

文章编号: 1672-8785(2011)05-0019-04

空间目标温度特性分析及仿真

丁少华 刘书峰 陈小文 刘银年

(中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083)

摘 要: 红外辐射探测是空间目标探测的重要手段之一, 而空间目标的外表面温度是研究其红外辐射特性所需的一个重要参数。利用 STK 软件的输出数据, 分析并仿真了不同轨道倾角和高度卫星的太阳帆板和本体外表面的温度特性。该研究结果对空间目标的红外探测具有比较重要的参考价值。

关键词: 空间目标; 温度特性; STK; 红外辐射

中图分类号: TN211 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2011.05.004

Analysis and Simulation of Temperature Characteristics of Space Target

DING Shao-hua, LIU Shu-feng, CHEN Xiao-wen, LIU Yin-nian

(Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China)

Abstract: Infrared radiation detection is one of the important technologies for detecting the targets in space. The external surface temperature of a space target is an important parameter required to study its infrared radiation characteristics. By using the output data of the STK software, the temperature characteristics of the solar panels of the satellites at different inclinations and altitudes are analyzed and simulated. This research result is of more important referential value to the infrared detection of space targets.

Key words: space target; temperature characteristics; STK; infrared radiation

0 引言

空间目标的红外辐射特性主要是由其本身的外表面温度决定的^[1]。而目标的结构、材料以及运行轨道不同, 又必然会导致其温度特性不同。本文以卫星为研究对象, 建立热模型及热平衡方程, 分析并给出了不同轨道倾角和高度卫星的温度-时间变化曲线。

1 卫星表面温度平衡方程的建立

卫星在空间中的外热源主要包括太阳直接

辐射、地球红外辐射和地球反射的太阳辐射, 而其外表面的散热主要是通过向 4 K 的宇宙背景辐射来实现的。4 K 的宇宙背景热源对目标的辐射可以忽略不计。因此, 根据能量守恒原则, 我们可以得到卫星各部件外表面的温度平衡方程。

假设太阳帆板的向阳面和背阳面温度分布均匀, 其热平衡方程为

$$q_{s1} + q_{e1} + q_{se1} = m_1 c_1 \frac{\partial T_1}{\partial t} + A_1 \varepsilon_1 \sigma T_1^4 + \zeta(T_1 - T_2)/lA_1 \quad (1)$$

收稿日期: 2010-09-26

基金项目: 中国科学院知识创新项目 (0323035)

作者简介: 丁少华 (1986-), 男, 安徽芜湖人, 硕士研究生, 主要研究方向为空间目标信息获取与处理。

E-mail: dshabc@mail.ustc.edu.cn

$$q_{s2} + q_{e2} + q_{se2} = m_2 c_2 \frac{\partial T_2}{\partial t} + A_2 \varepsilon_2 \sigma T_2^4 + \zeta(T_1 - T_2)/lA_2 \quad (2)$$

式中, m 为物体的质量; c 为比热容; T 为温度; t 为时间; A 为表面面积; ε 为表面发射率; σ 为玻尔兹曼常数 ($5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$); ζ 为导热系数 ($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$); l 为帆板厚度。式 (1) 和式 (2) 分别为帆板向阳面和背阳面的热平衡方程。方程左边三项分别表示单位时间内吸收的太阳辐射、地球辐射和地球反射的太阳辐射, 右边第二项为向宇宙辐射的能量, 右边第三项为向阳面和背阳面之间的热传导能量。

本体表面的热平衡方程为

$$q_s + q_e + q_{se} + q_{in} = mc \frac{\partial T}{\partial t} + A\varepsilon\sigma T^4 \quad (3)$$

式中, q_{in} 为内载荷对外表面的热传导能量。在式 (1) ~ 式 (3) 中, 当方程有稳态解时, 微分项为 0。由于各部件的质量和比热容未知, 本文只考虑稳态解。文献 [3] ~ [5] 对其它各分量的计算作了比较详细的讲解, 本文不再赘述。

2 卫星结构及相关热控处理

本文中, 卫星均假设为三轴稳定结构, 其本体是边长为 2m 的正方体, 太阳帆板的总面积为 $10 \text{ m} \times 1.4 \text{ m}$, 如图 1 所示。坐标系采用: +X 为飞行方向, +Z 指向地心, +Y 由右手定则确定。

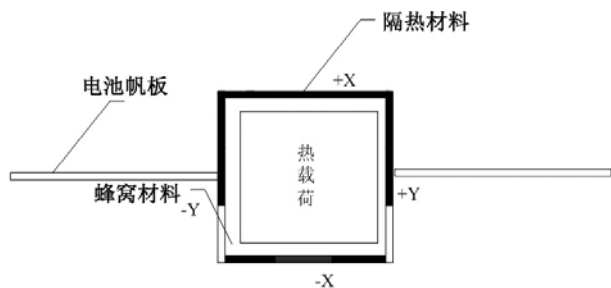


图 1 卫星结构

卫星散热面的布置一般视热载荷大小和外热流分布而定。卫星 $\pm X$ 和 $\pm Z$ 面的外热流的日波动较大, 而 $\pm Y$ 面的外热流虽然在一年中有变化, 但是其日波动不大, 因此散热面一般布置在 $\pm Y$ 面。对于热功耗较大的卫星, 则需要在其它面布置散热面, 其热控方式多种多样。本文

仅假设散热面布置在 $\pm Y$ 面, 表面采用铈玻璃镀银二次表面镜, 其它面包扎多层隔热材料, 太阳帆板的背阳面涂白漆。

本文中, 隔热层的厚度为 5 mm, 热导率为 $4.0 \times 10^{-4} \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; 太阳帆板蜂窝材料的厚度为 40 mm, 热导率为 $1.7 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; 散热面导热材料的厚度为 60 mm, 热导率为 $121 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; 太阳电池的转换效率为 0.2; 其它材料的太阳吸收率和发射率如表 1 所示 (本文的相关数据部分由上海卫星工程研究所提供, 部分来源于参考文献 [3] ~ [7])。

表 1 各材料的吸收率和发射率

材料	太阳吸收率	发射率
二次表面镜	0.135 ~ 0.25 (取 0.18)	0.8
多层	0.2	0.68
白漆	0.12 ~ 0.3 (取 0.12)	0.88
太阳电池	0.92	0.84

3 卫星的温度特性仿真和分析

STK 是一款由美国 AGI 公司开发的航天工业领域商用分析软件 [8]。通过该软件可以定制太阳矢量和各坐标轴的夹角以供计算使用。

3.1 不同轨道倾角卫星的温度特性仿真

选取轨道倾角分别为 0° 、 50° 和 97.8° (太阳同步卫星的发射时间为 12 点), 高度为 600 km 的圆轨道卫星进行分析。首先需要计算各卫星散热面的平均外热流, 以确定散热面的面积 (舱内温度按 20°C 设计, 热载荷按单位面积热载荷 $46 \text{ W}/\text{m}^2$ 计算, 散热系数为 90%), 计算结果如表 2 所示。

在进行卫星温度仿真的过程中, 假设 0° 卫星 (赤道卫星) 和 97.8° 卫星 (太阳同步卫星) 的太阳帆板作一维转动; 因 50° 卫星的太阳帆板作一维转动时接收的太阳光照比较弱, 故采用二维转动。仿真时间为春分时刻, 图 2 和图 3 所示为各卫星的表面温度周期特性。

从图 2 和图 3 (从左到右分别为 0° 、 50° 和 97.8° 轨道倾角) 中可以看出, 在春分时刻, 对

表 2 散热面计算结果

轨道倾角 (600 km 高度)	+Y,-Y (春分) 日平均 外热流密度 (W/m^2)	+Y,-Y (夏至) 日平均 外热流密度 (W/m^2)	年均总外热流密度 (W/m^2)	总散热面面积 (m^2)
0°	54.5, 55.5	54.3, 115.9	70.05	3.82
50°	50.1, 75.2	118.9, 50.3	73.63	3.97
97.8°	50.5, 53.2	55.6, 55.7	53.75	3.60

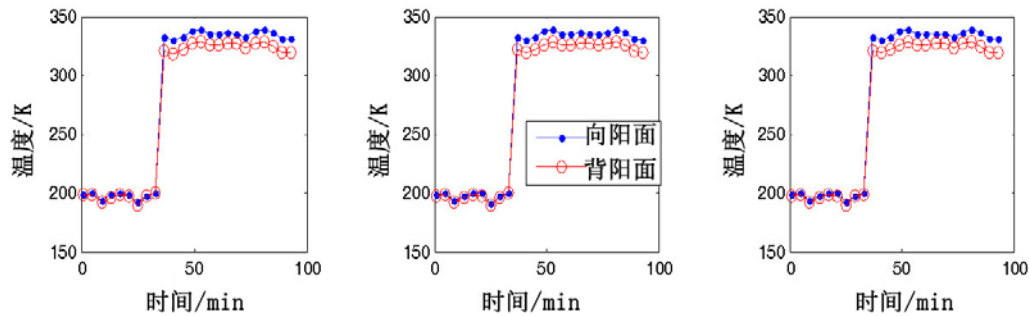


图 2 不同轨道倾角卫星帆板的温度特性

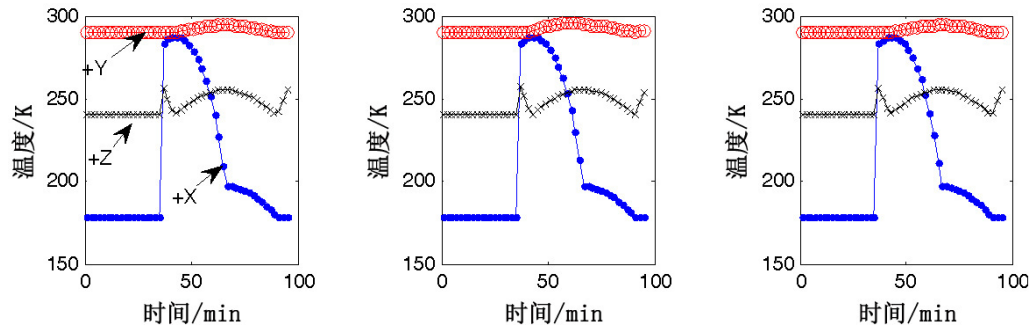


图 3 不同轨道倾角卫星本体的表面温度特性

于周期性进入阴影区和光照区并具有相同热控方案的卫星来说, 其表面温度特性对轨道倾角并不敏感, 几乎没有大的差别。其中, 太阳帆板的表面温度在光照区和阴影区的差距比较大, 达到 140 K; +Y 散热面的温度波动较小, 在 6 K 之内波动, 且温度高, 是重点观察区域; +X 面的温度波动较大, 因为从阴影区刚进入光照区时, 它受到的太阳辐照比较大, 随后太阳辐照逐渐减小; +Z 面出现了两个峰值, 它们分别是在刚进入光照区受到太阳辐照时和在光照最强时受到比较大的地球反照时出现的。

3.2 不同轨道高度卫星的温度特性仿真

选取倾角为 0° , 轨道高度分别为 100 km、

5000 km 和 35786 km (地球同步轨道) 的卫星作为研究对象, 方法同上, 得到其表面温度周期特性 (见图 4 和图 5)。

从图 4 和图 5 (从左到右分别为 100 km、5000 km 和 35786 km 轨道高度) 中可以看出, 随着轨道高度的增加, 卫星表面温度受地球的影响越来越小, 具体表现在以下几个方面:

- (1) 太阳帆板的温度变化曲线趋于平坦, 同时阴影区和光照区的温差变大。
- (2) 散热面的温度曲线也趋于平坦, 且温度稳定在 20°C 上下。
- (3) 在阴影区和光照区的交际时段, +Z 面受到比较大的太阳辐射, 温度出现较大变化; 在

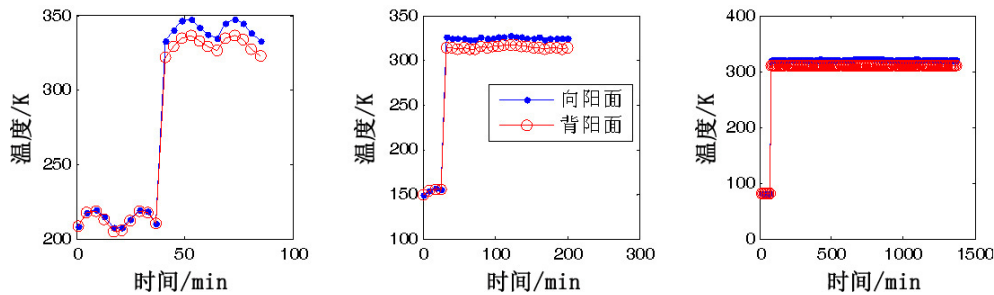


图 4 不同轨道高度卫星太阳帆板的温度特性

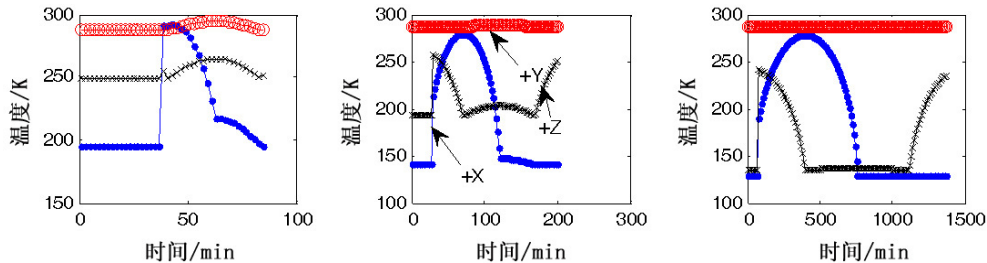


图 5 不同轨道高度卫星本体的表面温度特性

光照正射时段, +Z 面出现温度峰值。由于轨道高度增加, 曲线变得平坦。

(4) 当卫星表面不受光照时, 高轨卫星的表面温度均低于低轨卫星。

4 结束语

本文对不同轨道倾角和高度卫星的温度特性进行了分析。结果表明, 卫星表面温度特性对轨道倾角并不敏感; 随着轨道高度的增加, 地球对卫星表面温度的影响越来越小, 表面温度特性会表现出差异。总之, 在光照区, 太阳帆板的温度较高, 具有比较明显的红外特征; 卫星散热面无论是在日照区, 还是在阴影区, 其温度都比较高, 且温度波动小, 便于观察。

参考文献

- [1] 李少敏, 牛威, 马鑫, 等. 空间目标探测技术研究 [J]. 国防科技, 2009, 30(3): 6-13.
- [2] 陈杜, 徐秀芳, 刘银年, 等. 空间目标红外辐射谱测量技术研究 [J]. 红外, 2005, 26(7): 8-12.
- [3] 闵桂荣. 卫星热控制技术 (第一版) [M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [4] 张骏, 吕相银, 王一程, 等. 地球辐射对大气层外弹道式目标表面温度场的影响 [J]. 红外技术, 2008, 30(4): 187-191.
- [5] 杨贤荣, 马庆方, 原庚新, 等编. 辐射换热角系数手册 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [6] 张永阳. 空间目标红外辐射特性研究与基于光谱的空间点目标特征提取 [D]. 南京: 南京理工大学, 2007.
- [7] 张伟清. 卫星红外辐射特性研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2006.
- [8] 杨颖, 王琦. STK 在计算机仿真中的应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [9] 舒锐, 周彦平, 陶坤宇, 等. 空间目标红外辐射特性研究 [J]. 光学技术, 2006, 32(2): 196-199.
- [10] 薛丰廷, 汤心溢. 空间目标瞬态温度特性研究 [J]. 激光与红外, 2008, 38(3): 223-225.
- [11] 李运泽, 宁献文, 王晓明, 等. 纳卫星散热面与隔热层的联合设计模型与算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(4): 414-417.
- [12] 李淑军, 高晓东, 朱耆祥. 带太阳能帆板的卫星光度特性分析 [J]. 光电工程, 2004, 31(4): 1-4.
- [13] 韩玉阁, 宣益民. 卫星的红外辐射特性研究 [J]. 红外与激光工程, 2005, 34(1): 34-37.
- [14] 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.