

DOI: 10.3969/j.issn.2097-180X.2023.05.005

# 乘波体高超声速导弹的天基红外可探测性分析

田浩, 蔡盛, 徐伟, 曹智睿

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

**摘要:**以轨道高度1500 km的近地轨道红外探测平台为例,对天基红外在临界探测模式下乘波体高超声速导弹探测性能进行了模型量化分析.首先分析了乘波体高超声速导弹的气动特性和红外辐射特性;然后结合大气传输模型和探测器模型,分析了天基红外临界观测模式下不同极限探测距离和极限信噪比的天基红外乘波体高超声速导弹预警探测能力;最后以美国STSS LEO星座参数为例,对临界探测模式下的模拟成像进行分析,给出在最接近其真实极限信噪比条件下的探测盲区分布.分析结果表明:在临界观测模式下,当探测器的极限信噪比为5时,速度为10 Ma、高度为40 km的乘波体高超声速导弹逃脱近地轨道天基红外探测的概率高达67%.

**关键词:**乘波体;高超声速;天基红外;探测距离;预警探测

**中图分类号:** TN976

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2097-180X(2023)05-0335-04

近年来,各类乘波体高超声速武器快速发展,使用飞机作为发射载体,利用其特殊的气动外形,在50 km以下高度以波浪形轨迹跳跃滑行,最高速度可达到10 Ma以上,具备大范围机动变轨能力,可以有效躲避地面雷达早期探测,低空突防性能极强<sup>[1]</sup>.目前世界各国针对常规高超声速目标的早期预警一般采用高轨红外探测器(例如美国的SBIRS星座,轨道高度在30 000~40 000 km的地球同步轨道(GEO)和大椭圆轨道(HEO)),其视场角大(10°~20°)、覆盖面积广(几百至数千千米)、驻留时间长(对北半球重点地区的一重覆盖率在90%以上)、空间分辨率在1~3 km、能量分辨率在100~500 W/sr,可实现对处于点火助推段高超声速目标的早期发现<sup>[2-3]</sup>.但是,对于乘波体高超声速导弹,由于其飞行高度低、轨道跳跃性大,又没有冲燃发动机的高温尾焰辐射,其探测难度远高于常规高超声速导弹<sup>[4-5]</sup>.随着各类涂层、烧蚀、发汗等红外隐身技术日臻成熟和广泛应用<sup>[6-7]</sup>,导弹自身的红外辐射强度大幅下降,正在快速逼近高轨红外探测器的识别极限,依靠传统的高轨道大视场的天基红外探测手段进行早期预警变得越发困难<sup>[8]</sup>.采用近地轨道(LEO)卫星,利用更短的探测距离和更高灵敏度的探测器,更利于实现对目标的早期发现和捕获<sup>[9]</sup>.

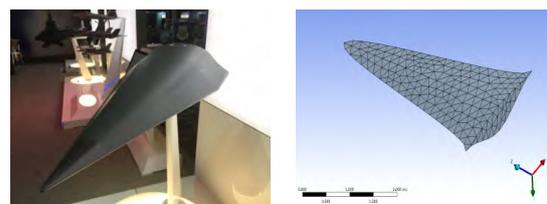
目前针对高超声速导弹天基预警的公开文献,大部分都是基于美国SBIRS和OPIR星座的高轨道红外远程战略导弹(射程达到数千千米)

预警分析<sup>[10-15]</sup>.相比之下,针对红外辐射特征不明显、射程在1000 km左右的乘波体高超声速导弹的低轨天基预警研究相对很少见<sup>[16-17]</sup>.本文通过分析乘波体高超声速导弹的气动特性和红外辐射特性,结合大气传输模型和探测器模型,构建天基红外载荷对点目标探测性能仿真链路,提出用极限探测距离和极限信噪比2个指标来综合评价近地轨道红外载荷对乘波体高超声速导弹的探测能力.在此基础上,以美国STSS LEO星座参数为例,通过构建临界探测模式,详细分析其对速度10 Ma、高度40 km、0°攻角飞行的乘波体导弹的探测能力,并通过模拟成像分析,给出在最接近其真实极限信噪比条件下的探测盲区分布.

## 1 目标建模

### 1.1 气动热模型

以国外某型号乘波体高超声速导弹<sup>[12]</sup>作为分析目标,其物理模型如图1所示.



(a) 实体外形 (b) 网格模型

图1 乘波体导弹物理模型

假设蒙皮材料具备5 mm的烧蚀深度,烧蚀

收稿日期: 2023-10-30

基金项目: 吉林省科技发展计划项目(20210203151SF)

作者简介: 田浩(1985-),男,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.

温度限为 1500K, 利用 CFD 软件对乘波体导弹进行气动热分析, 扰流空气速度场和弹体蒙皮温度场分别如图 2 和图 3 所示.

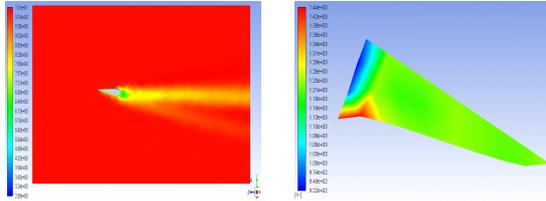


图2 扰流空气速度场 图3 弹体蒙皮温度场

从图 2 看出, 由于乘波体的特殊气动构型, 当速度达到 10Ma, 乘波体导弹的主要粘性边界层位于蒙皮下方靠近尾翼边缘处, 此处承受的速度梯度值最大, 使得摩擦系数和升力系数快速增大, 乘波体得以获得足够的升力, 利用前端尖劈状构型和波浪式弹道, 克服尾部空气阻力, 快速飞行.

从图 3 看出, 在 40km 飞行高度、0°攻角、10Ma 速度下, 当蒙皮材料采用烧蚀散热时, 蒙皮稳态温度约为 930~1440K. 利用网格面积进行加权平均计算, 得到蒙皮等效辐射温度约为 1260K.

### 1.2 红外辐射模型

建立如图 4 所示天基观测坐标系, 其中,  $O$  为导弹几何中心,  $D$  为卫星观测平台, 以  $O$  为参考点, 导弹飞行方向设为  $X$  轴,  $OXY$  平面设为导弹飞行平面,  $Z$  轴垂直飞行平面. 探测器  $D$  对导弹的观测线  $OD$  与  $Z$  轴之间的夹角  $\alpha$  定义为观测天顶角, 取值范围  $[0^\circ, 90^\circ]$ . 观测线  $OD$  在飞行平面  $OXY$  上的投影  $OG$  与  $X$  轴之间的夹角  $\beta$  定义为观测方位角, 取值范围  $[0^\circ, 180^\circ]$ .

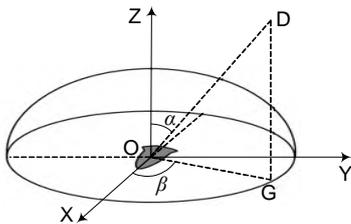


图4 观测坐标系定义

按照北纬度夏季、无云、天顶角  $\alpha=30^\circ$  工况, 计算 40km 高度的倾斜路径大气光谱透过率, 如图 5 所示.

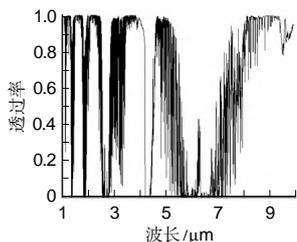


图5 大气光谱透过率

取蒙皮烧蚀后的表面红外半球发射率为

0.5, 根据图 3 温度场和图 5 的大气透过率数据, 计算蒙皮的光谱辐射强度, 结果如图 6 所示. 综合考虑大气窗口和辐射峰值, 选取中波 2~4  $\mu\text{m}$  作为天基红外探测波段.

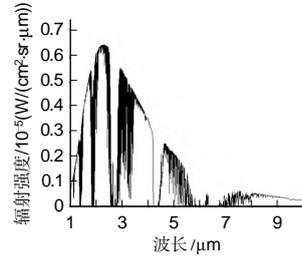


图6 蒙皮光谱辐射强度

对图 6 数据在 2~4  $\mu\text{m}$  波段积分运算, 代入图 4 定义的观测坐标系, 得到导弹蒙皮红外辐射在观测空间的能量分布, 如图 7 所示. 从图 7 可以看出, 在 10Ma 速度和 1500km 探测距离下, 采用烧蚀降温措施后, 导弹蒙皮在 2~4  $\mu\text{m}$  波段的总辐射能量  $I=4.7 \times 10^3 \sim 8.6 \times 10^3 \text{ W/sr}$ , 仍明显高于在地球同步轨道高度能探测到的辐射能量<sup>[18]</sup>.

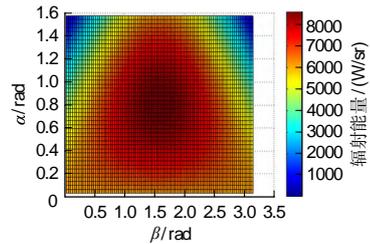


图7 导弹蒙皮辐射能量分布(1260K, 2~4  $\mu\text{m}$ )

当观测角度变化时, 蒙皮辐射能量分布出现较大差异, 尤其当方位角  $\beta$  越接近  $0^\circ$  或者  $180^\circ$ , 辐射能量值下降越快, 说明天基探测器越接近迎头探测, 由于蒙皮等效辐射面积大幅减小, 到达探测器的辐射能量值快速下降, 直接影响导弹的可探测性.

## 2 探测性能

### 2.1 探测距离

将导弹视为点目标, 根据文献[19]给出的模型, 点目标天基红外探测距离估算公式为

$$R = [((\pi \Delta I \tau_0 \tau_a D D^*) / (2 \cdot 2^{1/2} F \rho_{\text{SNR}})) \cdot (t_{\text{int}} / \omega)^{1/2}]^{1/2} \quad (1)$$

式中,  $R$  为探测距离(m);  $\Delta I$  为目标与探测背景的红外辐射能量差值(W/sr), 由于导弹蒙皮的辐射能量达到了  $10^3 \sim 10^4 \text{ W/sr}$ , 高出大气和海洋等常见探测背景的辐射能量水平 1~2 个数量级<sup>[20]</sup>, 因此背景辐射能量值可以忽略;  $\tau_0$  代表光学系统透过率;  $\tau_a$  代表大气透过率;  $D^*$  代表探测器的比探测率 ( $\text{m} \cdot \text{Hz}^{1/2} \cdot \text{W}^{-1}$ );  $F$  代表光学系统 F 数,  $F=f/D$ ,  $f$  为光学系统焦距(m),  $D$  为光学系统入

瞳直径(m);  $\rho_{\text{SNR}}$  代表探测器的信噪比;  $t_{\text{int}}$  代表探测器积分时间(ms);  $\omega$  代表瞬时视场角(sr).

表1给出了美国STSS星座低轨验证卫星(LEO Demo)搭载的红外探测器性能参数的估计值<sup>[21]</sup>.

表1 STSS LEO Demo 红外探测器参数估计

参数	取值
视场角/ $^\circ$	1.76
光学孔径 $D/\text{mm}$	250
焦距 $f/\text{mm}$	300
光学系统透过率	0.7
探测波段(短波)/ $\mu\text{m}$	3.1~4.7
像元数量	512×512
像元尺寸/ $\mu\text{m}$	30×30
比探测率 $D^*/(\text{m}\cdot\text{Hz}^{1/2}/\text{W})$	$1.48 \times 10^{10}$
等效噪声带宽 $\Delta f/\text{Hz}$	50
积分时间 $t_{\text{int}}/\text{ms}$	30
噪声等效功率密度/ $(\text{W}/\text{cm}^2)$	$10^{-7}$

将表1的性能参数以及图7的辐射能量分布矩阵  $I$  代入式(1)计算极限探测距离. 当探测

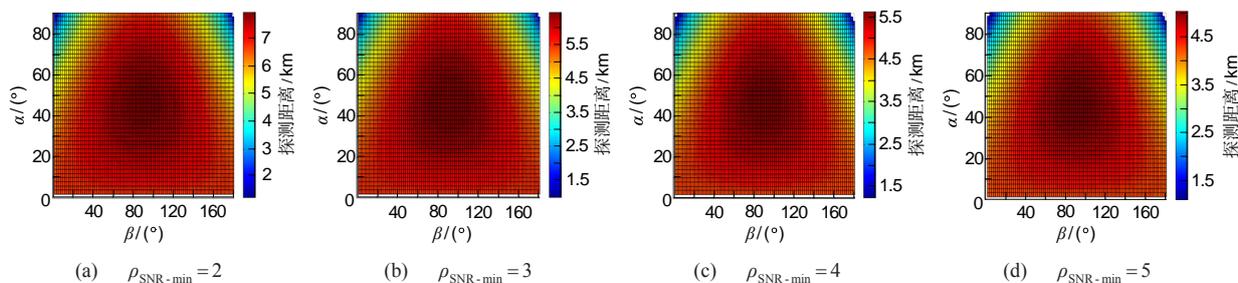


图8 不同极限信噪比时极限探测距离  $R$  计算结果

的影响越大.

### 2.2 探测能力

图9定义了天基红外探测器的临界观测模式,也就是探测器能够观测到导弹目标的临界点.  $R_E$  代表地球平均半径,  $H$  代表天基探测器轨道高度,  $h$  代表导弹飞行高度,  $R_{\text{max}}$  代表临边探测模式下的最远探测距离.

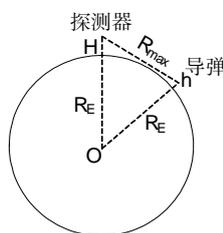


图9 天基红外探测器临界观测模式示意图

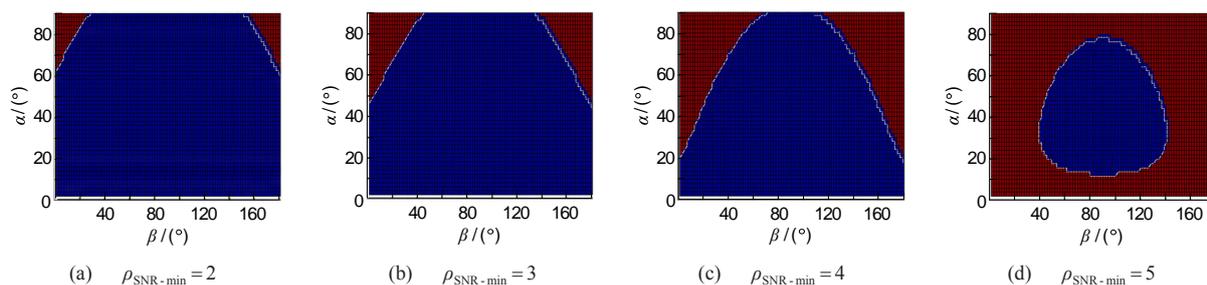


图10 不同极限信噪比时极限探测能力计算结果

器的极限信噪比  $\rho_{\text{SNR-min}}$  (即探测器能够分辨目标的最小信噪比)取  $2 \sim 5$ <sup>[22]</sup>时,在图4定义的观测坐标系内,天基红外探测器在不同探测角度  $(\alpha, \beta)$  下的极限探测距离计算结果如图8所示.

从图8看出,在相同观测角度下,随着探测器极限信噪比  $\rho_{\text{SNR-min}}$  的提高,极限探测距离  $R$  越来越小. 在信噪比 SNR 相同时,当天顶角  $\alpha < 45^\circ$  时,随着天顶角  $\alpha$  的增加,极限探测距离  $R$  呈现先减小、再增大、再减小的趋势,且天顶角  $\alpha$  越大,  $R$  的变化趋势越明显;当天顶角  $\alpha > 45^\circ$  时,随着天顶角  $\alpha$  的增加,极限探测距离  $R$  逐渐减小,且减小的幅度越来越大. 当天顶角  $\alpha$  保持不变时,随着方位角  $\beta$  的增大,极限探测距离  $R$  先增加后减少,  $R$  曲线呈现抛物线形状,相对  $\beta = 90^\circ$  位置呈对称分布,此时天顶角  $\alpha$  越大,  $R$  的变化幅度越大,也就是极限探测距离受方位角  $\beta$  变化

探测器对目标的有效探测,需要同时满足几何覆盖性要求(即  $H \leq R < R_{\text{max}}$ )和成像信噪比要求(即  $\rho_{\text{SNR}} \geq \rho_{\text{SNR-min}}$ ). 综合图8的计算结果和图9的临界观测条件,取  $R_E = 6371 \text{ km}$ ,  $H = 1500 \text{ km}$ ,  $h = 40 \text{ km}$ , 根据几何关系,计算 STSS LEO 近地轨道红外探测器对乘波体高超声速导弹的探测能力,计算结果如图10所示(红色代表探测盲区,蓝色代表可探测区域). 从图10计算结果看出,探测盲区受极限信噪比  $\rho_{\text{SNR-min}}$  的影响很大, STSS LEO 红外探测器的极限信噪比在6左右<sup>[21]</sup>. 图11通过模拟仿真给出了在中纬度夏季黄昏、山地背景,天顶角为  $70^\circ$ , 探测距离为  $4386 \text{ km}$  时, STSS LEO 红外探测器在不同极限信噪比  $\rho_{\text{SNR-min}}$  时对导弹目标的成像(红色方框中心像素为目标图像).

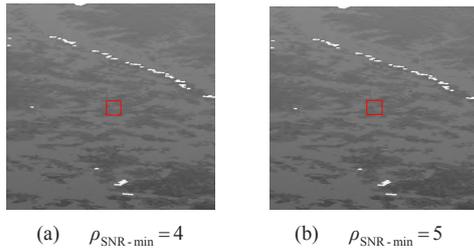


图 11 不同极限信噪比时模拟探测器成像

从图 11 可以看出,当  $\rho_{\text{SNR-min}}=4$  时,图像中心的目标红外信号完全湮没在背景噪声中. 考虑到信噪比分布特性,当 STSS LEO 红外探测器在 4000 km 以上距离对乘波体高超声速导弹成像时,满足对点目标最低能量分辨要求  $\rho_{\text{SNR-min}}=5$ .

由此判断,在图 9 所示的临界观测模式下,STSS LEO 卫星对乘波体高超声速导弹的探测能力为:图 10(d)中心蓝色苹果状区域为可探测区域,周围红色区域为探测盲区. 经过计算,探测盲区占据整个观测区域的比值约为 67%. 也就是说,速度为  $10Ma$ 、飞行高度为 40 km 的乘波体高超声速导弹,在临界观测模式下,有接近七成的概率可以逃脱 STSS LEO 卫星的红外探测.

### 3 结论

1)从几何覆盖和能量分辨率角度,综合分析低轨红外探测器对乘波体高超声速导弹的实际探测能力. 通过对目标光谱辐射、传输和成像链路进行建模仿真,在给定观测模式下,分析了极限探测距离和极限信噪比 2 个参数对近地轨道红外载荷探测能力的影响.

2)乘波体构型的高超声速导弹在 40 km 高度、 $10Ma$  速度、 $0^\circ$  攻角飞行时,其蒙皮的红外辐射能量值随观测角度的变化呈现较大差异,考虑到大气传输的衰减和背景杂波后,其在  $2\sim 4\mu\text{m}$  波段、1500 km 探测距离下的辐射能量大约为  $4.7\times 10^3\sim 8.6\times 10^3\text{ W/sr}$ .

3)结果分析表明,在临界观测模式下,极限信噪比对探测能力的影响最大. 模拟成像的结果表明,当  $\rho_{\text{SNR-min}}=5$  时,才满足目标的最低能量分辨要求. 此时,STSS LEO 红外探测器的探测盲区占整个观测视场面积比值高达 67%.

4)研究结果对于低空高速飞行的高超声速导弹在近地轨道红外载荷监视下的突防能力研究具有一定的参考价值. 本文主要对临界观测模式进行了分析,其他观测模式有待于进一步分析.

### 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.
- [2] SAYLER K M. Hypersonic weapons: background and issues for congress[R]. Washington DC: Congressional Research Service, 2021.
- [3] 钟忠. 美军高超声速防御体系发展研究[J]. 现代防御技术, 2023, 51(5): 25-30.
- [4] 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.
- [5] 王幸运, 王颖龙, 王还乡. 高超声速巡航导弹目标特性分析[J]. 飞航导弹, 2012(5): 21-23.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 刘尊洋, 陈天宇. 临近空间高超声速飞行器预警探测系统探索[J]. 现代防御技术, 2020, 48(6): 89-95.
- [10] 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(6): 77-80.
- [11] 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.
- [12] 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: 2-4.
- [13] 敬韩博, 王英瑞. 临近空间高超声速目标天基红外探测技术研究[J]. 现代防御技术, 2016, 44(6): 80-84.
- [14] 赵玉杰, 杨晨, 宋琛. 空基高超声速导弹防御系统关键技术研究[J]. 战术导弹技术, 2020(4): 64-70.
- [15] 周金伟, 李吉成, 石志广, 等. 高超声速飞行器红外可探测性能研究[J]. 光学学报, 2015, 35(5): 62-69.
- [16] 陈海龙, 张翔, 刘雪梅, 等. 低轨红外卫星对类 HTV-2 高超声速飞行器探测能力研究[J]. 光学学报, 2021, 41(21): 50-57.
- [17] 于晓杰, 郑永超, 郭崇岭, 等. 不同背景下高超声速飞行器红外可探测性分析[J]. 激光技术, 2018, 42(5): 627-632.
- [18] 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: 6-12.
- [19] 钟宇, 吴晓燕, 黄树彩, 等. 星载红外探测器信噪比模型灵敏度分析[J]. 红外技术, 2014, 36(7): 582-587.
- [20] 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]. 宇航学报, 2020, 41(10): 1239-1250.
- [21] 康甜. STSS Demo 红外传感器性能分析[J]. 红外技术, 2018, 40(6): 534-540.
- [22] 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): 38-41.

(下转第 343 页)

- 法及应用[J].计算机仿真,2023,40(2):19-23.
- [8] 吴岸平,鲁亚飞,郭正,等.采用改进 Sage-Husa 自适应滤波的运动目标三维定位方法[J].国防科技大学学报,2023,45(2):146-154.
- [9] 叶泽浩,宋亚伟,陈传生,等.基于噪声估计的自适应无迹卡尔曼滤波算法[J].空天预警研究学报,2022,36(4):242-246.
- [10] 杨佳,彭瑞召,季泽宇,等.基于改进 UKF 算法的移动机器人定位方法研究[J].计算机应用与研究,2022,39(11):3303-3308.
- [11] 李燕,鲁昌华,张国强,等.自适应 UKF 在北斗伪距定位中的研究[J].电子测量与仪器学报,2019,33(2):125-131.

## An improved unscented Kalman filter algorithm based on Sage-Husa

YE Zehao, CHEN Chuansheng, CHANG Chunhe, ZHANG Dazhao

(Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China)

**Abstract:** The unscented Kalman filter algorithm (UKF) based on Sage-Husa can estimate the statistical characteristics of noise in real time to deal with the inaccuracy of the system model and noise, but it has difficulty in estimating state noise/state noise covariance and measurement/noise measurement noise covariance at the same time. In order to solve the aforementioned problem, this paper proposes an improved UKF algorithm based on Sage-Husa. Firstly, the UKF based on Sage-Husa is described. Secondly, on this basis, indirect measurement updating is used to simplify the calculation, and strong tracking principle is introduced to constrain the updating frequency of noise/noise covariance, as well as the estimation result of measurement noise covariance. Finally, target tracking simulation is carried out under the condition that the system model, noise are not accurate. The results show that the proposed algorithm can still track the target well under the above complex environment, with the effectiveness of the proposed algorithm verified.

**Key words:** Sage-Husa UKF algorithm; state noise; measurement noise; strong tracking

(上接第 338 页)

## Analysis of space-based infrared detector's detectability on wave-rider hypersonic missiles

TIAN Hao, CAI Sheng, XU Wei, CAO Zhirui

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

**Abstract:** Taking the low Earth orbit (LEO) infrared detection platform with an orbital altitude of 1500 km as an example, this paper quantitatively analyzes the detection performance of space-based infrared detector for wave-rider hypersonic missile in near space under the edge observation mode. Firstly, both the aerodynamic and infrared radiation characteristics of the wave-rider hypersonic missile are analyzed. Then, combined with atmospheric transmission model and detector's model, the early warning and detection capability of space-based infrared detector for the wave-rider hypersonic missile under the edge observation mode is analyzed, in the case of different limit detection range and the limit signal-to-noise ratio. Finally, the U.S. STSS LEO constellation parameters are taken as an example to analyze the simulated imaging under the edge observation mode, and is offered the distribution of detection blind zone under the condition closest to the real limit signal-to-noise ratio. The analysis results show that, the probability of the wave-rider hypersonic missile with a velocity of  $10Ma$  and an altitude of 40 km escaping the LEO space-based infrared detection reaches as high as 67% when the detector's limit signal-to-noise ratio is 5 under the edge observation mode.

**Key words:** wave-rider; hypersonic; space-based infrared; detection range; early warning and detection