

〈系统与设计〉

## 低轨星座红外探测器对临近空间高超声速目标的可探测性分析

田 浩, 胡海飞, 蔡 盛, 王久龙, 徐 伟

(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:** 以 STSS LEO 红外探测平台为例, 分析其对 AGM-183A 类空射式高超声速目标的可探测性。为了直观比较不同条件下目标的光电探测特性, 将其量化为焦平面上输出信噪比超过阈值的像元数量。首先计算目标气动温度及光谱辐射强度, 再利用探测器模型, 计算在不同探测方向、距离和角度下, 焦平面的信噪比峰值以及超过信噪比阈值的像元数量。分析结果表明, 星下点模式下信噪比峰值最高(335), 且超过信噪比阈值(6)的像元数最多( $54 \times 54$ ), 此像元数代表 LEO 星座对 AGM-183A 目标的最大可探测性。在临边探测模式下, 给出目标可探测性随探测角度和目标温度的变化规律。结果表明, 当目标温度接近 800 K 且探测方位角  $\psi$  小于  $10^\circ$  (或大于  $170^\circ$ ) 时, 焦平面上超过信噪比阈值的像元数量为  $4 \times 4$ , 说明此时目标可探测性已经接近探测器的理论极限 ( $3 \times 3$ )。对比来看, 温度的改变对目标可探测性的影响更为显著。在临边探测模式下, 目标在飞行中段采用主动冷却手段降低表面气动温度以逃脱 LEO 探测的概率更高。从提高预警能力角度, 要提高探测器在最不利角度对温度接近 800 K 目标的信噪比阈值(方位角  $\psi$  小于  $10^\circ$  或大于  $170^\circ$  时焦平面像元数量不低于  $8 \times 8$ )。

**关键词:** 高超声速; 低轨星座; 红外探测器; 信噪比; 可探测性

中图分类号: TN976

文献标识码: A

文章编号: 1001-8891(2024)06-0617-08

## Detectability Analysis of Low Earth Orbital Infrared Detectors for Near Space Hypersonic Targets

TIAN Hao, HU Haifei, CAI Sheng, WANG Jiulong, XU Wei

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

**Abstract:** Using the infrared detector of the STSS LEO demo satellite as an example, the detectability of aerial hypersonic targets such as AGM-183A was analyzed. To visually compare the detectability of the targets under different conditions, the number of pixels on the focal plane with output signal-to-noise ratio (SNR) higher than a specified threshold was quantified. First, the aerodynamic temperature and spectral radiant energy of the hypersonic target were calculated. The infrared detector model was used to predict the peak value of the SNR and the number of responding pixels in the focal plane for specified detection distances and angles. The analysis results indicate that in the sub-satellite point detection mode, the SNR of the focal plane reaches the highest value (335), and the number of responding pixels with SNR higher than the threshold (6) reaches its maximum ( $54 \times 54$ ), representing the maximum detectability of the LEO detector for AGM-183A targets. In the edge detection mode, the variation in target detectability with detection angle and target temperature was calculated. The results show that, when the target temperature approaches 800 K and the detection azimuth angle  $\psi$  is less than  $10^\circ$  (or greater than  $170^\circ$ ), the number of responding pixels on the focal plane reaches the lowest value of  $4 \times 4$ , indicating that the AGM-183A target detectability approaches the theoretical limit of the LEO detector ( $3 \times 3$ ). By comparison, changes in the target temperature have a more substantial impact on target detectability. In edge detection mode, the escape probability of the target is relatively high when the target uses active cooling to reduce its surface

收稿日期: 2023-06-09; 修订日期: 2023-08-01.

作者简介: 田浩 (1985-), 男, 博士, 副研究员, 主要从事天基光电探测预警以及光电对抗技术研究。E-mail: tianh@ciomp.ac.cn.

通信作者: 胡海飞 (1984-), 男, 博士, 副研究员, 主要从事航天精密光电仪器装备及光电对抗领域总体论证等研究技术研究。E-mail: huhf@ciomp.ac.cn.

基金项目: 国家自然科学基金 (62175234); 吉林省优秀青年科技人才项目 (应用技术类, 20230508111RC); 吉林省科技发展计划项目 (20210203151SF)。

aerodynamic temperature to less than 800 K. From the perspective of improving early warning capability, the SNR threshold value of LEO detector focal plane should be increased for targets with surface temperatures approaching 800 K at the most unfavorable angles of  $\psi$  (less than  $10^\circ$  or greater than  $170^\circ$ , with the minimum number of responding pixels in the focal plane no fewer than  $8\times 8$ ).

**Key words:** hypersonic, LEO, infrared detector, SNR, detectability

0 引言

近年来,以美国 AGM-183A 为代表的空射式高超声速武器快速发展<sup>[1]</sup>,利用飞机在低空 ( $<30\text{ km}$ ) 发射,全程在  $50\text{ km}$  以下飞行,巡航速度达到  $5\text{ Ma}$  以上,可以有效躲避地面雷达早期探测<sup>[2]</sup>,具备大范围机动变轨<sup>[3]</sup>,突防能力极强。

目前针对这类目标的早期预警大多采用低轨卫星红外探测器,其视野不受地球曲率限制,探测距离远,覆盖面积大,探测波段灵活,还可以组网接力探测,实现对高超声速目标的全程跟踪<sup>[4]</sup>。作为反制措施,高超声速飞行器红外抑制技术也日臻成熟<sup>[5-6]</sup>,通过烧蚀、发汗、喷射冷却等手段,可以有效减少飞行器表面与周围空气剧烈压缩和摩擦带来的气动热,降低辐射的光谱信号强度,增大探测器发现和识别难度<sup>[7]</sup>。

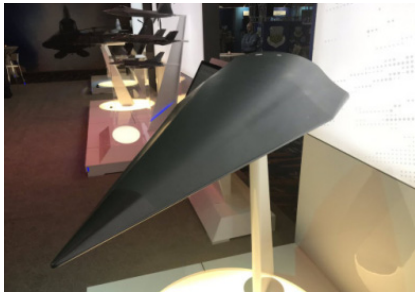
目前公开报道的文献中,较少有针对已有的天基红外预警系统(例如美国的 STSS)性能,分析其在不同探测条件下,对于采用红外抑制手段的高超声速目标的实际探测性能,从而给出有针对性的建议。而这正是未来临近空间国土防空反导的重要研究方向<sup>[8]</sup>。

1 目标建模

1.1 气动热模型

以美国 AGM-183A 作为分析目标,其外形如图 1 所示,其战斗部为乘波体构型,模型如图 2 所示。

据文献[1]报道,AGM-183A 在头体分离后巡航速度为  $5\sim 6\text{ Ma}$ ,巡航高度约  $30\text{ km}$ 。用 CFD 软件对头部乘波体进行不同姿态下的气动热分析,其空气速度场和表面温度场如图 3 和图 4 所示。

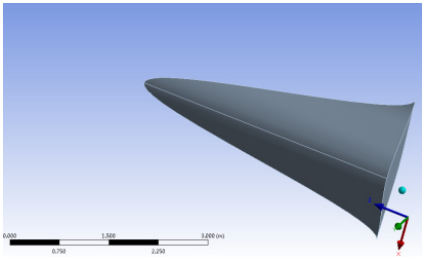


(a) AGM-183A 头部乘波体  
(a) Wave-rider of AGM-183A's head

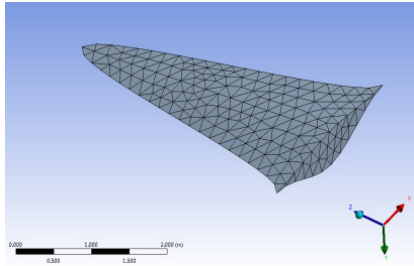


(b) AGM-183A 头体分离  
(b) Separation of AGM-183A's body and head

图 1 AGM-183A 外形  
Fig.1 Outline of AGM-183A

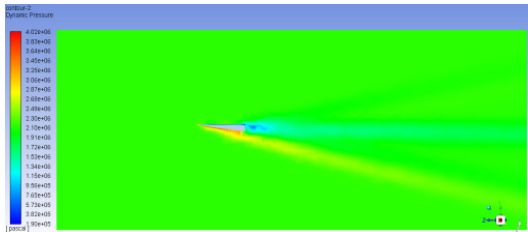


(a) 乘波体几何模型  
(a) Geometric model of wave-rider

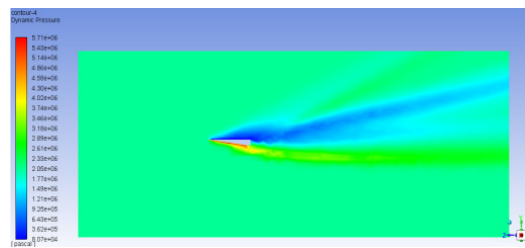


(b) 乘波体网格模型  
(b) Grid model of wave-rider

图 2 AGM-183A 建模  
Fig.2 Modeling of AGM-183A

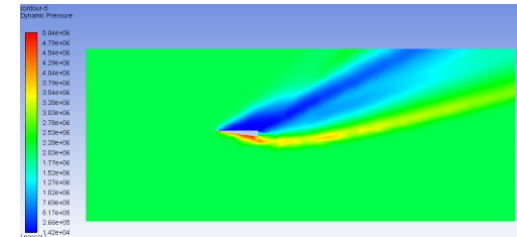


(a) 0°攻角速度场  
(a) Air velocity field at the angle of attack of  $0^\circ$



(b) 10°攻角速度场

(b) Air velocity field at the angle of attack of 10°

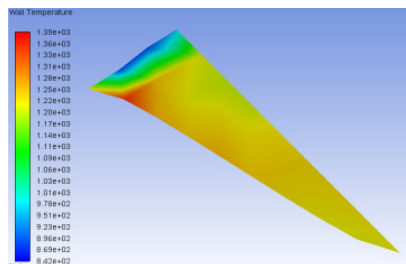


(c) 20°攻角速度场

(c) Air velocity field at the angle of attack of 20°

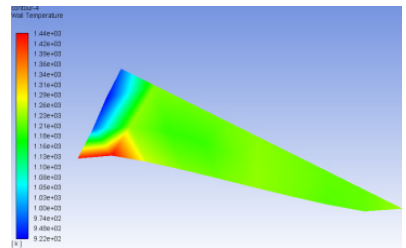
图3 CFD气动仿真结果

Fig.3 Aerodynamics simulation by CFD



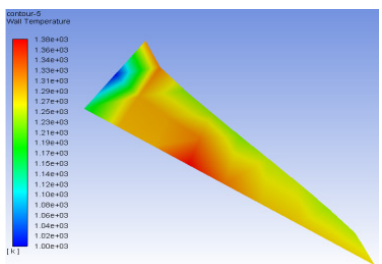
(a) 0°攻角温度场

(a) Surface temperature field at the angle of attack of 0°



(b) 10°攻角温度场

(b) Surface temperature field at the angle of attack of 10°



(c) 20°攻角温度场

(c) Surface temperature field at the angle of attack of 20°

图4 CFD温度场仿真结果

Fig.4 Temperature simulation by CFD

从图4看出,攻角对目标表面温度分布影响不大,目标温度约为850~1450 K。利用网格面积进行加权平均计算,得到速度5 Ma、高度30 km、攻角0°、10°和20°条件下,目标等效辐射温度分别1170 K、1260 K和1280 K。

1.2 红外辐射模型

图5是半球形探测空间内飞行器与卫星探测平台之间的相对位置关系,其中底部平面O为目标飞行平面,其法线方向定义为Z轴,目标飞行方向定义为X轴,角度 $\theta$ 为Z轴与探测器光轴方向之间角度,定义为俯仰角,取值范围 $[0, \pi/2]$ 。角度 $\psi$ 为X轴与探测器光轴在目标飞行平面XOY投影之间的角度,定义为方位角,取值范围 $[0, \pi]$ 。

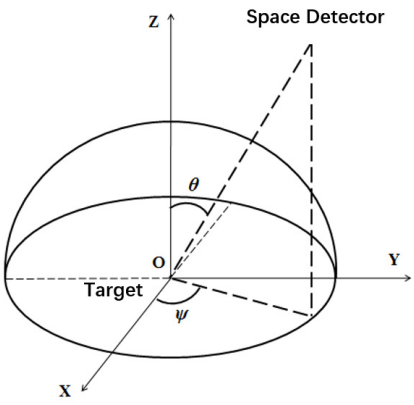


图5 探测坐标系及探测角度定义

Fig.5 Definition of detection coordinate system

根据图4温度场数据,结合文献[1]给出的AGM-183A头部乘波体结构尺寸,计算目标本体的光谱辐射强度(见图6),其峰值辐射强度集中在2~5  $\mu\text{m}$ ,因此以该波段作为LEO星座的红外探测波段。

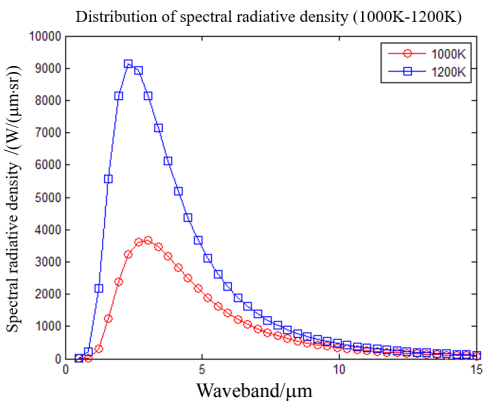


图6 目标光谱辐射强度分布

Fig.6 Target spectral radiant intensity distribution

取目标等效辐射温度1200 K,2~5  $\mu\text{m}$ 波段大气光谱透过率取平均值0.95<sup>[9]</sup>,对目标光谱辐射强度在2~5  $\mu\text{m}$ 波段上积分,计算目标在图5所示坐标系的

红外辐射能量分布，结果如图7所示。

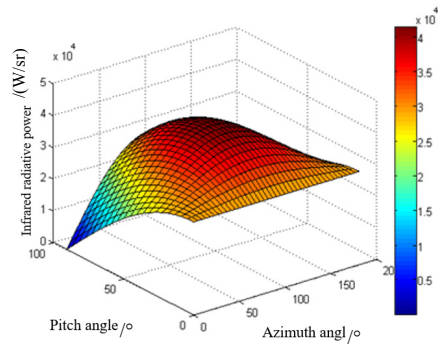


图7 目标红外辐射能量分布（2~5 μm）

Fig.7 Target infrared radiation energy distribution

从计算结果看，目标在不同探测方向上的红外辐射能量分布有较大差异，俯仰角 $\theta$ 越小，方位角 $\psi$ 越接近 $90^\circ$ （即星下点探测模式），辐射能量越大；俯仰角 $\theta$ 越大，方位角 $\psi$ 越接近 $0^\circ$ （即临边+迎头探测模式），辐射能量越小。目标 $2\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 在波段的整体辐射能量为 $3.2\sim 4.3\times 10^4\text{ W/sr}$ 。

1.3 探测器模型

文献[10]给出低轨卫星红外探测器像元信噪比SNR的计算公式：

$$\text{SNR} = \frac{\Delta V_t}{V_n} = \frac{D^*}{(A_d \cdot \Delta f)^{1/2}} \frac{\tau_0 \cdot \tau_a(\lambda) \cdot (\pi \cdot \Delta I) \cdot A_d}{4 \cdot F^2 \cdot (1 + M_{\text{optic}})^2 \cdot A_{\text{DAS}}} \quad (1)$$

式中： $\Delta I$ 为目标与背景的红外辐射强度差（ $\text{W}\cdot\text{sr}^{-1}$ ）； $\Delta V_t$ 为目标在探测器像元位置产生的信号电压（V）； $V_n$ 为低轨预警卫星探测器噪声电压峰值（V）； $F$ 代表光学系统F数， $F=f/D$ ， $f$ 代表光学系统焦距（m）； $D$ 代表光学系统入瞳直径（m）； $M_{\text{optic}}$ 为光学系统放大率， $M_{\text{optic}}=R_2/R_1$ ， $R_1$ 代表目标与低轨红外预警卫星成像系统的距离（m）； $R_2$ 代表光学系统入瞳中心到探测器焦平面像元位置的距离（m）； $A_{\text{DAS}}$ 为低轨红外预警卫星探测器的视觉立体角在物空间的投影， $A_{\text{DAS}}=A_d R_1/R_2$ ； $A_d$ 为探测器像元面积（ $\text{m}^2$ ）。

该像元信噪比模型综合考虑了目标本体辐射信号、背景噪声信号、大气扰动以及光学系统特性的影响。可以在给定波段下，分析不同探测距离、角度以及目标特性（飞行速度、高度、姿态、尺寸）条件下，探测器焦平面每个像元对目标辐射信号的响应。

表1给出了文献[11-12]对美国STSS低轨验证卫星（LEO Demo）的红外探测器性能参数的估计值。

2 探测模型

2.1 探测模式

图8给出了LEO星座对低空飞行的高超声速目

标的常见探测模式。

图8中，最内层实线圆代表地表，其中： $R_E$ 代表地球平均半径（6371 km）， $H$ 代表LEO星座轨道高度（1600 km）。最外层短虚线圆代表空射式高超声速飞行器飞行高度（约30 km），中间长虚线圆代表民航飞机飞行高度（约10 km）。红色长虚线代表临边探测模式（以冷黑空间为背景），红色短虚线代表对地探测模式（以地表为背景）。

表1 STSS LEO Demo 卫星红外探测器参数估计

Table 1 Performance estimation of STSS LEO Demo’s infrared detector

detector	
Field of view/ $^\circ$	1.76
Optical aperture $D/\text{mm}$	250
Focal length $f/\text{mm}$	300
Optical transmittance	0.7
Detection band/ $\mu\text{m}$	3.1 to 4.7
Pixel number	$512\times 512$
Pixel size/ $\mu\text{m}$	$30\times 30$
Specific detectivity $D^*/(\text{m}\cdot\text{Hz}^{1/2}\cdot\text{W}^{-1})$	$1.48\times 10^{12}$
Equivalent noise bandwidth $\Delta f/\text{Hz}$	50
Integral time $t_{\text{int}}/\text{ms}$	15
Noise equivalent power density/ ( $\text{W}\cdot\text{cm}^{-2}$ )	$10^{-17}$

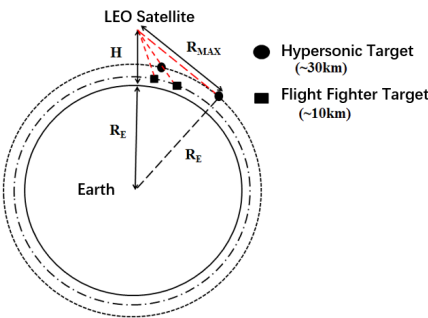


图8 LEO星座探测模式示意图

Fig.8 Detection mode of LEO camera

按照LEO探测器 $1.76^\circ$ 视场角测算，在临边探测模式下（即中心视轴与30 km圆弧相切），其边缘视轴不与10 km圆弧相切或相交。即在临边探测模式下，LEO视场内不存在其他干扰源，此时探测器与目标之间的俯仰角 $\theta$ 为 $55^\circ$ ，方位角 $\psi$ 为 $0^\circ\sim 180^\circ$ 。

在对地探测模式下，有可能出现高超声速目标和干扰目标（如高速飞行的战斗机）共存于LEO探测器视场的情况（见图8）。假设有2架飞行高度10 km、相距57 km的战斗机，与飞行高度30 km的高超声速飞行器同处于LEO探测视场内，3个目标在红外探测器焦平面的模拟成像效果如图9所示。红色框图代表



高超声速飞行器（探测目标），绿色框图代表战斗机（干扰目标）。

由于战斗机发动机尾焰中心温度高达  $1800 \sim 2500 \text{ K}$ <sup>[13]</sup>，高于以  $5 \text{ Ma}$  巡航的高超声速目标蒙皮温度（ $\sim 1300 \text{ K}$ ）<sup>[14]</sup>，其在红外探测器焦平面的亮度往往大于目标亮度，会严重降低探测器的识别精度，因此近地轨道星座大多采用临边探测模式<sup>[15-16]</sup>，以排除战斗机、民航客机等相似信号源的干扰。

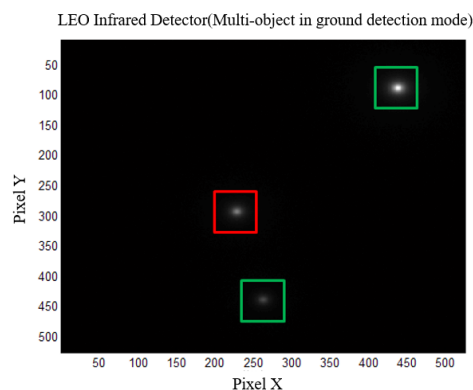


图9 对地探测模式下多目标模拟成像

Fig.9 Simulated imaging of multi-targets in ground detection mode

## 2.2 目标可探测性

### 2.2.1 星下点模式

根据文献[12]的估计，STSS Demo 探测器的极限输出信噪比大约为 6。探测器像元总数为  $512 \times 512$ ，像元信噪比阈值取 6，地表等效辐射温度取  $250 \text{ K}$ 。在图 10 所示星下点模式（ $\theta=0^\circ$ ， $\psi=90^\circ$ ），探测距离最短（ $1600 \text{ km}$ ），假定视场内没有其他干扰源，此时探测器焦平面对目标（ $1200 \text{ K}$ ）响应的信噪比超过阈值的像元数量最多（见图 11），焦平面上共有  $54 \times 54$  个像元输出超过了信噪比阈值 6，信噪比峰值为 335，认为此时目标的可探测性最强。

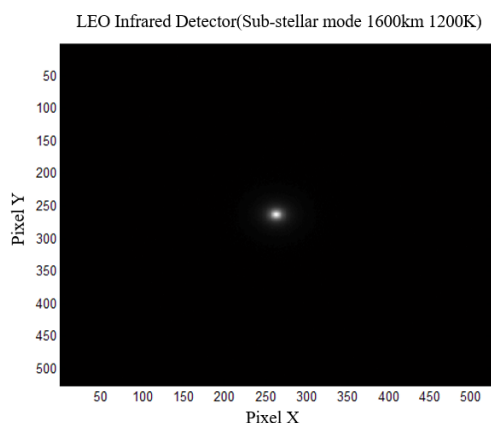


图 10 星下点模式下探测器焦平面模拟成像

Fig.10 Simulated imaging of detector focal plane in sub-stellar point mode

### 2.2.2 临边模式

在临边探测模式下（ $\theta=55^\circ$ ， $\psi=90^\circ$ ），根据图 8 所示几何关系计算，此时极限探测距离（切线段长度  $R_{\text{MAX}}$ ）约为  $4800 \text{ km}$ 。此时高超声速目标（ $1200 \text{ K}$ ）在 LEO 探测器焦平面的模拟成像如图 12 所示，焦平面像元对目标响应的信噪比分布如图 13 所示。此时焦平面上信噪比超过阈值 6 的像元数量下降为  $18 \times 18$ ，信噪比峰值下降为 276。

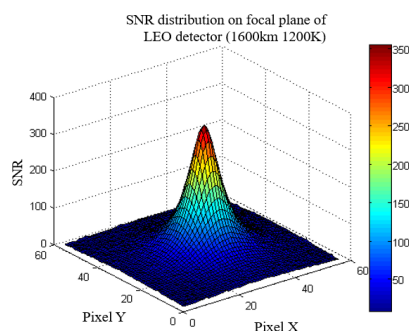


图 11 星下点模式下焦平面像元信噪比分布

Fig.11 SNR distribution of focal plane pixels in sub-stellar point mode

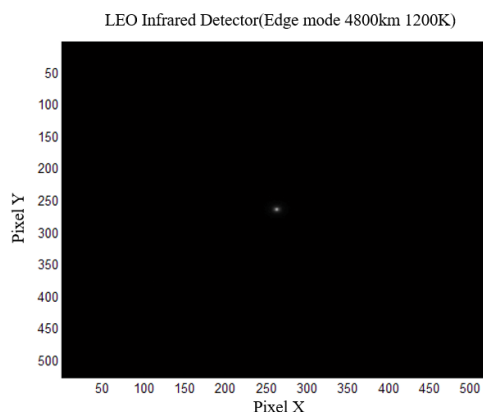


图 12 临边模式下探测器焦平面模拟成像（ $1200 \text{ K}$ ）

Fig.12 Simulated imaging of detector focal plane in edge detection mode( $1200 \text{ K}$ )

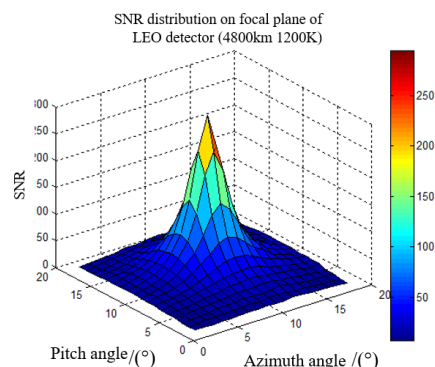


图 13 临边模式焦平面像元信噪比分布（ $1200 \text{ K}$ ）

Fig.13 SNR distribution of focal plane pixels in edge detection mode ( $1200 \text{ K}$ )

可以看出,依据文献[13]给出的比较准则,当以星下点模式下的探测器最大响应像元数( $54\times 54=2916$ )作为基准,用其余探测模式下响应像元数与该最大像元数的比值可以表征其可探测性的相对值,且具备可比较性,那么在临边模式下探测器对目标的可探测性为11%( $18\times 18/2916=0.11$ )。

当目标采用主动冷却等红外抑制手段时,目标表面气动温度下降,红外辐射强度降低,在探测器焦面的响应也随之下降。比如,当目标采用发汗相变散热手段,将蒙皮等效辐射温度从1200 K降低到900 K时,其在LEO探测器焦平面成像效果以及焦平面像元信噪比响应分别如图14和图15所示。

可以看出,在临边探测模式下( $\theta=55^\circ$ ,  $\psi=90^\circ$ ),当目标温度从1200 K下降到900 K时,LEO探测器峰值信噪比从276降低到168,同时焦平面响应信噪比超过阈值6的像元数量从 $18\times 18$ 下降到 $14\times 14$ ,目标可探性从11%下降到6.7%。

当目标可探测性下降到0.4%以下(即焦平面输出信噪比大于阈值6的像元数少于 $3\times 3$ ),此时认为目标不具备可探测性。

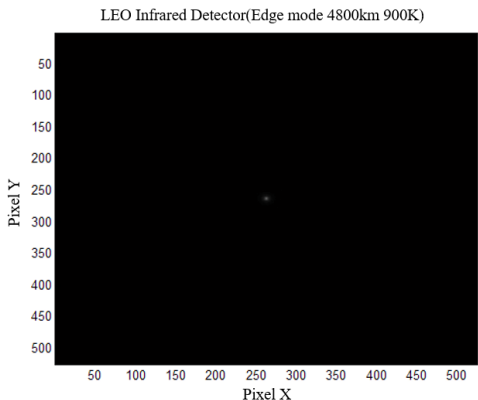


图14 临边模式下探测器焦平面模拟成像(900 K)  
Fig.14 Simulated imaging of detector focal plane in edge detection mode(900 K)

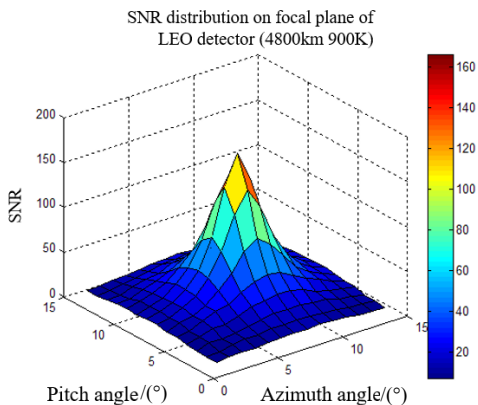


图15 临边模式焦平面像元信噪比分布(900 K)  
Fig.15 SNR distribution of focal plane pixels in edge detection mode (900 K)

2.2.3 目标可探测性分布

以AGM-183A头部乘波体为探测目标,表2给出了STSS低轨LEO星座在图8所示坐标系下,在目标不同温度 $T$ 和不同方位角度 $\psi$ 下的可探测性数值。

表2 LEO星座临边可探测性( $R=4800\text{ km}$ ,  $\theta=55^\circ$ )

$\psi/^\circ$	Table 2 LEO Detectability in edge detection mode ( $R=4800\text{ km}$ , $\theta=55^\circ$ ) $T/\text{K}$				
	800	900	1000	1100	1200
10	0.006	0.009	0.009	0.017	0.017
30	0.017	0.028	0.042	0.049	0.058
50	0.028	0.049	0.058	0.077	0.088
70	0.034	0.058	0.077	0.088	0.110
90	0.042	0.067	0.088	0.099	0.112
110	0.034	0.058	0.077	0.088	0.110
130	0.028	0.049	0.058	0.077	0.088
150	0.017	0.028	0.042	0.049	0.058
170	0.006	0.009	0.009	0.017	0.017

基于表2结果,通过插值计算给出了如图16和图17所示的LEO星座临边模式下对AGM-183A目标可探测性数值分布。

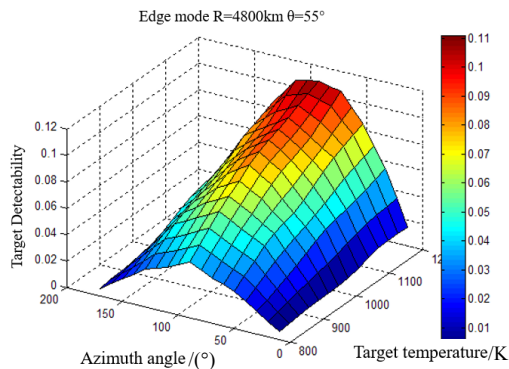


图16 目标可探测性数值分布图  
Fig.16 Distribution of target detectability

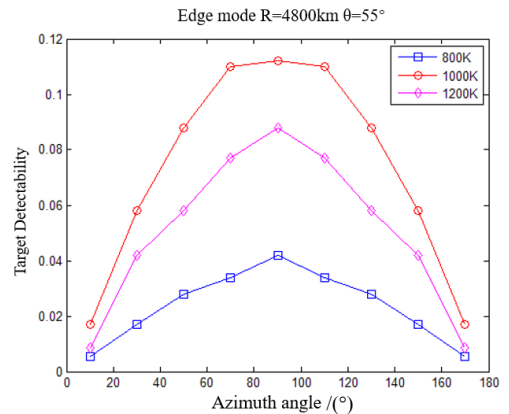


图17 目标可探测性数值影响因素分析  
Fig.17 Analysis of influencing factors on target detectability

从图 16 可以看出, STSS LEO 星座在临边探测模式下(极限探测距离 4800 km, 探测俯仰角  $55^\circ$ ), 对低空飞行( $\sim 30$  km)的高超声速目标( $\sim 5Ma$ )的可探测性受目标温度  $T$  和方位角度  $\psi$  的影响最大。从图 17 可以看出, 在探测距离  $R$  和探测俯仰角  $\theta$  相同的条件下, 相比方位角  $\psi$ , 目标温度  $T$  对可探测性的影响更为显著。

当目标温度接近 800 K 且探测方位角  $\psi$  小于  $10^\circ$  (或者大于  $170^\circ$ ) 时, 已经接近探测器的极限探测能力(0.4%), 此时认为目标的可探测性非常低, 或者说目标逃脱 LEO 星座临边探测的概率很高。

#### 2.2.4 干扰目标识别

当探测器视场中出现干扰源时, 此时目标与干扰源的信噪比计算模型是类似的, 可以依据干扰源的尺寸、数量、表面热物性、本体温度、背景噪声以及探测器的相对位置关系等基础信息, 分别计算在同一时刻下, 探测器焦平面各个像元对干扰源信号的响应分布, 从而计算干扰源的信噪比。在此基础上, 通过比对该探测模式下的目标信噪比置信区间(例如, 在星下点探测模式下, 对于典型温度为 1200 K 的 AGM-183A 战斗部目标, 考虑其不同飞行姿态、相对探测角度以及地表背景噪声下, 在 STSS LEO 探测器上的信噪比置信区间为 297~335, 超过这个区间的信号就可以认为大概率是干扰源), 按照上述最大置信概率算法即可提取目标, 该算法的分析结果如图 9 所示。

### 3 结论

从以上分析可得到如下结论:

①LEO 探测器对 AGM-183A 类低空高超声速目标的可探测性可量化为焦平面像元信噪比超过阈值 6 的像元数量(最大数值  $54 \times 54$ , 最小数值  $3 \times 3$ );

②LEO 星座对目标的可探测性与探测器性能、探测距离、探测角度、目标尺寸、表面温度、大气扰动以及光学系统参数等因素相关;

③在临边探测模式下, LEO 探测器对目标的可探测性主要取决于目标温度  $T$  和探测方位角  $\psi$  两个因素;

④从目标突防的角度看, 采用主动冷却手段降低表面等效辐射温度所获得的收益, 要高于调整飞行姿态以减小与探测器之间的方位角所带来的收益;

⑤LEO 星座对 AGM-183A 类目标全程维持较高的临边可探测性( $>2\%$ ), 要避免在方位角小于  $10^\circ$  或者大于  $170^\circ$  时探测, 同时要提高探测器像元对表面温度低于 800 K 目标的探测性能(信噪比阈值响应的

像元数量不低于  $8 \times 8$ )。

#### 参考文献:

- [1] 赵荣, 储思思, 霍丹. 美国 AGM-183A 高超声速导弹发展情况研究[J]. 中国航天, 2022(6): 14-19.  
ZHAO Rong, CHU Sisi, HUO Dan. Research on the development of US AGM-183A hypersonic missile[J]. *Aerospace China*, 2022(6): 14-19.
- [2] 郑建成, 谭贤四, 曲智国, 等. 高超声速/常规巡航导弹预警探测特征比较[J]. 现代防御技术, 2022, 50(4): 116-123.  
ZHENG Jiancheng, TAN Xiansi, QU Zhiguo, et al. Comparison of early warning detection characteristics between hypersonic cruise missile and cruise missile[J]. *Modern Defence Technology*, 2022, 50(4): 116-123.
- [3] 陈兢, 赵飞. 美国巡航导弹防御系统发展现状与分析[J]. 飞航导弹, 2021, 35(6): 77-80.  
CHEN Jing, ZHAO Fei. Development and analysis of cruise missile defense systems of the United States[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2021, 35(6): 77-80.
- [4] 金欣, 梁维泰, 王俊, 等. 反临近空间目标作战的若干问题思考[J]. 现代防御技术, 2013, 41(6): 1-7.  
JIN Xin, LIANG Weitai, WANG Jun, et al. Discussion on issues of anti-near-space-target operation[J]. *Modern Defence Technology*, 2013, 41(6): 1-7.
- [5] 杜晨慧. 高超声速飞行器综合热管理及关键技术研究进展[J]. 装备环境工程, 2023, 20(1): 43-51.  
DU Chenhui. Research progress on integrated thermal management and key technology of hypersonic vehicles[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2023, 20(1): 43-51.
- [6] 杨钰婷, 乔砚凉, 刘伟, 等. 高超声速飞行器综合热管理系统性能仿真与优化[J]. 节能技术, 2022, 40(3): 32-38.  
YANG Yuting, QIAO Yancong, LIU Wei, et al. Simulation and optimization of integrated thermal management system for hypersonic vehicle[J]. *Energy Conservation Technology*, 2022, 40(3): 32-38.
- [7] 余协正, 陈宁, 陈萍萍, 等. 临近空间高超声速飞行器目标特性及突防威胁分析[J]. 航天电子对抗, 2019, 35(6): 24-29.  
YU Xiezheng, CHEN Ning, CHEN Pingping, et al. Target characteristics and penetration threats analysis of hypersonic vehicle in the near-space[J]. *Aerospace Electronic Warfare*, 2019, 35(6): 24-29.
- [8] 张昊. 高超声速武器作战样式及防御对策分析[J]. 飞航导弹, 2019(1): 20-26.  
ZHANG Hao. Analysis of combat styles and defense strategies for hypersonic weapons[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2019(1): 20-26.

[9] 周方方, 张二磊, 陈宜峰. 临近空间高超声速飞行器红外特性建模仿真[J]. 红外技术, 2017, 39(8): 746-750.

ZHOU Fangfang, ZHANG Erlei, CHEN Yifeng. Infrared simulation of near space hypersonic vehicle[J]. *Infrared Technology*, 2017, 39(8): 746-750.

[10] 张凯莉. 红外预警卫星对弹道中段目标探测能力研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2018.

ZHANG Kaili. Research on Detection Ability of Infrared Early Warning Satellite for Target in Ballistic Midcourse[D]. Xi'an: Xidian University, 2018.

[11] 康甜. STSS Demo 红外传感器性能分析[J]. 红外技术, 2018, 40(6): 534-540.

KANG Tian. Analysis of STSS Demo infrared sensor[J]. *Infrared Technology*, 2018, 40(6): 534-540.

[12] 郭松, 贾成龙, 陈杰. 美国 STSS 卫星有效载荷主要指标探讨[J]. 上海航天, 2012, 29(3): 38-42.

GUO Song, JIA Chenglong, CHEN Jie. Discussion on main parameters of US STSS satellite payload[J]. *Aerospace Shanghai*, 2012, 29(3): 38-42.

[13] NIU Z Y, SU T, ZHANG J B. Target detection algorithm for hypersonic vehicle based on wide band Radar echo model[J]. *IEEE Access*, 2019(7): 7678-7690.

[14] 李培泽. 天基红外预警高超声速目标成像特征研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2022.

LI Peize. Research on Image Characteristics of Hypersonic Target Based on Space-based Infrared Warning System[D]. Xi'an: Xidian University, 2022.

[15] KELLER J. Air force seeks best companies to develop next-generation airborne laser weapons[J]. *Military & Aerospace Electronics*, 2017, 28(5): 6-7.

[16] 赵良玉, 雍恩米, 王波兰. 反临近空间高超声速飞行器若干研究进展[J]. 2020, 41(10): 1240-1250.

ZHAO Liangyu, YONG Enmi, WANG Bolan. Some achievements on interception of near space hypersonic vehicles[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(10): 1240-1250.