] 张 斌,李 佳,刘启文,等.基于园区网络的多层网络拓扑发现算法研究[J].华中理工大学学报,1998,11.
- [4] 张 勇,张德远,李 钢. 网络拓扑发现的主动探测技术的研究和实现 [J]. 小型微型计算机系统, 2000, 21 (8): 792-794.

[5] Yuri B, Minos C, Cliff M. Topology Discovery in Heterogeneous IP Networks Proceedings-IEEE Infocom 1 [C]. 2000.

#### (上接第 62页)

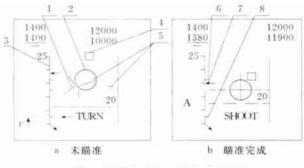


图4 拦射导弹攻击状态平显画面

图 4中: 1为固定十字标记; 2为瞄准标记 (W, W); 3为距离标尺; 4为以角坐标 (lr, ls)表示的目标标志; 5为载机横滚角; 6为导弹最大发射距离  $D_{ymin}$ 标记; 7为导弹最小发射距离  $D_{ymin}$ 标记; 7为零刻度倾斜标记; A为一次性指令攻击; SHOOT为允许发射标志;  $\Gamma^{\uparrow}$  为一次性指令急跃升;  $TURN \rightarrow$  为一次性指令右转弯

## 6 结束语

文中对发射中距导弹的拦射方式进行的推导和 实现过程,对飞行员空战及训练具有一定的指导作 用,对国产战机的研制具有一定的参考价值

### 参考文献:

- [1] 胡朝晖,汪浩生. 歼击机近距引导效能评估 [J]. 电光 与控制,2001(3).
- [2] 陆 彦,周志刚,夏英明.航空火力控制技术[M].北京:国防工业出版社,1994.

# 《火力与指挥控制》征订启示

《火力与指挥控制》为季刊,国际刊号: ISSN 1002-0640,国内刊号: CN 14-1138/T ] 本刊 1976年创刊,原刊名《火控技术》。 现由中华人民共和国信息产业部主管,由中国国防工业火力与指挥控制研究会和中国兵器工业集团第 207研究所主办。

本刊所载文章覆盖了我国陆海空三军火控指控的各个技术领域,其中许多文章对我国火控指控技术的发展和学术研究有重要的指导作用,其许多技术观点在工程上付诸了实践

多年来,本刊连续被中国科学引文数据库、中国期刊网、中国国防文献数据库、中国电子文献数据库、中国兵工文献数据库等国家级数据库收录,同时也是《中国电子科技文摘》、《中国导弹与航天文摘》、《全国报刊索引》等期刊的重要索引来源 1992年和 2000年两次被国家列为全国中文核心期刊。

本刊国内邮发代号: 22-134 国外代号: Q5482 期定价: 8.00元,年定价: 48.00元。

欢迎各位专家读者赐稿、订阅、刊登广告。

通信地址: 山西太原 193号信箱。 邮編: 030006 电话: (0351) 7023553-2010 2284 传真: (0351) 7022975