

doi: 10.7690/bgzdh.2013.09.007

歼击机拦截巡航导弹拦截阵位研究

高晓冬¹, 于嘉晖², 吴杰², 吕超²

(1. 海军装备部兵器部, 北京 100841; 2. 海军航空工程学院指挥系, 山东 烟台 264001)

摘要: 为研究歼击机拦截巡航导弹时的拦截阵位问题, 构建了歼击机拦截阵位模型。在分析歼击机拦截来袭巡航导弹过程的基础上, 根据歼击机的运动模型和歼击机接敌方法, 确定了拦截阵位相关参数, 并以机载导弹对巡航导弹杀伤概率为目标函数进行仿真研究。仿真结果找出了一定条件下歼击机的最优航向前置角范围, 为反巡航导弹作战理论研究提供了参考。

关键词: 歼击机; 拦截; 巡航导弹; 拦截阵位

中图分类号: TJ760.3 **文献标志码:** A

Research of Lineup of Heading off of Fighter Plane Heading off Cruise Missile

Gao Xiaodong¹, Yu Jiahui², Wu Jie², LYU Chao²

(1. Ordnance Branch, Naval Equipment Department of PLA, Beijing 100841, China;

2. Department of Command, Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: For researching the lineup of the fighter plane heading off the cruise missile, the model of the fighter plane heading off the cruise missile lineup is established. Based on analyzing the process of the fighter plane heading off the cruise missile, the parameters of the lineup is confirmed according to the movement model and the adjacency enemy method of the fighter plane. Aiming at the probability of killing the cruise missile, the simulation is carried out. The best course pre-positive-angle range is found, which makes reference for the theory of the fighter plane heading off the cruise missile.

Key words: fighter plane; heading off; cruise missile; lineup of heading off

0 引言

在歼击机拦截巡航导弹的过程中, 歼击机拦截阵位是否合理对提高对来袭巡航导弹的拦截概率有较大影响。目前, 有较多文献对歼击机发射空空导弹拦截巡航导弹进行了研究, 并取得了一定研究成果。文献[1]研究了中距空空导弹拦截目标概率的仿真计算方法; 文献[2-4]基于地面坐标系和运动坐标系, 建立了目标运动模型、相对运动模型、制导系统模型、导弹运动模型, 研究了空空导弹拦截目标的可能性及具体实现方法, 但对歼击机拦截巡航导弹时歼击机拦截阵位问题研究较少; 因此, 笔者对歼击机拦截巡航导弹时的拦截阵位问题进行研究。

1 歼击机接敌及拦截阵位模型

1.1 歼击机接敌模型

歼击机通常是在预警机引导下完成接敌过程。歼击机接敌分为 2 个阶段: 一是远距引导, 歼击机根据预警机指挥系统所给的目标信息, 高速飞向歼击机机载雷达视距外的指定目标所在区域; 二是近距引导, 当预警机将歼击机引导到指定空域后, 歼击机机载雷达开机, 发现、识别并锁定目标, 实施追踪和占位拦截。在引导过程中一般采用追踪法、

平行接近法和比例导引法, 笔者以平行接近法为例进行研究。

平行接近法要求歼击机在接敌过程中始终保持目标视线在空间的方位角 q 不变, 由此可得导引关系方程为

$$\frac{dq}{dt} = 0 \quad (1)$$

按平行接近法导引时, 歼击机航向相对于目标视线超前, 歼击机的航向前置角 β_F 应满足

$$\beta_F = \arcsin\left(\frac{V_T}{V_F} \sin \beta_T\right) \quad (2)$$

式中: V_T 为巡航导弹速度; V_F 为歼击机速度。

1.2 拦截阵位模型

拦截阵位主要由 3 个参数确定: 歼击机相对巡航导弹的距离、方位角和高度角, 它们受歼击机机载雷达的搜索距离、航向角和俯仰角搜索范围约束。歼击机的航向前置角 β_F 的变化会影响歼击机的拦截阵位角 α , 进而影响发射的空空导弹对巡航导弹的杀伤效果, 是确定拦截阵位最重要的参数。

将巡航导弹、歼击机和空空导弹都看成质点, 巡航导弹以确定的速度向着打击目标直飞, 歼击机也近似为向着拦截阵位直飞。当歼击机发现巡航导

收稿日期: 2013-03-20; 修回日期: 2013-04-21

基金项目: 全军军事类研究生资助课题(2012JY002-491)

作者简介: 高晓冬(1976—), 男, 山东人, 硕士, 工程师, 从事武器系统认证研究。

弹,同时巡航导弹在歼击机携带的空空导弹的最大射程范围内,表明歼击机到达拦截阵位。

空空导弹可攻击区简化为以巡航导弹为圆心,歼击机发现巡航导弹的距离和空空导弹最大发射距离两者中小的为半径的圆,歼击机拦截阵位应位于该圆上,如图 1 所示。

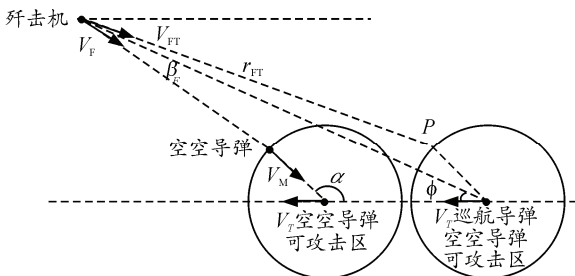


图 1 歼击机拦截巡航导弹示意图

歼击机到达与空空导弹可攻击区远界的交点处,需符合拦截阵位的要求,同时还应使发射的空空导弹杀伤巡航导弹的概率尽可能大。如图 1 所示, \$\phi\$ 为引导初始时歼击机相对巡航导弹的方位角, \$\beta_F\$ 为歼击机航向与目标视线(歼击机到巡航导弹的连线)间的夹角,简称为歼击机的航向前置角, \$\alpha\$ 为歼击机相对巡航导弹的拦截阵位角,简称为歼击机的拦截阵位角。

2 空空导弹拦截模型

2.1 距离截获概率

距离截获概率是指,雷达导引头在中制导末期开启时,导弹与目标之间的距离在雷达距离波门内的概率。设雷达导引头在中制导末期开启时导弹与目标之间的实际距离为 \$R\$,导弹上装载的计算机将导弹与目标间的距离计算后的结果为 \$R^*\$,则有 \$\delta R = R - R^*\$。假设 \$\delta R\$ 服从 \$(0, \sigma^2)\$ 的正态分布,则距离截获概率为

$$P_r = \Phi\left(\frac{L}{2\sigma}\right) - \Phi\left(\frac{-L}{2\sigma}\right) = 2\Phi\left(\frac{L}{2\sigma}\right) - 1 \quad (3)$$

式中: \$L\$ 为导引头雷达距离波门的宽度; \$\Phi\$ 为正态分布函数。

2.2 速度截获概率

速度截获概率是指目标多普勒信号被导引头雷达所截获的概率,主要取决于以下 2 个因素:落入多普勒滤波器组内目标回波被弹载雷达所截获的概率 \$P_d\$,实际过程中,目标的多普勒频率落入导引头的滤波器组频宽内的概率 \$P_{fd}\$ (设其服从瑞利分布)。

速度截获概率为

$$P_v = P_{fd} P_d \quad (4)$$

考虑 \$n\$ 次截获积累,且设单次扫描的发现概率相等,则弹载雷达截获目标的概率为

$$P_d = 1 - (1 - P_d)^n \quad (5)$$

2.3 角度截获概率

角度截获概率是指目标的实际视线落入导引头视场的概率,其概率密度服从瑞利分布。

$$f_a(x) = \begin{cases} \frac{x}{\sigma^2} \exp\left(-\frac{x^2}{2\sigma^2}\right) & x \geq 0 \\ 0 & x < 0 \end{cases} \quad (6)$$

式中: \$x\$ 为目标实际视线在导引头视场中的位置; \$\sigma\$ 为目标指示误差。

2.4 空空导弹杀伤概率

影响空空导弹杀伤概率的因素主要包括 3 个方面:第一方面,作战发射条件,其中包括载机和目标机的飞行速度、作战高度以及导弹发射进入角;第二方面,导弹技术指标,其中包括制导精度、引战配合程度等;第三方面,目标机技术性能,其中包括目标辐射、反射特性等因素^[5]。

空空导弹杀伤单个目标概率的表达式^[6-8]为

$$P = \int_0^{2\pi} \int_0^\infty f(\rho, \theta) \Phi_2(\rho, \theta) \int_{-\infty}^\infty \Phi_1(x/\rho, \theta) G(x, \rho, \theta) dx d\rho d\theta \quad (7)$$

式中: \$\rho\$ 为脱靶量; \$\theta\$ 为脱靶方位角; \$f(\rho, \theta)\$ 为该条件下的制导误差的二维分布密度函数; \$\Phi_1(x/\rho, \theta)\$ 为引信引爆点的分布密度函数; \$\Phi_2(\rho, \theta)\$ 为引信引爆概率; \$G(x, \rho, \theta)\$ 为战斗部条件杀伤概率。

3 仿真

3.1 初始条件

歼击机在预警机引导下按平行接近法接敌,假定预警机引导无误差。按文中计算方法得一定条件下空空导弹的距离截获概率 \$P_r = 0.97\$,速度截获概率 \$P_v = 0.93\$,角度截获概率 \$P_a = 0.93\$。如图 2 所示,发射空空导弹时,歼击机与巡航导弹在同一平面内机动,空空导弹发射速度 \$V_M = 800\$ m/s, \$R\$ 为空空导弹的最大发射距离和歼击机发现巡航导弹的距离两者中的小值, \$\alpha\$ 为歼击机的拦截阵位角, \$\lambda\$ 为空空导弹发射的进入角(导弹发射时的速度矢量与巡航导弹的速度矢量间的夹角),空空导弹的前置角 \$\beta_M = 10^\circ\$, \$\lambda\$ 与 \$\alpha\$ 的关系为 \$\lambda = \alpha - \beta_M\$。

考虑歼击机在引导初始时相对巡航导弹的距离和方位角不同、巡航导弹的 RCS(雷达散射面积)不同的情况下,导弹杀伤概率随歼击机的航向前置角 \$\beta_F\$ 的变化规律。仿真结果如图 3~图 6 所示。

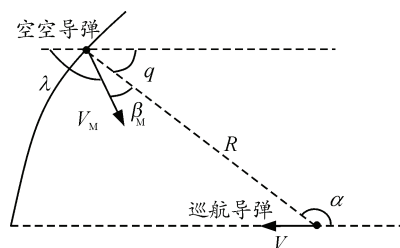


图 2 空空导弹与巡航导弹运动示意图

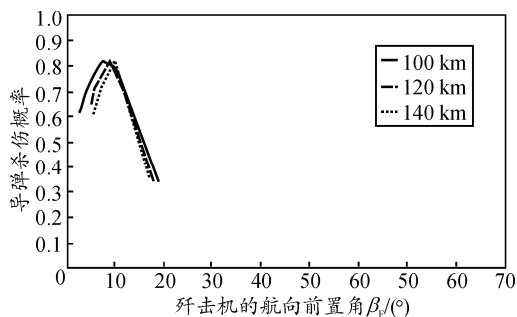


图 3 引导初始时歼击机相对巡航导弹不同距离下导弹杀伤概率变化规律

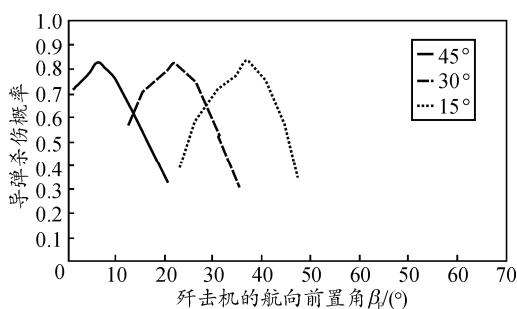


图 4 引导初始时歼击机相对巡航导弹不同方位角下导弹杀伤概率变化规律

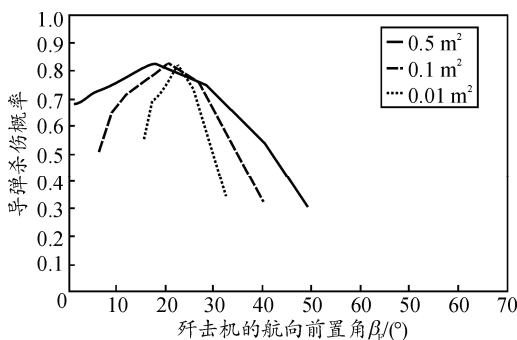


图 5 巡航导弹不同 RCS 下导弹杀伤概率变化规律

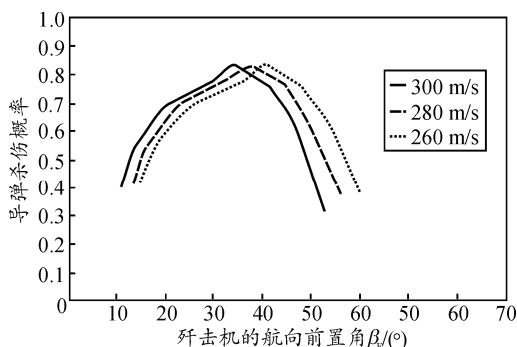


图 6 巡航导弹不同飞行速度下导弹杀伤概率变化规律

3.2 仿真结果分析

1) 在其他条件相同的情况下，引导初始时歼击机相对巡航导弹的距离越小，歼击机的最优航向前置角范围越大，最优航向前置角的值越小。

2) 在其他条件相同的情况下，引导初始时歼击机相对巡航导弹的方位角越小，歼击机的最优航向前置角的值越大。

3) 在其他条件相同的情况下，巡航导弹的 RCS 越小，歼击机的最优航向前置角范围越小，最优航向前置角的值越大。

4) 在其他条件相同的情况下，巡航导弹的飞行速度越小，歼击机的最优航向前置角的值越大。

若使得导弹杀伤概率大于 0.8 的拦截阵位为最优阵位，歼击机的航向前置角在一定范围内可以使使得歼击机被引导到最优阵位，这个范围称为最优航向前置角范围。由以上结果可以看出，这个范围受歼击机相对巡航导弹的距离和方位角、巡航导弹的雷达散射面积(RCS)和飞行速度的影响。

4 结束语

笔者对预警机引导下歼击机拦截巡航导弹时的拦截阵位问题进行研究，建立了相关模型，并对歼击机在不同拦截阵位下机载导弹对目标的杀伤概率进行了计算，找出了一定条件下最优航向前置角范围。该研究对优选火力运用方案、充分发挥机载武器系统的作战效能，具有一定的理论意义和实践价值，为反巡航导弹作战理论研究及歼击机拦截巡航导弹仿真系统的开发奠定了基础。

参考文献：

- [1] 付海峰, 刘华伟, 张宗麟. 中距主动制导空空导弹目标截获概率仿真计算[J]. 电光与控制, 2007, 14(3): 55-58.
- [2] 鞠传文, 杨秀珍, 王超勇. 空空导弹攻击防区外目标研究[J]. 电光与控制, 2002, 9(3): 12-17.
- [3] 刘建功. 歼击机拦截巡航导弹效能分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010: 5-16.
- [4] 刘建功, 杨旭, 张克, 等. 歼击机拦截巡航导弹效能的初步研究[J]. 战术导弹技术, 2002(6): 16-20.
- [5] 彭绍雄, 高传斌, 邹强. 分层防御系统中防空导弹最佳交接区域选择[J]. 兵工自动化, 2012, 31(12): 8-11.
- [6] 高云华. 提高火箭射击精度弹道修正最优控制方法研究[D]. 沈阳理工大学, 2009: 56-59.
- [7] 姚志敏, 禹海全, 何鑫, 等. 某型防空导弹杀伤标准的判定与仿真研究[J]. 计算机仿真, 2005, 22(7): 29-31.
- [8] 谢邦荣, 杨剑影, 尹健, 等. 导弹单发杀伤概率影响因素分析[J]. 火力与指挥控制, 2004, 29(2): 60-64.