

## 基于辐射散热的空间目标红外特性建模与研究

李文豪<sup>1,2</sup>, 刘朝晖<sup>1</sup>, 穆 猷<sup>1</sup>, 梁冬生<sup>1</sup>, 杨 蕊<sup>1,2</sup>

(1. 中国科学院西安光学精密机械研究所, 陕西 西安 710119)

2. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘要:** 首先介绍了用于保证空间目标正常工作常用的辐射散热器分类, 并阐述了其运行模式及使用条件。总结了现有的空间目标红外特性模型, 并进一步分析, 将空间目标外表面区域分为一般区域和辐射散热区域, 建立不同的能量方程。以 FY-1C 为例, 根据空间目标的轨道特性、材料特性和结构特性, 使用有限单元法分析得到空间目标外表面的温度场分布, 在散热功率为 0 W 和 100 W 的情况下, 散热区域温差最大为 51.49 °C。结合温度场分布和轨道特性, 进一步计算得到空间目标在距离 5 km 的探测系统入瞳处的辐射照度。当目标处于地球阴影区, 目标散热区域接收到的地球自发辐射和地球反射辐射入射角很大, 可以忽略不计, 此时目标的辐射照度在两种散热功率下相差 1~2 个数量级。在日照区, 由于目标反射辐射的影响, 不同的散热功率只对长波波段的辐射特性有一定影响。

**关键词:** 空间目标; 辐射散热; 红外特性; 建模与仿真

中图分类号: O432.1; O434.3 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201746.0604003

## Modeling and research of infrared characteristics of space target based on radiation dissipation

Li Wenhao<sup>1,2</sup>, Liu Zhaohui<sup>1</sup>, Mu You<sup>1</sup>, Liang Dongsheng<sup>1</sup>, Yang Rui<sup>1,2</sup>

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

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** Radiators used to maintain space target functioning normal were introduced. Operating mode and working condition were presented. Current used space target infrared characteristics models were summarized. With further analysis, the outside surface of space target were divided into common area and radiator, and energy equations were built separately. Taking FY-1C as an example, and taking account of orbit, materials and structure, temperature field of the outer surface of space target was calculated using finite element method. When dissipation power was 0 W and 100 W, the biggest temperature difference of radiator was 51.49 °C. Analyzing the temperature field with orbit, the illumination in entrance pupil of detection system in a distance of 5 km was calculated. When space target was in the shadow of earth, during which the radiation from earth or solar radiation reflected by earth was negligible because of the big incident angle, the illumination of the space target differed by 1~2 orders of magnitude. When space

收稿日期: 2016-10-10; 修订日期: 2016-11-20

基金项目: 国家 863 计划(2015AA7088063)

作者简介: 李文豪(1991-), 男, 博士生, 主要从事空间目标红外成像方面的研究。Email: liwenhao@opt.cn

导师简介: 刘朝晖(1965-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事光电跟踪测量仪器总体技术方面的研究。Email: lzh@opt.ac.cn

target was under the sun, different dissipation powers can only affect the illumination of long infrared spectra apparently, because of the reflected radiation of target.

**Key words:** space target; radiation dissipation; infrared characteristics; modeling and simulation

## 0 引言

空间目标在轨工作时,受到复杂的轨道外辐射,包括太阳直接辐射、地球反射太阳辐射、地球直接辐射、月球反射太阳辐射、其他星体辐射等。这些轨道外辐射部分被目标吸收,导致目标表面温度升高,影响目标的自发辐射,其余的被目标反射,这两部分决定了空间目标的辐射特性。关于空间目标稳态温度场辐射的计算仿真已经进行了很多,但是大多数文献都将内热源考虑为对目标表面的均匀加热<sup>[1-5]</sup>。而空间目标内部器件对工作条件有严格的要求,往往需要使用热控系统保证其在允许的温度范围内工作,并将多余的热能传输到目标表面的散热区域,辐射到空间中<sup>[6-7]</sup>。文中介绍了空间目标辐射散热器的分类,总结了现有空间目标红外辐射场理论建模方法,并在此基础上,考虑空间目标内部产生的热量对辐射的影响,建立基于辐射散热的空间目标辐射数学模型,并进行仿真分析,为进一步获取空间目标信息提供理论支持。

## 1 空间目标辐射散热器

由于运行过程中会受到剧烈变化的辐射影响,空间目标外表面温度在整个运行周期中需要承受几十度甚至上百度的温度交变。多层绝缘材料是目前最常用的空间目标包覆材料,可以大幅减小轨道外辐射对空间目标内部载荷的影响,与此同时,空间目标内部产生的废热也不能有效地通过表面排放出去。往往需要使用热控系统,将电子系统、机械系统等内部子系统产生的废热传输到空间目标表面的辐射器,以辐射的方式排放到空间中。辐射器通常采用低太阳吸收比、高红外发射率的材料。常见的辐射器形式有:航天器结构面板,镶嵌于航天器侧面的平板,航天器在轨后展开的面板等<sup>[8]</sup>。

将空间目标表面直接作为辐射器是最常用、最简单的一种形式。目标结构上的铝蜂窝板就可以作为辐射器。位于辐射器附近的电控箱等工作时产生

的热量可以直接通过铝蜂窝板排出。当发热区域的功率较高,或者距离铝蜂窝板较远时,可以使用热管帮助散热。

对于目标结构上没有可以用来作为辐射器的情况,可以在目标表面镶嵌铝蜂窝板作为散热器。这种散热器通过热管将目标内部产生的废热输送到目标表面,并辐射到空间中。这种镶嵌于目标侧面的辐射器常常使用低导热系数材料或者多层隔热材料与目标本体隔离。

当目标内部产生的废热更多,或者目标的尺寸较小,只使用目标表面不能够完全散热时,需要使用可展开的散热器。国际空间站(International Space Station, ISS)使用的辐射器是最大的可展开辐射器,完全展开后,长13.6 m,宽3.12 m。热控系统使用液氨环路将16 kW的废热传输到每个辐射器。美国Swales Aerospace公司生产的Alpha Deployable Radiator使用冗余环路热管将废热传输到4 m<sup>2</sup>的双面辐射器面板,具有1 250 W的散热能力。

## 2 空间目标红外辐射特性建模

空间目标的红外辐射特性主要由目标的自发辐射和反射辐射决定。目标自发辐射主要由目标表面温度与发射率决定,目标表面不同区域的发射率不同,温度也受到很多因素的影响。目标表面吸收轨道外辐射会引起目标表面温度升高,热控系统目标内部废热传输到目标表面也会影响目标表面温度。目标反射辐射主要由目标表面反射率与入射辐射强度决定,还要考虑目标的几何形状,目标表面面元与入射辐射的相对位置。

### 2.1 自发辐射

空间目标的自发辐射可以分为一般区域的自发辐射和散热区域的自发辐射,一般区域包括太阳帆板、天线、大部分目标本体等,散热区域通常为处于目标本体背阳面的部分区域。空间目标的自发辐射主要由目标温度和表面发射率决定。空间目标在轨道运行时,目标的姿态、位置等不断发生变化,目标

表面的温度也随之变化,即目标的温度是一个瞬态温度场。常用热网格法计算目标的表面温度场<sup>[1]</sup>。

当目标运行至日照区时,目标表面一般区域的第  $i$  个网格的能量方程为:

$$q_1+q_2+q_3+q_4+q_5+q_6-q_7=m_i c_i \frac{\partial T_i}{\partial t} \quad (1)$$

式中: $q_1$  为网格吸收的太阳直接辐射能量; $q_2$  为网格吸收的地球反射太阳辐射能量; $q_3$  为网格吸收的地球直接辐射能量; $q_4$  为相邻网格传导的能量; $q_5$  为接收目标其它网格反射辐射的能量; $q_6$  为目标内部传输至目标表面网格的能量; $q_7$  为网格向空间辐射的能量; $m_i$  为网格质量; $c_i$  为网格比热; $T_i$  为网格温度; $t$  为时间。

当目标运行至阴影区时,目标表面一般区域的第  $i$  个网格的能量方程为:

$$q_3+q_4+q_5+q_6-q_7=m_i c_i \frac{\partial T_i}{\partial t} \quad (2)$$

由于目标表面散热区域处于背阳面,在整个轨道运行过程中,散热区域的第  $i$  个网格的能量方程为:

$$q_3+q_4+q_5+q_6-q_7+q_8=m_i c_i \frac{\partial T_i}{\partial t} \quad (3)$$

式中: $q_8$  为热控系统传输至目标表面第  $i$  个网格的能量。

根据 Planck 辐射定律,温度为  $T_i$  的网格,其光谱辐射出射度  $M_i(\lambda)$  为:

$$M_i(\lambda)=\varepsilon_i \cdot \frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\frac{c_2}{\lambda T_i}}-1} \quad (4)$$

式中: $\varepsilon_i$  为第  $i$  个网格的发射率; $c_1=(3.741 5 \pm 0.000 3) \times 10^8 \text{ W} \cdot \mu\text{m}^4 \cdot \text{m}^{-2}$  为第一辐射常数, $c_2=(1.438 79 \pm 0.000 19) \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$  为第二辐射常数。可以认为空间目标外表面是朗伯辐射体。第  $i$  个网格在距离空间目标  $R$  的探测系统入瞳处的光谱辐射照度  $E_i(\lambda)$  为:

$$E_i(\lambda)=\frac{A_i M_i(\lambda) \cos \theta_r \cos \theta_T}{\pi R^2} \quad (5)$$

式中: $A_i$  为第  $i$  个网格的面积; $\theta_r$  为辐射方向与网格法线方向的夹角; $\theta_T$  为辐射方向与探测系统入瞳法线方向的夹角。

## 2.2 反射辐射

在空间目标辐射特性分析中,常常使用双向反射分布函数 (Bidirectional Reflectance Distribution Function, BRDF) 计算目标表面反射辐射。BRDF 是

Nicodemus 在 1965 年提出的<sup>[9]</sup>,定义为目标反射辐射亮度与入射辐射照度的比值,即

$$f_r(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, \lambda)=\frac{dL_r(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, \lambda)}{dE_i(\theta_i, \varphi_i, \lambda)} \quad (6)$$

式中: $\theta_i$  为入射天顶角; $\varphi_i$  为入射方位角; $\theta_r$  为反射天顶角; $\varphi_r$  为反射方位角; $\lambda$  为波长; $dE_i$  为入射光谱辐射照度; $dL_r$  为反射光谱辐射亮度。

空间目标主要反射太阳辐射,地球反射太阳辐射和地球自发辐射,月球和其他星体的辐射强度很小,为了简化计算,忽略不计。太阳辐射可以用温度为 5900 K 的黑体近似,是空间目标反射辐射的主要能量来源。地球反射太阳辐射的强度受到昼夜变化、大气云层厚度、地表植被和冰雪覆盖等因素的影响,波动范围比较大,常用全球平均反射率  $\delta=0.35$  进行地球反射太阳辐射的热计算。地球直接辐射的强度同样受到很多因素的影响,但是在实际计算中,常常用 250 K 的绝对黑体辐射近似处理<sup>[10]</sup>。空间目标相对于辐射源来说很小,可以将太阳辐射、地球反射太阳辐射和地球自发辐射看作平行辐射,分别用  $E_{\text{sun}}$ 、 $E_{\text{sun-reflec}}$  和  $E_{\text{earth}}$  表示,其中  $E_{\text{sun-reflec}}=\delta \cdot E_{\text{sun}}$ 。则空间目标反射太阳辐射的光谱辐射亮度  $L_{\text{sun}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)$  为:

$$L_{\text{sun}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)=f_r(\theta_r, \varphi_r, \lambda) \cdot E_{\text{sun}} \cdot \cos \alpha_{\text{sun}} \quad (7)$$

式中: $\alpha_{\text{sun}}$  为太阳辐射与空间目标表面法线的夹角。空间目标反射地球反射太阳辐射的光谱辐射亮度  $L_{\text{sun-reflec}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)$  为:

$$L_{\text{sun-reflec}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)=f_r(\theta_r, \varphi_r, \lambda) \cdot \delta \cdot E_{\text{sun}} \cdot \cos \alpha_{\text{earth}} \quad (8)$$

式中: $\alpha_{\text{earth}}$  为地球辐射与空间目标表面法线的夹角。空间目标反射地球辐射的光谱辐射亮度  $L_{\text{earth}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)$  为:

$$L_{\text{earth}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)=f_r(\theta_r, \varphi_r, \lambda) \cdot E_{\text{earth}} \cdot \cos \alpha_{\text{earth}} \quad (9)$$

则空间目标反射辐射亮度  $L_{\text{reflec}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)$  为:

$$L_{\text{reflec}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)=L_{\text{sun}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)+L_{\text{sun-reflec}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda)+L_{\text{earth}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda) \quad (10)$$

第  $i$  个网格在距离空间目标  $R$  的探测系统入瞳处的光谱辐射照度  $E_{ir}(\lambda)$  为:

$$E_{ir}(\lambda)=L_{\text{reflec}}(\theta_r, \varphi_r, \lambda) \cdot A_i \cdot \frac{\cos \theta_T}{R^2} \quad (11)$$

## 3 空间目标红外辐射特性仿真分析

以 FY-1C 为例,建立空间目标有限元模型,求解空间目标温度场分布,将目标温度带入公式(5)

中,计算目标自发辐射强度,结合目标与地日相对位置,将相应参数代入公式(11),计算目标反射辐射强度,再分析计算结果。FY-1C 的轨道参数如表 1 所示,结构及材料参数如表 2 所示。

表 1 FY-1C 轨道参数

Tab.1 Orbit parameters of FY-1C

Satellite	Radius/km	Inclination angle/(°)	Eccentricity	Period/min
FY-1C	863	98.79	0.001 88	102.332

表 2 FY-1C 结构及材料参数

Tab.2 Structure and material parameters of FY-1C

	Dimensions/m	Material parameters				
		Absorptivity	Infrared emissivity	Specific heat/J(kg·K) <sup>-1</sup>	Mass density/kg·m <sup>-3</sup>	Heat conductivity/W(m·K) <sup>-1</sup>
FY-1C	Body 1.42×1.42×1.20	0.2	0.87	0.001 09	1 420	0.12
	Panel 4.5×1.2×0.2	0.68	0.85	820	240	4.3

星体在轨运行,坐标系如图 1 所示。设置 Y 方向指向太阳,-Z 方向指向最低点。选取背阳面中心 0.6 m×0.6 m 的区域为散热窗口,星体内部废热大部分通过散热窗口辐射至空间,剩余少量废热对星体表面均匀加热。

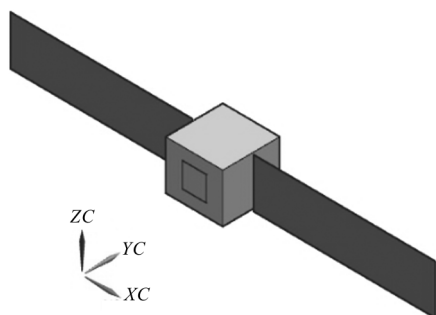


图 1 卫星在轨运行示意图

Fig.1 Satellite on orbit diagram

图 2 为散热区域散热功率分别为 0 W 和 100 W 时,散热区域的温度变化曲线。

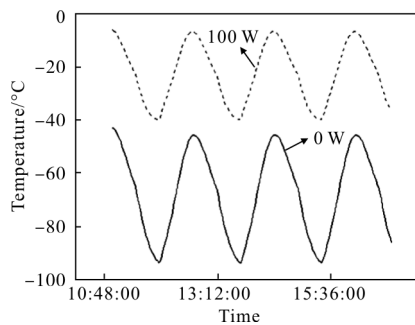


图 2 不同散热功率下散热区域温度变化曲线

Fig.2 Change curves of temperature of heat dissipating radiator with different dissipating powers

以 UTC 时间 2016 年 4 月 1 日 11:00:00 至 17:00:00 为例,进行仿真。11:59:17 时两种散热功率下,散热区域温差最大,散热功率为 0 W 时,散热区域的温度为-93.11 °C,散热功率为 100 W 时,散热区域温度为-38.77 °C,温差为 54.34 °C;12:45:57 时两种散热功率下,散热区域温差最小,散热功率为 0 W 时,散热区域的温度为-46.41 °C,散热功率为 100 W 时,散热区域的温度为-7.77 °C,温差为 38.64 °C。

在 11:55:57、12:45:57 和 13:19:17 三个时间点对目标进行辐射特性分析。其中,第一个时间点是目标从地球阴影区进入日照区的时间节点,第二个时间点是目标向南极飞行中经过赤道附近的时间节点,第三个时间点是目标处于地球阴影区的一个时间节点。三个时间点不同散热功率的目标温度分布如图 3 所示。假设探测系统在距离目标 5 km 处观察,探测系统入瞳法线指向目标,即  $\theta_r=0$  °C。令辐射方向在  $xoz$  面的投影与  $-x$  轴的夹角为  $\alpha$ ,辐射方向与  $-y$  轴的夹角为  $\beta$ ,计算目标散热区域在探测系统入瞳处中波(3~5  $\mu\text{m}$ )和长波(8~12  $\mu\text{m}$ )波段的辐射照度,结果如图 4 所示。

从图 4 中可以看出:探测系统入瞳处,长波波段的辐射照度比中波波段的的大 1~2 个数量级,这是因为目标的温度低,长波波段更靠近峰值辐射波长。在第一个时间点和第三个时间点,两种散热功率下,中波波段的能量差比长波波段的能量差大。在第二个时间点,由于目标反射辐射的影响,与镜面反射方向(即  $\alpha=270^\circ, \beta=38^\circ$ )夹角小于  $90^\circ$  的范围内,两种散热功率下,目标的辐射照度之比都会减小,在中波波段,

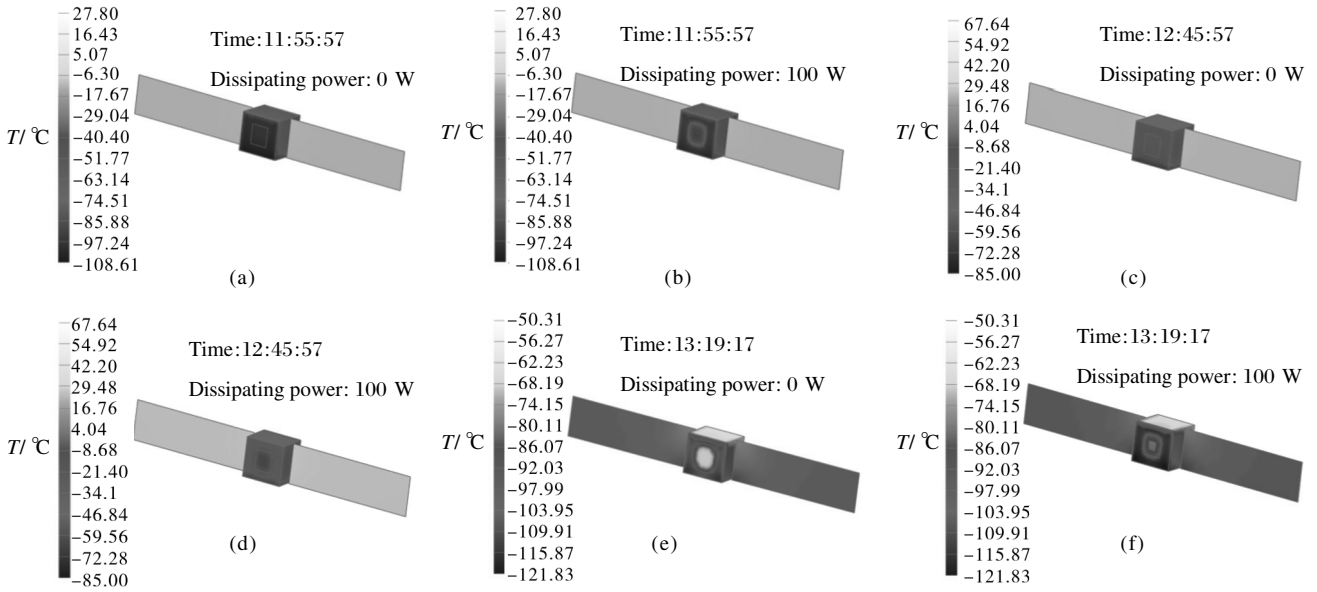
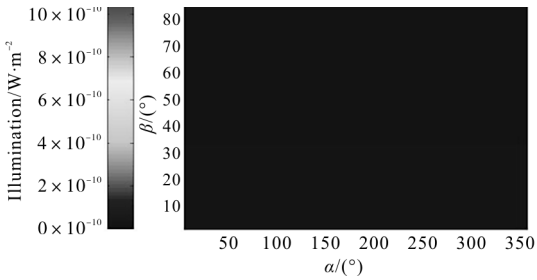


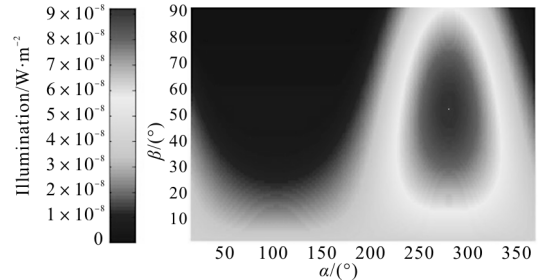
图 3 三个时刻不同散热功率下目标的温度分布

Fig.3 Temperature distribution of target at three moments with different dissipating powers



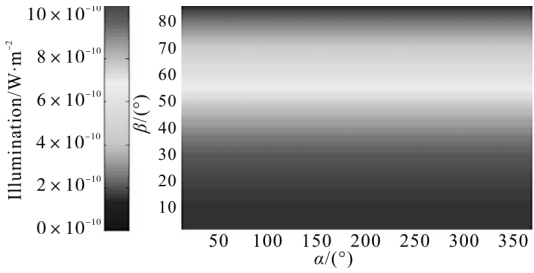
(a) 11:55:57、散热功率 0 W、中波

(a) At 11:55:57, dissipation power 0 W, MIR



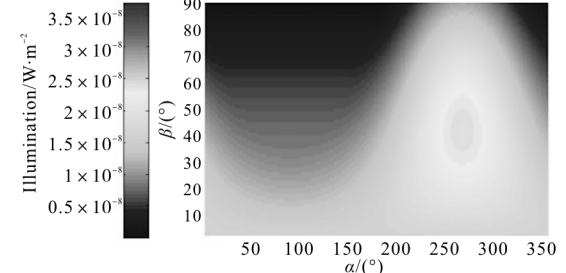
(d) 11:55:57、散热功率 100 W、长波

(d) At 11:55:57, dissipation power 100 W, LIR



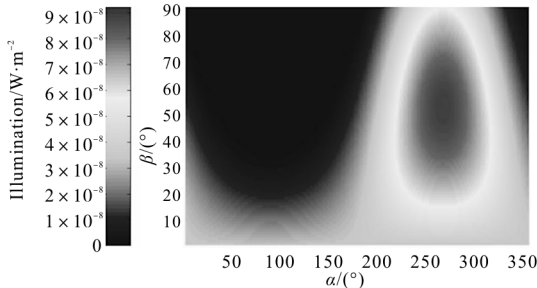
(b) 11:55:57、散热功率 100 W、中波

(b) At 11:55:57, dissipation power 100 W, MIR



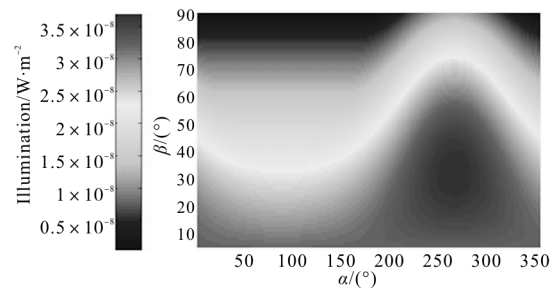
(e) 12:45:57、散热功率 0 W、中波

(e) At 12:45:57, dissipation power 0 W, MIR



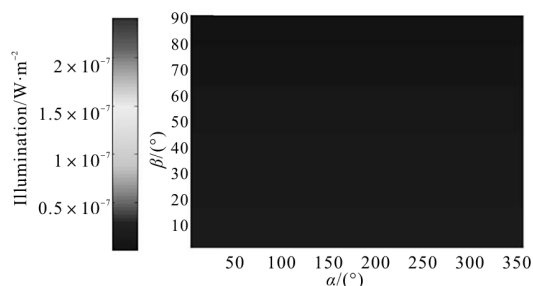
(c) 11:55:57、散热功率 0 W、长波

(c) At 11:55:57, dissipation power 0 W, LIR



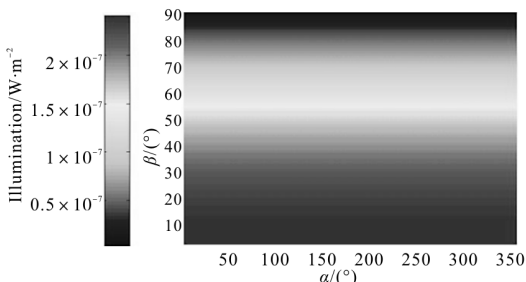
(f) 12:45:57、散热功率 100 W、中波

(f) At 12:45:57, dissipation power 100 W, MIR



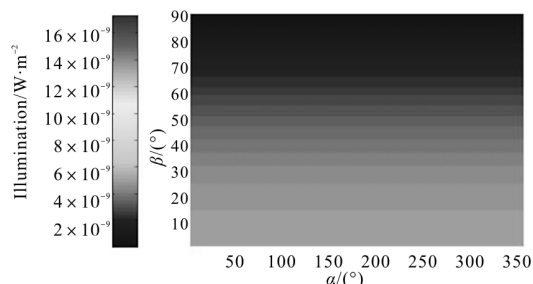
(g) 12:45:57、散热功率 0 W、长波

(g) At 12:45:57, dissipation power 0 W, LIR



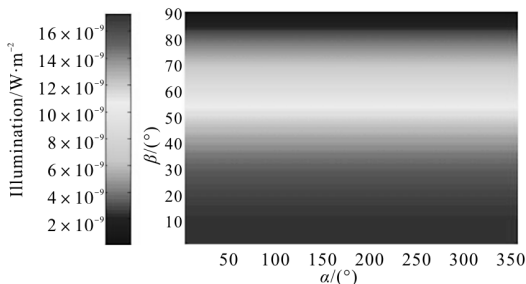
(h) 12:45:57、散热功率 100 W、中波

(h) At 12:45:57, dissipation power 100 W, MIR



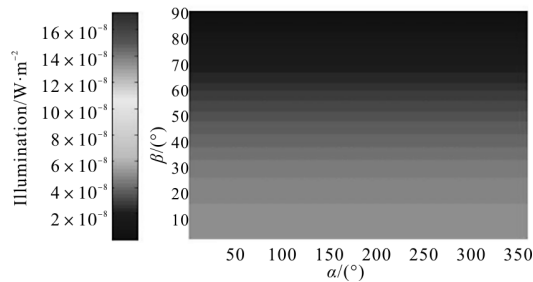
(i) 13:19:17、散热功率 0 W、中波

(i) At 13:19:17, dissipation power 0 W, MIR



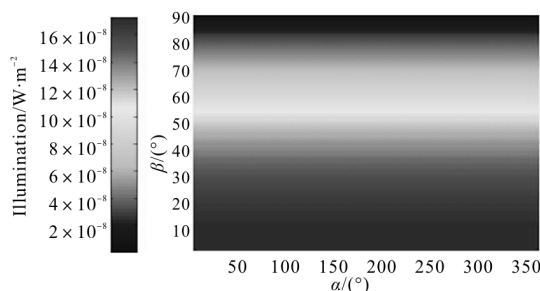
(j) 13:19:17、散热功率 100 W、中波

(j) At 13:19:17, dissipation power 100 W, MIR



(k) 13:19:17、散热功率 0 W、长波

(k) At 13:19:17, dissipation power 0 W, LIR



(l) 13:19:17、散热功率 100 W、长波

(l) At 13:19:17, dissipation power 100 W, LIR

图 4 目标散热区域在探测系统入瞳处的辐射照度(W/m<sup>2</sup>)

Fig.4 Illumination in entrance pupil of detection system from radiator of target(W/m<sup>2</sup>)

相对于反射辐射来说,目标自发辐射很弱,此时不同散热功率对目标的辐射照度基本没有影响,在长波波段,反射辐射会减小散热功率变化对目标辐射照度的影响,但是不同散热功率下目标辐射照度仍有差异。

### 4 结 论

阐述了空间目标辐射散热器的类型,并介绍了不同类型的使用条件。在现有空间目标辐射特性模型的基础上,考虑空间目标辐射散热,将空间目标外表面分为一般区域和散热区域,并分别建立辐射模型。以 FY-1C 为例,分析了不同散热功率下,散热区域的辐射特性,得出如下结论:在中波波段,两种散热功率引起的辐射照度最大相差 41.65 倍,在长波波段最大相差 4.48 倍,当目标处于日照区域时,目标表面反射辐射会影响目标的辐射特性,在中波波段,辐射散热对目标的辐射特性影响很小,但在长波波段,辐射散热仍明显影响目标的辐射特性。空间目标的散热对空间目标的辐射特性有很大的影响,考虑空间目标的散热,对空间目标的探测和识别有一定帮助。在不同时段对同一目标进行多次探测,可以通过对空间目标散热区域的观察,判断目标工作状态,可以作为空间目标多维度监视的一种手段。

### 参 考 文 献:

[1] Sun Chengming, Yuan Yan, Zhang Xiubao. Modeling of infrared characteristics of deep space target [J]. *Acta Physica Sinica*, 2010, 59(10): 7523-7530. (in Chinese)  
孙成明,袁艳,张修宝. 深空背景下空间目标红外特性建模方法研究[J]. *物理学报*, 2010, 59(10): 7523-7530.

- [2] Huang F Y, Shen X J, Li G, et al. Influence of background radiation on space target detection in the long wave infrared range[J]. *Optical Engineering*, 2012, 51(8): 086402.
- [3] Mao Hongxia, Li Xia, Wang Zhangye, et al. Modeling and simulation on infrared imaging characteristics of space target [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(3): 563–568. (in Chinese)  
毛宏霞, 李霞, 王章野, 等. 空间目标红外成像特性建模与仿真[J]. *红外与激光工程*, 2012, 41(3): 563–568.
- [4] Sun Chengming, Yuan Yan, Huang Fengzhen, et al. Simulation of infrared radiation from outer space targets and environment, and its generation technique of scene [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(5): 607–610. (in Chinese)  
孙成明, 袁艳, 黄锋振, 等. 空间目标与环境红外特性理论建模及其场景生成 [J]. *红外与激光工程*, 2007, 36(5): 607–610.
- [5] Wang Ying, Huang Jianming, Wei Xiangquan. Infrared imaging simulation of space target in orbit [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(9): 2594–2597. (in Chinese)  
王盈, 黄建明, 魏祥泉. 空间目标在轨红外成像仿真[J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(9): 2594–2597.
- [6] Blake A M, Dr J Clair Batty. Predictive thermal analysis of the COMBAT SENTINEL satellite [C]//16th AIAA, Utah State University Conference on Small Satellites Proceedings, 2002: 295–306.
- [7] Volodymyr B, Stanislav Z, Jaroslav V, et al. Elaboration of thermal control systems on heat pipes for microsattellites Magion 4,5 and BIRD [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2003, 23: 1109–1117.
- [8] David G G. Spacecraft Thermal Control Handbook Volume 1: Fundamental Technologies [M]. El Segundo, California: The Aerospace Press, 2002: 209–211.
- [9] Fred E N. Directional reflectance and emissivity of an opaque surface[J]. *Applied Optics*, 1965, 4(7): 767–773.
- [10] Lu Chunlian. Spacecraft target infrared and visible radiation characteristics and its restrain methods [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)  
卢春莲. 航天器目标红外和可见光辐射特性及其抑制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.