

文章编号: 1002-1582(2006)02-0196-04

空间目标红外辐射特性研究<sup>\*</sup>

舒锐, 周彦平, 陶坤宇, 姜义军

(哈尔滨工业大学 空间光学工程研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:** 利用目标的红外光谱特性进行目标探测和识别是一种有效的方法。以空间卫星为目标, 研究了其红外辐射特性形成的机理; 利用所建立的数学模型, 仿真了空间目标在探测面上所形成的红外光谱特性曲线; 分析了模型中各参数对目标光谱特性的影响程度和卫星目标的红外光谱曲线。

**关键词:** 空间目标; 红外辐射特性; 辐照度; 探测和识别; 卫星

中图分类号: V474.2; O434.3 文献标识码: A

## The study of infrared spectrum of space target

SHU Rui, ZHOU Yan-ping, TAO Kun-yu, JIANG Yi-jun

(Research Center of Space Optics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** The detecting and identifying the space target using infrared spectrum of space target is very effective method. The principle of satellite infrared spectrum is discussed, and the infrared spectrum on detectors was simulated by the mathematic model, and the influences of the parameters to the infrared spectrum of the target and infrared spectrum of space target are analyzed.

**Key words:** space targets; infrared spectrum; irradiance; detecting and identifying; satellite

## 1 引言

目前, 空间目标探测技术已越来越受到重视。利用红外辐射特性探测空间目标是一种有效的方法<sup>[1-5]</sup>。利用该技术探测空间目标就要对空间目标的辐射特性进行研究, 也就是说研究其辐射特性的形成机理、确定其光谱范围及峰值波长、描绘其光谱特性曲线。只有这样才能选取特定波段, 才能使用相关技术对空间目标进行探测和识别。

到目前为止, 多数的红外特性研究均停留在空中目标、海上目标。本文研究了空间目标红外辐射特性。

本文以卫星为研究对象, 在分析其红外辐射特性形成机理的基础上, 完成了空间目标红外辐射特性的仿真计算。首先根据实际情况建立仿真计算的数学模型; 然后根据辐射特性的形成机理及模型中的相对关系, 计算影响空间目标红外辐射特性的各部分分量, 从而得出空间目标在探测器面上所形成的红外光谱特性曲线; 最后分析了模型中各参数对目标光谱特性的影响程度。

## 2 问题的简化

由于空间卫星目标的结构形状复杂, 内部热源设备布局比较特殊, 外部热环境不断变化, 卫星表面各部分温度分布不同, 且随时间而变化<sup>[8,9]</sup>, 因而很难从理论上对空间卫星目标的红外光谱特性做出精确的计算。本文利用如下几种假设对这个问题进行简化:

(1) 去除卫星内部热源, 把热源对表面温度的影响均匀地累加到卫星表面的温度上, 而表面温度则根据实际的卫星温度来确定。

(2) 假设卫星表面温度分布均匀, 且以某一时刻为研究对象, 即忽略表面温度随时间的变化。

(3) 假设空间辐射环境只与距太阳、地球等辐射源的距离有关。

## 3 空间目标辐射特性的形成

真空空间物体的能量散失主要是以辐射的形式进行的。结合黑体辐射原理可知, 目标的自身温度应该是决定空间目标自身辐射特性的主要因素。当目标在空间运行时, 不可避免的会受到来自太阳和地球的辐射。由于目标表面有一定的反射率, 所以目标的辐射特性还应包括它对来自太阳和地球辐射的反射。另外, 当探测器对目标进行探测时, 同

\* 收稿日期: 2005-03-14 E-mail: shurui@hit.edu.cn

基金项目: 国家高新技术 863 资助项目(2003AA775121)

作者简介: 舒锐(1977-), 男, 黑龙江省人, 哈尔滨工业大学空间光学工程研究中心博士研究生, 从事空间目标探测与识别的研究。

样会受到来自太阳和地球的辐射, 因此这部分辐射同样会对目标的辐射特性产生影响。目标本身包括太阳帆板和卫星本体两部分, 两部分的辐射和反射特性又各不相同。

以上情况表明, 这些辐射或直接或经反射作用于探测器, 最终在探测面形成的光谱是这些辐射叠加的结果。因此, 只有计算各辐射分量, 并对它们进行分析, 才能最后得到空间目标的辐射特性。

探测器最终可能接收到的辐射主要有以下几个部分:

- (1) 太阳直接辐射  $E_{1\lambda}$ ;
- (2) 目标反射的太阳辐射  $E_{2\lambda}$  (包括太阳帆板反射和卫星本体反射);
- (3) 地球直接辐射  $E_{3\lambda}$ ;
- (4) 经过地球反射的太阳辐射  $E_{4\lambda}$ ;
- (5) 经过目标反射的地球辐射  $E_{5\lambda}$  (包括太阳帆板反射和卫星本体反射);
- (6) 既经过地球反射又经过目标反射的太阳辐射  $E_{6\lambda}$  (包括太阳帆板反射和卫星本体反射);
- (7) 目标自身辐射  $E_{7\lambda}$  (包括太阳帆板辐射和卫星本体辐射);

由于太阳外的其它恒星距离地球十分遥远, 因而它们对辐射特性的影响很小, 可以忽略。因此在探测器上的光谱辐照度应为

$$E_{\lambda} = E_{1\lambda} + E_{2\lambda} + E_{3\lambda} + E_{4\lambda} + E_{5\lambda} + E_{6\lambda} + E_{7\lambda} \quad (1)$$

图 1 所示为空间目标红外辐射特性计算模型图。

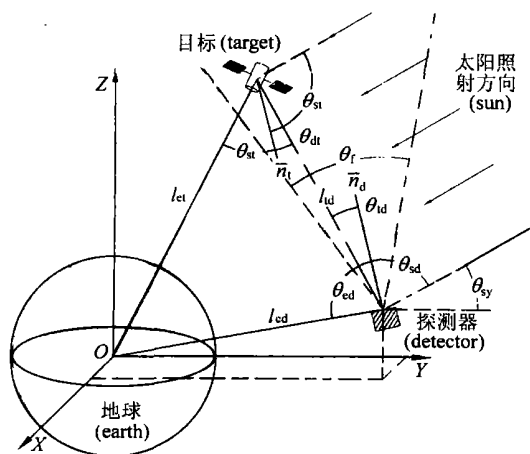


图 1 空间目标红外辐射特性计算模型图

图 1 中包括了四个对象: 太阳 (sun), 地球 (earth), 目标 (target), 探测器 (detector)。用  $\theta$  表示角度, 下标中的两个字母用来表明组成此角度的两个对象, 其中后一个字母为法线方向的对象。用  $l$  表示距离, 下标中的两个字母用来表明两个对象之间的距离。 $n_d$  和  $n_t$  分别表示探测器和目标的法方向。

## 4 影响空间目标辐射特性的各种辐射的计算

### 4.1 太阳直接辐射 $E_{1\lambda}$

太阳是距离地球最近的恒星, 太阳半径  $r_s \approx 7 \times 10^5 \text{ km}$ , 地球与太阳的平均距离  $1 \text{ AU} \approx 1.5 \times 10^8 \text{ km}$ 。由于日地距离非常远, 可认为日地距离是不变的, 因此由能量守恒定律有

$$M_{s\lambda} \times 4\pi r_s^2 = E_{s\lambda} \times 4\pi \times (1 \text{ AU})^2 \quad (2)$$

式中:  $M_{s\lambda}$  为太阳辐射出射度;  $E_{s\lambda}$  为太阳在地球大气层外的光谱辐照度。

若太阳可等效成温度为  $5762 \text{ K}$  的黑体<sup>[6, 7]</sup>, 则由普朗克黑体辐射定律可以得到太阳直接照射探测器上的光谱辐射照度为

$$E_{1\lambda} = E_{s\lambda} \cos \theta_{sd} = \frac{8148 \cos \theta_{sd}}{\lambda^5 [\exp(2.497/\lambda) - 1]} \quad (3)$$

### 4.2 目标反射的太阳辐射 $E_{2\lambda}$

对空间卫星目标来说, 太阳的反射主要包括两个部分: 太阳帆板和卫星本体。下面分别对这两部分进行分析和计算。

#### 4.2.1 太阳帆板反射的太阳辐射

在卫星姿态控制中, 太阳帆板是时时刻刻向着太阳的, 不随卫星空间位置的变化而变化, 这样也就决定了计算中相应角度的取值。

太阳帆板的反射并不是漫反射, 而是准镜面反射。反射后的辐射亮度随角度的变化呈高斯函数曲线。当太阳照射太阳帆板表面时, 其反射亮度函数为

$$L(\alpha) = L_N \exp\left[-\frac{(\alpha - \theta)^2}{2\sigma^2}\right] \quad (4)$$

式中:  $L(\alpha)$  为反射后与反射主方向成角方向的辐射亮度;  $\sigma$  为高斯分布的方差;  $\theta$  为太阳光入射方向与太阳帆板法向的夹角。

一般来说, 太阳帆板总反射率为  $10\% \sim 15\%$ 。现选择总反率为  $15\%$ , 则

$$\begin{aligned} 0.15 E_{s\lambda} &= \int_{\Delta\Omega} L_{s\lambda} \cos \alpha d\Omega \\ &= L_N \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi/2} \exp\left[-\frac{\alpha^2}{2\sigma^2}\right] \cos \alpha \sin \alpha d\alpha d\varphi \quad (5) \end{aligned}$$

式中,  $\sigma$  是高斯分布函数的方差, 表示太阳帆板反射亮度变化的程度, 仅与太阳帆板表面的材料及性能有关。根据实际情况, 选取  $\sigma = 0.52$ , 则有

$$L_{s\lambda} = (0.125 E_{s\lambda}) \cdot \exp\left[-\frac{\alpha^2}{0.5408}\right] \quad (6)$$

由于太阳帆板的反射不遵守朗伯余弦定律, 所以它的反射在探测器上所形成的辐照度为

$$E'_{2\lambda} = \frac{0.125 \times 8148}{\lambda^5 \left[ \exp\left\{\frac{2.497}{\lambda}\right\} - 1 \right]} \times \frac{A_1 \exp\left\{-\frac{\alpha^2}{0.5408}\right\} \cos\theta_{dt1} \cos\theta_{td}}{l_{td}^2} \quad (7)$$

式中:  $A_1$  为太阳帆板的面积;  $\theta_{dt1}$  为太阳帆板表面法向与目标至探测器连线的夹角。

#### 4.2.2 卫星本体反射的太阳辐射

卫星本体的形状有多种: 立方体, 圆柱体和棱柱体。本文对圆柱体进行讨论。当空间目标表面不光亮时(在空间长时间飞行受宇宙射线的作用), 可以近似地假设目标对太阳光的反射是漫反射。计算经卫星本体反射的太阳辐射在探测器上的光谱辐照度<sup>[8]</sup>为

$$E''_{2\lambda} = \frac{8148}{\lambda^5 \left[ \exp\left\{\frac{2.497}{\lambda}\right\} - 1 \right]} \cdot \frac{r_{t2} LD}{\pi l_{td}^2} \times \{ \sin\theta_{s1} \sin\theta_{s2} [(\pi - \phi_s) \cos\phi_s + \sin\phi_s] \} \quad (8)$$

式中:  $r_{t2}$  为卫星本体表面反射率;  $L$  为卫星本体长度;  $D$  为卫星本体宽度;  $\theta_{s1}$  和  $\theta_{s2}$  分别为太阳光入射方向和探测器观测方向与卫星本体轴线的夹角;  $\phi_s$  为太阳入射方向与探测器观测方向的位相角。

空间目标反射的太阳辐射在探测器上产生的光谱辐照度是以上两部分光谱辐照度的叠加, 即

$$E_2 = E'_{2\lambda} + E''_{2\lambda}$$

#### 4.3 地球直接辐射 $E_{3\lambda}$

探测器在空间中运行时, 也可能接收到地球发射出的辐射能量。对本文的计算来说, 地球可等效成温度为 293K 的黑体, 它的表面辐射遵守朗伯定律。由黑体辐射定律求得地球表面的光谱辐射出射度为

$$M_{e\lambda} = \frac{3.7418 \times 10^8}{\lambda^5 \left[ \exp(14388/293\lambda) - 1 \right]} \quad (9)$$

地球辐射在探测器表面的光谱辐照度<sup>[8]</sup>为

$$E_{3\lambda} = \frac{3.7418 \times 10^8 \cos\theta_{ed}}{\lambda^5 \left[ \exp(49.1/\lambda) - 1 \right]} \left( \frac{R_E}{R_E + h_d} \right)^2 \quad (10)$$

式中:  $R_E$  为地球半径(约为 6400km);  $h_d$  为探测器距离地面的高度。

#### 4.4 经过地球反射的太阳辐射 $E_{4\lambda}$

探测器不仅接收直接照射和目标反射的太阳辐射, 而且还可能接收到地球反射的太阳辐射。地球对太阳辐射的反射可认为是地表均匀的漫反射, 由此在计算地球反射太阳辐射时可将地球当作二次光源来处理。地球对太阳辐射的平均反射率为 30%<sup>[8]</sup>, 由此通过同计算地球辐射时同样的方法,

可得到地球反射的太阳辐射在探测器上的辐照度为

$$E_{4\lambda} = \frac{0.3 \times 8148 \cos\theta_{ed}}{\lambda^5 \left[ \exp(2.497/\lambda) - 1 \right]} \left( \frac{R_E}{R_E + h_d} \right)^2 \quad (11)$$

#### 4.5 经过目标反射的地球辐射 $E_{5\lambda}$

除了地球直接照射到探测器的辐射外, 探测器还将接收到目标反射的地球辐射。

##### 4.5.1 太阳帆板反射的地球辐射

太阳帆板反射的地球辐射在探测器上的光谱辐照度为

$$E'_{5\lambda} = M_{\alpha} \left( \frac{R_E}{R_E + h_t} \right)^2 \cos\theta_{et1} \cos\theta_{dt1} \cos\theta_{td} \times \frac{0.125 A_1 \exp\left[-(\alpha - \theta_{et1})^2 / 0.5408\right]}{l_{td}^2} \quad (12)$$

式中:  $\theta_{et1}$  为太阳帆板表面法向与目标至地心连线的夹角;  $h_t$  为目标距地面的高度。

##### 4.5.2 卫星本体反射的地球辐射

卫星本体反射的地球辐射在探测器上的光谱辐照度为

$$E''_{5\lambda} = M_{\alpha} \left( \frac{R_E}{R_E + h_t} \right)^2 \frac{r_{t2} LD}{\pi l_{td}^2} \times \{ \sin\theta_{e1} \sin\theta_{e2} [(\pi - \phi_e) \cos\phi_e + \sin\phi_e] \} \quad (13)$$

式中:  $r_{t2}$  为卫星本体表面的反射率;  $L$  为卫星本体的长度;  $D$  为卫星本体的直径;  $\theta_{e1}$  和  $\theta_{e2}$  分别为地球辐射方向和探测器观测方向与卫星本体轴线的夹角;  $\phi_e$  为地球辐射方向与探测器观测方向的位相角。

经目标反射的地球辐射在探测器上的光谱辐照度只需两部分光谱辐照度叠加, 即

$$E_2 = E'_{2\lambda} + E''_{2\lambda}$$

#### 4.6 既经地球反射又经目标反射的太阳辐射 $E_{6\lambda}$

经过地球和目标两次反射的太阳辐射也同样可能被探测器接收到, 因此这部分辐射也要考虑。

##### 4.6.1 既经地球反射又经太阳帆板反射的太阳辐射

既经地球反射又经太阳帆板反射的太阳辐射在探测器上的光谱辐照度为

$$E'_{6\lambda} = \frac{0.3 \times 8148 \cos\theta_{et1}}{\lambda^5 \left[ \exp(2.497/\lambda) - 1 \right]} \left( \frac{R_E}{R_E + h_t} \right)^2 \cos\theta_{dt1} \cos\theta_{td} \times \frac{0.125 A_1 \exp\left[-(\alpha - \theta_{et1})^2 / 0.5408\right]}{l_{td}^2} \quad (14)$$

##### 4.6.2 既经地球反射又经卫星本体反射的太阳辐射

卫星本体反射为漫反射, 符合朗伯定律。估算地球反射的太阳辐射又经卫星本体反射在探测器上

的光谱辐照度为

$$E''_{6\lambda} = \frac{0.3 \times 8148 r_{i2} LDR_E^2}{\lambda^5 [\exp(2.497/\lambda) - 1] \pi l_{id}^2 (R_E + h_t)^2} \times \{\sin\theta_{e1} \sin\theta_{e2} [(\pi - \phi_e) \cos\phi_e + \sin\phi_e]\} \quad (15)$$

所以既经地球又经目标反射的太阳辐射在探测器上的光谱辐照度为两部分辐照度之和, 即

$$E_{6\lambda} = E'_{6\lambda} + E''_{6\lambda}$$

#### 4.7 目标自身辐射 $E_{7\lambda}$

由于太阳帆板温度和卫星本体温度不同, 所以在讨论目标自身辐射的时候同样要将它们分开讨论。

##### 4.7.1 太阳帆板辐射

由黑体辐射定律得太阳帆板表面的光谱辐射出射度为

$$M_{\lambda 1} = \frac{3.7418 \times 10^8 \cdot \epsilon_1}{\lambda^5 [\exp(14388/293\lambda T_1) - 1]} \quad (16)$$

太阳帆板的自身辐射与它的反射特性不同, 太阳帆板的自身辐射符合朗伯余弦定律。太阳帆板的辐射在探测器上的光谱辐照度为

$$E'_{7\lambda} = \frac{3.7418 \times 10^8}{\lambda^5 [\exp(14388/\lambda T_1) - 1]} \cdot \frac{\epsilon_1 \cdot A_1 \cos\theta_{d1} \cos\theta_{id}}{\pi l_{id}^2} \quad (17)$$

式中:  $T_1$  为太阳帆板表面温度;  $\epsilon_1$  为太阳帆板表面的发射率。

##### 4.7.2 卫星本体辐射

卫星本体的温度辐射同样符合普朗克定律和朗伯余弦定律。卫星本体表面的光谱辐射出射度为

$$M_{2\lambda} = \frac{3.7418 \times 10^8 \cdot \epsilon_2}{\lambda^5 [\exp(14388/\lambda T_2) - 1]} \quad (18)$$

式中:  $T_2$  为卫星本体温度;  $\epsilon_2$  为卫星本体表面的发射率。

卫星本体辐射在探测器表面的光谱辐射照度为

$$E''_{7\lambda} = \frac{3.7418 \times 10^8 \cdot \epsilon_2}{\lambda^5 [\exp(14388/\lambda T_2) - 1]} \cdot \frac{LD}{\pi l_{id}^2} \cos\theta_{d1} \cos\theta_{id} \quad (19)$$

将两部分辐射叠加得到卫星本体辐射, 即

$$E_{7\lambda} = E'_{7\lambda} + E''_{7\lambda}$$

#### 4.8 探测面上的辐射特性曲线

以上计算了影响空间目标辐射特性的七部分辐射在探测器上产生的光谱辐照度, 将这些辐射的光谱辐照度叠加即可得到探测器上总的光谱辐照度。需要说明的是, 各部分中的角度的余弦值只有在全都大于零时, 该项才不为零。若某角度的余弦值小于或等于零, 则认为该项的值为零。

## 5 目标辐射特性的各参数分析

在对卫星目标进行理论分析的基础上, 研究各个参数对辐射特性的影响就变得十分重要。其中变化较大的参数有:  $l_{id}$ ,  $\theta_{id}$ ,  $\theta_{d1}$ ,  $\theta_{s1}$ ,  $\theta_{s2}$ 。由表 1 可以看出, 各参数与目标光谱的相关性和变化趋势。

表 1 参数与目标光谱相关系数表

	$l_{id}$	$\theta_{id}$	$\theta_{d1}$	$\theta_{s1}$	$\theta_{s2}$
与目标光谱的相关性	-0.24	-0.46	0.186	0.327	0.002

## 6 结 论

通过对空间卫星目标的光谱辐射特性曲线的仿真计算、分析, 可得到以下结论:

(1) 太阳辐射、地球辐射和地球反射的太阳辐射直接照射探测器所产生的辐照度太大, 会掩盖空间目标自身的辐射特性, 所以探测时应控制探测器的姿态和位置, 使太阳和地球位于探测器的视场角之外。

(2) 由于空间目标反射的太阳辐射的峰值波段在可见光波段, 反射的地球辐射又相对较小, 所以在空间目标红外辐射特性中占主要因素的不是这两部分辐射, 而是空间目标自身的温度辐射。

(3) 当空间目标出现在探测器视场角范围内时, 探测器应探测到一条由空间目标自身温度辐射决定的、峰值波长在  $8 \sim 10^4 \mu\text{m}$  间的光谱曲线。

(4) 有关角度和距离的变化只会使所得到的辐射光谱的幅度大小发生变化, 但其峰值波段和大致形状基本不变。

#### 参考文献:

- [1] Chen Y. On suboptimal detection of 3 dimensional moving targets [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 1989, AES-25: 343-350.
- [2] Bamiv Y. Dynamic programming solution for detecting dim moving targets [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 1985, AES-21: 144-156.
- [3] Barniv Y, Kell O. Dynamic programming solution for detecting dim moving targets [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 1987, AES-23: 776-788.
- [4] Blostein S D, Huang T S. Detecting small moving targets in image sequential hypothesis testing [J]. IEEE Trans on Signal Processing, 1991, 39: 1611-1629.
- [5] Roth M W. Neural networks for extraction of weak targets in high clutter environments [J]. IEEE Trans System Men and Cybernetics, 1989, SMC-19(5): 1210-1217.
- [6] 江月松. 光电技术与实验 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002.
- [7] 吴宗凡, 柳美琳, 张绍举, 等. 红外与微光技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
- [8] 姚连兴, 仇维礼, 王福恒. 目标和环境的光学特性 [M]. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [9] 阎桂容, 郭舜. 航天器热控制 (第二版) [M]. 北京: 科学出版社, 1998.