文章编号:1001-5078(2015)07-0805-04

· 红外技术及应用 ·

太阳同步轨道卫星空间热流分析

吴晓迪^{1,2,3},孙云辉⁴,李 秩⁵

(1. 红外与低温等离子体安徽省重点实验室,安徽 合肥 230037;
2. 脉冲功率激光技术国家重点实验室,安徽 合肥 230037;3. 电子工程学院,安徽 合肥 230037;
4. 65040 部队,辽宁 沈阳 110181;5. 73677 部队,江苏 南京 210000)

摘 要:卫星空间热流的计算是卫星可见光特性与红外特性分析的基础,本文首先建立了基于 蒙特卡洛法的卫星空间热流计算模型,然后计算了太阳同步轨道对地三轴稳定卫星在轨运行 一个周期内所接受的空间热流,最后对卫星的空间热流计算结果进行了详细分析,研究结果对 于空间目标可见光特性与红外特性研究具有参考价值。 关键词:地球卫星;空间热流;蒙特卡洛法;可见光特性;红外特性

中图分类号: V231.95; TN21 文献标识码: A DOI: 10.3969/j.issn. 1001-5078.2015.07.015

Spatial heat flux analysis of a satellite in the sun-synchronous orbit

WU Xiao-di^{1,2,3}, SUN Yun-hui⁴, LI Zhi⁵

(1. Key Laboratory of Infrared and Low Temperature Plasma of Anhui Province, Hefei 230037, China;
2. State Key Laboratory of Pulsed Power Laser Technology, Hefei 230037, China;
3. Electronic Engineering Institute, Hefei 230037, China;
4. 65040 Army Unit, Shenyang 110181, China;
5. 73677 Army Unit, Nanjing 210000, China)

Abstract: The spatial heat flux calculation of a satellite is the basis of its visible and infrared feature analysis. Firstly, the spatial heat flux calculation models based on Monte-Carlo method are established. Secondly, the spatial heat flux of a three-axis stabilized satellite in the sun-synchronous orbit is calculated in one circle. Finally, the calculation results of spatial heat flux are analyzed in detail. The research results have reference value for the visible and infrared feature analysis of spatial targets.

Key words: earth satellite; spatial heat flux; Monte-Carlo method; visible feature; infrared feature

1 引 言

现代战争对空间系统的高度依赖,导致空间攻 防对抗日益激烈,基于卫星可见光和红外特性的光 学探测手段,已经成为空间对抗技术中探测跟踪目 标的重要方式^[1,2],而卫星在轨运行时的空间热流 计算是分析其可见光与红外特性的基础^[3-5]。文章 建立了基于蒙特卡洛法的卫星空间热流计算模型, 计算并分析了太阳同步轨道对地三轴稳定卫星在轨 运行一个周期内所接受的空间热流,为卫星可见光 与红外特性的研究奠定了基础。

2 卫星太阳热流计算

本文研究对象为太阳同步轨道三轴稳定卫星, 在日照区时卫星太阳翼电池面始终面向太阳,并与 太阳方向向量垂直,如图1所示。其中坐标系 S_o ,为 第二轨道坐标系,原点 O_o ,在卫星的质心;轴 X_o ,在 轨道平面内,垂直于地心距矢量向前;轴 Z_o ,在轨道 平面内,指向地心;轴 Y_o ,垂直于轨道平面; n_{S_o} ,为 第二轨道坐标系中的太阳方向向量。坐标系 S_c 为

作者简介:吴晓迪(1980 -),男,讲师,主要研究方向为目标与背景的红外特征与红外热像仿真。E-mail:wuxiaodi195@sina.com 收稿日期:2014-10-22

太阳翼本体坐标系,原点 O_e 为太阳翼与星体的铰接 点, Z_e 轴正方向为太阳翼电池面的外法线方向。



图1 三轴稳定卫星的三维模型

利用蒙特卡洛法计算卫星接收的太阳热流时, 首先要建立光束的发射坐标系 *S*_{ml} 和发射平面,然 后随机发射光束并记录光束与卫星划分面元的相交 情况,最后统计各面元的交点数计算各面元的太阳 热流,具体步骤如下:

(1)以第二轨道坐标系 S_{o} ·中太阳方向向量 $n_{S_{o}}$ '的方向作为发射坐标系 S_{m1} 的 Z_{m1} 轴正方向,发 射平面位于第二轨道坐标系原点与太阳位置之间, 发射平面与向量 $n_{S_{o}}$ 垂直且与坐标原点的距离要 满足卫星各部分与发射平面不相交。从第二轨道坐 标系不平行于向量 $n_{S_{o}}$ '的坐标轴中选择一个,沿 $n_{S_{o}}$ '方向投影到发射平面,投影交线为发射坐标系 的 X_{m1} 轴。

(2)在确定了发射坐标系后,可以求得发射坐标系 *S*_{m1} 中各个坐标轴与第二轨道坐标系 *S*_o,中各个坐标轴的夹角余弦值,根据得到的夹角余弦值可以确定从第二轨道坐标系 *S*_o,到发射坐标系 *S*_{m1} 的坐标变换矩阵如下

$$\boldsymbol{L}_{m1_{o'}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{x}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{x}_{o'} & \boldsymbol{x}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{y}_{o'} & \boldsymbol{x}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{z}_{o'} \\ \boldsymbol{y}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{x}_{o'} & \boldsymbol{y}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{y}_{o'} & \boldsymbol{y}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{z}_{o'} \\ \boldsymbol{z}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{x}_{o'} & \boldsymbol{z}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{y}_{o'} & \boldsymbol{z}_{m1_{o'}} \cdot \boldsymbol{z}_{o'} \end{bmatrix}$$

$$(1)$$

式中, X_{m1} 轴与坐标系 $S_{o'}$ 中各个坐标轴的夹角余弦 为 $[x_{m1_{o'}} \cdot x_{o'}, x_{m1_{o'}} \cdot y_{o'}, x_{m1_{o'}} \cdot z_{o'}]$; Y_{m1} 轴与各个 坐标轴的夹角余弦为 $[y_{m1_{o'}} \cdot x_{o'}, y_{m1_{o'}} \cdot y_{o'}, y_{m1_{o'}} \cdot z_{o'}]$; Z_{m1} 轴与各个坐标轴的夹角余弦为 $[z_{m1_{o'}} \cdot y_{o'}, z_{m1_{o'}} \cdot z_{o'}]$,其中 $x_{o'}$ 、 $y_{o'}$ 和 $z_{o'}$ 为坐标系 $S_{o'}$ 中 $X_{o'}$ 、 $Y_{o'}$ 和 $Z_{o'}$ 正半轴的单位方向向量, $x_{m1_{o'}} \cdot y_{m1_{o'}}$ 和 $z_{m1_{o'}}$ 为坐标系 S_{m1} 中 X_{m1} 、 Y_{m1} 和 Z_{m1} 正半轴在第二轨道坐标系 $S_{o'}$ 中的单位方向向量。

(3)在发射平面上沿 X_{m1} 和 Y_{m1} 轴建立长方形 的发射区域,且发射区域要大于卫星沿 n_{S_o}, 方向在 发射平面上的投影区域,在发射区域内产生随机发 射点,则发射光束就是过该点以 n_{S_o}, 为方向向量的 直线。利用坐标转换和坐标平移将随机发射点坐标 分别转换到第二轨道坐标系 S_o, 和太阳翼本体坐标 系 S_e中,计算发射光束与卫星本体和太阳翼各划分 面元的交点,保留和发射点之间距离最近的有效交 点。统计卫星各面元的交点数 N 和总的发射光束 数 N_{sum},则面元接收的太阳热流密度为:

$$E_s = E_s(\frac{N}{N_{sum}})(\frac{A_1}{A_2})$$
(2)

式中, A_1 为发射区域的面积; A_2 为卫星面元的面积; E_s 为大气层上边界处垂直于太阳光线的表面上的太阳辐射热流密度^[6]。

3 卫星地球热流计算

对于卫星表面面元 dA,其接收的地球辐射热流 E_E 可以表示为:

$$E_E = \frac{M_E A_E F_{A_E \to dA}}{dA} \tag{3}$$

式中, M_E 为地球辐射出射度^[7]; A_E 为地球表面面 $\Re^{[7]}$; $F_{A_E \rightarrow 4A}$ 为地球到卫星表面面元 dA 的角系数。

由角系数互换性
$$A_E F_{A_E \to dA} = dAF_{dA \to A_E}$$
可得:

$$E_E = M_E F_{dA \to A_E} \tag{4}$$

式中, $F_{dA \rightarrow A_E}$ 为卫星表面面元 dA 到地球的角系数。

由上式可知 dA 接收地球辐射热流的求解归结 为 $F_{dA \to A_E}$ 的确定,采用蒙特卡洛法计算地球辐射热 流实际就是计算 $F_{dA \to A_E}$ 。首先建立面元 dA 的光束 发射坐标系 S_{m2} 如图 2 所示,在 S_{m2} 中的光束发射方 向为 θ 和 ϕ ,其中 θ = $rand_{\theta} \cdot \pi/2 \ \phi$ = $rand_{\phi} \cdot 2\pi$, $rand_{\theta}$ 和 $rand_{\phi}$ 为 [0, 1] 之间的随机数,发射光束 的单位方向向量为 { $sin\theta cos\phi$, $sin\theta sin\phi$, $cos\theta$ }^T,发 射光束的能量为 $cos\theta sin\theta$;然后令 dA 随机发射一定 数目的光束,将光束方向向量从发射坐标系转换到 第一轨道坐标系中,判断光束是否能照到地球;最后 统计照到地球的光束数与总光束数,照到地球表面 的光束与总光束之比即为角系数 $F_{dA \to A_E}$ 。采用蒙特 卡洛法计算地球反照热流的思路和计算地球辐射热 流类似,在此不再赘述。



图 2 $F_{dA \rightarrow A_E}$ 计算的光束发射坐标系

4 计算结果与分析

卫星太阳翼电池面在日照区时始终对日定向,

而在地影区时与 – Z_o , 轴具有相同指向,始终对天; 轨道参数如下,轨道半长轴 a = 7000 km,轨道偏心 率 e = 0,升交点赤经 $\Omega = 0$ °,轨道倾角 i =97.887°,近地点幅角 $\omega = 0$ °;时间为春分日,此时 卫星轨道面与太阳方向向量的夹角为 0°;选择降交 点作为卫星轨道周期的起始点,将一个轨道周期均 分为 600 个时间段,得到 600 个时刻,当卫星在时刻 0、150、300、和 450 时,分别位于轨道周期的起始点、 1/4 周期、1/2 周期和 3/4 周期处,如图 3 所示;当卫 星在时刻 113 至 487 时,位于日照区,在时刻 0 至 112 和时刻 488 至 600 时,位于地球阴影区。



图 3 卫星在太阳同步轨道的四个位置

图 4 为卫星外表面一个轨道周期的空间热流密 度,图中横坐标为一个轨道周期所划分的时刻序列, 纵坐标为空间热流密度。

从图4(a)至图4(h)中星体各面、太阳翼向阳 面和背阳面接收的空间热流可知:

(1)太阳方向向量在卫星轨道平面内,导致星 体 $\pm Y_{o}$ 面的太阳热流为 $0_{o} + X_{o}$ 面在出地影区后 至1/2 周期处前均有太阳热流的作用,在1/4 周期 处时其太阳热流达到最大值。- X_a, 面与 + X_a, 面接 收太阳热流的过程正好相反,在经过1/2周期处后 至进入地影区前均有太阳热流,在 3/4 周期处时其 太阳热流最大。始终对地的 + Z_a, 面只有在两个较 少的时间段内接收到太阳热流,一个是在出地影区 后至1/4周期处前,另一个是在经过3/4周期处后 至进入地影区前。始终朝天的 - Z_a, 面在经过 1/4 周期处后至3/4周期处前的较长时间范围内接收到 太阳热流,在1/2周期处时其太阳热流达到最大值。 同时还可以看出, $\pm X_{a}$, 面和 – Z_{a} , 面所接收的太阳 热流最大值相同,均大于 + Z_{o} 面接收到的最大太 阳热流,这是由于 $\pm X_{o'}$ 面和 $- Z_{o'}$ 面在太阳热流达 到最大值时,它们的表面与太阳方向向量垂直,而+

Z_o, 面在太阳热流最大时, 其表面和太阳方向向量保 持一定的夹角而并不与之垂直。



(2) 星体 – $Z_{o'}$ 面始终朝天,其接收的地球辐射 热流和地球反照热流均为 $0_{\circ} \pm X_{o'}$ 面和 $\pm Y_{o'}$ 面具 有相同的地球辐射热流和地球反照热流,而 $+ Z_{o'}$ 面接收的地球辐射热流和地球反照热流均大于 $\pm X_{o'}$ 面和 $\pm Y_{o'}$ 面,这是因为水平朝向地面方向的表 面所接收的地球辐射热流和地球反照热流要大于竖 直于地面方向的表面。同时还可以看出,只有当太 阳照亮的地球表面区域对卫星可视时,星体面才有 地球反照热流的作用,并且当卫星运行到日照区中 心即 1/2 周期处时,反照热流对星体面的作用达到 最大值。

(3)太阳翼向阳面(电池面)在日照区对日定 向,其接收的太阳热流不变,始终保持最大;太阳翼 的转动使得向阳面与地球表面之间的相对朝向不断 变化,所以在日照区时向阳面接收的地球辐射热流 也不断变化,在刚出地影区和快要进入地影区时,接 收的地球辐射热流达到最大,在1/2 周期处时接收 的地球辐射热流为0;太阳翼的转动也使得向阳面 接收的地球反照热流很小。在地影区向阳面始终朝 天,没有地球辐射热流的作用。

(4)太阳翼背阳面在地影区始终对地,其接收 的地球辐射热流不变;在日照区始终背阳,其接收的 太阳热流始终为0,同时由于太阳翼的转动,其接收 的地球辐射热流和地球反照热流在日照区时不断变 化,背阳面在1/2 周期处接收的地球辐射热流和地 球反照热流最大。

5 结 语

首先建立了基于蒙特卡洛法的卫星空间热流 计算模型与太阳同步轨道对地三轴稳定卫星的几 何模型,然后计算了卫星在轨运行一个周期内所 接受的空间热流,最后对卫星各表面所接收空间 热流的变化及其原因进行了详细分析,研究结果 对于空间目标可见光特性与红外特性的研究具有 参考价值。

参考文献:

- ZHANG Jun, WANG Yicheng, LÜ Xiangyin, et al. Numerical analysis of infrared characteristics of exoatmospheric ballistic target[J]. Infrared and Laser Engineering, 2008, 37(5):765-769.
- 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.

- [3] WU Xiaodi, HUANG Chaochao, WANG Yicheng, et al. Influence of satellite surface scattering on its temperature and infrared feature[J]. Laser & Infrared, 2013, 43(7): 753-756. (in Chinese)
 吴晓迪,黄超超,王一程,等. 卫星表面散射对其温度 及红外特征的影响[J]. 激光与红外, 2013, 43(7): 753-756.
- [4] GUO Ming, WANG Xuewei. IR modeling and simulation of space target/star and space environment [J]. Infrared and Laser Engineering, 2010, 39(3): 399 - 404. (in Chinese)

郭明,王学伟.空间目标星空背景红外建模与仿真[J].红外与激光工程,2010,39(3):399-404.

[5] SHI Liangchen, ZHU Dingqiang, CAI Guobiao. Simulation research of multi-spectral signature of satellite [J]. Opto-Electronic Engineering, 2009, 36(5):40 - 46. (in Chinese)

石良臣,朱定强,菜国飙.卫星多光谱信号的仿真研究 [J].光电工程,2009,36(5):40-46.

- [6] Glen W. Batts. Thermal environment in space for engineering applications [R]. AIAA - 94 - 0593, 1994.
- [7] Bhanderi Dan D V, Bak Thomas. Modeling earth albedo for satellite in earth orbit. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit [J]. San Francisco, California,2005:1-12.