

预警机远距引导歼击机的误差分析和引导效能

彭芳, 吴军, 马健, 龙文彪, 向建军

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038)

摘要 为定量分析和评估预警机对歼击机的远距引导效能,以远距引导成功概率作为引导效能指标,模拟预警机远距引导歼击机过程并进行分析和建模。将歼击机的远距引导分解为水平引导和垂直引导,按照平行接近法引导规则,建立水平和垂直引导误差分析模型,利用概率分析方法推导了远距引导效能公式,获得预警机引导误差、机载雷达性能、目标机特性等因素与远距引导效能之间的关系。最后以预警机远距引导某型歼击机拦截目标机为例,在载机速度低于超音速目标的场景下,分析了目标进入角、截获距离、天线扫描范围、目标参数测量精度等主要因素对远距引导概率的影响规律,并根据仿真计算结果,分析讨论了在此场景下提高远距引导效能的有效途径。

关键词 预警机;平行接近法;水平引导误差;垂直引导误差;远距引导效能

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.03.001

中图分类号 V324 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)03-0001-06

Error Analysis and Guidance Effectiveness Research of the Early Warning Aircraft Steering the Fighter Based on Long-distance Guidance

PENG Fang, WU Jun, MA Jian, LONG Wenbiao, XIANG Jianjun

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to quantitatively analyze and evaluate the long-distance guidance effectiveness of the Early Warning Aircraft steering the fighter, the long-distance guidance successful probability is taken as an index for describing the guidance effectiveness, and a mathematic model is built up based on analyzing the course of the Early Warning Aircraft steering the fighter. And the course of long-distance guidance is divided into level guidance and vertical guidance, error analysis models of the level guidance and the vertical guidance are built up according to the parallel approach guidance rule, and the algorithms for long-distance guidance effectiveness are put forward by using probability analysis method, through the algorithm the relations are acquired between the long-distance guidance effectiveness and some factors such as guidance error, the fighter radar capability and target characteristic. Under the scene of the fighter lower speed than the target, an example of a fighter intercepting a target by the Early Warning Aircraft's long-distance guidance is given to analyze effect rules of primary parameters on long-distance guidance probability, including target enter angle, intercept distances, antenna scan area and target parameters precision. Through simula-

收稿日期: 2014-09-09

基金项目: 航空基金资助项目(20145596025)

作者简介: 彭芳(1973-),女,湖南长沙人,讲师,博士,主要从事雷达信号处理与预警探测技术研究.E-mail: wuboy0210@163.com

引用格式: 彭芳,吴军,马健,等. 预警机远距引导歼击机的误差分析和引导效能[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(3):1-6. PENG Fang, WU Jun, MA Jian, et al. Error Analysis and Guidance Effectiveness Research of the Early Warning Aircraft Steering the Fighter Based on Long-distance Guidance[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(3): 1-6.

tion the results efficiency approaches are presented for increasing the long-distance guidance effectiveness based on this scene.

Key words: early warning aircraft; parallel approach guidance; level guidance error; vertical guidance error; long-distance guidance effectiveness

在现代中远程空战中,预警机指挥引导下的空战已经成为未来的主要发展方向^[1]。对歼击机进行远距引导使其能截击目标,是预警机指挥引导效能的体现,同时也是歼击机跟踪瞄准目标并成功击毁目标的重要前提条件。该引导过程是指预警机利用探测距离远的优势,通过话音或数据链将目标的位置、航向、速度、与歼击机之间的相对距离、方向、速度差和高度差,以及由指挥引导分系统依据一定的引导规律实时解算的飞行参数指令(航向、航速)等提供给歼击机,将歼击机引导到目标区域,直至飞行员用歼击机上的机载电子设备能发现和截获目标为止,此时说明预警机的远距引导阶段成功,进入歼击机的跟踪瞄准阶段。在这种引导方式中,歼击机的机载雷达可始终保持静默,仅依靠预警机通过链路传输的战场态势及目标信息进行自主攻击,具有较好的隐蔽性和先敌发现、先敌发射的优势,极大地提高战斗机超视距空战能力^[2]。

利用预警机对歼击机进行远距引导,在发达国家中其相关理论和技术已相当成熟。国内许多学者对预警机指挥引导理论与效能评估开展了相关研究^[3-9]。如研究采用概率分析法,提出引导效能指标来评估歼击机的引导效能;或探讨预警机执行防空预警和拦截引导任务的能力,推导引导和拦截概率公式;或按航向建立了歼击机远距引导数学模型和远距引导效能模型,采用蒙特卡洛法计算引导效能;或以雷达发现目标的概率作为截击效能的指标,推导了对歼击机碰撞引导时雷达发现目标概率的数学模型等。在上述研究中,大多数模型仅考虑了航向(水平)引导误差,忽略了测高误差为主因所带来的垂直引导误差;有的模型给出了预警机指挥引导拦截机在方位和俯仰上的引导概率公式,但是为简化仿真分析将引导概率设为1,没有深入分析影响远距引导效能的各种因素。

远距引导受预警机的目标参数测量精度、链路传输、飞行控制、歼击机及其机载雷达性能、目标机等诸多因素的影响,本文主要研究预警机在概略引导方式下,采用平行接近引导法,模拟引导歼击机至目标区域的整个过程,建立远距引导的水平面和垂直面误差分析模型,构建远距引导效能模型,选择典型场景进行仿真计算,分析影响远距引导效能的主要因素,探讨在现有装备条件下具有较好远距引导

效能的方法。

1 平行接近引导法

在远距引导过程中,平行接近法是一种有效的引导方法,其航向引导阶段的几何位置模型见图1。此时,预警机指挥引导系统依据目标机的位置、航速,以及我机的位置与航速,引导歼击机飞向碰撞点(B),引导我机以最短飞行距离和最少的机动飞行完成对目标的截击。图中,目标机(T)以 V_T 速度作等速直线运动,歼击机(J)以 V_J 作等速直线运动,经时间 T ,两机在B点碰撞。

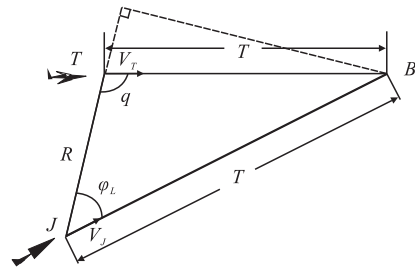


图1 歼击机与目标机的几何位置模型

Fig.1 Model of fighter and target

由几何关系可知:

$$V_T \sin q = V_J \sin \varphi_L \quad \text{或} \quad \sin \varphi_L = \frac{V_T}{V_J} \sin q \quad (1)$$

式中: q 为目标进入角; φ_L 为前置角; R 为歼击机机载雷达的截获距离在水平面上的投影。

2 远距引导误差分析模型

2.1 水平引导误差分析模型

在远距引导阶段,预警机中探测传感器对目标的距离、方位和俯仰角的测量误差;飞行控制指令通过数据链路可能产生的传输误差;飞行员执行引导命令驾驶飞机可能产生的航向误差;以及飞机的操纵性能等因素的影响,将导致总航向误差(歼击机的正确航向与实际航向的误差)的产生。水平引导平面的误差分析模型见图2^[9]。

图2中, Δq_1 为歼击机与目标视线(测量)与真实视线之间的误差,可近似为 $\Delta q_1 \approx \Delta R_a / R$,且 $\Delta R_a \ll R$ 。其中 ΔR_a 为垂直于视线方向的位置误差。

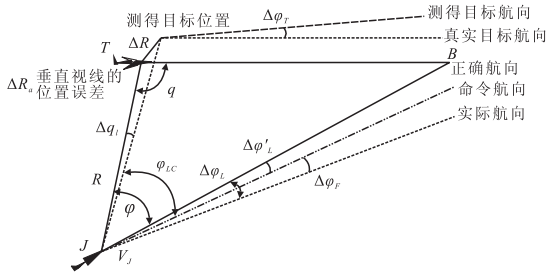


图 2 水平引导误差模型

Fig.2 Error analysis model of the level guidance

由于存在预警机对目标进入角 q 和目标速度 V_T 的测量误差,精确的 φ_L 是不能得到的,而只能求出 φ_{LC} (指令航向角)。 q 的误差由 2 部分组成:一项是目标航向测量误差 $\Delta\phi_T$,另一项是由对歼击机与目标的位置测量误差引起的目标视线角误差为 Δq_1 ,该值的大小与歼击机和目标之间的距离 R 有关。引导系统相对于错误视线计算了一个需要的前置角 φ_{LC} 。则有:

$$\varphi_{LC} = \varphi_L + \frac{\partial\varphi_L}{\partial q}\Delta q_1 + \frac{\partial\varphi_L}{\partial\phi_T}\Delta\phi_T + \frac{\partial\varphi_L}{\partial V_T}\Delta V_T \quad (2)$$

在平行接近法引导模型中,有: $\sin\varphi_L = \frac{V_T}{V_J}\sin q_0$,故有:

$$\varphi_{LC} = \varphi_L + \left[\frac{V_T \cos q}{V_J \cos\varphi_L} \right] \Delta q_1 + \quad (3)$$

$$\left[\frac{V_T \cos q}{V_J \cos\varphi_L} \right] \Delta\phi_T + \left[\frac{\sin q}{V_J \cos\varphi_L} \right] \Delta V_T$$

命令航向与正确航向之差 $\Delta\varphi_L$ 为:

$$\Delta\varphi_L = \varphi_{LC} + \Delta q_1 - \varphi_L = \left[1 + \frac{V_T \cos q}{V_J \cos\varphi_L} \right] \Delta q_1 + \quad (4)$$

实际航向与命令航向之差为 $\Delta\varphi_F$,这是由于飞行员的操纵能力和飞机的航向稳定能力有限,飞机不能按命令航向飞行之故。实际航向与正确航向之差称为总航向误差($\Delta\varphi_L$),其表达式如下:

$$\Delta\varphi_L = \Delta\varphi_F + \Delta\varphi_L = \Delta\varphi_F + \left[\frac{-\dot{R}}{R V_J \cos\varphi_L} \right] \Delta R_a + \quad (5)$$

式中: $-\dot{R} = V_T \cos q + V_J \cos\varphi_L$ 。

若以上各误差因素互为独立,则碰撞路线的航向误差可用均方根偏差 σ_{φ_L} 来表示:

$$\sigma_{\varphi_L} = \left[\left(\frac{\dot{R} \sigma_{\Delta R_a}}{R V_J \cos\varphi_L} \right)^2 + \left(\frac{V_T \cos q}{V_J \cos\varphi_L} \sigma_{\varphi_T} \right)^2 + \left(\frac{\sin q}{V_J \cos\varphi_L} \sigma_{V_T} \right)^2 + \sigma_{\varphi_F}^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

由于引导系统的不确定性,产生了航向误差,使

得歼击机所需的前置角以均方根偏差 σ_{φ_L} 绕 φ_L 值成正态分布。根据预警机给定的误差数据 $\sigma_{\Delta R_a}$ 、 σ_{φ_T} 、 σ_{V_T} 、 σ_{φ_F} 以及 V_T 、 V_J 等运动参数,代入上式,即可求得 σ_{φ_L} 。

2.2 垂直引导误差分析模型

预警机雷达测定目标高度的方法主要是采用测出对目标的相对仰角,然后利用机上导航数据,按照预警机的高度、攻角以及目标的距离解算出目标的高度 H ,由于测量误差的存在,导致目标的实际高度与测量高度有一个高度差 ΔH 。垂直引导(xoz)平面的误差分析模型^[10]见图 3。

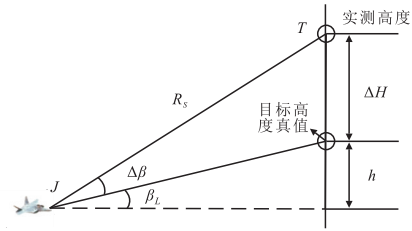


图 3 垂直引导误差模型

Fig.3 Error analysis model of the vertical guidance

图 3 中, R_s 为歼击机的最远截获距离,当载机和目标机位于同一高度时, $R = R_s$; h 为在能发现目标的情况下,目标与歼击机的允许高度差(相对于目标机以上视、下视或等高进入); β_L 指在允许的高度差范围和最大截获距离上需要的仰角真值; ΔH 主要为预警机雷达对目标高度测量所带来的测高最大误差, $\Delta\beta$ 是由于测高误差的存在导致的一个仰角误差。因此,对垂直面上俯仰搜索角大小的选择,主要由预警机雷达对目标的测高误差和歼击机所用机载火控雷达的性能参数所决定。对应于最大截获距离 R_s 的仰角为:

$$\beta_S = \beta_L + \Delta\beta = \arcsin \frac{\Delta H + h}{R_s} \quad (7)$$

引导系统相对于测高误差 ΔH 计算了一个需要的俯仰角 β_S ,实际仰角与真实仰角的误差 $\Delta\beta$ 为:

$$\Delta\beta = \frac{\partial\beta_L}{\partial h} \Delta H = \frac{\Delta H}{R_s \sqrt{1 - \left(\frac{h + \Delta H}{R_s} \right)^2}} \quad (8)$$

设测高误差 ΔH 服从 $N(0, \sigma_{\Delta H}^2)$ 的正态分布,利用式(8),可得出测高误差导致的俯仰角误差的均方根 σ_{β_L} 为:

$$\sigma_{\beta_L} = \left(\frac{\sigma_{\Delta H}^2}{R_s^2 - (h^2 + \sigma_{\Delta H}^2)} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

由上式可以看出:由于预警机探测系统的不确定性,产生了高度测量误差,使得歼击机所需的俯仰角以均方根偏差 σ_{β_L} 绕 β_L 值成正态分布。根据预警机给定的误差数据 $\sigma_{\Delta H}$ 以及歼击机给出的 h 、 R_s 等

相关参数,代入上式便可求取 $\sigma_{\beta L}$ 。

3 远距引导效能分析模型

采用远距引导成功概率作为引导效能指标。在水平引导中,由于航向引导误差 $\sigma_{\varphi L}$ 沿 φ_L 方向的可能性最大,如果雷达的方位搜索角为 $\pm\varphi_a$,此时机载雷达探测到目标的概率为搜索角 $\pm\varphi_a$ 之间的面积,则预警机指挥引导歼击机在方位角看到目标的概率 P_{V1} 为:

$$P_{V1} = \int_{-\varphi_a}^{+\varphi_a} \frac{1}{E\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi-\varphi_L}{E}\right)^2} d\varphi \quad (10)$$

式中: E 为航向误差分布的概率偏差, $E = 0.675\sigma_{\varphi L}$ 。

在垂直引导中,如果雷达的俯仰搜索角范围为 $\pm\varepsilon$,则预警机指挥引导歼击机在俯仰角看到目标的概率 P_{V2} 为:

$$P_{V2} = \int_{-\varepsilon}^{+\varepsilon} \frac{1}{\sigma_{\beta L}\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\beta-\beta_L}{\sigma_{\beta L}}\right)^2} d\beta \quad (11)$$

因此,预警机对歼击机的远距引导成功概率 P_V 的数学模型为:

$$P_V = \int_{-\varphi_a}^{+\varphi_a} \int_{-\varepsilon}^{+\varepsilon} \frac{1}{\sigma_{\beta L}\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\beta-\beta_L}{\sigma_{\beta L}}\right)^2} \frac{1}{E\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi-\varphi_L}{E}\right)^2} d\beta d\varphi \quad (12)$$

将相关参数代入上式,即得到远距引导成功概率,如果该值愈高,表示看到目标概率也越高,反映了远距引导效能也越好。

4 仿真计算与分析

4.1 截获距离和进入角对远距引导概率的影响

仿真场景模拟预警机引导某型歼击机拦截具有超音速巡航和隐身能力的飞机,仿真参数设置见表1。计算不同的截获距离下,远距引导概率与目标进入角之间的关系曲线,见图12。

表1 仿真参数设置表

Tab.1 Simulation parameter setting

参数	取值	参数	取值	参数	取值/km
$\sigma_{\Delta R_a}$	3 km	$\sigma_{\phi F}$	5°	h	3
$\sigma_{\phi T}$	10°	V_T	1.82 Ma	R_{S1}	45
σ_{V_T}	30 m·s ⁻¹	V_J	1.5 Ma	R_{S2}	40
q	0°~360°	Φa	±60°	R_{S3}	25
$\sigma_{\Delta H}$	1 km	ε	±40°	R_{S4}	15

由图4可知,远距引导概率曲线呈轴对称图形,因为歼击机的探测能力与机动能力左右对称。在一定的截获距离下,歼击机迎头($q=0^\circ$)或尾后($q=180^\circ$)的±33°内进行拦截时,远距引导概率为1;从其他角度进入的远距引导概率急剧下降直至为零。这是由于载机位于目标两侧时,受机动能力的限制来不及转弯的缘故;同时,有效引导的进入角度区间与载机的速度和机载雷达的扫描范围有很大关系。当改变截获距离的值,对迎头拦截方式有一定的影响,远距引导概率随截获距离的缩短而下降,说明截获距离短对机载火控雷达的转动角度(前置角和方位搜索角)有很大影响,但是截获距离的改变对对尾后拦截方式无明显影响。

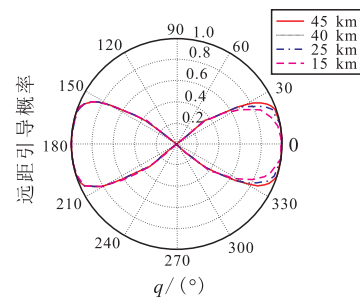


图4 远距离引导概率与截获距离、进入角的关系曲线

Fig.4 Relation curve of guidance probability and capture distance

4.2 不同的搜索范围和进入角对远距引导概率的影响

设歼击机的截获距离为一定值45 km,其余参数不变。改变机载雷达天线的搜索范围,方位/俯仰搜索角分别取±60°/±40°;±40°/±40°;±30°/±10° 3组不同的值,得到远距引导概率与目标进入角之间的关系曲线,见图5。

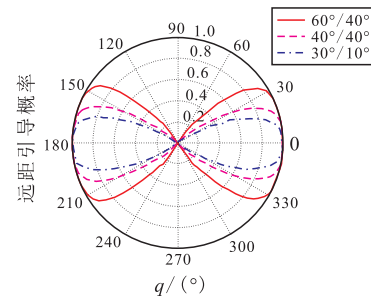


图5 远距离引导概率与扫描范围、进入角的关系曲线

Fig.5 Relation curve of guidance probability and scan range

由图5可知,在一定的截获距离下,当方位/俯仰搜索区域增大,引导概率为1的有效进入角度区间变宽,说明在某些角度区间,通过增大天线扫描范围,可以提升这部分区域的远距引导效能。同时,通

过不断调整仿真参数验证表明:在方位和俯仰的扫描组合中,方位搜索角的变化是影响引导概率曲线变化的主要原因,而方位角一定,俯仰角在一定范围内变化时,对引导概率无明显影响。这也可以说明,当预警机给出的各种目标测量误差精度为定值,在一定的截获距离和一定的进入角下,天线扫描范围影响引导概率的主要因素是方位搜索角的大小,俯仰搜索角大小对引导概率的影响很小。原因是通过增大方位搜索范围,使得水平引导(即航向引导)概率增高,有效引导的角度范围也随之增宽。

4.3 预警机测量目标航向误差对远距引导概率的影响

设歼击机以迎头拦截($q = 0^\circ$)方式进入目标区域,天线扫描范围为 $\pm 30^\circ/\pm 20^\circ$,其余参数不变。分析预警机测量目标航向误差与远距引导概率的关系曲线,见图 6。

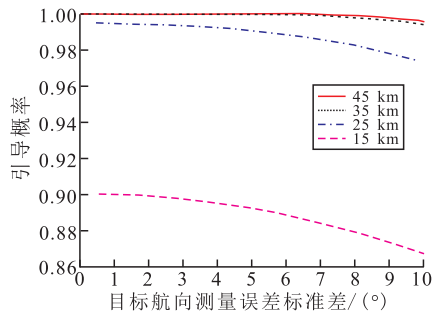


图 6 远距引导概率与目标航向测量误差的关系曲线(迎头拦截)

Fig.6 Relation curve of guidance probability and course error

由图 6 可知,在迎头拦截时,远距引导概率随航向测量误差的增大而呈下降趋势,较远的截获距离对应的概率曲线随误差的增大而下降缓慢,且保持引导概率为 1 的误差区间更宽一些。说明当进入角一定时,歼击机的航向误差随截获距离的缩短而迅速增加,从而导致远距引导概率的下降。

4.4 预警机测量目标高度误差对远距引导概率的影响

仍然考虑迎头拦截方式,天线扫描范围为 $\pm 30^\circ/\pm 20^\circ$,其余参数不变。分析预警机测量目标高度误差与远距引导概率的关系曲线,见图 7。

由图 7 可知,当歼击机机载雷达天线在预警机给出的目标指示中心的一个较小空域搜索时,当截获距离一定,引导概率在一定的高度误差区间内维持一定值,当误差超出了区间上限后,随高度误差的增大而下降。只是,截获距离越远,其引导概率随高度误差的增大仍能保持较高的水平。

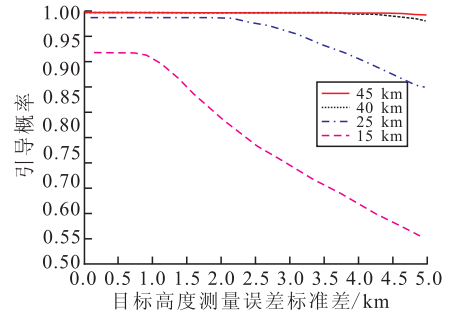


图 7 远距引导概率与目标高度测量误差的关系曲线(迎头拦截)

Fig.7 Relation curve of guidance probability and altitude error

5 结论

由预警机远距引导歼击机的引导误差分析模型和引导效能分析模型,以及仿真计算结果可知,在歼击机与目标机的速度不变的情况下,预警机的测量精度(位置、速度、航向等)、歼击机雷达的性能(搜索方式、截获距离、方位和俯仰扫描范围等),以及机载导航系统的精度都是影响远距引导效能,进而影响击毁效能的主要因素。要提高此场景下的远距引导效能,可以采取如下的途径:

1)由仿真可知,迎头或尾后拦截均有较高的远距引导概率。如果歼击机速度以低于目标机的速度进行拦截,可以选择迎头、尾后或以小偏离角的方式进入目标区域。但是在国土防空或要地防空中,为了不让目标机进入我纵深方向,缩短我方歼击机的攻击时间,扩大攻击区域,以提高对目标的攻击率,最好采用迎头拦截方式。

2)在迎头拦截时,其他条件不变,较远的截获距离有较高的远距引导概率。因此依据歼击机在空中的几种常用搜索方式所对应的探测距离,可按照速度搜索(VS)、边扫描边测距(RWS)上视、RWS下视、边扫描边跟踪(TWS)的顺序优先选择。在上述几种方式中,VS方式采用的是在高重频无杂波区中检测目标,并且该种方式的远距引导效能受目标高度测量误差精度的影响较小,因此,为尽早发现远距离迎头接近的目标,提高远距引导效能,宜采用该方式。如果歼击机从尾后追赶,宜选择RWS上视和RWS下视方式进行搜索,也可以有较高的引导概率。

3)歼击机采取迎头拦截和相对截获距离较远的搜索方式,可以弥补预警机测量目标参数的精度所导致的远距引导效能下降的问题。同时,当测高误差较大时,歼击机在目标区域采用小方位角,大俯仰角的扫描方式,可以快速提高远距引导效能。

参考文献(References):

- [1] 酃能敬. 预警机系统导论[M]. 北京:国防工业出版社,1998.
LI Nengjing. Introduction to Airborne Early Warning Systems [M]. Beijing: National Defence Industry Press,1998. (in Chinese)
- [2] 于雷,李言俊,欧建军. 现代战机最佳导引算法研究[J].航空学报,2006,27(2):314-317.
YU Lei, LI Yanjun, OU Jianjun. Research of Optimal Guidance Algorithm for Modern Fighter[J]. Acta Aeronautica & Astronautica Sinica. 2006, 27(2): 314-317. (in Chinese)
- [3] 马东立,郑江安. 基于概率分析法的歼击机导引效能[J]. 航空学报,2008,29(2):3521-356.
MA Dongli, ZHENG Jiang'an. Fighter's Guidance Effectiveness Based on Probabilistic Method [J]. Acta Aeronautica & Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 3521-356. (in Chinese)
- [4] 裴云. 预警机系统防空预警及拦截引导效能分析与评估[J]. 电光与控制,2007,14(6):43-47.
PEI Yun. Effectiveness Analysis and Evaluation of Early-warning Aircraft in Air-defense Early-warning and Intercept Guidance [J]. Electronics Optics & Control, 2007,14(6):43-47. (in Chinese)
- [5] 胡朝辉,汪浩生,黄志彦. 歼击机远距引导效能研究[J]. 计算机仿真,2003,20(1):44-46.
HU Zhao-hui, WANG Haosheng, HUANG Zhiyan. Research of Fighter's Long-distance Guidance Effectiveness[J]. Computer Simulation, 2003,20(1):44-46. (in Chinese)
- [6] 付海峰,刘华伟,张宗麟. 歼击机碰撞引导截击效能的影响因素分析[J]. 电光与控制,2007,14(1):17-21.
FU Haifeng, LIU Huawei, ZHANG Zonglin. Affecting Factors of Fighter's Interception Efficiency in Collision-course Guidance[J]. Electronics Optics & Control, 2007,14(1):17-21. (in Chinese)
- [7] XU Shengliang, WU Xiaofeng, ZHAO Xiaolong. Research on the Position of Early Warning Aircraft Carrier Formations in Navigation[J]. Command Control & Simulation, 2007(1):425-429.
- [8] LIANG Guangdong, LU Guangshan, ZHANG An, et al. Grey Comprehensive Relational Analysis of Fighting Efficiency Influencing Factors of AEW radar [C]//The 2011 International Conference on Electric and Electronics (EEIC2011). Nanchang: [s.n], 2011: 753-760.
- [9] JU Chuanwen, YANG Xiuzhen. Computation on Long-Distance Navigation Effectiveness for Fighters[J]. Electronics Optics & Control, 2002,9(2):22-25.
- [10] Гусейнов А. Б. Эффективность Комп лексов ЛА[M]. Москва:Издательство МАИ, 1985. (in Russian)

(编辑:徐楠楠)