

文章编号:1004-4213(2010)08-1472-5

弹道导弹再入段地面红外探测仿真分析

刘朝晖,穆猷[†],折文集

(中国科学院西安光学精密机械研究所,西安 710119)

摘要:为改善弹道导弹再入段地面红外探测效果,考虑导弹再入过程中气动加热、红外辐射的大气衰减以及背景辐射等因素,建立起弹道导弹再入段地面红外探测仿真分析模型,并估算分析了探测系统在不同状况下信噪比.分析结果表明:优选工作波段、增加系统口径及曝光时间、改善光学设计、选择晴朗无云天气观测等均有利于改进地面红外观测效果.

关键词:探测;红外辐射;弹道导弹;再入段

中图分类号:TN219

文献标识码:A

doi:10.3788/gzxb20103908.1472

0 引言

空间运动目标的探测、跟踪等常以红外辐射为特征源,对目标红外探测的研究在航空航天等领域起着越来越重要的作用^[1],研究侧重于几方面^[2-5]:目标源红外辐射的研究;红外辐射在大气中的传输与衰减,以及相应红外探测技术的研究.以飞机为例,飞行中总的红外辐射包括了:发热部件辐射、尾喷焰辐射、太阳辐射反照、地球红外辐射反照等^[2];红外辐射在大气中的传输还受大气窗口、季节、气溶胶模式与含量的影响^[3];与之相应的红外辐射测量相关探测器技术也有迅猛的发展^[4-5].对高速再入大气层的目标弹头,表面蒙皮受强烈的气动加热作用,是地面红外观测的主要红外辐射源,弹头再入大气层过程的观测,属于空间运动目标探测,其间弹头飞行参量、表面蒙皮温度、红外辐射强度、大气透过率等处于不断变化的状态,是相互关联极其复杂的过程.

目前研究往往侧重某一方面,对实际工程设计指导意义不大.本文综合考虑红外探测过程中各种因素,建立起红外探测实时仿真模型.并以某型号导弹为例,进行弹头再入段红外探测仿真分析,根据分析结果提出改进地面红外观测效果的建议.

1 红外探测过程分析

为有效的进行再入弹头的红外探测分析,需要在对探测过程充分详细了解的基础上建立起地面红外探测实时仿真模型.图 1 是红外探测过程示意图,它包含以下几个独立部分^[6]:1)目标-背景辐射,要

求目标与背景至少有一个特征有所区别,这是红外探测所需的基本信息;2)大气衰减,在目标和红外探测系统之间的测量光路上,辐射度将受大气分子吸收、大气(气溶胶)散射等衰减作用;3)红外探测系统,将探测到的辐射转换为电信号输出;4)信号处理,探测过程的最后环节,结果依赖于人的观察力或计算机软件的性能.

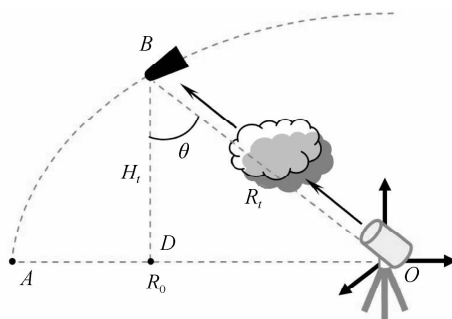


图 1 再入弹头红外探测示意图

Fig. 1 Schematic view of infrared detection

先通过弹道轨迹仿真分析获得弹道参量,包括飞行轨迹、速度、姿态等;输入地面观测点坐标,建立起弹头轨迹与地面观测点间几何交互关系,计算图 1 所示的相应几何参量;根据弹道及标准大气参量计算再入段气动加热,获得弹头表面温度变化曲线;考虑从目标到观测点的大气衰减,计算再入过程到达观测点处的弹头红外辐射;通过到达观测点处目标红外辐射以及相应波段下背景辐射噪音,估算探测系统信噪比,从而判断目标可探测性.

2 弹头表面温度计算模型

弹头在大气中飞行时,迎面气流与钝体头部相遇时受到强烈压缩,在钝体头部周围形成激波层,薄层内气流由于粘性摩擦的阻滞气流速度大为降低,使原来气流中的动能转变为热能,薄层空气温度急

[†]Tel:029-88887581

Email:muyou@opt.ac.cn

收稿日期:2009-12-08

修回日期:2010-03-09

剧上升,形成气动加热.本文弹头为钝锥体结构,其几何外形参量如图 2.

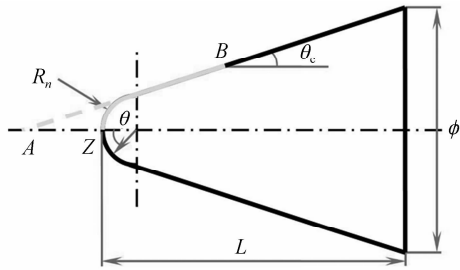


图 2 钝体弹头几何外形

Fig. 2 Geometrical view of blunt nosed cone

2.1 控制方程

弹头实体内部三维瞬态温度场 $T(x, y, z, t)$ 满足热传导微分方程^[7]

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial X}(\lambda \frac{\partial T}{\partial X}) + \frac{\partial}{\partial Y}(\lambda \frac{\partial T}{\partial Y}) + \frac{\partial}{\partial Z}(\lambda \frac{\partial T}{\partial Z}) \quad (1)$$

式中: τ 为过程进行时间; λ 为导热系数; c 为比热容; ρ 为密度.

边界条件为: 1) 锥体底面绝热, 即 $q=0$; 2) 其余表面给定外热流: $\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = q_w - q_g$, 其中 q_w 为气动热流密度; q_g 为弹头表面对外界环境辐射热流, 有 $q_g = \epsilon \sigma T_w^4$.

2.2 气动热流计算

1) 驻点热流

飞行器高速飞行时, 在其表面自由流速为零的点称为驻点. 驻点热流密度计算采用 Kemp-Riddell^[8]修正公式, 零攻角来流时, 驻点热流密度公式为

$$q_{ws} = \frac{110}{\sqrt{R_n}} \frac{311.7}{\rho_{s1}} \left(\frac{\rho_{\infty}}{\rho_{s1}} \right)^{0.5} \left(\frac{v_{\infty}}{v_c} \right)^{3.15} \left(\frac{h_s - h_w}{h_s - h_{300K}} \right) \quad (2)$$

式中: $\rho_{s1} = 1.225 (\text{kg/m}^3)$; $v_c = 7\,900 (\text{m/s})$; ρ_{∞} 为来流空气密度; v_{∞} 为来流空气速度; h_{∞} 为来流空气焓值; h_s 为驻点总焓值; h_w 为壁面空气焓; h_{300K} 为壁温为 300K 时空气焓值; R_n 为驻点曲率半径

2) 弹头球面热流

采用 Lees^[9]方法的球面热流简化分布公式为

$$\frac{q_{wx}}{q_{ws}} = \frac{2\theta \sin \theta \left[\left(1 - \frac{1}{\gamma_{\infty} Ma_{\infty}^2} \right) \cos^2 \theta + \frac{1}{\gamma_{\infty} Ma_{\infty}^2} \right]}{[D(\theta)]^{1/2}} \quad (3)$$

3) 弹头锥体热流

弹头锥面热流密度简化分布公式为

$$\frac{q_{wx}}{q_{ws}} = A(\theta_c) \frac{x'/R_n}{\left[B(\theta_c) + \left(\frac{x'}{R_n} \right)^3 \right]^{1/2}} \quad (4)$$

式中: θ 为从体轴测起的圆心角, 见图 2; γ_{∞} 为来流气体常量, 取 1.4; Ma_{∞} 为来流气体马赫数, 与弹头飞行高度相关. 其中 $D(\theta)$ 、 $A(\theta_c)$ 、 $B(\theta_c)$ 等详细计算参见文献[9].

通过本文模型, 可获得弹头再入段表面温度变化曲线, 为后续辐射传输计算奠定基础.

3 弹头辐射传输模型

获得目标弹头表面温度曲线后, 可进行红外辐射传输计算. 假设目标为灰体, 表面辐射只考虑自身发射, 忽略目标对环境反射. 当探测距离较远时, 目标被完全压缩在红外图像的一个光斑内, 这时目标特征不能分辨, 称为‘点目标’, 故可将目标弹头当成点光源处理.

假设目标温度 T , 光谱辐射力 $E_{\lambda}(T)$ 可由 Planck 定律^[7]求得: 对 $E_{\lambda}(T)$ 在波长 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 下积分可得辐射通量密度, 近似估算可用中心波长 $\lambda = \frac{(\lambda_1 + \lambda_2)}{2}$ 下光谱辐射力乘以波长带宽获得, 即

$$E_{\lambda_1 \sim \lambda_2}(T) = \epsilon_{\lambda} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2hc^2 \lambda^{-5}}{e^{hc/\lambda T} - 1} d\lambda = \epsilon_{\lambda} E_{\lambda}(T) \Delta \lambda \quad (5)$$

假设目标有效截面积为 A_e , 则不同波段下总辐射通量可由下式估算

$$\Phi = A_e E_{\lambda_1 \sim \lambda_2}(T) = \epsilon_{\lambda} A_e E_{\lambda}(T) \Delta \lambda \quad (6)$$

假设观测点距目标距离为 R_t , 观测点处面积为 dS , 对处于跟踪状态的观测镜头, dS 垂直于目标与观测点连线, 则通过面积 dS 的辐射通量为

$$d\Phi = \frac{\Phi dS}{4\pi R_t^2} = \frac{\epsilon_{\lambda} A_e E_{\lambda}(T) \Delta \lambda dS}{4\pi R_t^2} \quad (7)$$

到达观测点处面积 dS 上的辐照度为

$$E = \frac{d\Phi}{dS} = \frac{\Phi}{4\pi R_t^2} = \frac{\epsilon_{\lambda} A_e E_{\lambda}(T) \Delta \lambda}{4\pi R_t^2} \quad (8)$$

同时考虑到大气衰减, 目标到观测点间大气透过率为 $\tau(\lambda, R_t)$, 实际到达观测点处辐照度为

$$E = \tau(\lambda, R_t) \frac{\epsilon_{\lambda} A_e E_{\lambda}(T) \Delta \lambda}{4\pi R_t^2} \quad (9)$$

4 红外系统探测模型

地面红外观测系统焦平面探测器进行观测时, 红外焦平面探测器信噪比计算模型^[10]为

$$S/N = N_{\text{obj}} \times [N_{\text{obj}} + n_{\text{pix}}(1 + n_{\text{pix}}/n_{\text{bg}}) \times (N_{\text{r}}^2 + N_{\text{bg}} + N_{\text{dc}} + N_{\text{dig}}^2)]^{-1/2} \quad (10)$$

式中: N_{obj} 为单位时间目标到达焦平面的总电子数; n_{pix} 为探测中目标涉及的像元数; n_{bg} 为探测中背景涉

及的像元数; N_r 为单个像元读出噪音电子数; N_{bg} 为单个像元天空背景电子数; N_{dc} 为单个像元暗电流电子数 ($I_{dc}t$); N_{dig} 为单个像元数字噪音电子数 ($G\sigma_t$); t 为积分时间.

4.1 目标电子数

$$N_{obj} = \frac{E_{obj}}{E_{photon}} \cdot A_{tel} \cdot \eta_{opt} \cdot \bar{QE} \cdot phot_eff \cdot t \quad (11)$$

式中: E_{obj} 为目标辐射到达观测点处的辐照度; E_{photon} 为频率 c/λ 的光子能量; A_{tel} 为望远镜主镜面积; η_{opt} 为望远镜系统的整体透过率; \bar{QE} 为探测器的光电转换效率; $phot_eff$ 为目标像斑在 n_{pix} 个像元上的能量分布.

4.2 背景电子数

$$N_{bg} = \frac{E_{bg}}{E_{photon}} \cdot A_{tel} \cdot \eta_{opt} \cdot \bar{QE} \cdot \Omega_{1pix} \cdot t \quad (12)$$

式中: E_{bg} 为背景辐射到达观测点处的辐照度; Ω_{1pix} 为单个像元对应的空间立体角

5 计算实例

5.1 参量设定

弹头再入过程中飞行高度不断下降,应考虑变化大气参量对计算的影响,故计算中采用标准大气参量,包括大气密度、当地声速及温度,如图 3.

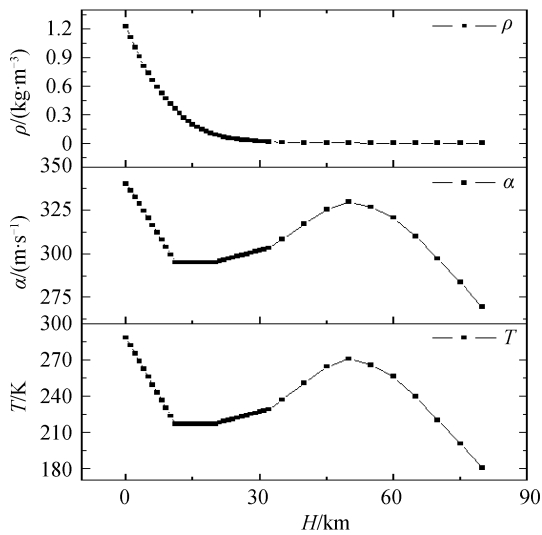


图 3 不同海拔高度下大气参量
Fig. 3 Atmospheric parameters at different heights

望远镜参量如下:口径 120 mm、焦距 240 mm、光学效率 $\eta_{opt} = 0.7$,系统选用 Sofradir 的 MARS MW 焦平面探测器,性能参量可参考产品手册.探测器的理想探测波段在 $3.7 \sim 4.8 \mu m$,对应中心波长 $4.25 \mu m$.由于大气窗口限制,分析中将考虑与其相邻大气窗口 L 和 M 波段,对应波段的观测可用滤光片实现.为叙述方便,称 $3.8 \sim 4.7 \mu m$ 为 T 波段,各波段有效波长及波长范围如下: L $3.547 \mu m$ 、

$3.252 \sim 3.842 \mu m$, T $4.250 \mu m$ 、 $3.800 \sim 4.700 \mu m$, M $4.769 \mu m$ 、 $4.544 \sim 5.094 \mu m$.对目标探测涉及的像元数 $n_{pix} = 4$,探测器积分时间 $t = 3$ ms;背景噪音电子数的估算参考美国 NASA 望远镜 IRTF 的背景辐射,见表 1,它以星等的形式给出各波段背景辐射强度,可通过相应关系转换为辐亮度形式,其中包含了天空、大气、望远镜、仪器等的辐射, T 波段下的背景辐射可以通过 L' 和 M 波段插值得到.

表 1 NASA 望远镜 IRTF 背景辐射

Table 1 Background radiation of NASA's telescope IRTF		
Wavelength	$\lambda/\mu m$	Background radiation intensity/(mag $\cdot arc^{-1} sec^{-2}$)
L	3.50	4.9
L'	3.78	4.5
M	4.78	0.3

5.2 计算结果

以某导弹为例,先进行再入过程气动加热仿真计算,结果如图 4,可以看出:以驻点为中心,弹头表面温度向四周呈逐渐下降趋势;图 5 为温度随高度变化曲线,驻点受气动加热最严重,故温度最高,球冠表面和弹头表面均温由于温度不均匀性有大幅下降,曲线变化规律一致.

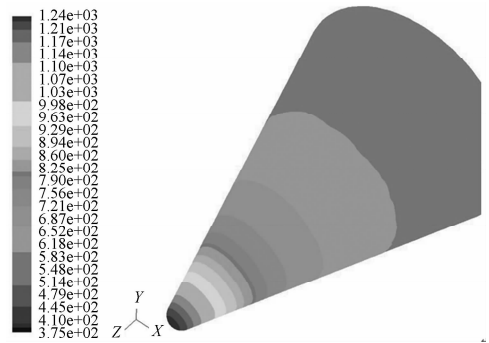


图 4 落地时刻弹头表面温度分布
Fig. 4 Temperature contour of warhead exterior at ending time

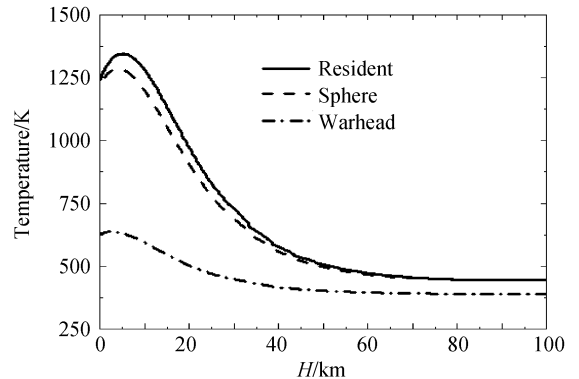


图 5 驻点、球冠表面和弹头表面均温随再入高度变化曲线
Fig. 5 Temperature of resident, sphere, and warhead vs. height

以弹头表面平均温度为参考,考虑大气衰减作用后,估算 L 、 T 、 M 三个波段下到达观测点处辐照

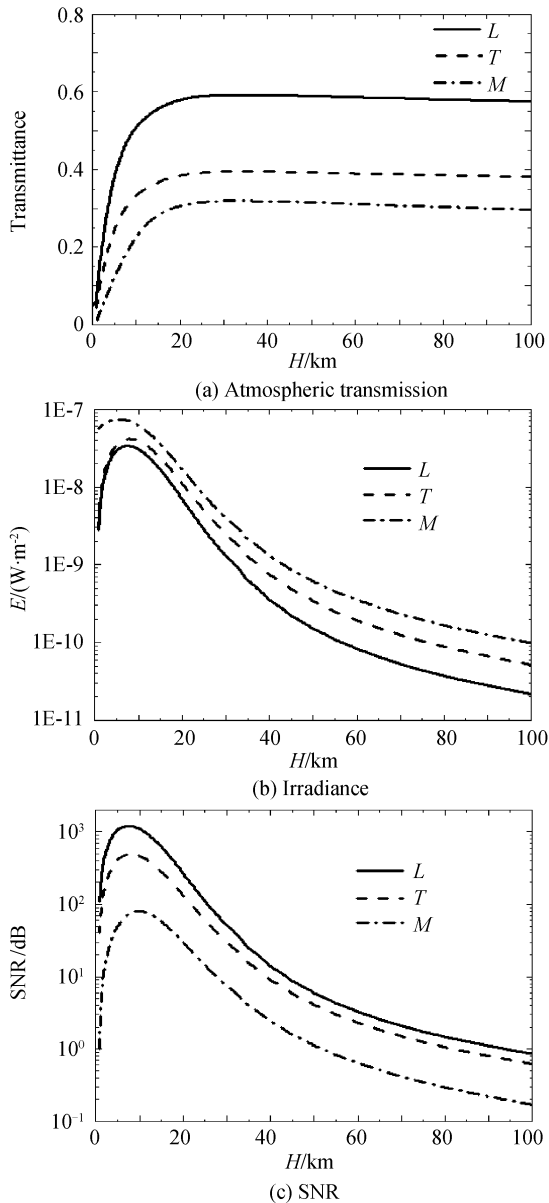


图6 再入过程不同波段大气透过率、辐照度和探测信噪比曲线

Fig.6 Atmospheric, irradiance and SNR curves at different wave band in the re-entry

度. 红外辐射传输计算中, 通过 IRTRAN 计算再入过程中 L 、 T 、 M 波段实时大气透过率, 计算结果见图 6(a). 考虑大气衰减后的辐照度结果见图 6(b), 考虑背景辐射后的信噪比估算结果见图 6(c). 可以看出: 虽然辐照度以 M 波段最大, 但考虑到背景辐射等因素后的信噪比估算结果以 L 波段最大.

5.3 分析讨论

直观上考虑, 目标辐照度越高, 背景辐射越小, 则信噪比越大, 即可探测性越好. 对于特定探测过程, 目标温度确定, 故可通过优选波段来提高辐照度. 目标到达望远镜处辐照度受大气窗口影响, 而不同探测器响应波段又有所不同, 同时各波段下背景辐射也有较大差别, 故需综合考虑各方面因素才能做出合适的选择.

综合考虑图 6 不同波段下大气透过率、目标辐照度和信噪比. 其中 L 、 M 波段对应了大气窗口, T 波段对应 MARS MW 探测器光谱响应, 覆盖部分 L 、 M 波段. 可看出: L 波段大气透过率最高, M 波段最小, T 波段因覆盖部分 L 、 M 波段, 大气透过率介于前两者之间; 经大气衰减到达望远镜处辐照度以 M 波段最大、 L 波段最小; 但背景辐射随着波长增加而急剧增大, T 、 M 波段下对应背景辐射也很强; 故虽然 L 波段到达望远镜处辐照度最小, 但综合作用的信噪比却是 L 波段最大, M 波段最小. 所以从可探测性考虑, 选择 L 波段最佳.

表 2 和表 3 列出了不同积分时间和口径下的系统信噪比. 可以看出: 增大口径和提高积分时间均可提高信噪比. 故在设计过程中可从这两方面考虑提高探测性. 同时我们知道增大望远镜焦距可以减小探测器单个像元对应的空间立体角, 从而减少系统接收的背景电子数, 进而提高信噪比, 但由于视场对焦距的硬性要求, 故无法从该途径考虑提高信噪比.

表 2 不同积分时间下信噪比

Table 2 SNR at different intergral time

t/ms	3	4	5	6	7	8
H/km						
80.160	1.462 999	1.713 191	1.931 968	2.128 725	2.308 966	2.476 236
50.032	5.949 582	6.966 963	7.856 601	8.656 7	9.389 64	10.069 84
10.156	1 096.149	1 280.578	1 441.98	1 587.231	1 720.359	1 843.958

表 3 不同口径下信噪比

Table 3 SNR at different diameters

D/mm	120	130	140	150	160	170
H/km						
80.160	1.462 999	1.598 05	1.732 454	1.866 303	1.999 674	2.132 633
50.032	5.949 582	6.498 754	7.045 296	7.589 58	8.131 923	8.672 594
10.156	1 096.149	1 195.682	1 294.785	1 393.524	1 491.953	1 590.118

6 结论

空间运动目标的红外探测是十分复杂的过程,从目标温度场计算、红外辐射传输、目标辐射能探测到信号接收与处理等;各个环节紧密联系环环相扣,每个环节计算分析的误差都会对结果造成影响,由于其中涉及过程太多,每个过程又有其特殊性和复杂性,要对空间目标可探测性进行精确分析计算是十分困难的.但是通过对整个探测过程分析计算,可以了解到整个过程中各环节那些因素会对探测性造成什么样的影响,从而能够对实际的探测效果做出有效地改进.主要有以下方面:1)选择晴朗无云、湿度小的天气进行探测,提高大气透过率;2)改善系统光学设计,提高望远镜光学效率;3)选择适当的红外波段进行探测;4)考虑适当增大望远镜口径;5)考虑适当增加曝光时间.在实际设计中,应当根据具体的情况着手考虑提高系统探测性.同时根据外场试验数据结果的对比,验证了仿真分析的正确性.

参考文献

- [1] MAHULIKAR S P, SONAWANE H R, RAO G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, **43**(7-8):218-245.
- [2] BEIER K. Infrared radiation model for aircraft and re-entry vehicle[C]. *SPIE*, 1988, **972**: 363-374.
- [3] FAN Wei, WANG Yi, RAO Rui-zhong. Measurement of the atmospheric transmittance from visible to near infrared bands

[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2007, **35**(3): 402-407.

范伟,王毅,饶瑞中.可见到近红外波段整层大气光谱透过率的测量研究[J].*光子学报*,2007,**35**(3):402-407.

- [4] ZHANG Rui-Kang, ZHONG Yuan, XU Ying-qiang, *et al.* 1. $3\mu\text{m}$ GaInNAs/GaAs quantum well resonant cavity enhanced photodetector[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2002, **31**(3): 303-307.
- [5] WU Cui-qin, ZHANG Xiang-dong, WANG Xing-zhi, *et al.* MCP-PMT position sensitive device module based on IR-upconversion[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2009, **38**(5): 1096-1100.
武翠琴,张向东,王兴治,等.基于红外上转换原理的MCP-PMT位敏探测器组件研究[J].*光子学报*,2009,**38**(5):1096-1100.
- [6] WU Wen-jian, HU Bi-ru, MAN Ya-hui. Characterization of ground targets and backgrounds [M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2004: 16-21.
吴文健,胡碧茹,满亚辉.地面目标和背景的热红外特性[M].北京:国防工业出版社,2004:16-21.
- [7] YANG Shi-ming, TAO Wen-quan. Heat transfer[M]. 3rd ed. Beijing: Higher Education Press, 1998.
杨世铭,陶文铨.传热学[M].3版.北京:高等教育出版社,1998.
- [8] KEMP N H, RIDDEL F R. Heat transfer to satellite. vehicle re-entering the atmosphere[J]. *Jet Propulsion*, 1957, **27**(2): 132-137.
- [9] LEES L. Laminar heat-transfer over blunted -nosed bodies at hypersonic flight speeds[J]. *Jet Propulsion*, 1956, **26**(4): 259-269.
- [10] MERLINE W J, HOWELL S B. A realistic model for point-sources imaged on array detectors: the model and initial results[J]. *Experimental Astronomy*, 1995, **6**: 163-210.

Detecting Simulation Analysis of Ground Infrared System for Ballistic Missile in the Re-entry

LIU Zhao-hui, MU You, SHE Wen-ji

(Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China)

Abstract: To improve ground infrared detection, the infrared detecting simulation model of ballistic missile in re-entry is established, considering the aerodynamic heating of missile in the re-entry, the infrared radiance attenuation in atmosphere, and background radiation noise. The SNR system is analyzed with different conditions. The results indicate that by selecting working band, increasing the system aperture and exposing time, improving the optical design, and selecting the cloudless weather for observation will improve the effect of system.

Key words: Detection; Infrared radiation; Ballistic missile; Re-entry



LIU Zhao-hui was born in 1964. He is a senior research fellow, and his current research interests focus on space electro-optical tracking and measuring technology, and infrared detection technology.