

基于大规模多元面阵探测器的凝视型星载 红外告警技术研究

陈 健, 吉桐伯

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘 要: 通常在对系统探测能力进行设计时, 总是以一个预想目标为例进行作用距离的计算和分析。但在进行实际外场动态试验时, 往往由于各种原因而无法对预想目标进行实地探测。解决这一问题的一种方法就是利用一些与原定预想目标特性相近的目标或模拟目标作为代试品。本文通过将在实验中可能探测的民航机的探测距离折算到实际需要得到的战斗机探测距离, 建立了距离折算的数学模型。

关键词: 大规模多元面阵; 凝视型; 红外告警; 星载

中图分类号: TN976

文献标识码: A

DOI: 10.3788/OMEI 20102709.0077

Pore Type Secondary Planet Carried Infrared Alarm Technical Research based on Cosmically Battle Array Detector

CHEN Jian, JI Tong-bo

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: When the detective ability of the system was designed, a supposition target was always used as an example to calculate the effective distance. But the supposition target couldn't be calculated when the dynamic outfield examination was processed. In order to solve this problem, a substitute close to target in characteristics was adopted. A mathematic model about the converted distance was set up through the detective distance of common plane being converted to the fact distance of the battle plane.

Keywords: cosmically battle array; pore type; infrared alarm; secondary planet carried

1 引言

星载红外告警器通常由卫星承载,可用于从太空探测战略目标,如战略飞机和巡航导弹等。星载红外告警器既可作为空间情报支援系统,也可以在必要时作为卫星自身防卫设备。星载红外告警器与星载激光告警器相比,红外告警的技术实现难度更大,但其作用与意义也更为显著^[1-4]。

为了获得更远的作用距离和覆盖较大的视场,红外告警系统通常采用扫描体制。大规模多元面阵探测器技术的发展为采用凝视型告警技术体制提供了可能^[5]。采用凝视光学系统的好处主要在于:可以通过对目标信号较长的积分时间来提高探测器的灵敏度,以及通过帧间相减技术提高对运动目标的探测能力^[6-8]。

凝视告警的优点首先是由探测器面阵的元数来决定的。例如,从地球同步轨道上看地球时,一个探测器元对应的地球表面的张角仅为 17.4° ,当探测器瞬时视场为 $2\text{ km}\times 2\text{ km}$ 时,一个探测元对应的对地球表面的张角仅为 $56\text{ }\mu\text{rd}$,由此可以计算出用一台凝视传感器系统同时覆盖整个地球表面所需要的探测器元数不能少于 2.3×10^7 个,即相当于采用一个 $4\text{ 800}\times 4\text{ 800}$ 元的红外探测器。显然,这种器件在目前的技术水平上来说还是不太可能的。因此,当前比较现实的方法还是采用分布凝视,即由多个小的凝视视场步进覆盖一个大的视场^[9-10]。

2 星载红外告警器设计分析

下面通过对红外扫描系统的参数设计,分析设计整个系统性能的有关因素。设表征战略导弹红外预警系统灵敏度的品质因素为等效噪声(NET),它是在探测器回路的输出端产生单位信噪比(探测波段内)的目标强度。设从传感器到目标的斜距离为 R ,探测器光路的接收面积为 A ,光学系统透过率为 τ_0 ,探测器的等效噪声功率为 NEP ,则 NET 可由下式给出:

$$NEP = \frac{(A_d \Delta f)^{\frac{1}{2}}}{D^*}$$

$$NET = R^2 \frac{NEP}{A_e \tau_0} = R^2 \frac{(A_d \Delta f)^{\frac{1}{2}}}{D^* A_e \tau_0} \quad (1)$$

式中, R —从传感器到目标的斜距离,单位 km ; A_e —探测器光路的接收面积,单位 mm^2 ; τ_0 —光学系统透过率; D^* —探测器灵敏度,单位 $\text{cmW}^{-1}\text{Hz}^{\frac{1}{2}}$; A_d —探测器面积,单位 mm^2 ; Δf —处理器的等效噪声带宽,单位 Hz 。

对于一个扫描系统,等效噪声带宽 Δf 与探测器驻留时间 τ_d 有关,两者之间有如下关系:

$$\Delta f = \frac{1}{2\tau_d} \quad (2)$$

探测器驻留时间还可表述为:

$$\tau_d = \eta_s T_f N_d \frac{\Omega}{\Omega_s} \quad (3)$$

其中, T_f —扫描整个告警视场所需的时间,单位 s ; Ω_s —搜索空间对应的立体角,单位 rd ; Ω —探测器视场所对应的立体角,单位 rd ; N_d —探测器元数; η_s —扫描效率因子。

探测器视场 Ω 还可用到目标的距离 R 和探测器对应地面的线度 L_{fp} 来表示,若探测器为矩形,则有 $\Omega = \left(\frac{L_{fp}}{R}\right)^2$ 或 $\Omega = \frac{A_d}{f^2}$, f 为系统的有效焦距。

将等效噪声带宽、探测器驻留时间、探测器视场的表达式带入 NET 的表达式,则有:

$$NET = \left[R(F^*)^2 \frac{L_{fp}}{\tau_0 D^* \pi} \right] \left(\frac{8\Omega_s}{\eta_s T_f N_d A_d} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

其中,接收光学系统是按直径 D 的圆形计算, $F^*=f/D$ (F 数)。

根据上式,可以计算位于地球同步轨道上的扫描型探测器系统对洲际弹道导弹所需的 NET 值。其中各项参数取值为:探测器到目标斜距离 $R=40\text{ 000 km}$,探测器下印迹为 2 km ,告警空间角度(从地球同步轨道到地球所张立体角)为 0.008 sr (0.45°),探测器总数为 5 000 元,每个探测器元的尺寸为 $10\text{ }\mu\text{m}\times 10\text{ }\mu\text{m}$,探测器 $D^*=5\times 10^{11}\text{ cmW}^{-1}\cdot\text{Hz}^{\frac{1}{2}}$,光学系统 F 数为 $1/4$,光学系统透过率 $\tau_0=0.5$,接收光学口径为 0.5 m ,当扫描效率为 0.8 时,对整个搜索空间所需时间为 15 s 。将上述取值带入 NET 表达式,计算出探测器的 NET 为 1.6 kW/sr 。也就是说,只有当被探测目标到达红

外告警系统的辐射能量超过此值时,才有可能对其进行探测与告警。

3 红外探测系统外场动态试验中的作用距离折算

通常在对系统探测能力进行设计时,总是以一个预想目标为例进行作用距离的计算与分析。然而,在进行外场动态试验时,往往由于各种原因而无法对预想目标进行实地探测。解决这一问题的出路之一就是利用一些与原定预想目标特性相近的目标或模拟目标作为代试品。

为根据代试目标的试验结果推算系统自身具备的探测能力,需要进行距离的折算。下面就以红外跟踪系统为例,通过将在实验中可能探测的民航或教练机的探测距离,折算到实际需要得到的战斗机探测距离的方法进行简要概述。

3.1 距离折算原理

对目标的远距离探测,其作用距离公式可表示为:

$$R = \left[\frac{\pi \delta \tau_a T_0 J D^* D_0}{4 F \sqrt{\omega \Delta f} (\text{SNR})} \right]^{1/2} \quad (5)$$

式中, R —从传感器到目标的斜距离,单位 km; D_0 —探测光学系统直径,单位 mm; τ_0 —光学系统 F 数; D^* —探测器灵敏度,单位 $\text{cmW}^{-1}\text{Hz}^{1/2}$; Δf —处理器的等效噪声带宽,单位为 Hz; J —目标辐射强度,单位 W/sr ; τ_a —大气透过率; δ —信号峰值因子,取 0.67; ω —系统瞬时视场,单位 sr; SNR—系统信噪比。

设 R_{F16} 为在系统设计的探测条件下跟踪系统对战斗机的作用距离; R_{J5} 是在外场试验的探测条件下跟踪系统对被试目标的作用距离; τ_a 为在系统设计规定的探测条件下的大气透过率; τ_a'' 为在外场试验的探测条件下的实际的大气透过率; J_{F16} 为设计目标战斗机的辐射强度; J_{F5} 为被试目标的辐射强度。并令修正因子为:

$$M_a = \left(\frac{\tau_a''}{\tau_a} \right)^{1/2} \quad M_j = \left(\frac{J_{J5}}{J_{F16}} \right)^{1/2} \quad (6)$$

则距离折算公式为:

$$R_{J5} = M_a M_j R_{F16} \quad (7)$$

3.2 修正因子计算

3.2.1 大气透过率修正因子 M_a

原定对战斗机目标的探测条件为中等气象条件,大气温度 20 °C,相对湿度 60%,探测仰角 >30°;而外场试验时的气象条件为夏季,大气温度 20~30 °C,相对湿度 60%~90%,探测仰角 22°~28°。

气温、湿度和仰角都比原设计所取的探测条件差,这在一定程度上将降低大气透过率,从而影响作用距离。但考虑到上述数据比较接近,在折算时取 $\tau_a'' \approx \tau_a'$, 即 $M_a \approx 1$ 。

3.2.2 目标辐射强度修正因子

飞机辐射强度主要决定于飞机在飞行中蒙皮表面的气动摩擦温升和发动机动力产生的温升。飞机蒙皮温度与飞行速度有如下关系:

$$T = T_0(1 + 0.164 M^2) \quad (8)$$

其中: T_0 —在飞行高度上的大气温度 (K); M —飞行速度的马赫数 (Ma)。

战斗机的加力飞行速度的 $M=2$, 巡航速度大于 $M=1$ 。当飞行在 2 000 m 高度时, $T=440$ K ($M=2$), $T=327$ K ($M=1$), 被试飞机的飞行速度为 $M=0.5$, 此时 $T=292$ K。

由上述温度可以计算在 8~12 μm 波段中目标和被试飞机的红外光谱通量密度 W 值, 即

战斗机: $W_1 = 1.4 \times 10^{-2} \text{ W/cm}^2$ (飞行速度 $M=1$);

$W_2 = 4.8 \times 10^{-2} \text{ W/cm}^2$ (飞行速度 $M=2$);

代试飞机: $W_0 = 8.2 \times 10^{-2} \text{ W/cm}^2$ (飞行速度 $M=0.5$)。

从资料查得, 在迎头时战斗机的蒙皮辐射面积为被试飞机的 1.23 倍, 由此计算出战斗机与被试飞机的辐射强度比值。即

$J_{J5} = 0.48 J_{F16}$ (飞行速度 $M=1$);

$J_{J5} = 0.14 J_{F16}$ (飞行速度 $M=2$)。

如果战斗机使用的是普抗特·惠特尼公司的 F100-PW-220 涡扇发动机, 则推动力为 10 642 kg; 若为通用电气公司的 F110-GE-100 涡扇发动机, 则推力为 12 530 kg; 而被试飞机的发动机推力为 2 700 kg。通常, 发动机的红外辐射正比于推力与航速, 因此,

战斗机与被试机由于动力系统产生的辐射强度差别很大,最少为8倍。当处于迎头探测时,发动机喷口和尾流的红外辐射大部分被遮挡,喷口和尾流的红外辐射对探测的贡献较难精确计算。因此,在本计算修正因子时暂且不计。这样,目标辐射时强度修正因子

$$M_j = (J_{J5} / J_{F16})^{1/2} = 0.69 \quad (\text{飞行速度 } M=1);$$

$$M_j = (J_{J5} / J_{F16})^{1/2} = 0.37 \quad (\text{飞行速度 } M=2)。$$

3.3 距离折算结果

根据上述计算可以看出,如果要求红外成像跟踪对战斗机在迎头探测时的作用距离 >6 km,则被试飞机的迎头探测距离至少应为

$$L_{J5} = 4.12 \text{ km} (\text{飞行速度 } M=1);$$

$$L_{J5} = 2.34 \text{ km} (\text{飞行速度 } M=2)。$$

上述结果是将 M_a 和 M_j 修正因子,以及 $L_{F16}=6$ km带入公式 $L_{J5}=M_a M_j L_{F16}$ 而得到的。

4 结 论

本文解决了在实际外场动态试验时无法对预想目标进行实地探测的问题。通过利用一些与原定预想目标特性相近的目标或模拟目标作为代试品,将在实验中可能探测的民航机的探测距离折算到实际需要得到的战斗机探测距离,建立了距离折算的数学模型。

参考文献

- [1] 郭劲,苗用新,林洪沂,等. 机载定向红外对抗激光指示系统控制设计 [J]. 光学 精密工程, 2009, 17(2): 341-349.
- [2] 沈宏海,王国华,丁金伟,等. 主动补偿无热化技术在机载红外光学系统中的应用[J]. 光学 精密工程, 2010, 18(3): 593-601.
- [3] 张承铨. 国外军用激光仪器手册[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1989: 20-22.
- [4] 孙再龙译. 红外与光电系统手册[M]. 天津: 航天 8358 所出版, 1999: 25-27.
- [5] 李翠芸,姬红兵. Rao-Blackwellized 粒子滤波的红外多个弱目标检测前跟踪[J]. 光学 精密工程, 2009, 17(9): 2342-2349.
- [6] 陈谋,谭晓宇,姜长生. 基于信息融合的空中红外小目标识别[J]. 光学精密工程, 2009, 17(8): 2032-2039.
- [7] 贾庆莲,乔彦峰,邓文渊. 多基地周视红外搜索系统的目标定位与精度分析 [J]. 光学 精密工程, 2009, 17(4): 720-726.
- [8] 李世祥. 光电对抗技术[M]. 长沙: 国防科技大学, 2000: 30-31.
- [9] 许忠敬. 现代军事技术知识手册[M]. 北京: 军事科学出版社, 1990: 16-18.
- [10] 代少升,张天骥. 基于非线性响应的红外焦平面阵列非均匀性自适应校正算法[J]. 光学 精密工程, 2008, 16(4): 714-719.

作者简介: 陈健 (1981-), 男, 汉族, 吉林长春人, 硕士, 助理研究员, 2007年于吉林大学获得硕士学位, 主要从事光电对抗技术应用研究。E-mail: chenjian4500@163.com