

基于 SEA 的预警机低空预警效能分析

陈浩, 雷英杰

(空军工程大学导弹学院. 陕西三原 713800)

摘要: 对预警机的低空预警效能提出了一种使用 SEA 进行分析的方法。首先介绍 SEA 的基本原理, 阐述了预警机低空预警效能分析问题, 给出了预警机低空预警效能模型, 重点研究了低空有效预警效能计算方法, 描述了如何从系统映射和使命映射得到预警效能, 并由实例证明了方法的有效性, 有助于后续预警机综合系统效能研究。

关键词: 预警机; SEA; 性能量度; 系统映射; 使命映射

中图分类号: TP271 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2007)02-0010-04

预警机由于克服了地面预警雷达视线受地球曲率的限制, 对低空飞行目标和水面目标可以在远距离探测到。预警机是空袭体系的主要信息源和控制通信指挥中心, 评估预警机低空预警效能, 有利于更好的认识预警机在作战中的地位和作用, 找出制约其效能发挥的因素, 为提高其自身和使用效能提供科学依据。常用的效能评估方法, 如 ADC、层次分析方法等, 只是局限于静态地评估系统的效能, 有一定的主观性及模糊性。SEA 方法强调了在相同的环境下, 系统与使命的独立建模和分析, 是一种动态的客观分析系统效能的方法。本文分析了预警机低空预警效能模型, 并结合 SEA 提出具体计算低空预警效能的方法。

1 SEA 方法

SEA 方法基于 6 个基本概念: 系统、使命、环境、原始参数、性能量度和系统效能^[1]。系统是由相互关联的各部分组成并协同动作的有机整体; 使命是赋予系统必须完成的任务; 环境是与系统发生作用而又不属于系统的元素的集合; 原始参数是一组描述系统、环境及使命的独立的基本变量, 它又分为系统原始参数、环境原始参数和使命原始参数; 性能量度是描述系统完成使命品质的量; 系统效能指在一定环境下, 系统能够完成规定使命的程度, 用 E 表示。令 s_i 表示系统原始参数, c_i 表示环境原始参数, g_i 表示使命原始参数。则 $s = (s_1, s_2, \dots, s_k)$, $c = (c_1, c_2, \dots, c_l)$, $g = (g_1, g_2, \dots, g_j)$, 分别表示由所有系统原始参数、环境原始参数、使命原始参数组成的向量。令 R^n 表示 n 维欧氏空间。取值域 $S \subset R^k$, $C \subset R^l$, $G \subset R^j$ 。令 R^m 为 m 维性能量度空间 {MOP} (欧氏空间)。建立非线性, 且非一一对应的映射: $f_s: (S, C) \rightarrow R^m$, 称为系统映射。定义值集 L_s 为

$$L_s = f_s(S, c) = \{m_s = f_s(s, c) : s \in S\}, c \in C \quad (1)$$

L_s 即为当 s 在 S 中变化时, 在性能度量空间上形成的轨迹, 称为系统轨迹。再建立一映射: $f_m: (G, C) \rightarrow R^m$, 称之为使命映射。定义值集 L_m 为

$$L_m = f_m(G, c) = \{m_m = f_m(g, c) : g \in G\}, c \in C \quad (2)$$

L_m 即为当 g 在 G 中变化时, 在 {MOP} 空间上形成的轨迹, 称为使命轨迹。考查系统在某一状态 s 下完成使命情况, 当 $m_s \in L_m$ 时, 系统在 s 状态下可完成使命; 当 $m_s \notin L_m$ 时, 系统在 s 状态下不能完成使命。系统原始参数 s 的取值是随机的, 系统轨迹中落入使命轨迹内的点(集)出现的“几率”大小就反映了系统完成使命的

收稿日期: 2006-09-27

基金项目: 陕西省自然科学基金资助项目(2006F18)

作者简介: 陈浩(1976-), 男, 湖南益阳人, 博士生, 主要从事智能信息处理与智能决策研究;

雷英杰(1956-), 男, 陕西渭南人, 教授, 博士生导师, 主要从事智能信息处理与智能决策研究。

可能性。 \bar{V} 表示 R^m 空间测度, 则系统效能为^[2-3]

$$E = \bar{V}(L_s / L_m) / \bar{V}(L_s) \quad (3)$$

2 预警机有效预警带宽

2.1 预警机雷达探测范围

预警机雷达探测范围由以下参数决定, 如图 1 所示^[4]。预警机雷达最小探测距离用 R_{\min} 表示, θ 表示预警机雷达波束俯仰扫描范围, 图中阴影部分表示预警机雷达探测盲区。

预警机雷达探测盲区一部分是由于 θ 的大小有限造成的, 另一部分是由于地球遮挡造成的。在 θ 一定的情况下, 在预警机雷达功率范围内, 预警机飞行高度 H_a (m) 越高, 机下盲区越大, 而地球遮挡盲区越小; 预警机飞行高度 H_a 越小, 机下盲区越小, 而地球遮挡盲区越大。我们希望机下盲区较小, 同时又不希望地球遮挡盲区过大, H_a 在特定的范围内, 才能取得两者的均衡。由于我们关心的是预警机的低空探测效能, 所以需分析预警机雷达最小探测距离在地面上的投影, 即预警机最小水平探测距离 R_{\min_hor} 。

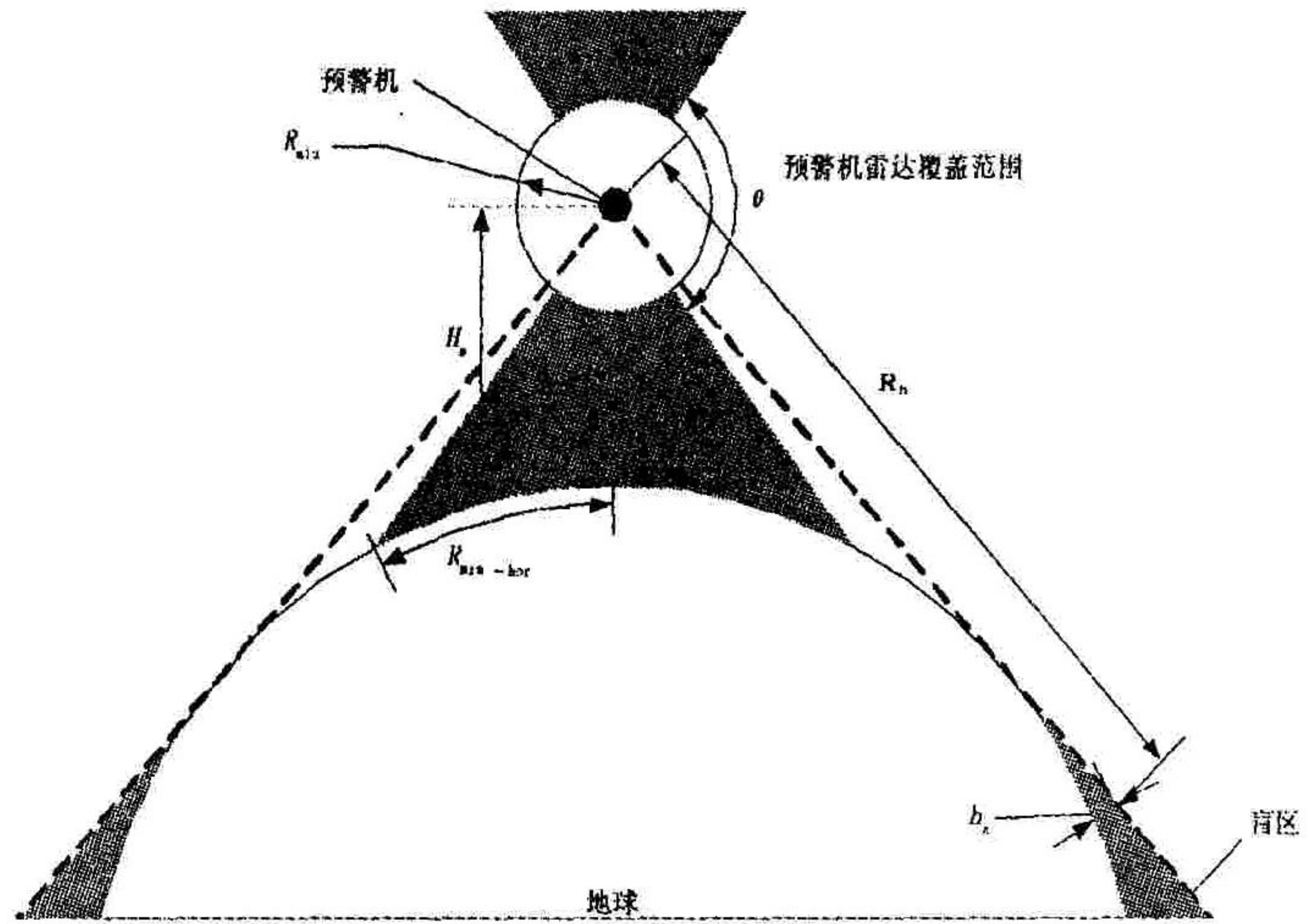


图 1 预警机雷达探测范围与盲区

$$R_{\min_hor} \approx \max \{ H_a / \tan \theta / 2, \sqrt{R_{\min}^2 - H_a^2} \} \quad (4)$$

另一个与 H_a 相关的参数是预警机雷达地平线距离 R_h 。由于目标也是飞行在一定高度的飞机, 所以 R_h 的计算不仅要考虑地球遮挡, 也要考虑到目标高度。 R_h 的计算方法为

$$R_h = k \sqrt{H_a} + k \sqrt{h_a} \quad (5)$$

式中, h_a 表示目标飞行高度 (m), 此高度足够小, 地面雷达难以探测。 $k = 3.57$ (不考虑无线电波折射), $k = 4.12$ (考虑无线电波折射)。在考虑无线电波折射的情况下, 雷达地平线距离较之光学地平线距离将增大 12% 至 15%。预警机在 H_a 高度对高度为 h_a 的目标的最大雷达有效探测距离 R_{\max_det} 为

$$R_{\max_det} = \min \{ R_{\max}, R_h \} \quad (6)$$

式中, R_{\max} 为雷达最大作用距离。同样, 由于是分析预警机的低空探测效能, R_{\max_det} 投影到地面的弧长 $R_{\max_det_hor}$ 才是我们需要关心的。根据余弦定理 $R_{\max_det_hor}$ 的计算方法为

$$R_{\max_det_hor} = R_d \arccos \frac{(R_d + H_a)^2 + (R_d + h_a)^2 - R_{\max_det}^2}{2(R_d + H_a)(R_d + h_a)} \quad (7)$$

式中, R_d 表示地球半径。

2.2 原始参数及性能量度 MOP

进入预警机探测范围的目标方向是多样的, 直接飞向预警机的目标威胁最大, 在此只考虑这类目标^[5]。如图 2 所示, 预警机对目标的观察方位角为 θ_0 , 速度为 V_a , 目标对预警机的姿态角为 θ_T , 速度为 V_T , 则保持目标姿态角不变的相遇直线航线关系为

$$V_a \sin \theta_0 = V_T \sin \theta_T \quad (8)$$

图 2 中 R_s 为预警机安全距离。由于预警机本身缺少战斗防御能力, 而本身又是对方攻击的重点对象,

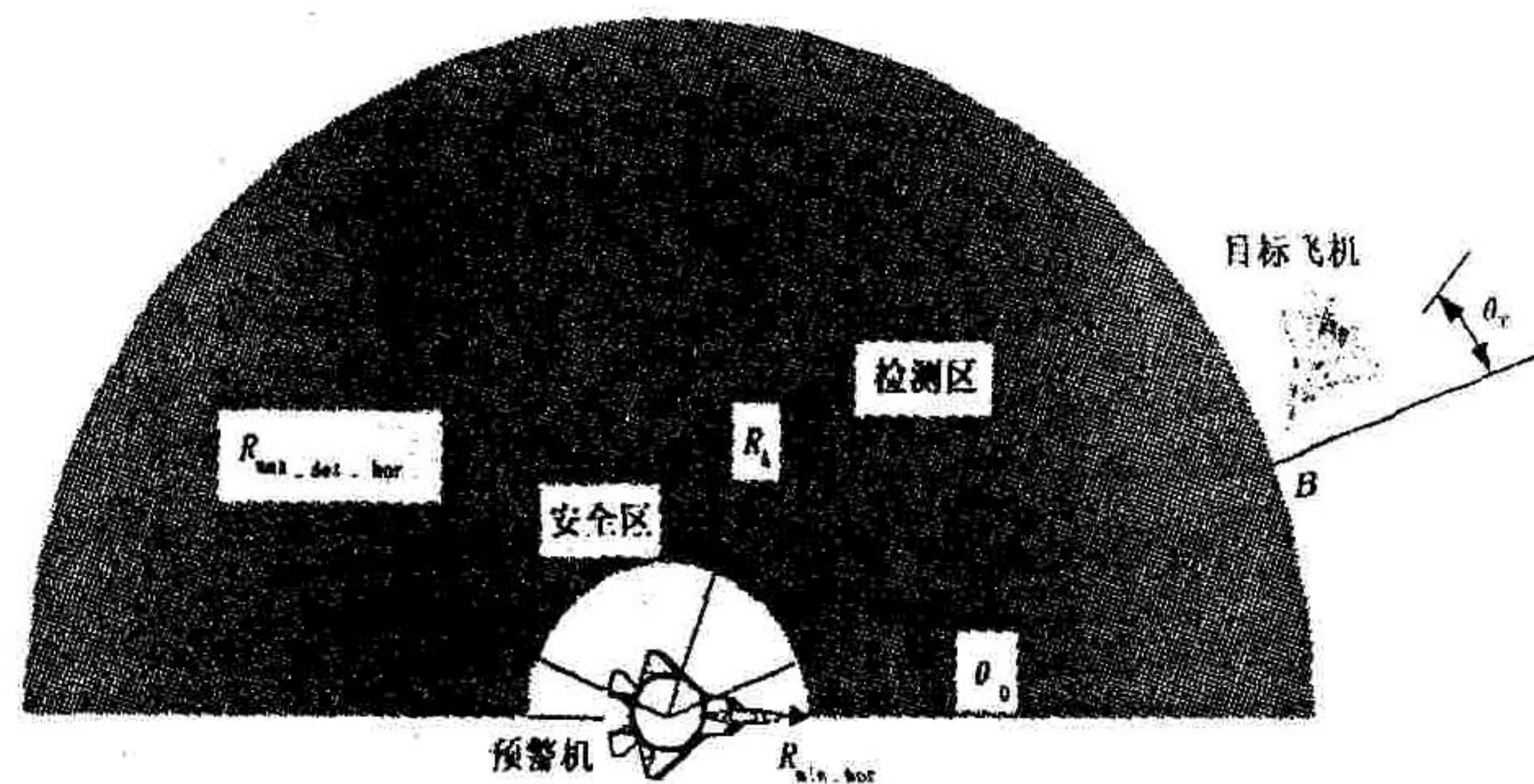


图 2 预警机检测范围平行投影

为了保证预警机安全, 按规定, 对敌机的拦截必须在预警机安全距离 R_s 之外完成^[6]。假如 B 处发现目标, 立即对它进行跟踪、目标信息录取、识别等处理并把信息向指挥中心传送, 指挥中心对数据信息进行综合处

理并做出相应决策。从预警机发现目标至指挥中心作出决策,这一段时间为 ΔT_p , ΔT_p 服从参数为 μ 的负指数分布,则在这段时间目标飞过的距离为

$$D = \Delta t_p (V_t \cos \theta_T + V_a \cos \theta_0) \quad (9)$$

系统原始参数: ΔT_p 、预警机雷达波束俯仰扫描范围 θ_T 、雷达最大探测距离 R_{max} 、预警机雷达最小探测距离 R_{min} 。

环境原始参数:预警机安全距离 R_d 、预警机续航时间大于 t_1 、目标是强度为 λ 的 Poisson 流、目标速度 V_T 、目标高度 h_{a1} 。

使命原始参数:预警机要有一定的续航时间 T_{xu} ;对目标最远能在 r_1 发现;对目标的预警在时间上要持续 Δt_{max} 。

Δt_{max} 值的确定取决于预警机的飞行路线、截击机对目标的相对距离、机场对目标的相对位置、截击线的位置和目标的属性(包括速度、高度、等)等,将在后续文章中进行研究,在此取为常数。

分析预警机低空预警效能,要考虑的最重要的因素是在规定的预警持续时间内低空预警距离。据此定义性能量度 MOP 为有效预警带宽。有效预警距离指的是预警机发现的情报经过处理和传输,到达指挥机构,此时目标所在的位置。有效预警带宽指有效预警距离和预警机最小水平探测距离的差值。

2.3 系统映射和使命映射

预警机在不同的飞行高度,其相应的 R_{min_hor} 、 $R_{max_det_hor}$ 和续航时间 T_{xu} 不一样,导致低空预警效能不一样,因而首先要确定预警机的飞行高度 H_a 的值。当预警机速度为 V_a 时,在其允许的高度范围内,续航时间 T_{xu} 随高度 H_a 递增。其计算式为

$$T_{xu} = f(H_a) \quad (10)$$

根据式(10),求得 t_1 对应的高度 h_1 。 R_{min_hor} 、 $R_{max_det_hor}$ 与 H_a 的关系如图3所示。根据式(4)和式(7)取: $\theta = 30^\circ$, $R_{min} = 40$ km, $R_{max} = 400$ km, $R_d = 6400$ km, $h_a = 100$ m,得到预警机飞行高度 H_a 和 R_{min_hor} 、 $R_{max_det_hor}$ 的关系如图3所示。当 $H_a = 10.35$ km 时, $R_{min_hor} = 38.63$ km;当 $H_a = 7584$ m 时, $R_{max_det_hor} = 399.77$ km。

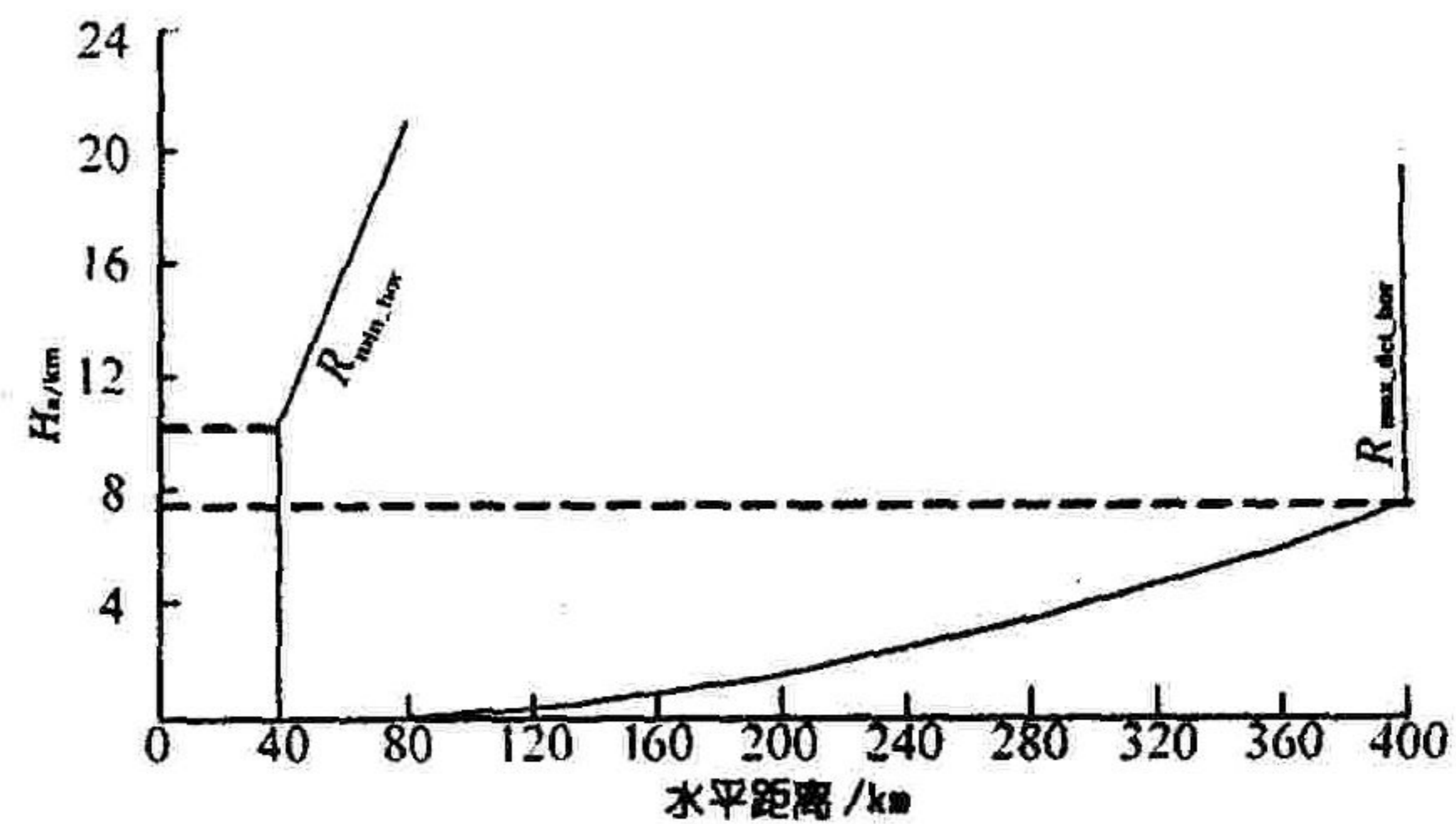


图3 预警机 $R_{max_det_hor}$ 和 R_{min_hor}

根据要求对目标最远能在 r_1 发现,可得到 h_2 , $R_{max_det_hor}(h_2) = r_1$ 。使用下式(11)得到合适的预警机飞行高度和确定的 R_{min_hor} 、 $R_{max_det_hor}$ 值。

$$\Delta R_{hor} = \max_{H_a} (R_{max_det_hor} - R_{min_hor}), H_a > \max\{h_1, h_2\} \quad (11)$$

由此,得到:

$$R_{min_hor} < MOP < R_{max_det_hor} - \Delta T_p g (V_t \cos \theta_T + V_a + \cos \theta_0) \quad (12)$$

式(12)得到的值即系统映射,式中 MOP 为有效预警带宽。而使命要求对目标在 r_1 之外发现,则由式(13)得到使命映射为

$$0 < MOP < r_1 \quad (13)$$

3 算例

使用 SEA 方法计算某型预警机系统效能,取 $r_1 = 380$ km, $V_T = 1600$ km/h,雷达波束俯仰扫描范围为 30° ,最大探测距离为 400 km,最小探测距离为 40 km,预警机续航时间大于 7 h,取 $R_d = 6400$ km, $h_a = 100$ m, $\lambda = 0.015$,得到有效预警效能为 0.88。将 λ 变为 0.020 时,得到有效预警效能为 0.85。将 V_T 变为 1800 km/h,分别得到有效预警效能为 0.86 和 0.84。可以看出,在满足预警机续航时间的前提下,低空预警效能随着目标密度和速度的增加而减少。通过预警机续航时间与预警机飞行高度和其它属性的关系,可得出低空预警效能与预警机自身和目标属性的函数。

4 结束语

针对预警机低空预警效能评估问题,本文提出了一种使用SEA进行分析的方法,建立了预警机低空预警效能模型。通过研究预警机飞行高度和探测范围的关系,得到了计算系统映射的方法,实现了在一定环境下结合使命和系统具体计算低空预警效能的目标。本文方法为使用SEA分析预警机作战效能提供了一种新的思路,但由于篇幅所限,文中关于预警机对目标的预警时间问题涉及到预警机的飞行路线、我方截击机对目标的相对距离、我方机场对目标的相对位置、截击线的位置和目标的属性等,暂时取为常量,这对方法本身的研究并无影响。算例研究表明,本文方法是正确的和有效的,为进一步研究预警机综合系统效能奠定了良好的基础。

参考文献:

- [1] 陈浩光. 武器系统效能评估与评估创新[J]. 装备指挥技术学院学报, 2004, 15(8):1-5.
- [2] Levis A H, Andreadakis S K. Effectiveness Analysis of Automotive Systems[A]. Laboratory for Information and Decision System [C]. 1984. 1238-1246.
- [3] Levis A H, Michael Athans. Modeling and Measuring Effectiveness of C3 Systems[A]. Laboratory for Information and Decision System [C]. 1984. 1691-1698.
- [4] 郇能敬. 预警机系统导论[M]. 北京:国防工业出版社, 1998.
- [5] 陈浩. 基于使命的预警机系统效能分析方法[A]. 第三届全国博士生学术论坛论文集(军事学)[C]. 北京:国防大学, 2006. 258-261.
- [6] 岳韶华,周国安,张金成. 防空C³I作战效能研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2002, 3(1):30-31.

(编辑:田新华)

Effectiveness Analysis of AWACS Based on SEA for Low Altitude Early - warning

CHEN Hao, LEI Ying-jie

(The Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, Shaanxi, China)

Abstract: A method based on SEA for effectiveness analysis of AWACS for low altitude early - warning is proposed. The fundamental principle of SEA is first introduced, and the problem of effectiveness analysis of AWACS, while performing the mission of low altitude early - warning, is described, with the proposition of effectiveness model of AWACS for low altitude early - warning and the emphasis on investigating the calculation methods of effective early - warning for low altitude which describe how to get the measure of performance from system mapping and mission mapping. The validity of the method is illustrated by an example. This will be beneficial to the following research on integrated system effectiveness analysis of AWACS.

Key words : early - warning airplane ; system effectiveness analysis; measure of performance ; system mapping; mission mapping