

红外预警卫星弹道导弹主动段探测能力

钟宇, 吴晓燕, 黄树彩, 吴建峰, 李成景

(空军工程大学 防空反导学院, 陕西 西安 710051)

摘要: 为研究反导作战背景下红外预警卫星对弹道导弹主动段弹道的探测能力, 在作战需求驱动下, 构建了预警卫星探测能力战术、技术和性能指标的关联结构, 以技术指标为桥梁, 通过建立视场、扫描周期、检测概率、虚警概率、信噪比及最大作用距离等计算模型, 系统分析了战术、技术和性能指标之间的关联及其对探测能力的影响。结合典型的目标和背景辐射特性以及大气透过率, 仿真分析了星载探测器性能指标的不同组合对预警卫星最大作用距离和预警时间的影响程度和规律。该研究可为评估预警卫星反导作战效能和优化设计星载红外探测系统提供有意义的参考。

关键词: 探测能力; 红外预警卫星; 弹道导弹主动段; 指标关联

中图分类号: TP732.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)11-3276-06

Detection ability of infrared early warning satellite for ballistic missile in boost phase

Zhong Yu, Wu Xiaoyan, Huang Shucai, Wu Jianfeng, Li Chengjing

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: To study the detection ability of infrared early warning satellite for ballistic missile in boost phase in the background of anti-missile operation, driven by the operational requirements, the tactical, technical and performance indices association structure of detection ability was built. The tactical and performance indices were interconnected by the technical indices, and furthermore, some key technical indices models were built including Field of View (FOV), revisit time, detection probability, false alarm rate, Signal to Noise Ratio (SNR) and maximum operating range. The tactical, technical and performance indices association and its effect on detection ability were analyzed. Based on the typical radiation characteristics of target and background and the atmospheric transmittance, simulation examples showed the impacts and rules of different performance indices combination on maximum operating range and early warning time. The work can provide reference for evaluating anti-missile operation effectiveness and designing optimum satellite-borne infrared detection system.

Key words: detection ability; infrared early warning satellite; ballistic missile in boost phase; indices association

收稿日期: 2015-03-29; 修订日期: 2015-04-30

基金项目: 陕西省自然科学基金基础研究计划(2012JM3020); 航空科学基金(20130196004)

作者简介: 钟宇(1987-), 男, 博士生, 主要从事系统建模与仿真、红外预警卫星目标探测与跟踪等方面的研究。

Email: zhongyu257678@163.com

导师简介: 吴晓燕(1957-), 女, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事系统建模与仿真方面的研究。Email: x_ywu@126.com

0 引 言

红外预警卫星^[1]是弹道导弹防御系统的重要组成部分,其通过星载扫描和凝视红外相机的协同工作,在搜索检测到导弹主动段尾焰的红外辐射后持续跟踪目标,可为反导拦截作战提供宝贵的预警时间和准确的提示引导信息。目前典型的预警卫星系统包括美国的国防支援计划(Defense Support Program, DSP)预警卫星及其正在发展的天基红外系统(Space Based Infrared System, SBIRS)和空间跟踪与监视系统(Space Tracking and Surveillance System, STSS)。

红外预警卫星对弹道导弹主动段弹道的探测能力是指其满足设定的战术需求,及时、有效探测其覆盖空域内目标的能力,其主要包括覆盖范围和预警时间两个方面。研究探测能力可为评估外军预警卫星的作战效能以及未来构建国内天基红外预警卫星系统等提供有意义的参考。

研究人员的一般思路是根据红外波段内目标辐射特性和背景/大气环境的辐射和传输特性,依据一定的波段选择原则和方法,确定红外探测系统的最佳探测波段^[2],并结合探测器的性能参数,分析最大作用距离、探测概率、虚警概率以及信噪比(Signal to Noise Ratio, SNR)等与目标、环境及性能参数的关

系,由此描述探测能力。参考文献[3]构建了预警卫星的探测效能评估体系;参考文献[4]分析了预警卫星探测目标时的信噪比阈值;参考文献[5]以 SNR 为表征参数,研究了光电系统对空间目标的探测能力,分析了背景、光谱滤波以及系统布站方式等对探测能力的影响;参考文献[6]以星载光电成像系统极限探测距离为探测能力指标,定量分析了探测距离与环境 and 光学系统性能参数的关系;参考文献[7]在作战任务需求驱动下,以灵敏度分析的方式描述了空间短/中波红外扫描系统点源探测传感器系统性能与各负载规模的关联关系。前人的研究对于分析预警卫星探测能力有较好的借鉴意义,然而这些研究没有统筹考虑战术、技术和性能指标的映射、耦合与矛盾关系,因而难以全面、系统地分析探测能力。

基于上述分析,从作战需求出发建立技术指标计算模型,并以此为桥梁,分析战术、技术和性能指标的关联和指标及其组合对探测能力的影响,以期得到卫星探测能力评估与探测器优化设计的结论。

1 探测能力指标模型与分析

在战术需求驱动下,预警卫星战术、技术和性能指标层间的关联如图 1 所示。

在反导作战战术层面,预警卫星在检测概率 P_D

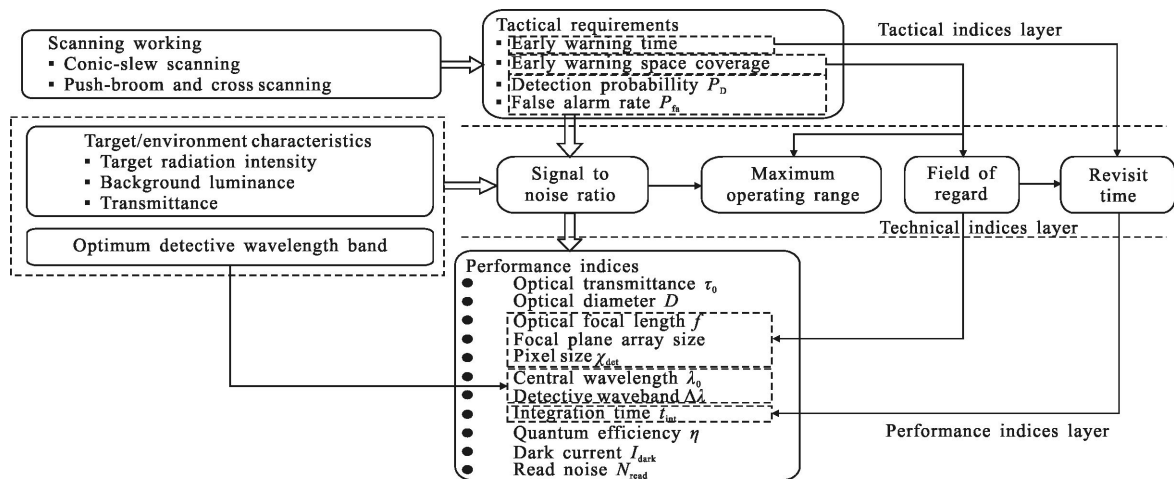


图 1 指标关联图

Fig.1 Indices association graph

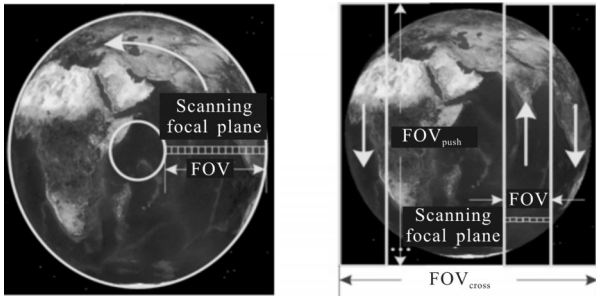
和虚警概率 P_{fa} 的约束下,应能覆盖主动段空域并提供一定预警时间。在技术指标层,可由覆盖需求确定探测器视场(Field of View, FOV)和最大作用距离

R_{max} ;为满足预警时间需求,受目标和环境特性影响,经优选探测波段后确定探测器的扫描周期 $T_{revisit}$ 以及每帧所需 SNR;再依据 FOV、 $T_{revisit}$ 、SNR 和 R_{max} 模型

描述技术与性能指标的关系。下面具体分析覆盖范围和预警时间相关的技术指标模型。

1.1 扫描模式与视场

预警卫星可用圆锥-旋转扫描或推扫结合横扫的模式覆盖监视区域。例如,同步轨道卫星扫描覆盖模式如图 2 所示。



(a) 圆锥-旋转扫描 (b) 推扫和横扫
(a) Conic-slew scanning (b) Push-broom and cross scanning

图 2 扫描覆盖模式示意图

Fig.2 Scanning coverage pattern

星载扫描相机扫描形成 FOV:

$$FOV = \frac{n\chi_{det}}{f} \quad (1)$$

式中: n 为焦平面线阵列像元数目; χ_{det} 为像元尺寸; f 为光学系统有效焦距。

瞬时视场(Instantaneous FOV, IFOV):

$$IFOV = \frac{\chi_{det}}{f} \quad (2)$$

地面分辨率(Ground Sample Distance, GSD):

$$GSD = R \cdot IFOV \quad (3)$$

式中: R 为系统作用距离。

相机能视场(Field of Regard, FOR)^[7]应能覆盖主动段空域, 设 h 为卫星轨道高度, R_e 为平均地球半径, o 为地心, 主动段高度为 H_B , 由此形成覆盖地表的球壳, 为有效探测目标, 圆锥-旋转扫描时 FOR 应满足

$$FOR \geq 2\pi \arcsin \frac{H_B + R_e}{h + R_e} \quad (4)$$

以推扫结合横扫的方式扫描覆盖时, 横扫视场 FOV_{cross} 为:

$$FOV_{cross} = FOV \times \beta \quad (5)$$

式中: β 为在扫描周期内覆盖特定 FOR 所需推扫次数, β 须为整数。

根据图 2 (b), 推扫视场 FOV_{push} 和 FOV_{cross} 应满

足:

$$FOV_{push}(\text{或 } FOV_{cross}) \geq 2\arcsin \frac{H_B + R_e}{h + R_e} \quad (6)$$

形成 FOR:

$$FOR = FOV_{push} \times FOV_{cross} \quad (7)$$

另外为实现有效覆盖, 预警卫星 R_{max} 应满足:

$$R_{max} \geq \sqrt{2R_e H_B + H_B^2} + \sqrt{2R_e h + h^2} \quad (8)$$

1.2 扫描周期

扫描周期^[7] $T_{revisit}$ 是指预警卫星连续覆盖特定区域的时间间隔, 而预警时间是指经检测确认目标, 发出预警信息至导弹着地的时间长度。显然, $T_{revisit}$ 与预警时间密切相关。

推扫时, $T_{revisit}$ 为^[7]:

$$T_{revisit} = \frac{FOV_{push} \cdot \beta}{\eta_t \cdot \dot{\theta}_{scan}} \quad (9)$$

式中: η_t 为时域扫描效率; $\dot{\theta}_{scan}$ 为视线扫描速率。

像元驻留时间 T_{dwell} 是指线阵列扫过像元所需时间:

$$T_{dwell} = \frac{IFOV}{\dot{\theta}_{scan}} = n_{spd} t_{int} \quad (10)$$

式中: n_{spd} 为每次驻留采样数, 典型取值为 2~3。

结合公式(9)和(10)得:

$$T_{revisit} = \frac{t_{int} \cdot FOV_{push} \cdot \beta \cdot \eta_{psd}}{IFOV \cdot \eta_t} \quad (11)$$

对于圆锥-旋转扫描, 应有:

$$T_{revisit} = \frac{t_{int} \cdot 2\pi \cdot \beta \cdot \eta_{psd}}{IFOV \cdot \eta_t} \quad (12)$$

式中: β 也应为整数。

1.3 P_D 、 P_{fa} 与 SNR 的关系

反导作战中常设定扫描检测概率 P_D 和虚警概率 P_{fa} , 然后在预警时间和目标与环境特性的约束下确定每帧所需最低 SNR。下面简述 P_D 、 P_{fa} 和 SNR 的关系。

一般地, 探测系统总噪声服从高斯分布^[8], 而信号处理时, 高斯噪声经窄带系统后服从瑞利分布。因此, P_{fa} 为:

$$P_{fa} = \int_{U_{th}}^{+\infty} \frac{v}{\sigma^2} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{v}{\sigma}\right)^2\right] dv = \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{U_{th}}{\sigma}\right)^2\right] \quad (13)$$

式中: v 为输出噪声电压; U_{th} 为门限电压; σ 为噪声电压均方根值。

目标信号 v_s 与噪声同时输入时, 输出信号服从高斯分布, 此时

$$P_D = \int_{U_{th}}^{+\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{v-v_s}{\sigma}\right)^2\right] dv = 1 - \Phi\left(\frac{U_{th}-v_s}{\sigma}\right) \quad (14)$$

式中: $\Phi(\cdot)$ 为标准正态分布函数; v_s/σ 为 SNR。

可得单帧 SNR 与 P_D 和 P_{fa} 的关系, 如图 3 所示。

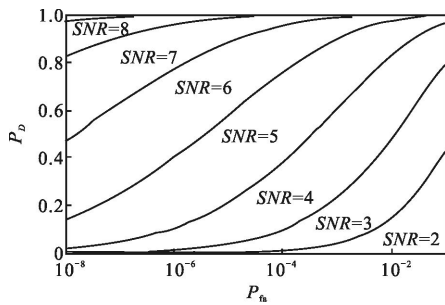


图 3 SNR 与 P_D 和 P_{fa} 的关系
Fig.3 SNR vs P_D and P_{fa}

由图 3 可知, P_{fa} 恒定时, P_D 越高, 所需 SNR 越大; P_D 恒定时, P_{fa} 越小, 所需 SNR 越大, 该结论与常识相符合。若战术上设定 $P_D \geq 99\%$, $P_{fa} \leq 10^{-3}$, 则要求单帧 SNR ≥ 6.04 。

卫星实际工作时, 常序贯处理多帧图像以降低对单帧 SNR 的要求。确定多帧检测准则: N 帧检测中目标出现次数 $k \geq l$ 时, 系统即确定为目标。取 $l = [N/2]$, $k \geq l$ 时, 总检测概率为:

$$P\{X=k\} = C_n^k P_D^k (1-P_D)^{n-k} \quad (15)$$

系统多帧 P_D 为:

$$P_D(k \geq l) = \sum_{k=l}^n C_n^k P_D^k (1-P_D)^{n-k} \quad (16)$$

系统多帧 P_{fa} 为:

$$P_{fa}(k \geq l) = \sum_{k=l}^n C_n^k P_{fa}^k (1-P_{fa})^{n-k} \quad (17)$$

仿真 $P_D \geq 99\%$, $P_{fa} \leq 10^{-3}$ 时, 单帧 P_D 、 P_{fa} 和单帧最低 SNR (SNR_{th}) 与扫描帧数的关系, 如图 4 所示。

由图 4 可知, 设定多帧 P_D 和 P_{fa} 需求后, 扫描帧数越多, 总体而言将降低对单帧 P_D 和 P_{fa} 的要求, 并且所需 SNR_{th} 越小, 然而应指出的是, 此时也可能会缩短预警时间。

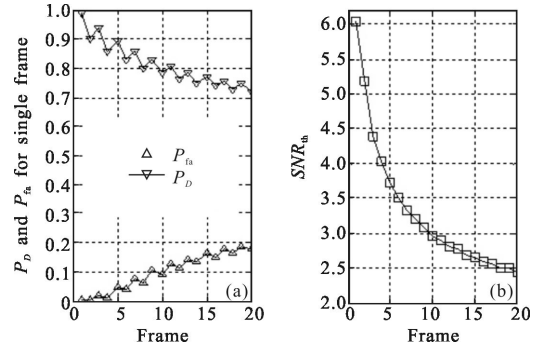


图 4 多帧扫描时对单帧 P_D 、 P_{fa} 和 SNR_{th} 的要求

Fig.4 P_D , P_{fa} and SNR_{th} for signal frame conditioned by multi-frame scanning

1.4 基于电子数的 SNR 模型

计算 SNR 的方法有比探测率 (D^*) 法和电子数法^[9], 鉴于后者能更全面、合理地反映探测器性能参数对 SNR 的影响, 故采用该模型。

导弹尾焰在探测器焦平面上表现为点目标, 其产生的电子数为:

$$N_t = \frac{A_o \tau_o f_{int}}{hc} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{I_t(\lambda)}{R^2} \lambda \tau_a(\lambda) \eta d\lambda \quad (18)$$

背景在焦平面上表现为面目标, 背景包括地球大气背景和探测器仪器背景, 前者产生的电子数为:

$$N_b = \frac{A_d A_o \tau_o f_{int}}{hc f^2} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_b(\lambda) \lambda \tau_a(\lambda) \eta d\lambda \quad (19)$$

式中: A_o 为光学系统入瞳面积; τ_o 为光学系统效率; h 为普朗克常量; c 为光速; $I_t(\lambda)$ 为目标辐射强度; A_d 为像元面积; τ_a 为大气透过率; η 为量子效率, $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 为探测波段; $L_b(\lambda)$ 为地球大气背景辐射亮度, 前文已定义 f_{int} 和 R 。另外, 像元尺寸 χ_{det} 满足 $\chi_{det} \times \chi_{det} = A_d$, 光学系统入瞳口径 D 满足 $\pi \cdot (D/2)^2 = A_o$, 光学焦距比 $f\#$ 定义为 $f\# = f/D$ 。

将仪器背景视为温度一定的黑体扩展源, 其对像平面单位像元产生的辐射功率为^[8]:

$$P_{\chi} = \frac{\epsilon_{inst} \tau_{inst} \chi^2 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \frac{1}{e^{hc/\lambda kT} - 1} d\lambda}{4f\#^2 + 1} \quad (20)$$

式中: ϵ_{inst} 为仪器的等效比辐射率; τ_{inst} 为后光学系统效率; T 为仪器等效温度; k 为波耳兹曼常数, 光学焦距比 $f\#$ 定义为 $f\# = f/D$, 其他符号定义同公式(18)和(19)说明。

仪器背景产生的噪声电子数 N_{inst} 为:

$$N_{inst} = \frac{P_{\chi} t_{int} \eta}{hc/\lambda} \frac{\epsilon_{inst} \tau_{inst} \chi^2 t_{int} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1} \lambda \eta d\lambda}{hc(4f\#^2 + 1)} \quad (21)$$

式中： $c_1=2\pi hc^2=(3.741\ 5\pm 0.000\ 3)\times 10^8\ \text{W}\cdot\mu\text{m}^4\cdot\text{m}^{-2}$ ，为第一辐射常数； $c_2=hc/k=(1.438\ 79\pm 0.000\ 19)\times 10^4\ \mu\text{m}\cdot\text{K}$ ，为第二辐射常数。

只考虑探测器的三类噪声^[5-6,8-9]：目标和背景辐射引起的光子噪声、暗电流噪声以及读出噪声 n_{read} ，则基于电子数的 SNR 为^[9]

$$SNR = \frac{N_t}{n_{\text{total}}} = \frac{N_t}{\sqrt{N_t + N_b + N_{\text{inst}} + N_{\text{dark}} + n_{\text{read}}^2}} \quad (22)$$

式中： N_{dark} 为由暗电流产生的电子数。

$$N_{\text{dark}} = \frac{I_{\text{dark}} t_{\text{int}}}{q} \quad (23)$$

式中： I_{dark} 为暗电流； q 为电子电量。

1.5 最大作用距离

为检测出目标，探测系统单帧检测 SNR 应不小于单帧 SNR_{th} ，依据公式(22)有

$$\frac{N_t}{\sqrt{N_t + N_b + N_{\text{inst}} + N_{\text{dark}} + n_{\text{read}}^2}} \geq SNR_{\text{th}} \quad (24)$$

结合公式(18)求解上式， R_{max} 应满足

$$R_{\text{max}} \leq \sqrt{\frac{2A_o \tau_o t_{\text{int}} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_t(\lambda) \lambda \tau_a(\lambda) \eta d\lambda}{hc}} \times \sqrt{\frac{1}{(SNR_{\text{th}}^2 + \sqrt{SNR_{\text{th}}^4 + 4SNR_{\text{th}}^2 (N_b + N_{\text{inst}} + N_{\text{dark}} + n_{\text{read}}^2))}} \quad (25)$$

经分析，所有与提高 SNR 相关的参数变化情况对于增加 R_{max} 也同样适应，这与参考文献[6]的结论相符。

2 探测能力指标关联分析

由上述 FOV、 T_{revisit} 、SNR 和 R_{max} 模型可知，为满足覆盖范围和预警时间能力需求，技术指标间存在相互影响与耦合甚至矛盾的关系。

下面固定与工艺水平相关的参数 τ_o 、 ϵ_{inst} 、 τ_{inst} 、 T 、 I_{dark} 、 n_{read} 并设定扫描模式和 FOV，研究可变参数 t_{int} 、 $f\#$ 和 SNR_{th} 对 R_{max} 和预警时间的影响，以期得到有关探测能力的结论。

先给出典型目标和环境特性。尾焰辐射强度与弹道特性和探测波段有关，为简化问题，以某射程为 1 500 km 的导弹为例，假定目标辐射强度恒定并选定 4.3 μm 波段进行探测^[10]。

用 MODTRAN 仿真大气特性，主要仿真参数为：1976 年美国标准大气模型；乡村类型气溶胶模型；标准卷云模式，云高 12 km，云厚 2 km。大气背景辐射亮度如图 5 所示。

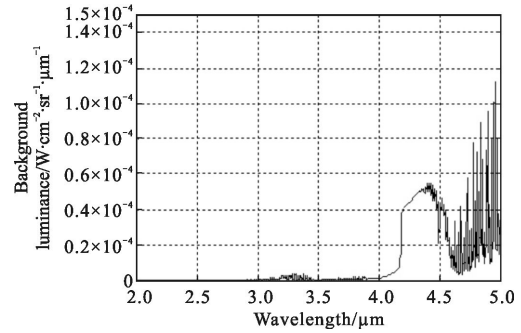


图 5 背景辐射亮度

Fig.5 Background luminance

某些典型高度的大气透过率如图 6 所示。

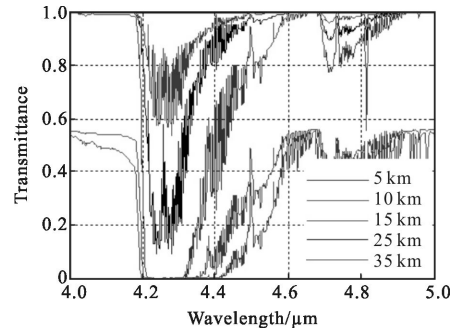


图 6 大气透过率

Fig.6 Atmosphere transmittance

参照 DSP 卫星参数，设定同步轨道预警卫星目标探测战术需求为： $P_D \geq 99\%$ ， $P_{fa} \leq 10^{-3}$ ，作用距离大于等于 43 837 km。取最佳探测波段为 4.2~4.43 μm ^[10]，采用推扫结合横扫的扫描模式，计算 T_{revisit} 时取 $n_{\text{spd}}=2$ ， $\eta=0.9$ ，计算 SNR 时取 $h=6.626\ 075\ 5 \times 10^{-34}\ \text{J}\cdot\text{s}$ ， $c=2.997\ 924\ 58 \times 10^8\ \text{m/s}$ ， $\tau_o=0.6$ ， $\eta=0.6$ ， $T=300\ \text{K}$ ， $\epsilon_{\text{inst}}=0.1$ ， $\tau_{\text{inst}}=0.6$ ， $I_{\text{dark}}=10^{-3}\ \text{nA}$ ， $n_{\text{read}}=200e^-$ 。取 IFOV=30 μrad ， $f=2\ \text{m}$ 。分别取 T_{revisit} 为 3、5、10 s， SNR_{th} 为 3.72 和 5.18， $f\#$ 为 3 和 4 进行仿真。 R_{max} 的仿真结果如图 7~9 所示。

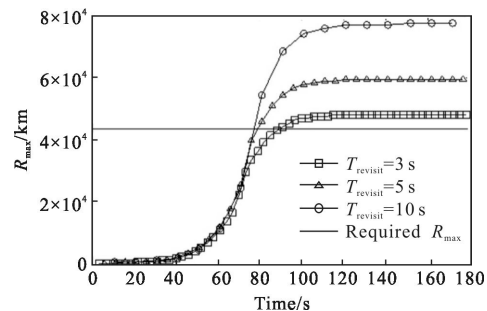


图 7 $SNR_{\text{th}}=3.72$ ， $f\#=3$ 时， R_{max} 随导弹飞行时间变化

Fig.7 R_{max} vs time, conditioned by $SNR_{\text{th}}=3.72$ ， $f\#=3$

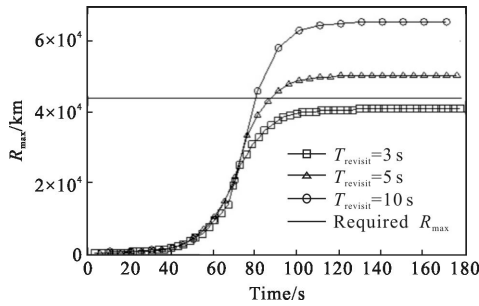


图 8 $SNR_{th}=5.18, f\#=3$ 时, R_{max} 随导弹飞行时间变化

Fig.8 R_{max} vs time, conditioned by $SNR_{th}=5.18, f\#=3$

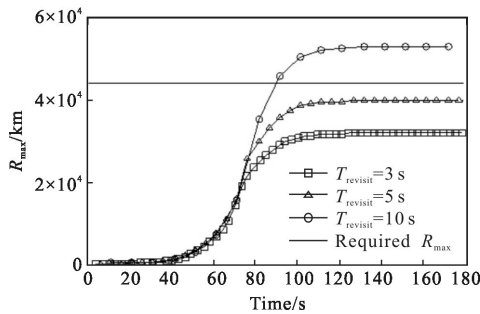


图 9 $SNR_{th}=5.18, f\#=4$ 时, R_{max} 随导弹飞行时间变化

Fig.11 R_{max} vs time, conditioned by $SNR_{th}=5.18, f\#=4$

与图 7~9 对应的预警时间, 见表 1。

表 1 不同参数组合下的预警时间

Tab.1 Early warning time under different parameter combinations

Parameter combinations	$SNR_{th}=3.72, f\#=3$	$SNR_{th}=5.18, f\#=3$	$SNR_{th}=5.18, f\#=4$
$T_{revisit}=3\text{ s}$	735 s	None	None
$T_{revisit}=5\text{ s}$	737 s	742 s	None
$T_{revisit}=10\text{ s}$	717 s	747 s	727 s

由图 7~9 和表 1 可知, 固定其他参数, 单参数变化对 R_{max} 影响为: $T_{revisit}$ 越大、 SNR_{th} 越小和 $f\#$ 越小, R_{max} 越大。然而, 最大的 $T_{revisit}$ 、最小的 SNR_{th} 和 $f\#$ 不能提供最充足的预警时间。而且固定其他参数, 预警时间不随 $T_{revisit}$ 和 SNR_{th} 线性变化, 还可能出现因 t_{int} 和 $T_{revisit}$ 较小导致预警卫星不能满足 R_{max} 需求而丧失预警能力的情况。

总之, 为满足预警卫星在 R_{max} 和预警时间两方面探测能力的要求, 需组合优化 $T_{revisit}$ 、 SNR_{th} 和 $f\#$ 等参数。依据仿真结果, 取 $T_{revisit}=10\text{ s}$ 、 $SNR_{th}=5.18$ 和 $f\#=3$ 时可获得最长预警时间, 同时也能满足 R_{max} 需求。

3 结 论

文中从作战需求出发, 系统地建立了探测能力指

标间的关联模型, 描述了指标的映射与耦合关系, 指出探测能力受指标参数组合的影响, 为获取最佳探测能力需优化组合性能指标。基于典型目标和环境特性以及探测器性能参数, 给出了满足同步轨道预警卫星探测能力要求的指标设计建议。研究可为预警卫星探测能力评估及探测器优化设计提供一定参考。

参考文献:

- [1] Watson J, Zondervan K. The missile defense agency's space tracking and surveillance system [C]//Proceedings of SPIE Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites XII, 2008, 7106: 710617-1-710617-7.
- [2] Schweitzer C, Stein K, Wendelestein N. Evaluation of appropriate sensor specifications for space based ballistic missile detection [C]//Proceedings of SPIE, 2012, 8541: 85410M-1-85410M-11.
- [3] Hu Lei, Li Hao, Yan Shiqiang, et al. Establishment of evaluation index system of missile early warning satellite's detection effectiveness [J]. *Journal of Air Force Early Warning Academy*, 2014, 28(2): 97-99. (in Chinese)
- [4] Ding Guozhen, Zhang Zhanyue, Guo Liwen, et al. Simulation and analysis of workflow and signal-to-noise ratio threshold for SBIRS -GEO early warning satellite's detector [J]. *Journal of Equipment Academy*, 2014, 25 (5): 78-82. (in Chinese)
- [5] Zhang Jihua, Fan Ruyun, Zhao Ning, et al. Electro-optic system detection ability to space-object in strong background [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(1): 212-216. (in Chinese)
- [6] Zhang Ying, Niu Yanxiong, Yang Lu, et al. Analysis and study on detection probability of satellite photoelectric imaging system[J]. *Acta Optica Sinica*, 2014, 34(1): 0111004-1-0111004-6. (in Chinese)
- [7] Lomheim T S, Milne E L, Kwok J D, et al. Performance/sizing relationships for a short-wave/mid-wave infrared scanning point-source detection space sensor[C]// Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 1999(4): 113-138.
- [8] Rogalski A. *Infrared Detectors* [M]. 2nd ed. Oxford: CRC Press, 2014.
- [9] Cao Yiming, Zhang Wei, Cong Mingyu. Analysis of signal-to-noise ratio calculation for satellite-based infrared staring sensor[J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(4): 955-959. (in Chinese)
- [10] Ye Qing, Sun Xiaoquan, Zhang Yujun, et al. Modeling and simulation of infrared radiation from rocket plume at boosting stage [C]//Proceedings of SPIE, 2009, 7383: 738318-1-738318-8.