



天基红外预警系统扫描相机预警探测能力研究

雷萍 邢晖 王娟锋 王冰 黄丽刚 王金锁

Research on early warning and detection capability of scanning camera of space-based infrared system

Lei Ping, Xing Hui, Wang Juanfeng, Wang Bing, Huang Ligang, Wang Jinsuo

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.3788/IRLA20210977>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

高信噪比云与气溶胶探测仪成像系统设计

Design of imaging system of cloud and aerosol polarization imager with high signal-to-noise ratio

红外与激光工程. 2018, 47(11): 1111006 <https://doi.org/10.3788/IRLA201847.1111006>

红外预警卫星探测波段地球背景辐射仿真研究

Research on simulation of earth background radiation in infrared early warning satellite detection waveband

红外与激光工程. 2019, 48(12): 1203007 <https://doi.org/10.3788/IRLA201948.1203007>

分子束外延InAlSb红外探测器光电性能的温度效应

Temperature effect of InAlSb infrared detectors on photoelectric properties by molecular beam epitaxy

红外与激光工程. 2017, 46(12): 1204003 <https://doi.org/10.3788/IRLA201746.1204003>

红外预警卫星空间虚警源辐射特性分析

Radiation characteristics analysis of space false alarm sources for infrared early warning satellite

红外与激光工程. 2019, 48(3): 304002 <https://doi.org/10.3788/IRLA201948.0304002>

涡旋光平衡探测系统转速测量精度与信噪比分析 (特邀)

Analysis of rotational velocity measurement accuracy and signal-to-noise ratio of balanced detection based on vortex beam (*Invited*)

红外与激光工程. 2021, 50(9): 20210616 <https://doi.org/10.3788/IRLA20210616>

红外预警卫星直视地表波段选择及探测能力

Choice and detectability of See-To-Ground waveband of infrared warning satellite

红外与激光工程. 2018, 47(2): 204003 <https://doi.org/10.3788/IRLA201847.0204003>

天基红外预警系统扫描相机预警探测能力研究

雷 萍, 邢 晖, 王娟锋, 王 冰, 黄丽刚, 王金锁

(中国人民解放军 63891 部队, 河南 洛阳 471000)

摘 要: 随着 2021 年 5 月第 5 颗地球静止轨道卫星完成部署, 整个天基红外系统所有卫星接近部署完成, 其对地的监视能力有了大幅提升。文中在大量查阅有关文献和公开报道的基础上, 对天基红外系统所有 9 颗在轨卫星的扫描相机进行了综合性能分析。首先, 根据扫描相机的探测器体制以及飞行轨道特性, 对其扫描成像体制进行分析, 计算获得了所有 9 颗在轨卫星扫描相机的光学系统参数、探测器参数、地面分辨率、灵敏度等关键参数的估计值。其次, 对天基红外系统大椭圆轨道卫星的飞行特性及其对地监视任务的综合分析研究表明, 其最优在轨运行方式为两两同步, 且单个轨道两颗卫星相差 1/4 周期; 对天基红外系统地球静止轨道卫星的飞行特性及其对地监视任务的综合分析研究表明, 东北半球中纬度地区至少有两颗卫星处于优良对地观测位置。最后, 根据弹道导弹尾焰辐射特性以及天基红外系统扫描相机的探测参数, 计算分析了所有在轨卫星对导弹尾焰最低观测高度, 结果表明: 东半球北纬 40°地区, 可同时被 4 颗以上卫星监视, 且部分星载相机具备弹道导弹的点火时刻探测能力。

关键词: 红外预警; 冻结轨道; 红外探测器; 红外辐射; 信噪比

中图分类号: V11 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20210977

Research on early warning and detection capability of scanning camera of space-based infrared system

Lei Ping, Xing Hui, Wang Juanfeng, Wang Bing, Huang Ligang, Wang Jinsuo

(The 63891 Units of People's Liberation Army, Luoyang 471000, China)

Abstract: With the completion of the deployment of the fifth geostationary satellite in May 2021, all satellites of the entire space-based infrared system are nearly depolyed, and the system's ability to monitor the ground is greatly improved. Based on a large number of relevant literature and public reports, a comprehensive performance analysis of the scanning cameras of all 9 orbiting satellites of the space-based infrared system is carried out. First of all, according to the detector system of the scanning camera and flight-trace characteristics, this paper analyzes its scanning imaging system and calculates estimated values of such key parameters as optical system parameters, detector parameters, ground resolution and sensitivity of all 9 orbiting satellites' scanning cameras. Secondly, to comprehensively analysis and research on the flight characteristics of space-based infrared system satellites in large elliptical orbits and their ground surveillance missions, this paper proves that the optimal in-orbit operation mode is pairwise synchronization, and the difference between the two satellites in a single orbit is 1/4 period. A comprehensive analysis of the flight characteristics and ground monitoring missions of the space-based infrared system geostationary satellites shows that at least two satellites are in good ground observation positions in the mid-latitudes of the northeastern hemisphere. Finally, according to the radiation characteristics of the ballistic missile plume and the detection parameters of the space-based infrared system scanning cameras, the minimum

收稿日期: 2021-12-05; 修订日期: 2022-02-25

作者简介: 雷萍, 女, 工程师, 硕士, 主要从事光电及光电对抗总体设计与测试评估方面的研究。

observation height of the missile plume by all orbiting satellites is calculated and analyzed. The results show that the 40°N latitude area in the Eastern Hemisphere can be monitored by more than 4 satellites at the same time, and some satellite-borne cameras have the ability to detect the ignition timing of ballistic missiles.

Key words: infrared warning; polar frozen orbit; infrared detectors; infrared radiation; signal-to-noise ratio

0 引言

星载红外预警探测系统主要用于地面弹道导弹、运载火箭发射的早期预警,可对助推段火箭实施探测、定位、跟踪和轨道解算。当前在轨运行的红外预警卫星主要是美国的“国防支援计划”(DSP)、“天基红外系统”(SBIRS)等。SBIRS 卫星系统目前已基本完成组网运行,逐步替代 DSP 预警卫星系统执行作战任务。当前,SBIRS 系统由 4 颗大椭圆轨道 (HEO) 卫星以及 5 颗静止轨道 (GEO) 卫星组成, GEO 卫星主要负责监视中低纬度地区, HEO 卫星主要负责监视高纬度地区, HEO 卫星轨道近地点约 400 km、远地点约 40 000 km。GEO-4 卫星于 2018 年 1 月发射, 2019 年 6 月完成在轨测试; 2021 年 5 月发射了 GEO-5 卫星。

当前,美国导弹预警卫星已经发展了三代: DSP 为第一代红外预警卫星,采用多元或线列 PbS 及 HgCdTe 探测器,通过星体自转实现对地球表面扫描覆盖,对弹道导弹的预警时间约为 90 s; SBIRS-HEO 及 SBIRS-GEO 的前 3 颗卫星为第二代预警卫星;采

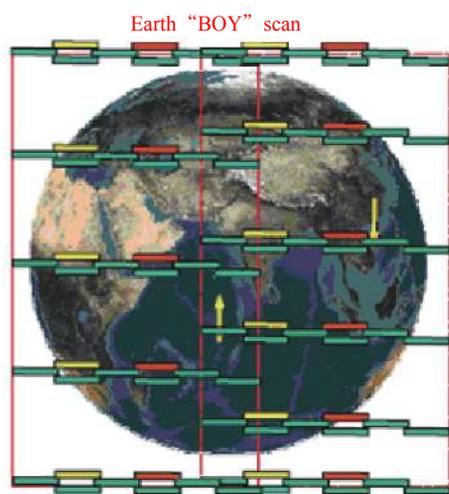
用焦平面 HgCdTe 线列和面阵探测器,通过箱式扫描或摆镜扫描实现对地球表面的覆盖,对导弹的预警时间约为 50~60 s; SBIRS-GEO-4 卫星为第三代预警卫星,采用大规模面阵 HgCdTe 探测器,可直接覆盖地球表面大部分区域,导弹预警性能大幅度提高。

1 星载相机基本参数

1.1 HEO 与 GEO 前三颗

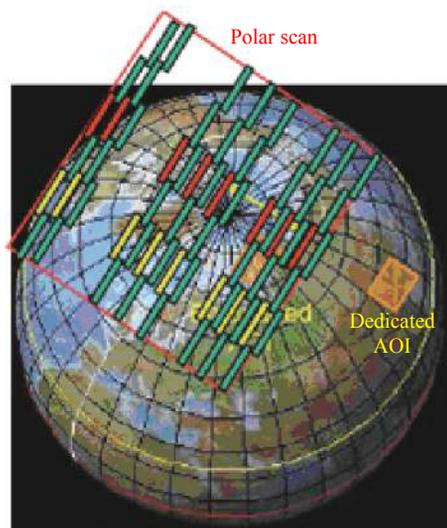
根据资料和洛克希德马丁公司网站关于 SBIRS 视频概念动画分析^[1-2],其 GEO-1、2、3 和 HEO-1、2、3、4 卫星,其短波红外 (1~3 μm) 扫描预警单元均为 6 片 768×8 的 TDICCD 线列探测器拼接而成,如图 1 所示。GEO 卫星通过箱式扫描+摆镜扫描实现地球覆盖(图 1 (a)), HEO 卫星通过转台实现线列推扫体制(图 1 (b))。

根据图 1 分析, SBIRS 短波扫描相机瞬时视场水平长度约为 60% 的地球直径,探测器行像元数为 768×6=4 608,根据 GEO 卫星轨道半长轴 a 公式:



(a) 天基红外系统-GEO

(a) Space-based infrared system geosynchronous orbit satellite



(b) 天基红外系统-HEO

(b) Space-based infrared system highly elliptical orbit satellite

图 1 天基红外系统

Fig.1 Space-based infrared system

$$a = \left(\frac{\mu T^2}{4\pi^2} \right)^{1/3} \quad (1)$$

式中： $\mu = 398\,600.5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 为地球引力常数； T 为卫星运行周期。GEO 卫星的周期为一天 (86400 s)，则 GEO 卫星的轨道半长轴 $a = 42\,241 \text{ km}$ 。取地球半径 $\alpha_e = 6378 \text{ km}$ 时，则 SBIRS 短波扫描相机瞬时视场为：

$$\theta = 1.2 \arctan(\alpha_e/a) \quad (2)$$

以 GEO 卫星为例，SBIRS 短波扫描相机瞬时视场约为 10.3° ，其单像元空间分辨率 α 约为 $39 \mu\text{rad}$ ，其赤道位置的地面分辨率约为 1400 m 。对于 HEO 卫星，若采用固定视场，其大小与 GEO 卫星大致相同。光学系统入瞳按照衍射极限估计：

$$D = \frac{1.22\lambda}{\alpha} \quad (3)$$

SBIRS 星载相机除了短波红外探测器外，还包括一个中波红外 ($3\sim 5 \mu\text{m}$) 面阵探测器以及一个直视地面 (STG, 估计为 $1\sim 5 \mu\text{m}$) 探测器，各类探测器共孔径工作。根据公式 (3)，波长 λ 取 $5 \mu\text{m}$ ，空间分辨率 α 取 $39 \mu\text{rad}$ ，则入瞳直径 D 估计不小于 156 mm 。

根据公开新闻报导，天基红外系统的反应时间约为 $10\sim 20 \text{ s}$ ，据此分析，其红外扫描相机必须在此时间内完成 3 个以上扫描周期，才能完成目标确认，估计其扫描周期约为 $3\sim 5 \text{ s}$ 。根据图 1 中 HEO 卫星的扫描方式，扫描周期为 T_s ，考虑到器件的 TDI 特性，星载相机单像元探测器的驻留时间 (最大积分时间) τ 约为：

$$\tau = \frac{4\alpha}{\arctan(\alpha_e/a)} T_s \quad (4)$$

若以扫描周期 3 s 计算，HEO 星载相机单元探测器的积分时间约为 3.12 ms 。根据图 1 分析，GEO 卫星需要多一个行程才能完成全球扫描，若其扫描周期不变，则单元探测器积分时间约为 1.56 ms 。

单元探测器的噪声等效功率密度为：

$$E_N = \frac{1}{D^*} \sqrt{\frac{\pi}{4\tau A_d}} \quad (5)$$

式中： A_d 为探测器光敏面的面积； D^* 为探测器归一化探测率。若探测器的面积为 $20 \mu\text{m} \times 20 \mu\text{m}$ ，而 D^* 取 $10^{12} \text{ cm} \cdot \text{Hz}^{1/2}/\text{W}$ ，对于 GEO 卫星星载相机，积分时间按照 1.56 ms 估算， E_N 为 $1.12 \times 10^{-4} \text{ W}/\text{m}^2$ 。

1.2 GEO-4、5 卫星

有资料显示^[3]，近期发射的 GEO-4、5 卫星的短波红外预警单元很可能采用了大规模凝视面阵器件，如图 2 所示。其凝视视场约地球 1/4 区域，外部仍通过摆镜扫描实现全球覆盖，探测器由 4×4 片短波红外面阵器件拼接而成，单片探测器像元规模为 $2 \text{ k} \times 2 \text{ k}$ ，总像元数达 64 M 。

根据图片资料，考虑到每片探测器之间的间隙，根据公式 (2)，若相机总视场不变，单片探测器视场约为总视场的 1/5，即 2.06° ，则单像元分辨率约为 $18 \mu\text{rad}$ ，则其赤道位置地面分辨率约为 645 m 。根据公式 (3)，则入瞳直径约 340 mm 。根据资料分析，GEO 卫星在外形结构上没有进行重新设计，文中更倾向于认为 SBIRS 所有在轨卫星相机入瞳应不小于 340 mm 。

由于该相机采用凝视体制，相机外部反射镜只需进行点式摆动，如图 2 所示，即按照右图中矩形的

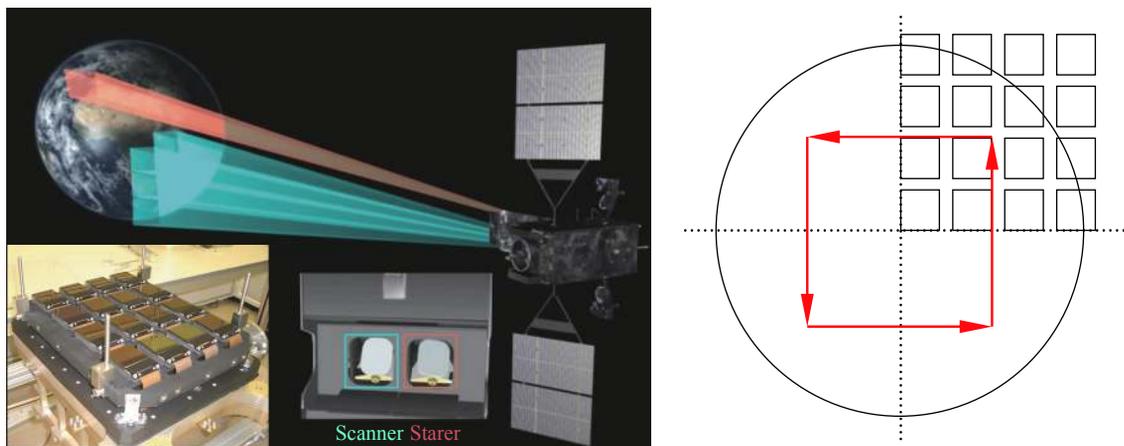


图 2 GEO-4、5 卫星短波红外探测器及扫描方式

Fig.2 GEO-4, 5 satellite short-wave infrared detectors and scanning methods

4 个顶点跳摆,即可完成全球扫描,这将大大延长探测器内场景的驻留时间,其积分时间估计在百毫秒量级。若按照积分时间 100 ms 计算,则 E_N 为 $1.4 \times 10^{-5} \text{ W/m}^2$,

噪声等效功率降低了约 1 个数量级。根据上述推算结果,表 1 总结整理了天基红外系统在轨相机的短波红外扫描单元主要技术参数。

表 1 三类短波红外扫描相机的主要参数 (估计值)

Tab.1 Main parameters of three types of shortwave infrared scanning cameras (estimated values)

Unit	HEO	GEO-1,2,3	GEO-4,5
Detectors	Six SWIR 768×8 TDICCD	Six SWIR 768×8 TDICCD	Sixteen SWIR 2 k×2 k CCD
$A_d/\mu\text{m}$	20×20	20×20	20×20
$\alpha/\mu\text{rad}$	39	39	18
$D^*/\text{cm}\cdot\text{Hz}^{1/2}\cdot\text{W}^{-1}$	10^{12}	10^{12}	10^{12}
D/mm	340	340	340
f/mm	513	513	1 111
$F\#$	1.5	1.5	3
$E_N/\text{W}\cdot\text{m}^{-2}$	0.79×10^{-4}	1.12×10^{-4}	1.4×10^{-5}
Ground resolution (right opposite)/m	780-1 560	1 400	645

2 轨道特性与探测能力

2.1 星地位置关系

HEO 卫星运行轨道为极地冻结轨道,其轨道周期为 12 h,根据公式 (1) 可得到轨道半长轴为 26 610 km,若远地点为 40 000 km,则近地点为 464 km,轨道离心率为 $e=0.743$ 。其轨道倾角为恒定值^[4],满足 $\sin^2 i = 4/5$,即 $i=63.43^\circ$ 或 116.57° 。若 HEO 卫星仅在椭圆轨道远地点半周进行地球表面扫描,其扫描时间约占整个轨道周期的 74%(即 8.84 h),椭圆轨道矢径变化为 $a \sim a(1+e)$,即与地球表面距离的变化约为 20 000~40 000 km,综上所述,根据分析可知,地面分辨率约为 780~1 560 m。

若单个轨道部署两颗 HEO 卫星,按照相差约 1/4 轨道周期的时序运行,则可保证任意时刻北极地区和北半球部分区域有一颗星在轨监视。如图 3 所示,序号①、②表示两颗逆时针旋转的 HEO 卫星时序与相对位置关系。考虑到地球自转影响,若在轨道倾角分别为 63.43° 、 116.57° 的两个极地冻结轨道分别部署两颗 HEO 卫星,通过 4 颗 HEO 卫星两两协同工作,则可保证北半球中高纬度地区的不遗漏扫描监视。

根据分析,文中认为 4 颗 HEO 卫星的最优在轨运行方式为:两个极地冻结轨道分别部署两颗,单轨道两颗卫星运行时序相差约 1/4 周期,两个轨道 4 颗

卫星两两进行相同轨道高度位置同步,且同步高度卫星扫描线垂直交叉。

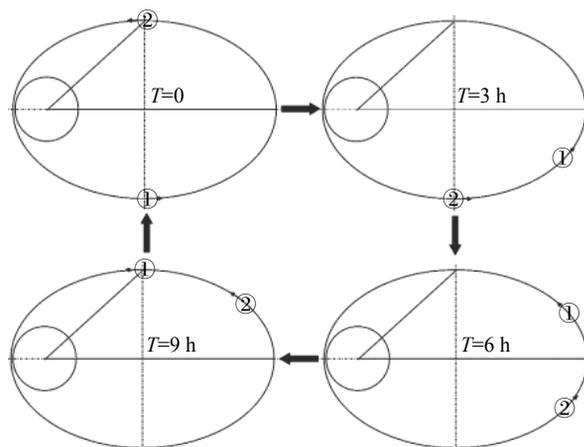


图 3 HEO 卫星单轨道运行位置关系

Fig.3 Position relationship of HEO satellite in single orbit

根据 HEO 卫星的轨道运行特征,以北纬 40° 为例,当观测点处于图 4 所示 A 位置,卫星在轨道 1(倾角 63.43°) 上半椭圆 $S_1 \sim S_2$ 之间运动时,地面位置 A 对卫星的观测仰角 θ_H 为:

$$\theta_H = \arctan\left(\frac{0.398x}{0.918x - a_e}\right) \quad (6)$$

其中, x 为卫星位置相对椭圆轨道轴线的投影与地心的距离,且 $a + a_e \geq x \geq a_e$,解得其观测仰角在 $27^\circ \sim 33.8^\circ$ 之间。而对于轨道 2(倾角 116.57°) 轨道上

的卫星,最远点可看到地球 A 位置同经度的最低纬度为 34.5°。对于北纬 40°A 位置,同样按照上述方法计算得到观测仰角为 5.56°,接近地平线位置。根据上述计算分析,对于北纬 40°以上区域,4 颗卫星可全天时覆盖观测,近端(A 点对应轨道 1)轨道卫星可负责监视地平线以下区域目标,远端轨道可负责监视地平线以上区域目标。

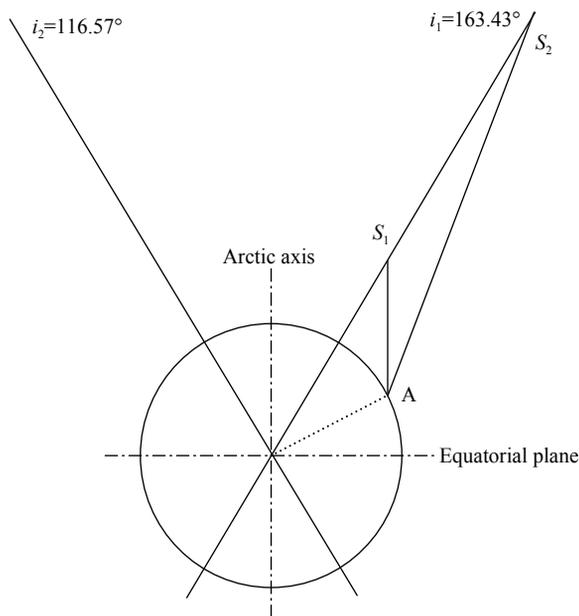


图 4 HEO 卫星星地位置关系

Fig.4 Position relationship between HEO satellite and ground

对于 GEO 卫星,其部署位置可参照 DSP 卫星部署位置考虑,分别为:10°E、69°E、110°E、152°W、37°W。如图 5 所示,上图为北极俯视角,下图为赤道面正视角度。根据图中位置关系,假设某颗卫星与观测点 A 的经度夹角为 ΔE ,A 点纬度为 N ,A 点观测到 GEO 卫星仰角 θ_G 为:

$$\theta_G = \frac{\pi}{2} - \arcsin\left(\frac{a \cos \Delta E \sin N}{\sqrt{a^2 \cos^2 \Delta E - 2aa_e \cos \Delta E \cos N + a_e^2}}\right) \quad (7)$$

显然, $a_e = a \cos \Delta E \cos N$ 时,观测仰角为最小值 0°, $\Delta E=0^\circ$ 为最大观测仰角。以北纬 40°观测点为例,观测位置经度差 $\Delta E=78.6^\circ$,观测仰角为 0°,若观测位置经度差 $\Delta E=0^\circ$,则最大观测仰角 43.9°。显然,若观测点位于 40°N、110°E 位置时,有两颗 GEO 卫星可观测,69°E 位置 GEO 卫星的观测仰角为 41.6°,即有两颗 GEO 卫星可观测,其余卫星在地平线以下。

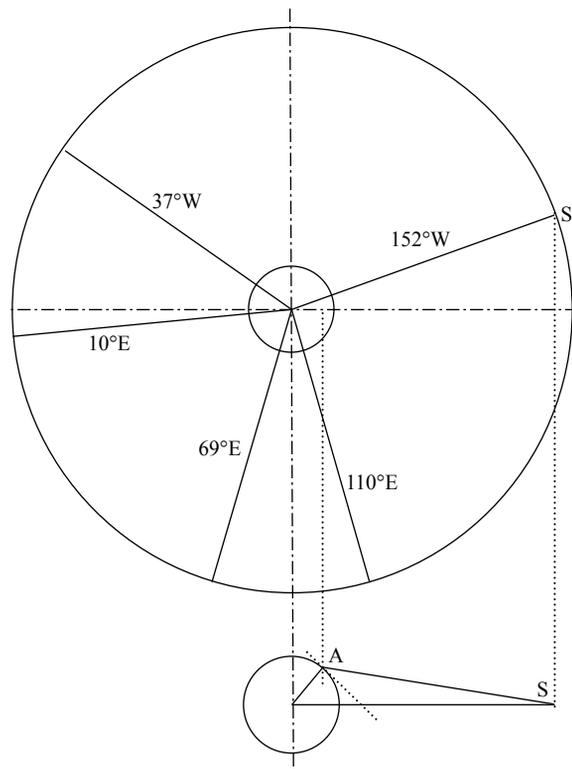


图 5 GEO 卫星星地位置关系

Fig.5 Position relationship between GEO satellite and ground

2.2 目标特性与探测能力

星载扫描相机探测地面目标时,由于距离很远,按照点目标处理,若单位面积路径背景辐射强度为 I_B ,已知光学系统 F 数,观测距离为 R ,大气透过率为 τ_a ,光学系统透过率为 τ_0 ,则单元探测器上的辐射照度为:

$$E_B = \frac{\pi I_B}{4F^2} \tau_0 \quad (8)$$

目标辐射强度 I_T ,且目标小于一个探测器像元时,单元探测器上的辐射照度为:

$$E_T = \frac{\pi D^2 I_T}{4A_d R^2} \tau_0 \tau_a \quad (9)$$

则目标所在像元照度为 $E_B + E_T$,临近像元照度为 E_B ,叠加探测器噪声 E_N 。定义信噪比为 $SN = E_T / E_N$,按照正态分布考虑,则需 $SN \geq 4$ 时,星载相机才可获得较高的检出目标概率(探测概率)。

测量表明,对于液体燃料火箭发动机羽焰,其红外辐射是一条连续谱线,且与 2 000 K 黑体辐射基本吻合^[5];对于固体燃料火箭发动机羽焰,除气体分子辐射外,还含有明显的固体粒子辐射,含有金属粒子的

固体燃料,在 3 μm 左右有一个辐射峰值。根据弹道导弹的具体参数,按照预警卫星短波扫描相机常用波段 2.7~2.9 μm 计算,可估算各类型弹道导弹弹焰辐射强度^[6-8],如射程约 300 km 的“飞毛腿”导弹的辐射强度为 0.7×10⁴ W/sr,射程约 5000 km 的“烈火-5”导弹的辐射强度为 3×10⁵ W/sr,射程约 12000 km 的“SS-18”导弹的辐射强度为 10⁶ W/sr。因此,弹道导弹在 2.7~2.9 μm 红外窗口的辐射强度约在 10⁴~10⁶ W/sr 量级。

根据公式 (8)、(9),结合前节相机参数估计,表 2 所示为在白天典型的气象条件下,目标辐射强度为 10⁴ W/sr 时,扫描相机的信噪比。计算结果表明在 2.7~2.9 μm 波段,无论是夜间还是白天,红外相机接收到的地球

背景辐射均在 10⁻³ W·m⁻²·sr⁻¹ 量级,探测器接收的背景信号功率与噪声数量级相同,对探测目标影响不大。红外扫描相机探测地面附近目标时,主要制约因素为大气传输透过率,在 2.7~2.9 μm 波段,地表附近的上行传输透过率只有 0.005 左右,表 2 计算了信噪比大于 4 时目标距离地表的最低高度 H_{min} 。因此,天基红外系统的扫描相机无法对小型目标(辐射量 10⁴ W/sr 量级)实现点火时刻的探测,但对大型目标(10⁶ W/sr 量级)可以实现点火时刻的探测。上述计算过程中,使用的辐射传输软件为中国科学院安徽光学精密机械研究所研发的 CART。

表 2 三类短波红外扫描相机的探测能力

Tab.2 Detection capabilities of three types of short-wave infrared scanning cameras

Unit	HEO	GEO-1,2,3	GEO-4,5
R/km	40 000	37 600	37 600
$I_B/W \cdot m^{-2} \cdot sr^{-1}$	8.6×10^{-4}	8.6×10^{-4}	8.6×10^{-4}
$E_B/W \cdot m^{-2}$	1.8×10^{-4}	1.8×10^{-4}	0.45×10^{-4}
$E_T/W \cdot m^{-2}$	$8.5 \times 10^{-4} \tau_a$	$9.6 \times 10^{-4} \tau_a$	$9.6 \times 10^{-4} \tau_a$
SN	$10.7 \tau_a$	$8.6 \tau_a$	$68.6 \tau_a$
$H_{min}(@SN=4)/km$	8.6	10	3.3

3 结 论

东半球北纬 40°地区,大部分时段可以看到不少于 4 颗天基红外系统预警卫星(两颗 GEO、两颗 HEO),而且地面观测仰角在 30°~45°范围内,卫星的地面监视条件良好;除此之外,还有至少一两颗处于地平线以下卫星,可监视该地区飞行达到一定高度的导弹。可谓是无死角监视,对导弹发射一方构成了极大威胁。根据文中分析,天基红外系统扫描预警相机具备很强的探测能力,尤其是新一代的 GEO-4、5 卫星,基本具备了点火即探测的能力,导弹上升到一定高度(如 10 km)后,可以实现任何天候条件下的早期预警和弹道导弹轨道解算。

参考文献:

[1] Lockheed Martin Company. GEOCapability_032210_v1 Short.wmv [EB/OL]. (2010-3-20). <http://www.lockheedmartin.comn.co>.
 [2] Lockheed Martin Company. C10091_SBIRS_GEO_factsheetwith

logobox.pdf [EB/OL]. (2010). <http://www.lockheedmartin.com>.
 [3] Raytheon Company. Raytheon Technology Today 2008 Issue 1 [EB/OL]. (2008). <http://www.Raytheon.com>.
 [4] Wang Zhigang, Shi Zhijia. The Basis of Long-range Rocket and Satellite Orbit Mechanics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006: 136-148. (in Chinese)
 [5] Zhang Jianqi, Fang Xiaoping. Infrared Physics[M]. Xi'an: Xidian University Press, 2004: 115-117. (in Chinese)
 [6] Xing Hui, Lei Ping, Liu Rong, et al. Technical characteristics analysis of early warning detection unit of space tracking and surveillance system [J]. *Optoelectronic Engineering*, 2013, 40(8): 29-31. (in Chinese)
 [7] Jiang Tao, Ding Mingsong, Liu Qingzong. Research on the calculation of infrared radiation characteristics of Indian Agni-II missile in the boost and reentry stages [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(5): 20190493. (in Chinese)
 [8] Liu Zunyang, Ding Feng, Ye Qing, et al. A practical calculation method of the radiation parameters of particles in rocket plume [J]. *Laser & Infrared*, 2020, 50(3): 315-318. (in Chinese)