

空间目标瞬态温度特性研究

薛丰廷, 汤心溢

(中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083)

摘要: 红外辐射特性是对空间目标检测跟踪的重要指标, 卫星工具包(STK)的重要模块之一。STK/Space Environment 为用户评价空间飞行器在太空中受到的影响提供了方便。利用此分析模块, 计算了空间目标(卫星)在不同轨道下的瞬态温度变化, 分析了空间目标进入地球阴影后温度的变化特性。

关键词: 空间目标; 瞬态温度; 卫星轨道; 红外辐射

中图分类号: TN21

文献标识码: A

Study on the Transient Temperature of the Space Target

XUE Feng-ting, TANG Xin-yi

(Shanghai Institute of Technical Physics, CAS, Shanghai 200083, China)

Abstract: The infrared radiation characteristic is an important parameter for detecting and tracking a space target. Based on the application of the STK/Space Environment, it is easy to evaluate the effects of the space environment on the spacecraft. The transient temperature change of the space targets was calculated in different earth orbit, especially the satellite, and the temperature character of a space target was analysed after it got into the umbra.

Key words: space target; transient temperature; satellite in the earth orbit; infrared radiation

1 引言

红外辐射特性是对空间目标进行检测跟踪的重要指标。空间目标沿轨道飞行时, 要周期性地经历日照区和地球阴影区, 因此温度也随之周期性地变化, 这将影响空间目标的红外辐射特性。卫星工具包 STK(Satellite Tool Kit)是航天领域中先进的系统分析软件, 由美国分析图形有限公司研制, 用于分析复杂的陆地、海洋、航空及航天任务。它可提供逼真的二维、三维可视化动态场景以及精确的图表、报告等多种分析结果。STK/Space Environment 是 STK 的重要分析模块之一, 它被用来分析空间飞行器在太空中工作时受到的影响, 例如, 热辐射、空间垃圾碰撞、电粒子干扰等^[1]。

本文首先分析了空间目标的热平衡模型, 然后利用 STK 提供的卫星资源数据库, 对不同轨道下的卫星, 仿真它们的运行环境, 由此分析卫星目标的瞬态温度变化曲线。

2 空间目标的热平衡分析

空间目标受热的热源有两方面: 外部和内部。内热包括目标内部电子仪器和生命系统所产生的废热, 以及设备间的热交换; 外部加热主要来源于太阳直接照射、地球红外辐射加热以及地球大气系统反射太阳辐射加热^[2-3]。

卫星在轨道上正常运行时, 它的温度取决于环境条件和自身状况。根据能量守恒原理, 可以分析卫星在宇宙空间的热平衡, 在单位时间内, 卫星从宇宙空间吸收的热量与本身产生的热量之和, 等于卫星向宇宙空间排除的热量与内能变化之和, 则可以列出卫星在宇宙空间的热平衡关系式。

设卫星平衡温度为 T_D , 由能量守恒可写出平衡

基金项目: 中国科学院知识创新支持项目。

作者简介: 薛丰廷(1982 -), 男, 博士研究生, 主要研究领域为信息与信号处理。E-mail: xft_7912@163.com

收稿日期: 2007-09-06

方程:

$$q_1 + q_2 + q_3 + q_4 = q_5 + q_6 \quad (1)$$

式中, q_1 表示卫星吸收的太阳直接辐射能率; q_2 表示卫星吸收的地球反照能率; q_3 表示卫星所吸收的地球红外辐射能率; q_4 表示卫星自身产生的热流率; q_5 表示卫星内能的变化率; q_6 表示卫星向宇宙空间辐射的能率。

在不考虑卫星表面热传导, 只考虑卫星与宇宙空间的换热情况下, 可以把卫星看作一个简单的等温体。因此由式(1)可得:

$$(\alpha_s S \phi_1 + \alpha_s E_r \phi_2 + \varepsilon_e E_e \phi_3) A + P = mc \frac{\partial T}{\partial t} + A \varepsilon \sigma T^4 \quad (2)$$

其中, α_s 为卫星对太阳辐射的吸收率; S 为太阳常数; ϕ_1, ϕ_2, ϕ_3 分别为卫星对于太阳直接辐射、地球反照和红外辐射的角系数; E_r 为地球表面对太阳辐射的平均反射密度; E_e 为地球表面的平均红外辐射密度; ε_e 为地球发射率; A 为卫星表面积; P 为卫星内热; m 和 c 为卫星质量和比热容; T 为温度; t 为时间; ε 为卫星表面发射率; σ 为玻尔兹曼常数 ($5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$)^[4-5]。

在计算角系数时, 需要考虑卫星表面在不同时间点上与太阳辐射的夹角, 卫星表面的矢量图如图1所示。图2是在STK中建立的卫星矢量图。太阳辐射角系数可以通过式(3)进行计算:

$$\phi_1 = |\cos \gamma_s| \quad (3)$$

其中, ϕ_1 为太阳角系数; γ_s 为太阳光与照射面法线的夹角。

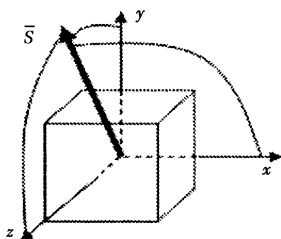


图1 卫星表面矢量图

Fig. 1 the vector figure of satellite

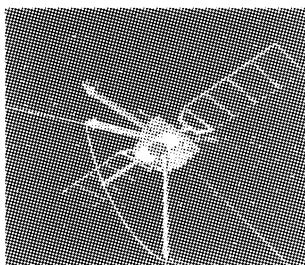


图2 STK中建立的卫星矢量图

Fig. 2 the vector figure of satellite in STK

3 仿真模型

应用STK仿真环境, 本文设计了不同轨道层面上的卫星运行情况, 对卫星进行24h的仿真分析。使用STK/Space Environment模块进行分析的具体内容如下:

所有卫星的吸收率设定为0.87, 发射率设定为0.87, 太阳常数取 $1353 \text{ W}/\text{m}^2$, 地球对太阳光的平均反射率0.3, 地球表面对太阳辐射的平均反射密度为 $406 \text{ W}/\text{m}^2$, 地球表面的平均红外辐射密度为 $237 \text{ W}/\text{m}^2$ 。

3.1 低轨卫星

典型的低地球轨道通常为椭圆或圆轨道, 高度低于2000km。在这个高度上的卫星回归周期在90min到2h之间。目前主要的低轨卫星系统为全球星Globalstar(56颗卫星分布在8个轨道平面), 本文选择了其中四颗分析。

Globalstar - FM60, Globalstar - FM62, Globalstar - FM63, Globalstar - M001的轨道远地点为1414km, 近地点为1412km。卫星温度变化曲线如图3所示。

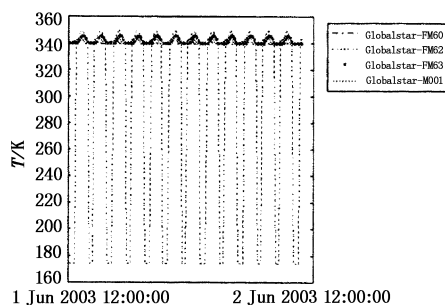


图3 低轨道卫星的温度变化曲线

Fig. 3 the temperature of satellites in low earth orbit

3.2 中轨卫星

典型的中轨道卫星系统有Inmarsat(12颗卫星), 本文选择了其中四颗。

四颗卫星Inmarsat - F1, Inmarsat - F2, Inmarsat - F3, Inmarsat - F4的轨道远地点为35796km, 近地点为35778km。卫星温度变化曲线如图4所示。

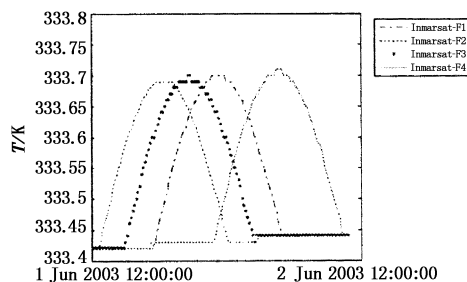


图4 中轨道卫星的温度变化曲线

Fig. 4 the temperature of satellites in medium earth orbit

3.3 大椭圆轨道卫星

典型的大椭圆轨道近地点约为 500km,远地点约为 50000km。俄罗斯的 Molniya 卫星系统,三颗卫星分布间隔为 120° ,轨道回归周期 12h,远地点为 38289km,近地点为 2072km。卫星温度变化曲线如图 5 所示。

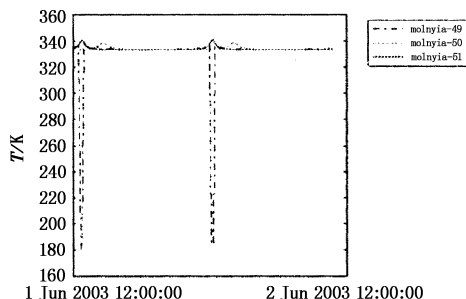


图 5 大椭圆轨道卫星的温度变化曲线

Fig.5 the temperature of satellites inhighly elliptical earth orbit

对以上数据的统计后,得出如表 1 的结果。

表 1 卫星温度统计表

Tab.1 the statistics of satellites' temperature

	卫 星	最高温度/K	最低温度/K
低轨道卫星	Globalstar - FM60	342.57	339.29
	G10balstar - FM62	348.93	174.03
	G10balstar - FM63	344.89	339.28
	Clobalstar - M001	344.87	339.28
轨道卫星	Imarsat - F1	333.70	333.42
	Inmarsat - F2	333.69	333.42
	Inmarsat - F3	333.70	333.42
	Inmarsat - F4	333.71	333.42
大椭圆轨道	Molniya_3 - 49	338.05	179.98
	Molniya_3 - 50	338.55	333.41
	Molniya_3 - 51	341.22	333.40

4 结果分析

从以上图表中可以分析看出:

四颗低轨卫星中只有 Globalstar - FM62 会进入地球阴影区,当它在 12:09:42 时进入地球阴影,接收的太阳直接辐射和地球反射太阳辐射为零,只能接受地球红外辐射,卫星表面温度开始下降,最后降到最低温度 174.03K;12:44:13 时离开阴影区,卫星表面重新受到太阳直接照射,温度开始上升至最大值。

四颗中轨卫星由于都是地球同步轨道卫星,所以都没有进入地球阴影区,但是由于轨道很高,它们的温度都比低轨道卫星在光照区的表面温度低一

点,这主要是由于地球辐射和地球反射太阳光辐射随着轨道高度增加而减小造成的。

大椭圆轨道卫星的远地点和近地点相差很大,其中只有 Molniya - 49 进入了地影区,但是它的近地点比 Globalstar - FM62 低,受到地球辐射更多,所以最低温度也更高一点。

由此可以得出,卫星高度在大气层外时,只要卫星不进入地球阴影,表面温度都保持在常温。在不考虑大气等其他因素影响的情况下,轨道高度对地基探测器的探测能力不会产生重大影响。但是轨道越高,卫星表面温度仍然有所下降,主要原因是地球长波红外辐射和大气反照太阳辐射随轨道高度增加而减少。另外,由于太阳光是目标的主要热源,使得卫星在地球阴影中与在太阳照射条件下的表面温度相差 150K 左右。

为了验证计算的温度结果,将计算数据与某在轨卫星在 2005 年 6 月 18 日的一个轨道周期内得到的实际遥测温度数据进行对比,实际遥测数据的卫星向阳面温度变化范围为 268.35 ~ 216.15K,卫星底面的温度变化范围为 246.42 ~ 184.83K,太阳能电池帆板的温度变化范围为 327.77 ~ 210.25K。经过比较发现,计算结果与遥测数据基本一致,产生的误差主要是因为计算模型时采用了一些简化,所以分析的结果可以作为研究空间目标红外辐射特性的参考数据。

5 结束语

本文主要利用 STK/Space Environment 对不同轨道的卫星进行温度分析,得出了卫星随轨道高度变化的瞬态温度特性。为了计算简便,本文在计算温度时只对单个面元进行了分析,没有考虑卫星各面元间的热交换,因此以后的工作需要更进一步的完善。

参考文献:

- [1] 杨颖. STK 在计算机仿真中的应用[M]. 北京:国防工业出版社,2005:1-5.
- [2] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京:宇航出版社,1991:48-135.
- [3] 屈金样. 航天器系统热分析综述[J]. 红外,2004(10):20-27.
- [4] Guo Lixin. Study on the characteristic of IR radiation from space target[J]. International Journal of Infrared and Millimeter Waves,2004,25(1):119-127.
- [5] Li Daoyong. Light scattering and infrared radiation of spatial objects[J]. International Journal of Infrared and Millimeter Waves,2006,27:1609-1617.