

一种用于发射后截获的红外导引头探测距离估算方法

徐振亚¹, 付奎生^{1,2}, 祁鸣^{1,2}, 李丽娟^{1,2}

(1. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471099; 2. 航空制导武器航空科技重点实验室, 河南 洛阳 471099)

摘要: 为支撑红外型空空导弹的中远射程发展, 针对发射后截获技术应用, 提出一种基于“信息装订+场景模型”的红外导引头探测距离估算方法。方法基于红外系统性能估计经典理论。通过对空战场目标特性的分析, 完成了来自飞机和导弹控制系统的装订信息需求梳理, 给出了估算方案框图和面向工程应用的设计示例。估算结果表明: 该方法能够给出与实时态势匹配的距离估算结果, 具有数据规模小、查询速度快、计算步骤少的优点, 能够满足导弹有限资源下的高速应用需求。

关键词: 发射后截获; 红外导引头; 探测距离; 场景建模; 信息装订

中图分类号: TJ760 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-8891(2020)11-1095-08

Estimation Method of Infrared Seeker Detection Range Used for Lock-on-after-launch

XU Zhenya¹, FU Kuisheng^{1,2}, QI Ming^{1,2}, LI Lijuan^{1,2}

(1. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471099, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Airborne Guided Weapons, Luoyang 471099, China)

Abstract: To support the infrared air-air-missile development of medium and long ranges, an estimation method for the infrared seeker detection range is proposed. Lock-on-after-launch technology is employed. It is based on an “information binding and scene model”. The method is based on the classical theory of infrared system performance estimation. Through the analysis of the environmental characteristics of the air battlefield, the information binding requirement from the aircraft or control system is completed. An estimate scheme block diagram and an example for engineering applications are given. The results show that the method can give distance estimation results that match the real-time situation, and it has the advantages of a small data scale, fast query speed, and minimal calculation steps. The method addresses real-time application needs under limited resources.

Key words: lock-on-after-launch, infrared seeker, detection range, scene modeling, information binding

0 引言

按照空空导弹“先敌发现, 先敌发射, 先敌脱离, 先敌命中”的四先准则, 为保证载机、预警机等体系节点的安全, 交战双方尽可能回避进入近距格斗状态, 红外型格斗导弹有向中远距拦射发展的趋势, 而且这种趋势因雷达型导弹的电磁对抗能力弱而变得非常迫切^[1-2]。为适应红外型导弹的射程增加需求, 目前国外第四代红外型空空导弹广泛采用发射后技术, 如德国、瑞典等国联合研制的彩虹-T^[3]、英国的ASRAAM、南非的A-DARTER^[4]、以色列的怪蛇5和美国的AIM-9X BlockII^[3]。由于发射后截获模式下的飞行时间长, 且缺少射前模式时目前实际信息和飞

行员的确认, 导引头在发射后截获模式下将面临更加恶劣的气动热环境、自然背景虚警和人工干扰等挑战。

随着红外光电对抗技术的发展, 国内外持续20多年对红外目标辐射特性展开深入研究, 开发的商业软件有SE-Workbench、Radtherm-IR、SAFIR和SEISM, 这些软件能有效地描述飞机目标红外辐射特性^[5]。考虑到对作战对象及环境特性认识的不断深入, 数字仿真模型可以结合作战任务灵活调整; 本文拟在经典探测距离估算理论基础, 通过空战场目标与环境特性研究梳理体系装订信息需求, 完成基于场景模型的弹上探测距离估算总体方案设计, 为红外型中远程导弹研制亟需的发射后截获模式相关问题解决提

收稿日期: 2020-05-14; 修订日期: 2020-11-03.

作者简介: 徐振亚(1985-), 男, 山东菏泽人, 高级工程师/硕士, 研究方向是红外目标与环境特性、红外探测技术。E-mail: xzy17342@163.com.

供支撑。

1 探测距离理论及装订信息需求

1.1 距离估算理论

在发射后截获的一般场景下，弹目距离通常较远，作战目标均处于导引头截获的远界，各型飞机、巡航导弹等常规目标在焦平面上的像呈现出点源辐射特征，在导弹探测系统入瞳位置处的有效辐照度 H_{UL} 可用公式(1)表示^[6]：

$$H_{UL} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_t(\lambda)R(\lambda)\tau_a(\lambda)d\lambda}{L^2} \quad (1)$$

式中： H_{UL} 为目标在导弹探测系统入瞳位置处的辐照度； L 为拟攻击目标到导弹入瞳位置的距离； $J_t(\lambda)$ 为目标的绝对光谱辐射强度； $R(\lambda)$ 为探测系统的相对光谱响应； $\tau_a(\lambda)$ 为经过距离 L 的大气光谱透过率。

灵敏度阈值是表征探测系统可靠工作的最低有效照度 H_e ，可用公式(2)表示^[6]：

$$H_e = \frac{(A_d \Delta f)^{1/2}}{A_o K \tau_o D_{\lambda p}^*} \text{SNR} \quad (2)$$

式中： A_d 为探测器的单个像元的面积； Δf 为系统带宽； A_o 为探测系统入瞳面积； K 为探测系统调制参数； τ_o 为光学系统效率； $D_{\lambda p}^*$ 为探测器的峰值星探测度； SNR 为系统可靠工作的最小信噪比。

如果公式(1)中的 H_{UL} 大于等于公式(2)的系统灵敏度阈值 H_e ，则在距离 L 处可以实现对目标的探测。可知最大探测距离公式如公式(3)所示：

$$L^2 = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_t(\lambda)R(\lambda)\tau_a(\lambda)d\lambda}{H_e} \quad (3)$$

为避免积分复杂计算过程，一般通过平均大气透过率 $\bar{\tau}_a$ 、能量利用率 η 和有效辐射 J_T 对上述公式进行简化，简化后的公式及各参数表达式如下：

$$\begin{aligned} L^2 &= \frac{\bar{\tau}_a \eta J_T}{H_e} \\ \bar{\tau}_a &= \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_t(\lambda)R(\lambda)\tau_a(\lambda)d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_t(\lambda)R(\lambda)d\lambda} \\ \eta &= \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_t(\lambda)R(\lambda)d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_t(\lambda)d\lambda} \\ J_T &= \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_t(\lambda)d\lambda \end{aligned} \quad (4)$$

上述经典探测系统距离估算公式的简要推导过

程表明，如果能够明确目标辐射、背景辐射、大气环境、产品特性，则可以完成对红外导引头探测距离的估算。

上述公式中并未考虑来自气动热效应和自然背景起伏引入的噪声；而通常情况下的自然背景均不满足均匀背景假设，同时导弹自主飞时的气动热效应不可忽略，基于公式(4)得到的计算结果将大于实际结果，必须在公式中考虑自然背景和气动热辐射效应因素的影响。由于所有背景辐射噪声最终均叠加在图像上，且产品自身的噪声特性可以通过实验室内测试标定，如果基于广义上的自然背景噪声、气动热噪声和系统空域噪声彼此相互独立，能够满足功率谱叠加的规律，则可以基于现有产品响应特性，对应用场景内的自然背景、气动热效应所引入的复杂背景噪声进行量化，进而再基于不同噪声可以功率谱叠加的约束，实现不同条件下综合噪声水平的估计，此时系统等效噪声和不同类型背景噪声的相互关系满足以下公式。

$$\begin{aligned} \text{Noise}'_{\text{sys}} &= \sqrt{\text{Noise}_{\text{sys}}^2 + \text{Noise}_{\text{bg}}^2 + \text{Noise}_{\text{air}}^2} \\ \text{Noise}_{\text{bg}} &= \sqrt{\text{Noise}'_{\text{sys}} - \text{Noise}_{\text{sys}}^2 - \text{Noise}_{\text{air}}^2} \\ \text{Noise}_{\text{air}} &= \sqrt{\text{Noise}'_{\text{sys}} - \text{Noise}_{\text{sys}}^2 - \text{Noise}_{\text{bg}}^2} \end{aligned} \quad (5)$$

式中： $\text{Noise}_{\text{sys}}$ 为系统内部总噪声； Noise_{bg} 为自然背景引入的附加空域噪声； $\text{Noise}_{\text{air}}$ 为气动热效应引入的附加空域噪声； $\text{Noise}'_{\text{sys}}$ 为综合考虑背景起伏、气动热后的等效系统总噪声。

考虑公式(4)中的灵敏度阈值 H_e 基于系统噪声的 $\text{Noise}_{\text{sys}}$ ，因此，利用当前状态下考虑自然背景起伏、气动热效应和系统噪声后的综合等效噪声 $\text{Noise}'_{\text{sys}}$ 代替 $\text{Noise}_{\text{sys}}$ ，则可以实现对不同背景下系统探测距离的计算。

$$L^2 = \frac{\bar{\tau}_a \eta J_T}{H_e \frac{\text{Noise}'_{\text{sys}}}{\text{Noise}_{\text{sys}}}} = \frac{\bar{\tau}_a \eta J_T}{H_e \frac{\sqrt{\text{Noise}_{\text{sys}}^2 + \text{Noise}_{\text{bg}}^2 + \text{Noise}_{\text{air}}^2}}{\text{Noise}_{\text{sys}}}} \quad (6)$$

1.2 体系装订信息需求

从第三代空空导弹开始，由于预警机的投入，空战集群具备了空中战区统一指挥与信息共享的能力，可以将来自地面雷达、机载雷达等多源信息进行融合^[1]。

在发射后截获的中远距场景中，对于由弹目距离远导致的导弹导引系统无法感知目标、以及为了降低导弹飞行阻力采用了保护头罩方案无法感知场景等困难，均可以通过体系平台的信息支援实现对真实目标的估计，为发射后截获条件下产品性能估算和系统

制导闭环提供支撑。下面将结合红外目标与环境特性认识,对影响红外导引头探测性能各要素的体系装订信息需求进行分析。

1.2.1 目标特性需求

飞机目标的辐射来源包括热部件、蒙皮和尾焰,由于用途、设计理念及装备等因素的差异,不同类型飞机的热辐射特性和空间辐射分布差别巨大。图1为F-22的中波红外视频截图,资料来自于2010年英国范保罗(Farnborough)航展^[5]。

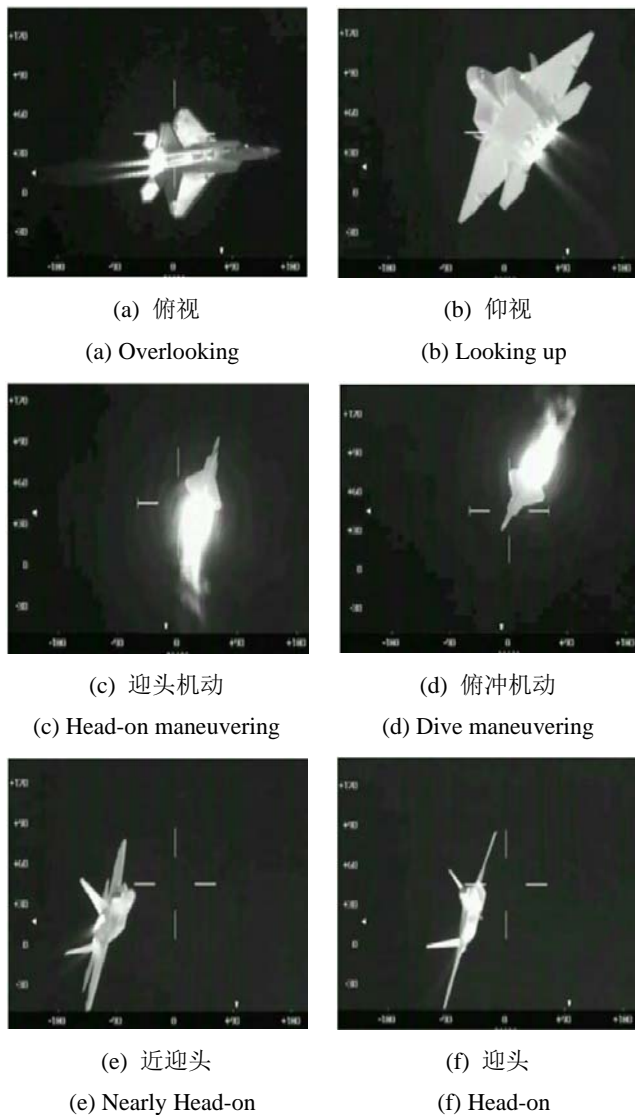


图1 F-22 红外图像^[5]

Fig.1 F-22 Infrared images^[5]

2011年空军工程大学王超哲对某型飞机探测距离进行了计算和分析,总结出了影响探测效果的5个主要的飞机目标红外辐射特性:光谱特性、方位特性、高度特性、速度特性和发动机状态特性^[7]。但对于确定的产品而言,其响应光谱已经确定,无需装订;飞机蒙皮温度由气动加热和机体设备传热共同确定,

短时间的速度变化并不会体现在飞机蒙皮辐射上,在构建目标标准辐射模型时,可以暂时不考虑速度特征的影响;高度特性主要体现在大气路径的影响方面;同时缺少合适技术途径确定敌方飞机发动机状态特性;因此,作战平台能够装订的信息也只有方位特性,综合考虑对多类型飞机目标作战需求,从目标特性角度上的体系装订信息需求包括:目标类型和观测方位(方位角、俯仰角)。

1.2.2 背景辐射需求

如前所述,背景辐射包括自然背景和气动热背景。对于自然背景,由于导弹视线与水平面的角度不同,可以观测到的自然背景包括:天空、云、地物以及海面等自然场景;天空背景的复杂程度取决于云,地面和海面背景的影响因素较多,诸如经纬度、海拔、气候、季节、昼夜变化、洋流运动以及人类的生产活动等,导致不同战场环境下的辐射及分布差异较大,如森林、城市、沙漠等。直接装订背景类型将因为自然背景类型多,红外辐射差异大而难以定义。

鉴于对红外背景杂波量化方面已经有系列研究成果,尤其是童锡良等人^[8]在2018年提出了针对点目标探测的背景杂波量化改进方法,可以支撑产品根据探测目标、检测算法等具体设计对自然场景进行杂波噪声的影响。即:如果红外导引头窗口可以观测,则可以在导弹发射时,提前进行背景数据的实时采集,实现对背景噪声量化处理;而当红外导引头的窗口不可观测时,则可以结合前面对自然背景的杂波量化方法,在线下建立自然背景与系统噪声关系的基础上,通过作战体系给出空战场地面、空中背景类型和导引头视线与水平面的夹角,以支撑对自然背景噪声的估计。

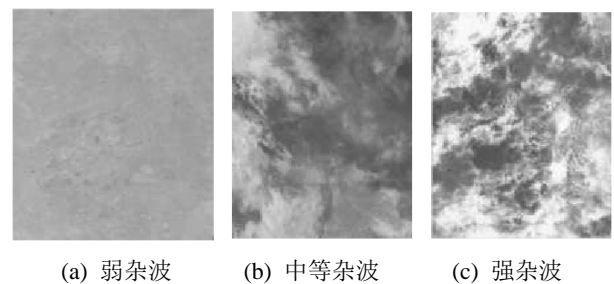


图2 根据杂波程度的背景分类^[8]

图2 Background classification based on clutter degree^[8]

气动热效应主要与导弹头罩、导弹飞行速度和大气密度有关,可以基于真实产品设计开展建模仿真研究,进而根据导弹飞行速度和在大气层中位置参数,完成对有气动热效应因素的噪声估计。

综上,从背景辐射角度上的体系装订信息需求包

括：可以表征背景复杂程度的背景类型、导弹视线角、导弹飞行速度、高度。

1.2.3 大气环境需求

地球大气由78%的氮气，21%的氧气，1%的微量气体，以及悬浮尘埃、液滴、冰晶等固体和液体微粒的气溶胶颗粒组成。氧气和氮气对红外辐射影响较小，对红外辐射影响较大的主要是水蒸气、二氧化碳、臭氧等大气分子的吸收、散射和云、雾、雨、雪等气溶胶微粒的散射。

结合大气传输软件MODTRAN的计算参数设置，可以确定影响大气透过率的因素不仅包括海拔高度，还包括：传输距离、观测位置、大气模式、能见度、天气、气溶胶类型等。考虑到空战场覆盖区域较大，为方便计算，可以采用与典型作战场景相对应的标准大气简化处理方法。在确定的标准大气模型下，由于决定大气传输特性的各种大气成分空间分布相对固定，通过确定导弹和目标的相对位置即可确定大气路径的特性。

因此，从大气环境角度上的体系装订信息需求包括：大气环境类型、目标高度、导弹高度。

1.2.4 产品特性需求

在距离估算理论中，影响探测距离的产品因素主要为灵敏度阈值，由于该参数可以在实验室内进行标定测试，并作为衡量自然背景和气动热效应的标准，一般情况下该参数数值不需要体系装订。

但如果作战平台上需要设定导弹工作于某个状态，或者基于导弹感知能力对空战场进行信息融合等，则需要结合产品响应特性基准进行数值的变换。但从支撑导引头进行探测距离的估算需求上讲，不需要产品特性装订需求。

2 探测距离估算方法设计及实施

2.1 总体方案设计

基于上述分析，给出的红外导引头探测距离估算方案如图3所示。

方案中各模块的简要说明如下：

“平台实时装订信息1”和“平台实时装订信息2”均为载机平台通过数据链下发的信息；

“导弹运动信息”是导弹飞行过程中，通过弹上传感器实测得到的信息；

“气动热辐射效应模型”为线下计算好数学模型或者表格，表征气动热效应引入的背景噪声；

“全部背景噪声估计”是对自然背景、气动热以及系统噪声的功率谱叠加；

“导引头探测距离数据库”保存了按照公式(4)，事先计算好的典型条件探测距离数值，涉及的具体参数设置参见2.2节；

“不同噪声对应的探测距离”为背景噪声水平覆盖了实际需求的多个探测距离查询结果的一维数组；

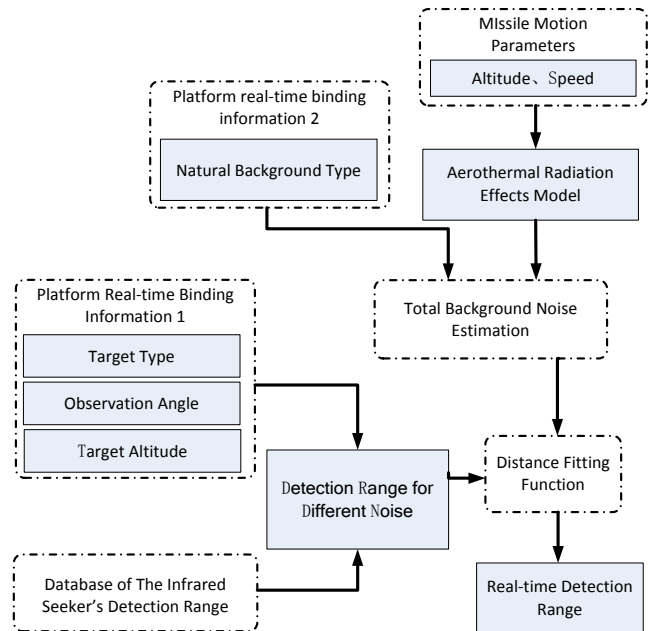


图3 红外导引头探测距离估算方案框图

Fig.3 Estimation Scenario block diagram of Infrared Seeker's Detection Range

“距离拟合函数”为查询结果的公式拟合以及对实时背景噪声所对应探测距离的计算。

方案中设定的体系装订信息及作用如下：

目标类型：对预设目标标准辐射模型进行设置，明确探测目标；

观测方位：通过俯仰角和方位角对目标标准模型中具体数值的选取进行设置，明确观测方位；

目标海拔：对不同大气密度影响进行设置，支撑大气路径估计；

自然背景类型：对空战场中的空中、地面背景类型进行设置，明确空战场天空、地物背景复杂程度；

基于导弹飞控系统的信息及作用包括：

导弹海拔：提供导弹气动热效应模型参数1，支撑气动热效应噪声估计和大气路径估计；

导弹速度：提供导弹气动热效应模型参数2，支撑气动热效应噪声估计；

视线角：提供导弹实时视线的方向，支撑导弹视场内背景复杂程度的计算。

弹上实时进行距离估算的步骤如下：

首先，基于平台实时装订信息1中提供的目标类型、目标海拔信息，在“导引头探测距离数据库”中，

查询观测方位最近邻采样点所对应的不同噪声水平对应的探测距离查询结果,插值形成装订观测方位下“不同噪声对应的探测距离”数组,通过数据拟合得到背景噪声与探测距离对应关系。

其次,依据“导弹运动信息”查询“气动热效应模型”计算结果,得到因导弹运动引入的气动热背景噪声,与装订自然背景类型所对应背景噪声功率谱叠加,得到全部背景噪声。

最后,基于当前全部背景噪声水平,利用之前表征背景噪声与探测距离对应关系的“距离拟合函数”,得到当前态势下导引头探测距离估算结果。

2.2 部组件设计及实施示例

在图3中,“平台实时装订信息”和“导弹运动信息”内容明确,只需要按照作战需求事先约定即可,不需要特别说明,全部背景噪声估计也只是将自然背景噪声、气动热噪声以及系统噪声按照公式(3)进行叠加。因此,这里需要详细说明确包括:导引头探测距离数据库、不同噪声对应的探测距离、距离拟合函数相关设计细节。

2.2.1 导引头探测距离数据基础数据准备

在按照公式(4)构建导引头探测距离数据库的过程中,需要对目标、背景、大气环境和产品灵敏度阈值进行设置。

目标数据基于红外场景建模平台,辐射特性采样方法与装订对应状态一致,目标辐射特性采样参数设置如下:

观测方位要求:周天 4π 空间;即:俯仰 $[-90^\circ, 90^\circ]$,方位 $[-180^\circ, 180^\circ]$,数据保存格式如图4所示;空间采样间隔: 5° ;

目标海拔高度: 6 km;

目标发动机处于巡航工作状态;

大气条件: 标准大气,无云无雨,晴好天气,23 km 能见度;

外部环境引入的目标辐射量较小,不存在太阳反射;

观测距离: 500 m;

探测系统分辨率: 512×512 ;

得到不同角度下仿真结果后,按照点源辐射模型,对飞机目标的有效辐射进行统计,并将统计结果进行保存。

自然背景数据采用基于产品系统噪声水平的等效噪声分类,这里暂定如下:

弱背景,如:净空、平静海面、海天背景等均匀背景,暂定等效于 X_1 倍的系统等效噪声;

一般背景,如:空中云背景、农田、滩涂、村庄、森林、戈壁滩等,暂定等效于 X_2 倍的系统等效噪声;

		Azimuth							
		A	B	C	D	E	F	G	H
Pitch	1	1.03E+01	1.03E+01	1.04E+01	1.04E+01	1.04E+01	1.04E+01	1.04E+01	1.04E+01
	2	1.00E+01	1.01E+01	1.02E+01	1.02E+01	1.02E+01	1.03E+01	1.04E+01	1.05E+01
	3	9.79E+00	9.84E+00	9.91E+00	1.00E+01	1.02E+01	1.05E+01	1.06E+01	1.07E+01
	4	9.40E+00	9.46E+00	9.62E+00	1.00E+01	1.03E+01	1.05E+01	1.05E+01	1.06E+01
	5	8.95E+00	9.05E+00	9.50E+00	9.97E+00	1.02E+01	1.02E+01	1.03E+01	1.03E+01
	6	8.54E+00	8.71E+00	9.36E+00	9.69E+00	9.87E+00	9.95E+00	9.98E+00	1.00E+01
	7	8.05E+00	8.31E+00	9.07E+00	9.41E+00	9.53E+00	9.60E+00	9.64E+00	9.68E+00
	8	7.46E+00	7.95E+00	8.71E+00	9.01E+00	9.11E+00	9.22E+00	9.23E+00	9.34E+00
	9	6.80E+00	7.55E+00	8.30E+00	8.54E+00	8.65E+00	8.74E+00	8.83E+00	9.04E+00
	10	6.08E+00	7.11E+00	7.79E+00	8.05E+00	8.14E+00	8.27E+00	8.43E+00	8.62E+00
	11	5.35E+00	6.62E+00	7.27E+00	7.53E+00	7.61E+00	7.80E+00	7.96E+00	8.22E+00
	12	4.64E+00	6.06E+00	6.72E+00	6.92E+00	7.08E+00	7.25E+00	7.63E+00	7.86E+00

图4 目标数据保存格式示意图

Fig.4 Target data saving format schematic

复杂背景,如:包括:城区、试验场、阳光反射带、灼热沙漠等,暂定等效于 X_3 倍的系统等效噪声;大气环境的传输特性数据基于 MODTRAN 进行计算,计算条件设置如下:

标准大气模式

乡村气溶胶,能见度 10 km;

目标海拔, $0:h:20$,单位 km, h 为海拔采样步长,这里取值 0.5;

水平传输距离: $0:d:50$,单位 km, d 为水平传输距离采样步长,这里取值 0.5;

工作波段: $\lambda_1 \sim \lambda_2 \mu\text{m}$;

大气数据的保存格式如图5所示:

		Altitude							
		A	B	C	D	E	F	G	H
Path length	1	0.71E-01	0.74E-01	0.70E-01	0.81E-01	0.84E-01	0.80E-01	0.91E-01	0.95E-01
	2	6.98E-01	7.05E-01	7.13E-01	7.27E-01	7.37E-01	7.44E-01	7.51E-01	7.57E-01
	3	6.37E-01	6.47E-01	6.56E-01	6.80E-01	6.94E-01	7.04E-01	7.13E-01	7.21E-01
	4	5.92E-01	6.03E-01	6.15E-01	6.45E-01	6.63E-01	6.76E-01	6.88E-01	6.96E-01
	5	5.55E-01	5.68E-01	5.80E-01	6.18E-01	6.39E-01	6.54E-01	6.67E-01	6.77E-01
	6	5.23E-01	5.37E-01	5.50E-01	5.94E-01	6.18E-01	6.35E-01	6.50E-01	6.61E-01
	7	4.95E-01	5.09E-01	5.24E-01	5.72E-01	6.00E-01	6.18E-01	6.35E-01	6.47E-01
	8	4.70E-01	4.85E-01	5.00E-01	5.53E-01	5.84E-01	6.03E-01	6.22E-01	6.34E-01
	9	4.47E-01	4.62E-01	4.77E-01	5.35E-01	5.69E-01	5.90E-01	6.10E-01	6.23E-01
	10	4.25E-01	4.41E-01	4.57E-01	5.19E-01	5.55E-01	5.77E-01	5.98E-01	6.12E-01
	11	4.05E-01	4.21E-01	4.38E-01	5.04E-01	5.42E-01	5.65E-01	5.88E-01	6.02E-01
	12	3.87E-01	4.03E-01	4.20E-01	4.89E-01	5.29E-01	5.54E-01	5.78E-01	5.93E-01

图5 大气数据保存格式示意图

Fig.5 Atmosphere data saving format schematic

2.2.2 导引头探测距离数据库格式设计

为便于对对应装订信息的导引头探测距离数据结果进行快速查询,按照目标类型、观测方位、目标海拔和典型背景的顺序对数据库的存储格式进行了设计,如图6所示。

2.2.3 气动热辐射效应模型

气动热效应引入的背景噪声主要与导弹的高度、速度有关。一般可以通过测试或者仿真计算得到气动热辐射效应模型,建立与导弹参数的对应关系表或拟合函数。但考虑到本方案中由气动热引入的噪声只是全部背景噪声的一部分,在假定气动热背景引入噪声

可以忽略时,不会影响方案实施,因此这里不再赘述。

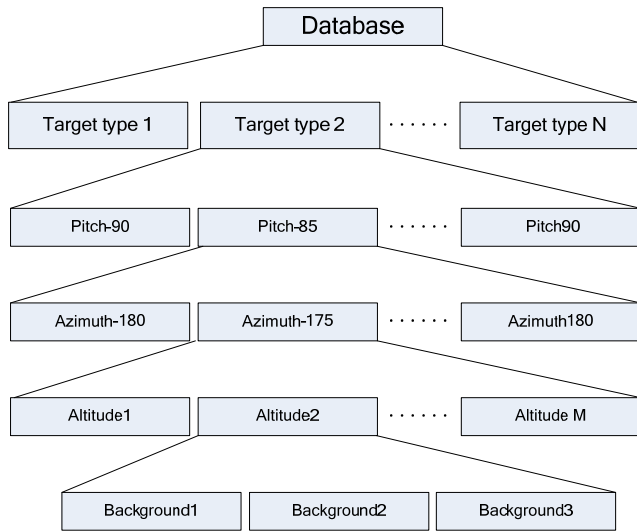


图6 计算结果数据库格式示意图

Fig.6 Calculating results database format

由于计算结果装订条件的组合数一一对应, 可以根据平台装订信息计算出数据存储的精确位置指针 fid_end, 直接读取即可, 位置指针 fid_end 的计算公式如下:

$$\begin{aligned} \text{fid_end} &= \text{fid_frame} + \text{fid_pixel} + \text{fid_atmos} + \\ & \quad (\text{background_type} - 1) \times \text{float32} \\ \text{fid_frame} &= (\text{target_type} - 1) \times \text{Frame} \\ \text{fid_pixel} &= ((\text{pitch_ordinal} - 1) \times \text{azimuth_num} + \\ & \quad (\text{azimuth_ordinal} - 1)) \times \text{Pixel} \\ \text{fid_atmos} &= \text{atmos_ordinal} \times \text{background_num} \times \text{float32} \\ \text{Pixel} &= \text{atmos_num} \times \text{background_num} \times \text{float32} \\ \text{Frame} &= \text{azimuth_num} \times \text{pitch_num} \times \text{Pixel} \\ \text{atmos_ordinal} &= \text{altitude_target} / h \\ \text{pitch_ordinal} &= (\text{pitch_angel} + 90) / 5 \\ \text{azimuth_ordinal} &= (\text{azimuth_angle} + 180) / 5 \end{aligned}$$

示例中, 查询使用的参数定义及取值如下:

- atmos_num 为大气条件数, 数值 41;
- azimuth_num 为方位角条件数, 数值 73;
- pitch_num 为俯仰角条件数, 数值 37;
- background_num 为背景条件数, 数值 3;
- altitude_target 为装订信息, 目标海拔, 取值 0~20 km;
- target_type 为装订信息, 目标类型;
- pitch_angle 为装订信息, 俯仰角, 取值 -90~90°;
- azimuth_angle 为装订信息, 方位角, 取值 -180~180°;
- background_type--装订信息, 背景类型, 取值 1,2,3;

2.2.4 非样本点观测方位插值设计

由于观测方位 5°间隔的变化相对剧烈, 尤其辐射变化距离的迎头方位, 更容易产生估算结果发生类似阶跃的快速变化, 为保证结果连续, 针对观测方位进行二维插值, 具体步骤为:

首先获得观测方位最近邻点给出的截获距离 L1、L2、L3、L4 的数据, 并定义 (pitch_angel + 90)/5、(azimuth_angle + 180)/5 余数分别为 x、y; 按照公式(7)创建非样本点观测方位处“不同噪声对应的探测距离”数组。

$$\begin{aligned} R &= L_1 \times \frac{(5-x)(5-y)}{25} + L_2 \times \frac{x(5-y)}{25} + L_3 \times \frac{xy}{25} + \\ & \quad L_4 \times \frac{(5-x)y}{25} \end{aligned} \quad (7)$$

2.2.5 距离拟合函数设计

对于表征背景噪声与探测距离对应关系的函数拟合方法, 采用如公式(8)所示的乘幂拟合方法。

$$y = a \text{Noise}_{\text{sys}}^{1/b} \quad (8)$$

同时为方便实际工程应用, 将公式(8)变换成如公式(9)所示的线性拟合形式:

$$\lg(y) = b \times \lg(\text{Noise}_{\text{sys}}') + \lg(a) \quad (9)$$

进而可以基于数据库中对噪声水平已经确定的弱背景、一般背景和强背景条件下的计算结果, 联立构成二元一次方程组, 通过求解方程组, 确定该条件下的 b 和 lg(a) 具体数值, 支撑不同背景噪声水平下探测距离估算需求。图7为假定弱背景为1倍系统噪声水平、一般背景为3倍系统噪声水平, 复杂背景为9倍系统噪声水平后, 随机在数据库中查询得到的一组数据, 以及基于公式(9)和弱背景、一般背景下数据的拟合结果。图7中的纵坐标为探测距离估算结果, 横坐标为综合考虑各种因素后的背景噪声, 具体数值为背景噪声与系统噪声的相对关系。

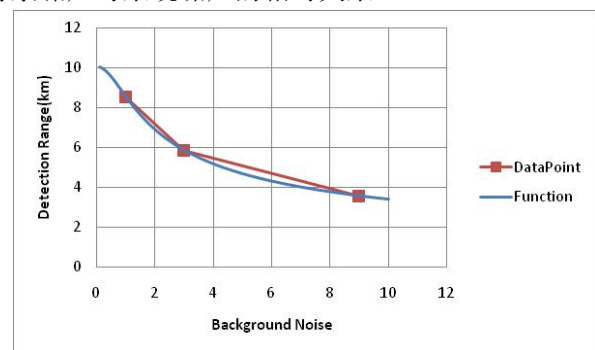


图7 基于复杂背景的拟合结果示例

Fig.7 Example of fit results based on complex background

图7中曲线形状以及复杂背景下计算结果与差值结果的较小差别表明:基于数据点得到的复杂背景与系统探测距离的函数曲线变化连续,差值结果符合工程认识,可以支撑不同背景噪声下系统探测距离插值应用。

2.3 估算方法可行验证

利用 Matlab 编程,通过虚拟信息装订对上述方案的估算结果进行验证,程序主要步骤如下:

步骤 1: 检查信息是否有效、完整,包括:目标类型、俯仰角、方位角、目标海拔高度、自然背景类型、导弹飞行速度,导弹海拔;

步骤 2: 利用目标类型、俯仰角、方位角、目标海拔高度查询所对应最近邻的 4 个样本点的距离值,然后按照 2.2.4 的插值公式,得到当前态势下对装订目标在不同背景噪声对应的探测距离数组;

步骤 3: 利用 2.2.5 距离拟合函数一节相关内容计算得到函数系数;

步骤 4: 利用导弹飞行速度和导弹海拔查询得到气动热效应引入的噪声;

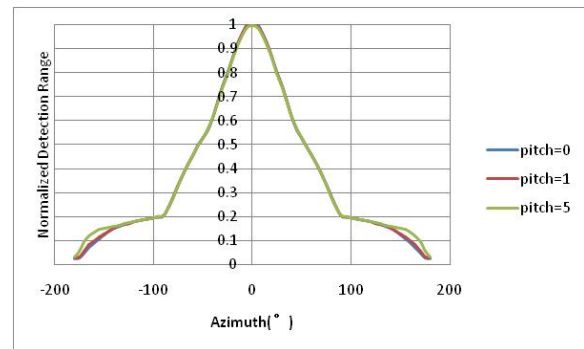
步骤 5: 与装订的自然背景噪声、系统噪声叠加,计算等效系统噪声;

步骤 6: 将系统等效噪声取对数后,代入第 3 步得到拟合函数,得到导引头实时探测距离估算结果。

设定装订信息为:目标类型为 1,净空背景,目标海拔 6 km,俯仰角分别为 0°、1°、5°,方位角从 -180°~180°;利用上述方法进行多条件下数据查询。并以俯仰角为 0°周向最大距离值作为分母,绘制上述条件下的周向归一化探测距离曲线如图 8 所示。图中各曲线的变化关系与对飞机目标的工程认识相符,能够满足项目需求。

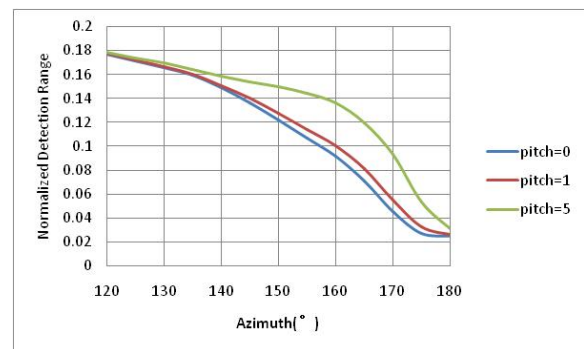
3 结论

为支撑红外型空空导弹的中远距发展需求,解决发射后截获状态下对真实目标的探测距离估计问题,提出了基于“信息装订+场景模型”的探测距离估算方法。通过对经典探测距离估算理论的完善和基于目标与环境特性研究的体系装订信息的梳理,能够给出空中对抗态势相匹配的红外导引头探测距离估算结果。设计示例中,为提高数据查询效率给出了格式规范的数据库结构样例,为适应与导弹运动特性适应的动态背景噪声影响给出了距离拟合公式设计,并针对空间采样率低的不连续问题,给出可行的空间插值方案。估算方法和设计示例切实可行,具有数据规模小、查询速度快、计算步骤少的优点,能够满足导弹有限资源下的高速应用需求。



(a) 周向查询结果

(a) All-round query results



(b) 局部结果放大显示

(b) Local results zoomed in

图 8 多种状态查询结果对比

Fig.8 Comparison of the results of various status queries

该方法是对目标与环境特性研究成果的扩展应用,是导弹借助系统信息提升效能的技术途径之一,虽然还存在较大的估算误差,但对进一步牵引空战场知识模型的发展,仍具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 张同贺. 红外型空空导弹技术发展展望[J]. 红外技术, 2016, 38(10): 813-819.
ZHANG Tonghe. A Technical Review of Infrared Air-to-Air Missiles[J]. *Infrared Technology*, 2016, 38(10): 813-819.
- [2] 樊会涛, 闫俊. 自主化-机载导弹重要的发展方向[J]. 航空兵器, 2019, 26(1): 1-10
FAN Huitao, YAN Jun. The Important Development Direction of Airborne Missile: Autonomization[J]. *Aero Weaponry*, 2019, 26(1): 1-10.
- [3] 明宝印, 毕建国, 邢晓岚, 等. 国外空空导弹发展的新特点[J]. 飞航导弹, 2011(4): 55-59.
- [4] 任淼, 文琳, 李双. 2018 年国外空空导弹发展动态研究[J]. 航空兵器, 2019, 26(3): 1-9.
REN Miao, WEN Lin, LI Shuang. Research on Foreign Air-to-Air Missiles' Development in 2018[J]. *Aero Weaponry*, 2019, 26(3): 1-9.
- [5] 康丽珠, 赵劲松, 等. 飞机目标红外辐射特性研究现状概述[J]. 红外

- 技术, 2017, **39**(2): 105-115.
- KANG Lizhu, ZHAO Jinsong, et al. The Overview of the Research Work Developments on Infrared Signature of Aircrafts[J]. *Infrared Technology*, 2017, **39**(2): 105-115.
- [6] 郑志伟, 白晓东, 胡功衡, 等. 空空导弹红外导引系统设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- ZHENG Zhiwei, BAI Xiaodong, HU Gongxian, et al. *Air-to-Air Missile Infrared Guidance System Design*[M]. BeiJing: National Defense Industry Press.
- [7] 王超哲, 董中翔, 芦艳龙, 等. 飞机红外辐射特性及其探测技术研究[J]. *激光与红外*, 2011, **41**(9): 996-1001
- WANG Chaozhe, TONG Zhongxiang, LU Yanlong, et al. Study on the airplane's infrared radiation characteristics[J]. *LASER & INFRARED*, 2011, **41**(9): 996-1001.
- [8] 童锡良, 周峰. 针对点目标探测的背景杂波量化改进方法[J]. *红外技术*, 2018, **40**(4): 346-354.
- TONG Xiliang, ZHOU Feng. Improved Clutter Quantification Method for Point Target Detection[J]. *Infrared Technology*, 2018, **40**(4): 346-354.
-
- (上接第 1094 页)
- [9] 陈铭, 史志中, 蔡克荣. 弹目相对速度对防空导弹引战配合的影响[J]. *制导与引信*, 2015, **36**(3): 7-11.
- CHEN Ming, SHI Zhizhong, CAI Kerong. Influence of Relative Velocity of Missile and Target on Fuze Warhead Matching for Antiaircraft Missile [J]. *Guidance & Fuze*, 2015, **36**(3): 7-11.
- [10] 姚志敏, 史连艳, 禹海全, 等. 某型防空导弹杀伤概率评估[J]. *火力与指挥控制*, 2005, **30**(5): 32-37.
- YAO Zhimin, SHI Lianyan, YU Haiquan, et al. The Evaluation of Anti-air Missiles' killing Probability[J]. *Fire Control and Comm and Control*, 2005, **30**(5): 32-37.
- [11] 李炯, 张涛, 张金鹏. 基于零效脱靶量的制导估计一体化方法[J]. *弹道学报*, 2017, **29**(4): 35-39.
- LI Jiong, ZHANG Tao, ZHANG Jinpeng. Unitization Method of Guidance and Estimation Based on Zero-Effort-Miss[J]. *Journal of Ballistics*, 2017, **29**(4): 35-39.
- [12] 王炜强, 贾晓洪, 付奎生, 等. 基于空中红外对抗随机过程的制导误差分析[J]. *红外技术*, 2019, **41**(2): 163-170.
- WANG Weiqiang, JIA Xiaohong, FU Kuisheng, et al. Guidance Precision Analysis Based on Airborne IRCM Stochastic Process [J]. *Infrared Technology*, 2019, **41**(2): 163-170.
- [13] 周永恒, 崔少辉, 方丹. 红外导引头视线角速率误差测试方法研究[J]. *中国测试*, 2018, **44**(9): 39-43.
- ZHOU Yongheng, CUI Shaohui, FANG Dan. Research on accuracy test method of line of sight angle rate for infrared seeker [J]. *China Measurement & Test*, 2018, **44**(9): 39-43.
- [14] 马晓平, 赵良玉. 红外导引头关键技术国内外研究现状综述[J]. *航空兵器*, 2018(3): 3-10.
- MA Xiaoping, ZHAO Liangyu. An Overview of Infrared Seeker Key Technologies at Home and Abroad [J]. *Aero Weaponry*, 2018(3): 3-10.
- [15] 李萍, 张波, 尚怡君. 基于红外图像和特征融合的飞机目标识别方法[J]. *电光与控制*, 2016, **23**(8): 92-96.
- LI Ping, ZHANG Bo, SHANG Yijun. Aircraft Target Identification Based on Infrared Image and Feature Fusion[J]. *Electronics Optics & Control*, 2016, **23**(8): 92-96.
- [16] 滕小虎. OSSIM 系统在导弹对抗中的红外场景仿真应用[J]. *舰船电子工程*, 2018(8): 93-97.
- TENG Xiaohu. IR Scene Simulation Application of OSSIM System in Missile Countermeasure[J]. *Ship Electronic Engineering*, 2018(8): 93-97.