

在轨太阳能帆板红外特征

杨莉, 杨华, 吕相银, 金伟, 赵纪金

(1.脉冲功率激光技术国家重点实验室 电子工程学院, 安徽 合肥 230037,

2.电子工程学院红外与低温等离子体安徽省重点实验室, 安徽 合肥 230037)

摘要: 在轨太阳能帆板红外特征是大多数卫星红外特征最主要的组成部分, 它的研究对于卫星红外探测和识别具有重要意义。从轨道热流的计算出发, 对在轨太阳能帆板的红外辐射特征进行了完整的建模。在此模型基础上, 选择一定参数, 以某轨道为例, 分别计算了太阳能帆板的表面温度特征和红外特征, 并进行了对比和分析, 结果表明卫星太阳能帆板反射太阳和地球等环境的红外辐射比较微弱, 其红外特征主要取决于其自身温度引起的红外辐射。

关键词: 太阳能帆板; 红外辐射; 温度场; 轨道热流

中图分类号: V219, TN976

文献标识码: A

文章编号: 1001-8891(2014)05-0394-04

Infrared Feature of the Solar Panels in Orbit

YANG Li, YANG Hua, LV Xiang-yin, JIN Wei, ZHAO Ji-jin

(1.Electronic Engineering Institute, State Key Laboratory of Pulsed Power Laser Technology, Hefei 230037, China;

2.Key Laboratory of Infrared and Low Temperature Plasma of Anhui Province, Electronic Engineering Institute, Hefei 230037, China)

Abstract: The research on infrared feature of the solar panels in orbit, which is the main part of most satellites infrared feature, is of great significant in satellite infrared detection and recognition. In this paper, firstly the calculation model of infrared feature of the solar panels in orbit is completely established based on the calculation of orbital heat flux. Secondly, on the basis of this model and with some chosen parameters, the surface temperature and infrared feature of the solar panels on a certain orbit are calculated respectively. Thirdly, through the contrast and analysis, results indicate that the solar panels infrared radiation feature depends mainly on their self-emitted radiation caused by their temperature, and the reflection infrared radiation from the sun and the earth and environment is faint.

Key words: solar panels, infrared radiation, temperature field, orbital heat flux

0 引言

随着卫星技术的迅速发展, 对卫星的观测和跟踪也变得越来越重要, 其中红外探测就是一种重要的手段。对卫星的红外探测和跟踪要以卫星红外特征为基础。卫星的红外特征主要由本体、太阳能帆板和有效载荷等部分的红外特征构成。其中太阳能帆板的正常工作是卫星上电子设备等有效载荷工作的前提。一般来说, 由于卫星载荷工作用电的需求, 在轨太阳能帆板都具有较大的面积^[1], 因此它也往往成为卫星红外特征最主要的组成部分。

到目前为止, 鲜见有专门针对卫星太阳能帆板红外特征的建模研究, 仅有部分针对其发电性能及可靠

性影响因素的热分析研究^[2-4]。本文从轨道热流出发, 建立了在轨卫星太阳能帆板温度场和红外辐射的计算模型, 进行了在轨卫星太阳能帆板周期性红外辐射特征的数值模拟, 并分析了其特点, 可为卫星红外探测与跟踪提供重要数据基础。

1 轨道热流

轨道热流是影响卫星太阳能帆板红外特征的主要外部因素。它一方面是在轨太阳能帆板的温度变化的主要驱动力, 进而决定了太阳能帆板的自身红外辐射, 同时它也是太阳能帆板反射辐射的主要环境辐射源。一般来说, 在轨太阳能帆板辐射热流主要来自太阳辐射、地球反照和地球辐射这3方面^[5-8], 其它如深

空背景辐射等由于极其微弱，可以不予考虑。

卫星太阳能帆板单位表面积接收到的太阳辐射能量为：

$$E_{\text{sundir}} = \zeta E_{\text{sun}} F_{\text{sun}} \quad (1)$$

式中： $\zeta = 1 + 0.33 \cos\left(\frac{360n}{370}\right)$ ，为日地间距引起的修正值， n 为一年中之天数； $E_{\text{sun}} = 1353 \text{ W/m}^2$ ，为太阳常数； F_{sun} 为目标表面对太阳辐射的角度因子。

地球反照到达太阳能帆板表面上的辐射能量密度可表示为：

$$E_{\text{sunref}} = \frac{\rho_e E_{\text{sun}}}{\pi} \int \frac{\cos \eta \cos \alpha_1 \cos \alpha_2}{l^2} dA_E \quad (2)$$

式中： ρ_e 为地球反照率； l 为地球面元 dA_E 到卫星太阳能帆板表面的距离； η 为太阳对地球面元 dA_E 的入射角； α_1 为沿 l 和地球面元 dA_E 法线间的夹角； α_2 为沿 l 和卫星太阳能帆板表面法线间的夹角。 dA_E 的积分区域为卫星太阳能帆板表面对有太阳照射地球表面的可视范围。

太阳能帆板表面接收的地球辐射能量密度为：

$$E_{\text{earth}} = \frac{M_{\text{earth}}}{\pi} \int \frac{\cos \alpha_1 \cos \alpha_2}{l^2} dA \quad (3)$$

式中： $M_{\text{earth}} = 237 \text{ W/m}^2$ ，为地球辐射出射度的年平均值；对地球面元 dA 的积分范围为卫星表面对地球表面的可视范围；其它各参数含义同上。

公式(1)~公式(3)虽然形式简单，但是由于卫星的运动，其计算结果都是随着时间而不断变化的，为此需要确定任一时刻卫星与太阳和地球三者之间的位置关系，这可以通过建立地心赤道坐标系、第一轨道坐标系等相应的轨道动力学坐标系，并利用描述卫星运动的轨道六参数，通过相应的坐标变换来解决。具体过程比较繁琐，限于篇幅，在此不再详述。

2 太阳能帆板温度场

太阳能帆板表面温度的求解可利用有限差分法。首先要对太阳能帆板进行空间离散，划分为若干离散单元，每个离散单元称为一个节点。对每一节点建立针对容积的能量守恒方程，其中的关键是对边界节点根据边界辐射条件建立容积能量守恒方程。把每一节点的能量守恒方程联立，求解方程组即可解得温度场的分布。当没有内热源而且平面板壁的高度和宽度远大于厚度时，三维导热则可按一维导热处理，显然太阳能帆板满足此条件。

把太阳能帆板分为 n 个薄层，设总厚度为 X ，则薄层厚度为 $\Delta x = X/n$ ，若同时令计算时间 $t = k\Delta\tau$ ， $k =$

$0, 1, 2, 3, \dots$ ，则 t 时刻第 i 个薄层的中心温度可表示为 $T(k, i)$ 。

对于太阳能帆板内节点，容积能量守恒方程为：

$$\rho c \frac{T(k+1, i) - T(k, i)}{\Delta\tau} = \lambda_i \frac{T(n+1, i+1) + T(k+1, i-1) - 2T(k+1, i)}{(\Delta x)^2} \quad (4)$$

式中： ρ 表示密度； c 表示比热容； λ_i 表示导热系数。

对于太阳能帆板向阳边界节点，容积能量守恒方程为：

$$\rho c \frac{T(k+1, 0) - T(k, 0)}{\Delta\tau} \cdot \frac{\Delta x}{2} = \lambda_i \frac{T(k+1, 1) - T(k+1, 0)}{\Delta x} + (1-\eta)\alpha_{\text{sundir}} E_{\text{sundir}}^{k+1} + \alpha_{\text{earth}} E_{\text{earth}}^{k+1} + \alpha_{\text{sunref}} E_{\text{sunref}}^{k+1} - \varepsilon \sigma T^4(k+1, 0) \quad (5)$$

式中： α_{sundir} 、 α_{earth} 和 α_{sunref} 分别表示太阳能帆板对太阳辐射、地球辐射和地球反照的吸收率； ε 表示太阳能帆板的红外发射率； σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数。

对于太阳能帆板背阴边界节点，容积能量守恒方程为：

$$\rho c \frac{T(k+1, n) - T(k, n)}{\Delta\tau} \cdot \frac{\Delta x}{2} = \lambda_i \frac{T(k+1, n-1) - T(k+1, n)}{\Delta x} + \alpha_{\text{earth}} E_{\text{earth}}^{k+1} + \alpha_{\text{sunref}} E_{\text{sunref}}^{k+1} - \varepsilon \sigma T^4(k+1, n) \quad (6)$$

利用计算机编程求解由上述差分方程构成的方程组，可得卫星太阳能帆板两个表面在 10 个周期内的温度变化图，如图 1 所示。其中温度高的为向阳面，温度低的为背阳面。其中轨道六要素的参数取值分别为：轨道半长轴 7000 km，偏心率为 0 即圆形轨道，轨道倾角 97° ，升交点赤经为 0，近地点幅角为 60° ，过近地点时刻为 0 时。由图 1 可见，卫星太阳能帆板在卫星运行 5 个周期后达到了一个稳定的周期性变化状态，这主要是因为卫星刚刚释放到轨道上时，太阳能帆板的初始温度为一固定值，进入轨道工作后，其两个表面接收到不同的轨道周期性辐射热流，温度有一个渐变过程。

3 太阳能帆板红外辐射

太阳能帆板的红外辐射主要由反射的环境红外辐射和自身发射的红外辐射两部分构成。环境红外辐射源主要就是轨道热流中所述的太阳辐射、地球反照和地球辐射。

太阳能帆板表面在 $\Delta\lambda$ 为 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段的对太阳辐射的反射亮度为:

$$L_{\text{sundir}} = \frac{\rho_{\Delta\lambda} k_{\Delta\lambda-\text{sun}} E_{\text{sun}} F_{\text{sun}}}{\pi} \quad (7)$$

式中: $\rho_{\Delta\lambda}$ 为卫星太阳能帆板表面在 $\Delta\lambda$ 波段的反射率; $k_{\Delta\lambda-\text{sun}}$ 为在 $\Delta\lambda$ 波段的太阳辐射能量占太阳全波段辐射能量的比值; 其它参数含义同上。

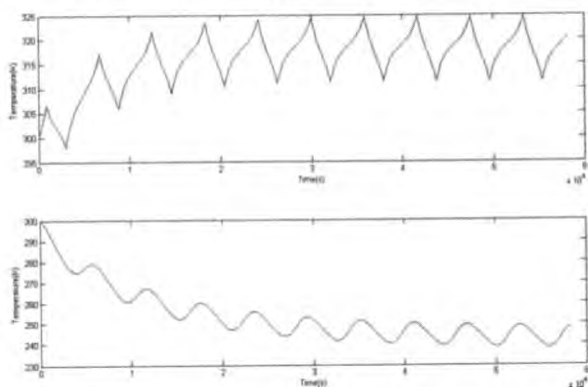


图1 卫星太阳能帆板两个表面在10个周期内的温度变化

Fig.1 The temperature on the satellite's solar panels in ten periodicities

太阳能帆板表面对地球反照的反射亮度为:

$$L_{\text{sunref}} = \rho_{\Delta\lambda} \frac{\rho_e k_{\Delta\lambda-\text{sun}} E_{\text{sun}}}{\pi} \int \frac{\cos i_e \cos \theta_1 \cos \theta_2}{r^2} dA \quad (8)$$

式中: 各参数的含义同上, dA 的积分范围为卫星太阳能帆板表面对有太阳照射地球表面的可视范围。

太阳能帆板表面对地球辐射的反射亮度为:

$$L_{\text{earth}} = \rho_{\Delta\lambda} \frac{k_{\Delta\lambda-\text{earth}} M_{\text{earth}}}{\pi} \int \frac{\cos \theta_1 \cos \theta_2}{r^2} dA \quad (9)$$

式中: $k_{\Delta\lambda-\text{earth}}$ 为在 $\Delta\lambda$ 波段的地球辐射能量占地全波段总辐射能量的比值; 其它参数含义同上。对地球面元 dA 的积分范围为卫星太阳能帆板表面对地球表面的可视范围。

另外太阳能帆板板自身在 $\Delta\lambda$ 为 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段发射的辐射亮度为:

$$L_s = \frac{1}{\pi} \int_{\Delta\lambda} \epsilon \frac{c_1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{c_2}{\lambda T}} - 1} d\lambda \quad (10)$$

综上所述, 太阳能帆板的总辐射亮度为:

$$L = L_{\text{sundir}} + L_{\text{earth}} + L_{\text{sunref}} + L_s \quad (11)$$

图2给出了卫星太阳能帆板两个面在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段和 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段反射辐射亮度随时间变化, 图3给出了正常工作的卫星太阳能帆板两个面在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段和 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段发射辐射亮度随时间变化, 图4给出了正常工作的卫星太阳能帆板两个表面在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段和 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段总辐射亮度随时间变化。在

计算中取太阳能帆板的发射率为0.9, 反射率为0.1, 且太阳能帆板由于发电需要, 其发电面始终面向太阳。由图2~图4可以看出:

1) 太阳和地球对卫星太阳能帆板两个不同的表面反射的红外辐射在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段和 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的贡献是不一样的。卫星太阳能帆板对太阳的反射在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段要比在 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段明显, 但是卫星太阳能帆板对地球的反射在 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段要比在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段明显。这是由两方面的因素造成的: 一方面是由于地球辐射的峰值波长在 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段, 另一方面是由于地球离卫星比较近的缘故。这由图2的相关结果可明显看出。其中图2(a)上图所示太阳能帆板向阳面反射的 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 红外辐射主要就是由太阳辐射和地球反照造成的。当卫星刚刚出地球阴影时, 太阳能帆板向阳面直接面向太阳接收到太阳辐射, 同时会有地球反照到达向阳面, 此时向阳面接收到的太阳辐射和地球反照之和最大, 因此反射的 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 红外辐射也就最强。随着卫星的运行, 太阳能帆板向阳面接收到的太阳辐射不变, 但其接收的地球反照却在逐渐减小, 同时太阳能帆板背阳面接收到的地球反照逐渐增大, 因此背阳面反射的 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 红外辐射逐渐增大, 如图2(a)下图所示。当卫星在日照区运行一半时间之后, 则向阳面接收的地球反照又开始逐渐增大, 背阳面接收的地球反照逐渐减小, 与刚出阴影区时刚好是一个相反的过程。而图2(b)中所示的反射 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 红外辐射显然主要是受地球辐射的影响, 太阳辐射和地球反照的影响则可以忽略。

2) 卫星太阳能帆板自身发射的红外辐射在 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段要远远大于在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段, 这是由于卫星太阳能帆板的温度所对应的峰值波长远离 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段, 而处于或接近 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的缘故。

3) 无论是 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段还是 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段, 太阳能帆板两个表面的红外辐射特征均主要由自身发射决定, 反射环境的红外辐射相对自身发射的红外辐射从量值上来讲微不足道。

4 结束语

卫星太阳能帆板的红外辐射作为大多数卫星红外特征最主要的组成部分, 其在入轨后5个周期左右即可达到稳定的周期性变化状态, 在中远红外波段, 相对于反射环境的红外辐射, 其自身发射的红外辐射是其红外特征的主要组成部分。本文所计算的卫星太阳能帆板红外辐射周期性变化特征数据, 其可作为地面红外系统对卫星进行探测和识别的重要依据。

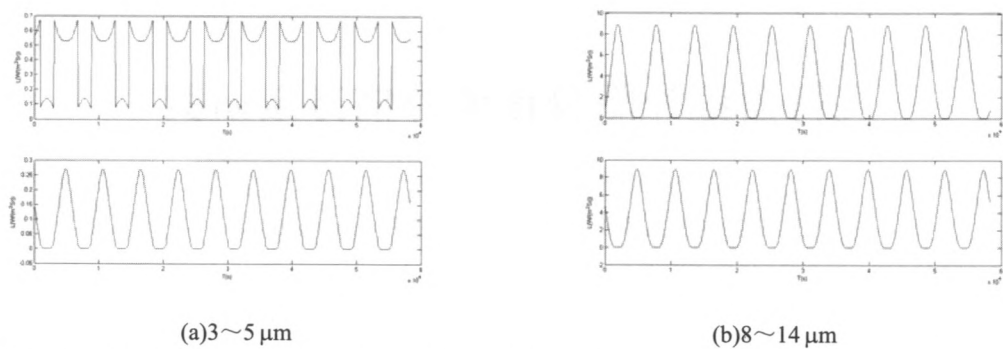


图 2 卫星太阳能帆板两个面反射亮度 Fig.2 The reflection luminance of the satellite’s solar panels

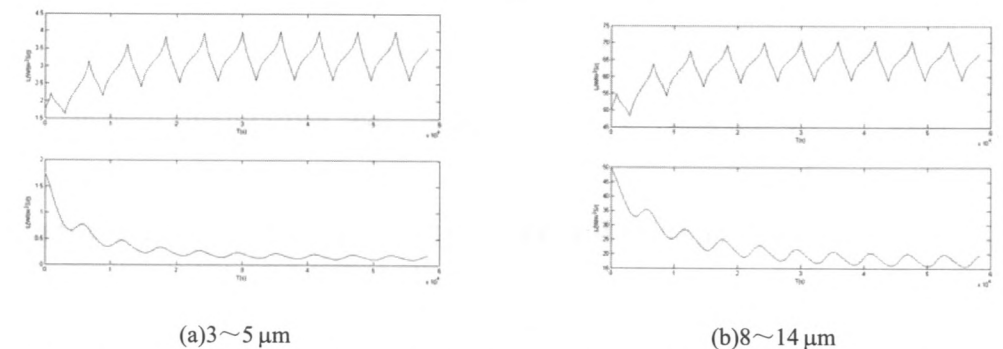


图 3 卫星太阳能帆板两个面自身发射亮度 Fig.3 The self-emitted luminance of the satellite’s solar panels

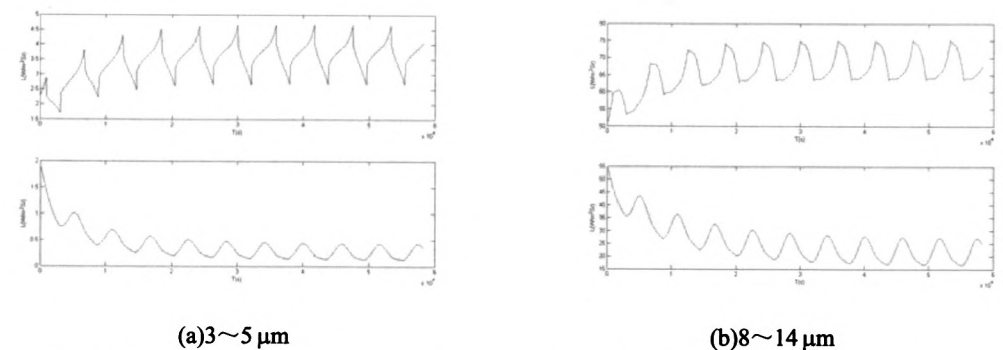


图 4 卫星太阳能帆板两个面总辐射亮度 Fig.4 The total radiation luminance of the satellite’s solar panels

参考文献:

[1] 陶建忠, 雷勇军. 大型柔性太阳能电池翼模态参数计算[J]. 湖南理工学院学报, 2003, 16(4): 33-36.
Tao jianzhong, Lei yongjun. Modal charac -teristics analysis of large flexible solar panel [J]. *Journal of Hunan Institute of Science and Techmology*, 2003, 16(4): 33-36.

[2] 秦文波, 程惠尔, 李鹏. 航天器刚性基板太阳能电池阵在轨热分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(5): 827-831
Qin wenbo, Chen hui'er, Li peng. Thermal analysis of solar array with rigid substrate on spacecraft in orbit[J]. *Journal of Harbin Institute of technology*, 2008, 40(5): 827-831.

[3] 高剑锋, 铁琳, 蒋钦琳. FY-2C 卫星太阳能电池阵在轨性能分析[J]. 电源技术, 2010, 34(11): 1186-1188。
Gao jianfeng, Tie lin, Jiang qinlin. Performance analysis for solar array of FY-2C meteorological satellite on-orbit[J]. *Power Supply Technology*, 2010, 34(11): 1186-1188.

[4] 黄后学, 刘振宇, 陈娅琪. 不同工况下空间太阳能电池翼的在轨热分析[J]. 上海交通大学学报, 2012, 46(5): 790-795.
Huang houxue, Liu zhenyu, Chen yaqi. Thermal analysis of solar panels in orbit under different operating conditions[J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2012, 46(5): 790-795.

[5] Guo Lixin, Zhao Kang. Study on the characteristic of IR radiation from the space target[J]. *Int. J. Infrared Milli. Waves*. 2004, 25(1): 119-127.

[6] Dan D V Bhandari, Thomas Bak. Modeling earth albedo for satellite in earth orbit[C]. *Proceedings of AIAA Conference on Guidance, Navigation and Control*, San Francisco: 2005: 1-12.

[7] Cunningham F G. Power input to a small flat plate from a diffusely radiating sphere, with application to earth satellites[J]. *NASA technical*, 1961, 710: 1-14.

[8] Hauptmann E G. Angle factors between a small flat plate and a diffusely radiating sphere[J]. *AIAA J*. 1968, 6(5): 938-939.