

巡航导弹的红外辐射特性研究

张发强^{1,2}, 樊祥^{1,2}, 曹翠娇³, 陈晓斯^{1,2}, 朱斌^{1,2}, 方义强^{1,2}

(1. 脉冲功率激光技术国家重点实验室, 安徽 合肥 230037; 2. 电子工程学院, 安徽 合肥 230037;
3. 中国电子科技集团公司第十三研究所, 河北 石家庄 050020)

摘要:根据红外辐射理论, 分析了巡航导弹的红外辐射特性, 建立了巡航导弹在不同飞行速度和视线方向上的红外辐射的简化工程模型, 重点对巡航导弹的蒙皮、尾焰、尾喷口以及其反射太阳和地球辐射所产生的红外辐射分别进行了计算。结果表明: 在巡航导弹的红外辐射中, 主要是蒙皮、尾焰和尾喷口的辐射, 太阳和地球的反射辐射可以忽略不计; 同时, 巡航导弹的红外辐射主要集中在后向上, 并且随着巡航导弹飞行速度和视线的变化而快速变化。

关键词:巡航导弹; 红外辐射; 导弹蒙皮; 尾焰; 尾喷管; 仿真计算

中图分类号: TN977 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1001-5078.2013.11.06

Research of the infrared radiation characteristic of cruise missile

ZHANG Fa-qiang^{1,2}, FAN Xiang^{1,2}, CAO Cui-jiao³, CHEN Xiao-si^{1,2}, ZHU Bin^{1,2}, FANG Yi-qiang^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Pulsed Power Laser Technology, Hefei 230037, China;
2. Electronical Engineering Institute, Hefei 230037, China;
3. China Electronic Technology Group No. 13 Research Institute, Shijiazhuang 050020, China)

Abstract: Based on the infrared radiant theory, the infrared radiation characteristics of cruise missile cruise simplified engineering model is built for the different airspeeds and the lines of sight. The radiant missile-skin, hot spot, plume and the return radiant of sun and earth are calculated respectively. The results show that the main infrared radiant of cruise missile is the missile-skin, plume, hot spot, and the return radiant of sun and earth are neglected. Meanwhile, the main infrared radiant of cruise missile concentrates on the back. The infrared radiant of cruise missile changes fleetly by the different speed and the line of sight.

Key words: cruise missile; infrared radiant; missile-skin; plume; hot spot; calculation and simulation

1 引言

巡航导弹是指其主弹道或者其主飞行航迹处于巡航状态, 即用气动升力支撑其重力, 靠发动机推动力克服前进阻力, 以近乎恒速等高状态飞行的导弹^[1]。巡航导弹一般在大气层中飞行, 具有雷达反射截面积小、超级空飞行、利用地形隐蔽以及采用雷达隐身等特点, 使得采用雷达探测有一定的困难。然而, 利用巡航导弹的红外辐射对其进行探测是一种有效的方法。因此, 研究巡航导弹的红外辐射特性至关重要, 可以为设计红外警戒系统的设计提供重要的参考^[2]。

巡航导弹的红外辐射特性和多种因素有关, 本

文在前人研究的基础上, 综合考虑各方面因素, 提出了一种简单实用的方法来计算巡航导弹的红外辐射特性。

2 巡航导弹红外辐射特性理论分析

巡航导弹的红外辐射特性非常复杂, 一般包括导弹自身的辐射和对环境辐射的反射两大部分。巡航导弹自身的辐射主要包括蒙皮气动加热的红外辐射、尾焰的红外辐射、发动机喷管的

基金项目: 安徽省自然科学基金 (No. 1308085QF122) 资助。

作者简介: 张发强 (1981 -), 男, 博士研究生, 主要研究方向为红外探测。E-mail: zhrui_1981@163.com

收稿日期: 2013-04-16

红外辐射、导弹发射部件的红外辐射等;对环境辐射的反射主要包括直射、散射阳光、地球辐射、天空辐射以及其他星球的辐射。在实际工程计算中,通常只需考虑主要的辐射,而忽略次要的辐射,本文主要考虑了气动加热的蒙皮、尾流、发动机尾喷管、蒙皮所反射的直射阳光以及地球辐射。

2.1 蒙皮气动加热的辐射强度

当导弹在大气中高速飞行时,蒙皮由于气动加热而温度升高,从而产生相应的红外辐射,气动加热效应引起的蒙皮温度变化可以用如下经验公式进行计算^[3]:

$$T_1 = T_0 [1 + r(\frac{\gamma-1}{2})M^2] \quad (1)$$

式中, T_0 为蒙皮周围大气的温度; r 为恢复系数,取决于附近层面的情况(层流流动取 0.82,紊流流动取 0.87); γ 是空气定压热容和定容热容之比,其值为 1.4; M 为飞行马赫数,即飞机飞行速度与当地声速的比值。

T_0 的通常按取值如下:对流层($0 \leq H \leq 11000$ m), $T_0 = (288.2 - 0.0065 H)$ K;平流层($11000 \leq H \leq 20000$ m), $T_0 = 216.7$ K; ($20000 \leq H \leq 32000$ m), $T_0 = 216.7 + 0.001(H - 20000)$ K。

此时,蒙皮的辐射强度可由下式计算:

$$I_1 = \frac{\varepsilon_1}{\pi} \sigma T_1^4 S_1 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{bT_1\lambda} d\lambda / \int_0^\infty M_{bT_1\lambda} d\lambda \quad (2)$$

式中, ε_1 为蒙皮的发射率,一般取 0.65; $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$ 为斯忒-玻耳兹曼常数; S_1 为蒙皮的投影面积; $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 为计算波段, $M_{bT_1\lambda}$ 是波长为 λ ,温度为 T_1 时,黑体的光谱辐射出射度。

在计算巡航导弹蒙皮的投影面积时,可大体上分为弹头截面积、弹体截面积和弹翼截面积三部分,根据文献[4],可得:

$$S_1 = \begin{cases} S_{\text{弹头}} \cos\theta + (S_{\text{弹体}} + 2S_{\text{弹翼}}) \sin\theta & 0 \leq \theta < 90^\circ \\ (S_{\text{弹体}} + 2S_{\text{弹翼}}) \sin\theta & 90^\circ \leq \theta \leq 180^\circ \end{cases} \quad (3)$$

式中, θ 为观测方向与机体中心线的夹角。

2.2 尾焰的辐射强度

巡航导弹的发动机尾焰是重要的红外辐射源。航空煤油燃烧后从喷口排出的气体主要是二氧化碳和水蒸气,它们都是选择性辐射体,约在 $2.7 \mu\text{m}$ 和 $4.3 \mu\text{m}$ 区中,由于通过排气嘴的膨胀是绝热膨胀,所以可得通过排气管后的气体温度为^[2]:

$$T_2 = T \left(\frac{P_2}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (4)$$

式中, T_2 是通过排气喷嘴后的气体温度,即尾焰的温度; T 是在尾喷管内的气体温度; P_2 为膨胀后的气体压力; P 为尾喷管内的气体压力,对于燃烧物其定压热容和定容热容之比 $\gamma = 1.3$ 。

工程计算中,涡轮喷气式发动机一般取 $P_2/P_1 = 0.5$,则有 $T_2 = 0.85 T$;对于涡轮风扇发动机,一般取 $P_2/P_1 = 0.4$,则有 $T_2 = 0.80 T$ ^[5],因此,对于给定的尾喷管内的气体温度 T ,就可以计算出通过排气喷嘴后的气体温度 T_2 ,进一步通过热辐射的基本定律就可以计算出尾焰的红外辐射度:

$$I_2 = \frac{\varepsilon_2(\lambda)}{\pi} S_2 \left(\int_{4.1\mu\text{m}}^{4.2\mu\text{m}} M_{bT_2\lambda} d\lambda + \int_{4.3\mu\text{m}}^{4.8\mu\text{m}} M_{bT_2\lambda} d\lambda \right) \quad (5)$$

式中, $\varepsilon_2(\lambda)$ 为尾焰的光谱发射率,在积分区间取常数,一般认为 0.5; S_2 为尾焰的投影面积。

为了简化分析模型,假定尾流是一个圆台体,底面积是喷口面积其形状如图 1 所示^[1]。

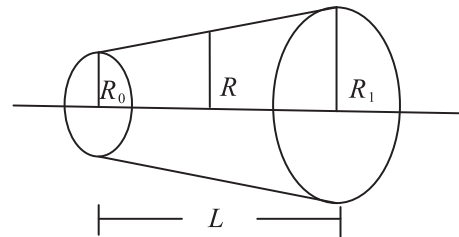


图1 尾流面积简化计算模型

图中, R_0 为尾喷口半径; R 为弹体的半径; R_1 为扩散后的尾焰半径; L 为长度,由下面的经验公式给出:

$$L = R_0 X / k (\Delta \bar{\rho}_e)^{1/2} \quad (6)$$

式中, $k = 0.08 (1 - 0.16M) (\Delta \bar{\rho}_e)^{-0.22}$, X 为特征轴向比例长度,经验发现它等于 0.7, $\Delta \bar{\rho}_e$ 为自由气流和排除气体的密度比,假定为 1。在不同视角情况下,尾焰的投影面积为:

$$S_2 = \begin{cases} \pi(R_1^2 - R^2) \cos\theta + \frac{5}{2} R_0 L \sin\theta & 0 \leq \theta \leq 90^\circ \\ \frac{5}{2} R_0 L \sin\theta + \pi R_1^2 |\cos\theta| - \frac{5}{2 |\cos\theta|} R_0 L \sin\theta |\cos\theta| & 90^\circ < \theta \leq \theta_0 \\ \pi R_1^2 |\cos\theta| & \theta_0 < \theta \leq 180^\circ \end{cases} \quad (7)$$

式中, θ_0 的值为 $\frac{180}{\pi} (\pi - \arctan \frac{3R_0}{L})$ 。

2.3 尾喷管的辐射强度

巡航导弹尾喷管通常被认为是灰体,假设尾喷

管的温度均匀的,可以根据普朗克公式计算出其辐射强度为:

$$I_3 = \frac{\varepsilon_3 \sigma T_3^4}{\pi} S_3 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{bT_3\lambda} d\lambda / \int_0^\infty M_{bT_3\lambda} d\lambda \quad (8)$$

式中, ε_3 为喷管的发射率,一般 $\varepsilon_3 \approx 0.8$; T_3 为喷管的温度,约为喷气管内气体温度; S_3 喷管轴向投影面积。

导弹的结构使得尾喷管辐射只能从后半圆区域观察到。不同视角时,尾喷管面积为:

$$S_3 = \begin{cases} 0 & 0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ \\ \pi R_0^2 |\cos \theta| & 90^\circ \leq \theta \leq 180^\circ \end{cases} \quad (9)$$

式中, R_0 为尾喷管半径; θ 为喷管表面法线与观察方向的夹角。

2.4 蒙皮反射太阳光的辐射强度

太阳是半径为 6.960×10^5 km, 光谱分布近似于 5900 K 黑体光谱分布的炽热球体。由于太阳与地球的距离远大于地球半径, 可以认为空间的太阳光是辐射度均匀的平行光, 其投射到地球表面的有效照度为 913.6 W/m^2 [2]。导弹的蒙皮都是经过表面处理, 涂有银漆或者白漆保护层。这些涂层对阳光的反射光谱近似于太阳光谱, 而且绝大部分是被发射到大气中, 其中反射太阳光的辐射强度为:

$$I_4 = \frac{E_s}{\pi} \rho S_4 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{bT_4\lambda} d\lambda / \int_0^\infty M_{bT_4\lambda} d\lambda \quad (10)$$

式中, E_s 为太阳的有效照度, 即 913.6 W/m^2 , ρ 为导弹蒙皮的反射比, 对于银漆 $\rho = 0.46$, 太阳辐射的总能量虽然比较大, 但是 90% 以上集中在紫外到 $1.4 \mu\text{m}$ 之间, 在常用的两个红外大气窗口所占的能量份额并不高, 在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 约占 1.2%, $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 约占 0.11%, S_4 为蒙皮接受太阳辐射的投影面积, 当不考虑对阳光遮挡效应的时候, S_4 的取值和 S_1 相同。

2.5 蒙皮反射地球辐射的辐射强度

地球的红外辐射主要来源于地球吸收太阳辐射的那部分能量, 受地球表面温度和所覆盖云量的影响, 根据气象卫星每年获得的大量数据, 地球辐射出射度年平均为 $(237 \pm 7) \text{ W/m}^2$, 其光谱分布近似于 280 K 的黑体 [6], 则蒙皮反射地球辐射的辐射强度为:

$$I_5 = \frac{M_e}{\pi} \tau \rho S_5 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{bT_5\lambda} d\lambda / \int_0^\infty M_{bT_5\lambda} d\lambda \quad (11)$$

式中, M_e 为地球的辐射出射度; τ 为从地球表面到目标处的大气透过率, 在积分波段近似认为是常数; S_5 为蒙皮接收地球辐射的投影面积, 其值和 S_1 相同。

通过以上的的方法, 计算出巡航导弹红外辐射的

几个主要组成部分, 可以将感兴趣的波段的各部分红外辐射强度相加即可得目标在一定波段内总的红外辐射强度, 如下式所示:

$$I = I_1 + I_2 + I_3 + I_4 + I_5 \quad (12)$$

3 计算结果及分析

根据以上理论分析, 参考某型巡航导弹的参数, 对其红外辐射特性进行计算, 假定其飞行高度为 5 km, 飞行速度从 1 Ma 到 2 Ma, 尾喷管的温度在 1 Ma 时为 800 K, 1.5 Ma 时为 850 K, 2 Ma 时为 900 K, 分别计算了在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 和 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段蒙皮、尾焰、尾喷管的辐射强度以及蒙皮反射太阳和地球辐射的辐射强度。

由图 2 ~ 图 10 可以看出:

(1) 蒙皮辐射主要集中在 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段, 并且随着马赫数的增加, 蒙皮的辐射红外辐射强度迅速增加; 随着视线角度的变化, 蒙皮的红外辐射在 90° 达到最大, 这主要是由蒙皮在视线方向上的角度所决定。而蒙皮 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 的红外辐射在 2 Ma 时才表现的比较明显, 在巡航导弹的前向辐射中, 蒙皮在 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 辐射是重要的辐射源;

(2) 尾焰在 $4.1 \sim 4.2 \mu\text{m}$ 和 $4.3 \sim 4.8 \mu\text{m}$ 的辐射强度, 随着导弹飞行马赫数数的增加迅速增加, 并且其随视线角度的变化剧烈变化, 在 90° 以后迅速增加, 在 180° 时达到最大值, 是巡航导弹的后向的重要辐射源;

(3) 尾喷管的辐射主要在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段, 并且随着其马赫数的增加导致其喷出气体温度的增加, 而使其红外辐射强度迅速增加, 同时由于弹体的遮挡效应, 只有在大于视线方向 90° 以后才可以探测到, 是追尾探测中的主要辐射源;

(4) 蒙皮反射太阳辐射所产生的辐射强度主要集中在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段, 而反射地球辐射所产生的辐射强度集中在 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段, 但这两种辐射的绝对值都非常小, 在通常的计算中, 相对于蒙皮、尾焰和尾喷口的辐射可以忽略不计。

(5) 从总的红外辐射强度分布曲线可以看出, 不论是 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 还是 $8 \sim 14 \mu\text{m}$, 其主要的辐射部分主要集中在导弹的后向上。其中前向 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段的辐射主要是由尾焰的辐射产生, $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的辐射主要是由蒙皮气动加热产生; 而后向 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段的辐射主要是由喷口和尾焰的辐射产生, $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的辐射主要是由蒙皮和尾喷口产生。

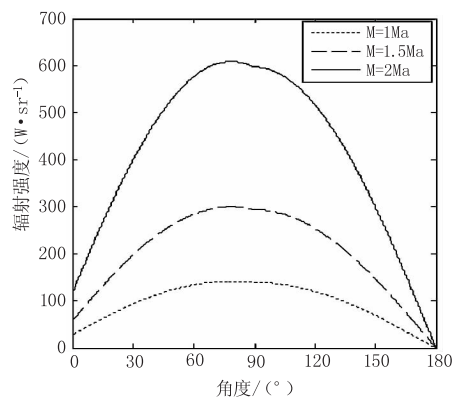


图2 蒙皮在8~14 μm的辐射强度

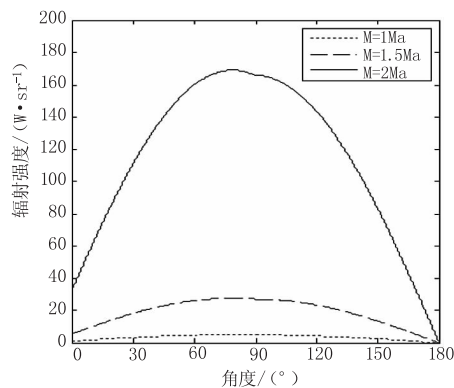


图3 蒙皮在3~5 μm的辐射强度

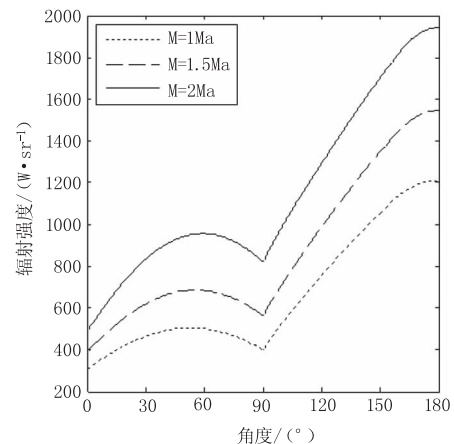


图4 尾焰在4.1~4.2 μm和4.3~4.8 μm的辐射强度

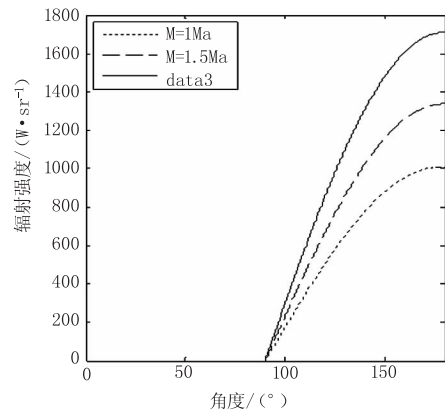


图5 尾喷管在3~5 μm的辐射强度

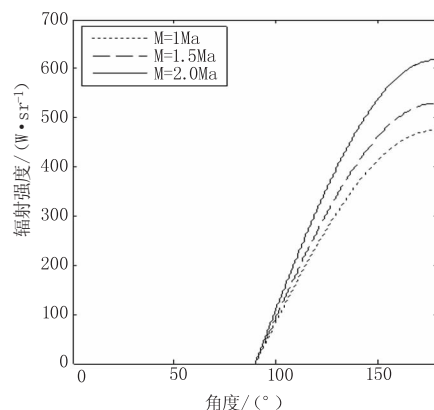


图6 尾喷管在8~14 μm的辐射强度

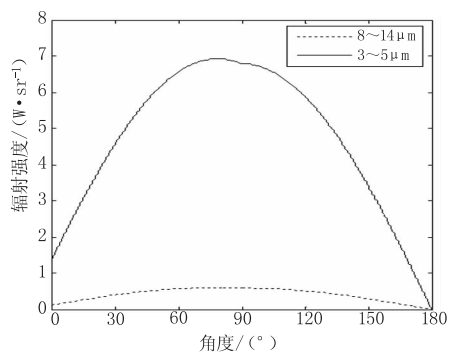


图7 蒙皮反射太阳辐射强度

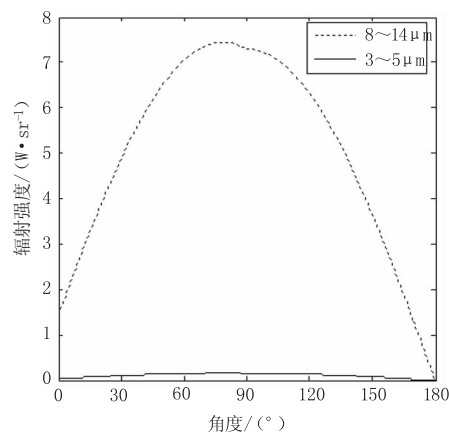


图8 蒙皮反射地球辐射强度

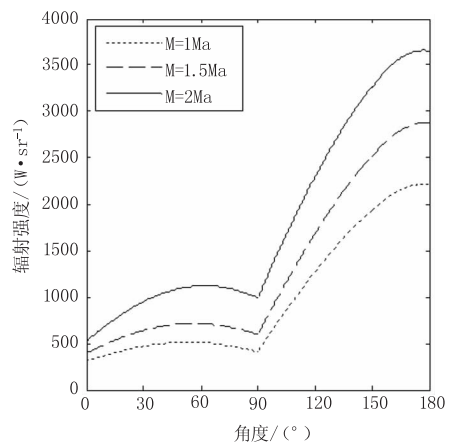
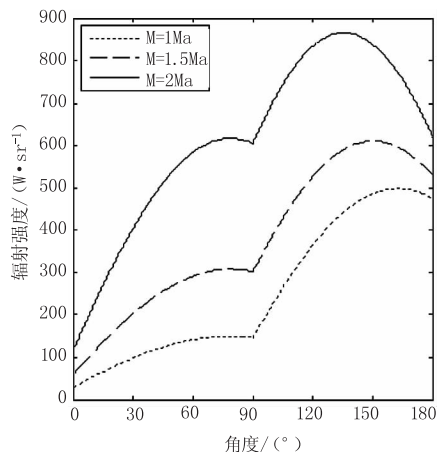


图9 导弹在3~5 μm波段的总辐射强度

图10 导弹在8~14 μm 波段总的辐射强度

4 结 论

本文从红外辐射的基本理论出发,结合巡航导弹的具体的红外辐射特性,分别计算了导弹的蒙皮、尾焰、尾喷口辐射以及其反射的太阳和地球的在3~5 μm 和8~14 μm 波段红外辐射,并分析了导弹飞行速度和视线角度对导弹辐射的影响,这种思路清晰,计算简单,可以满足工程计算精度的需要,为红外探测与告警系统的设计提供依据。

参考文献:

- [1] Mao Xia, Dong Xuyang, Diao Weihe. Calculation model of infrared radiation of cruise missile and atmospheric attenuation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(8): 952 - 955. (in Chinese)
毛峡,董旭阳,刁伟鹤. 巡航导弹红外辐射及大气衰减计算模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(8): 952 - 955.
- [2] Liu Jingsheng. Infrared physics [M]. Beijing: Engineering Industry Press, 1992: 131 - 133. (in Chinese)
刘景生. 红外物理[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1992: 131 - 133.
- [3] Zhao Nan, Li Xiaoxia, Ma Sen, et al. Research of radiation and atmospheric transmittance of an incoming airplane [J]. Laser & Infrared, 2012, 42(8): 890 - 893. (in Chinese)
赵楠, 李晓霞, 马森, 等. 来袭飞机的红外辐射及其大气传输特性研究[J]. 激光与红外, 2012, 42(8): 890 - 893.
- [4] Mao Xia, Hu Haiyong, Huang Kang, et al. Calculation method for airplane IR radiation and atmospheric transmittance [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(10): 1228 - 1231. (in Chinese)
毛峡, 胡海勇, 黄康, 等. 飞机红外辐射强度及大气透过率计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1228 - 1231.
- [5] Han Haiyu, Yang Shaoqing. Study on infrared radiation feature of antiship missile [J]. Modern Defence Technology, 2008, 36(1): 41 - 44. (in Chinese)
韩海玉, 杨绍清. 反舰导弹红外辐射特性研究[J]. 现代防御技术, 2008, 36(1): 41 - 44.
- [6] Shu Rui, Zhou Yanping, Tao Kunyu, et al. The study of infrared spectrum of space target [J]. Optical Technique, 2006, 32(2): 196 - 199. (in Chinese)
舒锐, 周彦平, 陶乾宇, 等. 空间目标红外辐射特性的研究[J]. 光学技术, 2006, 32(2): 196 - 199.