

航天器太阳能电池阵空间外热流环境模型及分析

黄洪昌, 解晓莉, 顾军

(中国电子科技集团公司第十八研究所, 天津 300384)

摘要: 文章通过对航天器运行的空间外热流环境进行分析, 给出太阳能电池阵接收热流及其角系数的计算方法; 对低地球轨道和地球同步轨道的地球阴影进行分析, 得出太阳能电池阵进出阴影的时刻以及轨道周期时间节点; 通过对太阳能电池阵的各部件有限元建模, 计算出摇臂架、电池基板和铰链表面的热流载荷, 并对比分析了不同轨道条件下热流载荷随轨道周期性的变化规律。

关键词: 空间热环境; 太阳能电池阵; 地球阴影; 热流载荷

中图分类号: V474; TK121

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2020)03-0275-05

DOI: [10.12126/see.2020.03.011](https://doi.org/10.12126/see.2020.03.011)

Modelling and analysis of spacecraft external heat flux environment for the solar array

HUANG Hongchang, XIE Xiaoli, GU Jun

(Tianjin Institute of Power Supply, Tianjin 300384, China)

Abstract: Based on the analysis of the space heat environment, the received heat flux and its angle factor of the solar array are calculated. The time points when the spacecraft enters and leaves the Earth's shadow in orbit are calculated under the LEO and GEO conditions, respectively. The finite element analysis model is built for the solar array components such as the yoke, the panels and the hinge based on the simplified model of the spacecraft solar array. The periodic variation of the heat flux on the solar array is analyzed under different orbit conditions.

Keywords: space thermal environment; solar array; Earth's shadow; heat flux load

收稿日期: 2019-09-22; 修回日期: 2020-05-20

引用格式: 黄洪昌, 解晓莉, 顾军. 航天器太阳能电池阵空间外热流环境模型及分析[J]. 航天器环境工程, 2020, 37(3): 275-279
HUANG H C, XIE X L, GU J. Modelling and analysis of spacecraft external heat flux environment for the solar array[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(3): 275-279

0 引言

太阳能电池阵作为在轨运行航天器的重要部件和能量来源,其安全性和稳定性直接影响航天器的功能和性能,乃至飞行任务的成败。航天器在轨运行期间,太阳能电池阵处于展开状态,随航天器经受真空、高低温交变、太阳辐射和空间带电粒子辐射等恶劣复杂的空间环境,其中对太阳能电池阵热平衡影响较大的是太阳辐射、地球红外辐射以及地球反照。宇宙空间为超真空环境,几乎不存在气体对流,也就不存在对流传热,因此航天器与外部环境的热交换仅以辐射方式进行^[1]。同时,由于空间轨道上地球阴影的存在,航天器要周期性地经历光照区和阴影区,使得太阳能电池阵遭遇的辐射环境亦随轨道周期不断变换。时变的空间热环境在太阳能电池阵结构中产生较大幅度的高低温变化,导致结构发生屈曲、变形甚至振动,影响航天器的正常运行。因此,研究太阳能电池阵空间热环境及其影响对提高电源系统可靠性有重要意义。

太阳能电池阵在轨热环境一直是航天任务中值得关注的问题。徐向华等^[2]通过对圆形太阳同步轨道卫星的空间热环境分析,建立卫星的外热流模型,分析计算卫星各表面的外热流特性;秦文波等^[3]通过分析航天器在轨热环境,建立简化刚性基板的热分析模型,但对太阳能电池阵具不同吸收和发射系数的各部件的热模型没有进一步研究;叶红等^[4]对柔性太阳翼在轨热特性进行了研究,分析得出太阳翼不同工作状态下的在轨温度特性。

本文通过对不同轨道高度的空间热环境进行对比分析,得出太阳能电池阵在不同轨道运行状态下的热流角系数和热流计算模型,并对具有不同吸收和发射系数的太阳能电池阵各部件进行外热流计算建模,得出不同轨道条件下太阳能电池阵外热流随轨道周期性的变化规律。

1 空间辐射热环境

航天器在轨运行期间,太阳能电池阵经受复杂空间环境和多种空间热源的加热效应,最主要的热源包括太阳辐射、地球红外辐射(地球辐射)和地球反照等(如图1所示)。同时,航天器主体结构及其附件间也可能存在热交换,但与主要热源相比,这些

附加的热效应影响较小,可以忽略不计^[5]。因此,在实际热模型计算时,一般只考虑太阳辐射、地球辐射和地球反照的影响。

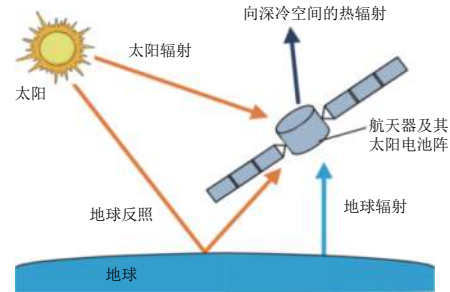


图1 太阳能电池阵空间热环境模型

Fig. 1 Space heat environment for solar array

1.1 太阳辐射

航天器在轨运行时,太阳辐射是太阳能电池阵表面受到的主要外热流,对太阳能电池阵结构温度的影响也最大。在地球大气层外,从太阳至地球的平均距离为1 AU,太阳在单位时间内垂直投射到距太阳1 AU处单位面积上的全部辐射能称为太阳常数^[6]。太阳辐照度在夏至和冬至时分别约为 1322 W/m^2 和 1414 W/m^2 ,本文计算取太阳常数 S 为 1367 W/m^2 ^[1]。太阳能电池阵迎光面吸收太阳辐射的热量为

$$q_s = S \alpha_{\text{eff}} \cos \theta \quad (1)$$

式中: θ 为太阳热流方向与太阳能电池阵表面法向的夹角,航天器太阳能电池阵通常通过定向机构调整保持 $\theta=0$; α_{eff} 为太阳能电池阵迎光面的等效吸收比,与太阳能电池的光电转化效率、电池材料封装系数和材料的太阳吸收比有关,即

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha_{\text{sc}} \mu_p + \alpha_{\text{sb}} (1 - \mu_p) - \mu_w \mu_p \quad (2)$$

式中: α_{sc} 为电池材料的太阳吸收比; μ_p 为电池材料封装系数; α_{sb} 为电池材料之间部分的太阳吸收比; μ_w 为太阳能电池的光电转换效率。

1.2 地球辐射

太阳辐射进入地球-大气系统后,被吸收的能量转化成系统的热能后又以红外波长由热辐射的方式向空间辐射,这部分能量称为地球辐射。

太阳能电池阵能够吸收的地球辐射热流为

$$\begin{cases} q_{e1} = \alpha_{e1} EX_{e1}, \text{迎光面} \\ q_{e2} = \alpha_{e2} EX_{e2}, \text{其他表面} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $q_{ei}(i=1, 2)$ 为太阳能电池阵不同表面能够吸收的地球辐射热流; α_{e1} 和 α_{e2} 分别为电池阵迎光面和其他

表面热流吸收比; E 为地球辐射热流, $E=237 \text{ W/m}^2$; $X_{ei}(i=1, 2)$ 为地球辐射角系数, 表示某表面吸收的地球辐射热流占地球辐射总热流的百分比。

1.3 地球反照

地球反照热流与反照系数 a 及反照角系数有关, 其计算公式为

$$\begin{cases} q_{a1} = aS\alpha_{\text{eff}}X_{a1}, \text{迎光面} \\ q_{a2} = aS\alpha_{e2}X_{a2}, \text{其他表面} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $q_{ai}(i=1, 2)$ 为地球反照热流; $X_{ai}(i=1, 2)$ 为反照角系数, 其近似计算式为

$$\begin{cases} X_{ai} = X_{ei}\cos\varphi, \text{光照区} \\ X_{ai} = 0, \text{阴影区} \end{cases} \quad (5)$$

式中: φ 为反射角, 考虑到太阳电池阵的飞行姿态, $\varphi=|\pi-\alpha|$, 其中 α 为在轨运行 1 个周期中太阳电池阵飞过的角度。

2 空间轨道参数

航天器在轨运行时周期性地经历地球阴影区和光照区, 太阳电池阵受到的外热流主要与它在地球轨道的相对位置有关(如图 2 所示)。进入阴影区时, 由于失去最主要的外热源, 太阳电池阵结构的热平衡被改变, 导致结构温度发生变化^[7]。太阳电池阵在阴影区运行的时间以及进入和离开阴影区的时刻是热环境分析的关键参数。

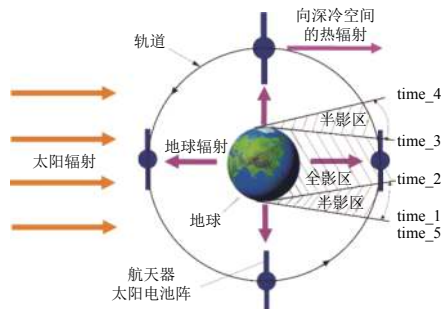


图 2 太阳电池阵空间轨道模型
Fig. 2 Space orbit model of solar array

以近地轨道(LEO)和地球同步轨道(GEO)航天器为研究对象, 分别对太阳电池阵经历的空间轨道热环境进行分析。受到地球阴影的影响, 太阳电池阵在不同的光照区域所获得的热量来源是不同的, 因此首先需要根据轨道运行时间设置热环境转换的时间节点。为了便于计算, 定义从光照区进入半影区的时刻为时间零点, 之后每次热环境转换定义一个时间节点, 即图 2 所示的 $\text{time}_1 \sim \text{time}_5$ 。

根据 LEO 和 GEO 的轨道高度和轨道周期, 计算得到航天器在轨运行时进出阴影的时刻以及在阴影区运行的时间, 如表 1 所示。

表 1 轨道周期进出阴影时间节点

Table 1 The time points of spacecraft in and out the Earth's shadow in orbit

热环境转换时间节点		LEO	GEO
光照区进入半影区时刻/s	time_1	0	0
半影区进入全影区时刻/s	time_2	8	65
全影区进入半影区时刻/s	time_3	2152	4235
半影区进入光照区时刻/s	time_4	2160	4300
轨道周期/s	time_5	5400	86 164

3 热流角系数计算

为了最大限度地获得空间热源, 航天器通过定向机构调整太阳电池阵姿态使太阳热流始终直射在太阳电池阵上表面。因此, 太阳电池阵迎光面太阳热流角系数为 1, 背光面为 0。

在轨运行时, 地球辐射角系数随着太阳电池阵表面与地球的空间位置关系改变而变化, 几何关系如图 3 所示, 其中 β 为地球中心与太阳电池阵表面连线方向和该表面法向的夹角^[7]。

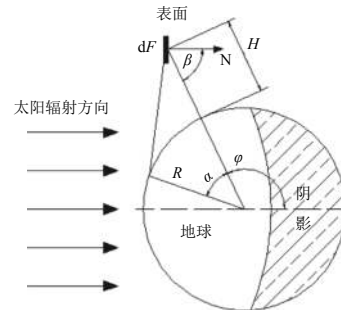


图 3 地球辐射和地球反照的几何关系示意

Fig. 3 Geometric relationship of the Earth's radiation and reflection radiation

根据式 (3) 计算得到 LEO 和 GEO 的地球辐射角系数 $X_{ei}(i=1, 2)$ 如图 4 所示, 图中的飞行时间从地球阴影区的中间时刻开始, 经过阴影区—过渡区—光照区—过渡区—阴影区后完成 1 个周期的运行。图 4(a) 显示, 在 LEO 中, 当太阳电池阵在轨道中由阴影区运行至光照区时, 迎光面的角系数数值由最大值逐渐减小至 0, 而背光面的数值由 0 逐渐增大至最大值; 在由光照区运行至阴影区时则相反。对比 LEO 和 GEO 的地球辐射角系数, 由于 GEO 的轨道高度远高于 LEO 的, 所以 GEO 航天器的地球红外辐射角系数远小于 LEO 航天器的。

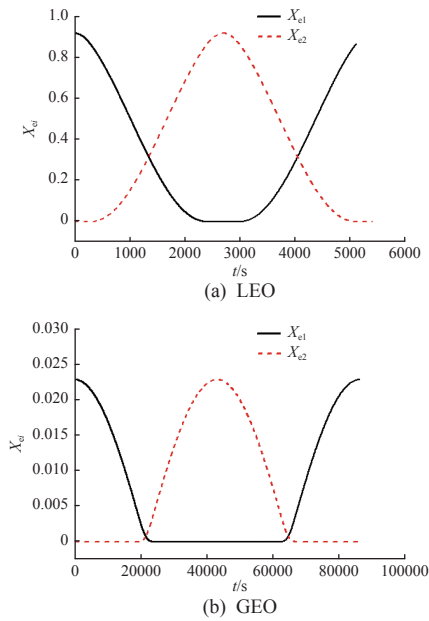


图4 地球辐射角系数

Fig. 4 Angle factor of infrared radiation of the Earth

根据式(4)计算得到LEO和GEO的地球反照辐射角系数 $X_{ai}(i=1, 2)$ 如图5所示。由图可知,背光面的地球反照角系数数值远大于迎光面的,因此地球反照的主要作用是对太阳电池阵的背光面加热,而对于迎光面的加热效应非常小,基本可以忽略不计。

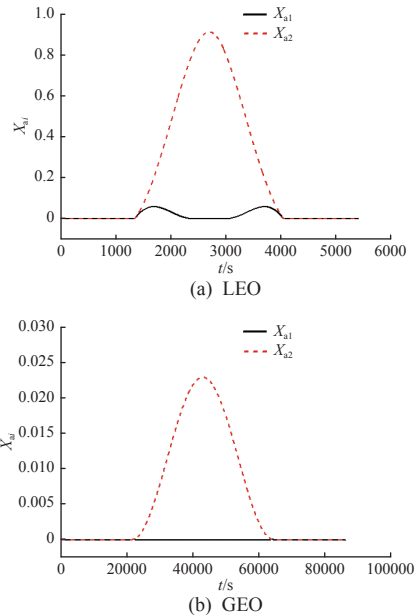


图5 地球反照辐射角系数

Fig. 5 Angle factor of the Earth's reflection radiation

4 热流载荷计算

太阳电池阵整体结构如图6所示,主要包括摇臂架、展开铰链、太阳电池板等部件。其中,摇臂架

为薄壁矩形截面管;铰链为简化连接梁;太阳电池基板为由铝蜂窝芯和碳纤维蒙皮材料组成的层叠结构,基板正面粘贴太阳电池片。

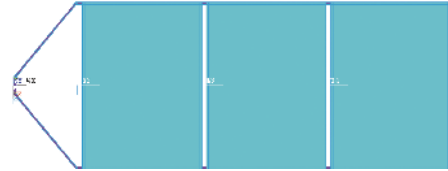


图6 太阳电池阵结构图

Fig. 6 Structural diagram of solar array

为了减小质量和提高性能,太阳电池阵的各部件通常采用不同材料制成。电池基板采用聚酰亚胺蒙皮加铝蜂窝结构,摇臂架为石墨-环氧复合材料,铰链常用各向同性合金钢材料,各部件的热吸收系数和发射系数因材料不同而各异(见表2),因此各部件实际表面受到的热流载荷也不同,本文暂未考虑热特性参数随温度变化的影响。

表2 太阳电池阵各部件热特性参数

Table 2 Thermal characteristic parameters of solar array components

太阳电池阵部件	材料	吸收系数	发射系数
摇臂架	石墨-环氧复合材料	0.92	0.82
基板正面	碳纤维铝蜂窝	0.62*	0.83
基板背面		0.90	0.85
铰链	合金钢	0.50	0.13

注:电池基板正面的吸收系数为考虑了太阳电池30%的发电效率后的等效值。

利用ANSYS导出辐射热流表,计算太阳电池阵在轨运行2周期的热流载荷,得到LEO航天器太阳电池阵各部件迎光面和背光面的热流载荷随轨道周期的变化如图7所示。

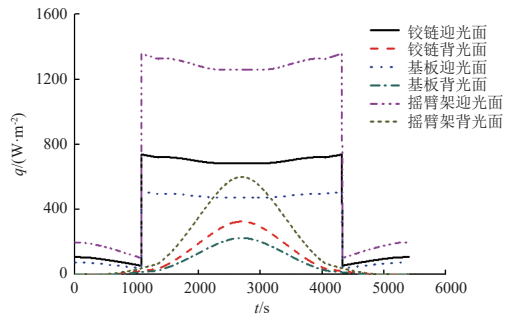


图7 LEO上太阳电池阵热流载荷

Fig. 7 The heat flux load on solar array in LEO

分析各部件迎光面的热流曲线可知:在阴影区太阳电池阵不受太阳辐射,仅受到地球辐射和地球反照,热流载荷较小;随着航天器进入光照区,受到太阳辐射,整体热流载荷迅速增大,且由于地球辐射热流随着轨道角度的变化而变化,热流载荷出现小幅度的变化。分析各部件背光面的热流曲线可知:

由于太阳电池阵通过定向机构调整结构与太阳光保持垂直,各部件背光面始终不受太阳热流的作用,只受到地球辐射和地球反照,热流大小取决于太阳电池阵表面与地球中心夹角的大小。由图7分析可知,太阳电池阵在0~1072 s处于地球阴影区,迎光面和背光面的热流都很小,太阳电池阵整体温度会很低;1080 s时太阳电池阵运行至光照区,其上表面的热流载荷迅速增大,而背光面不受太阳辐射的影响故热流变化较小,上、下表面热流差值达到最大,该差值将导致结构内部产生温度梯度,诱发结构变形;4320 s时太阳电池阵重新进入阴影区,在结构内部同样会产生较大的温度梯度。由此可见,航天器由阴影区进入光照区和由光照区进入阴影区的时间段,结构温差最大,热结构响应最剧烈,是航天器进行热结构设计时需要重点考虑的问题。

GEO 航天器太阳电池阵各部件迎光面和背光面的热流载荷随轨道周期的变化如图8所示。由于轨道高度相对较高,地球辐射和地球反照对太阳电池阵的作用较小;各部件在阴影区仅受到地球辐射的作用,进入光照区后受到太阳辐射的作用,整体热流短时间内增大到最大值,由于地球辐射热流基本可以忽略,太阳电池阵在光照区的热流载荷基本维持恒定不变。与LEO相同,在GEO阴影区和光照区的交汇点,迎光面和背光面的热流载荷差值最大,热流载荷对结构的影响也最大。

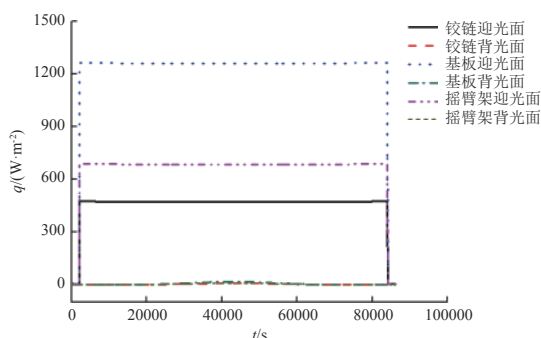


图8 GEO上太阳电池阵热流载荷

Fig. 8 The heat flux load on solar array in GEO

综合分析LEO和GEO航天器太阳电池阵表面热流随轨道周期的变化,在空间热环境和轨道阴影的综合作用下,太阳电池阵受到的热流载荷呈周期

性规律变化。在太阳电池阵进、出阴影区时刻,结构的迎光面热流载荷达到最大值,且与背光面的热流差值最大,将引起结构内部产生温度梯度,诱发热变形甚至热致振动,严重时会影响航天器的正常运行。

5 结束语

本文通过对航天器运行的空间外热流环境进行分析,给出了太阳电池阵在轨运行时受到的太阳辐射、地球辐射和地球反照及其角系数的计算方法。以LEO和GEO航天器为研究对象,得出太阳电池阵进出地球阴影的时刻和轨道周期时间节点,分析了航天器轨道上地球阴影对太阳电池阵热流状态的影响,计算在轨太阳电池阵部件受到的热流载荷变化,分析其随轨道周期的变化规律,为太阳电池阵结构热设计提供理论参考。

参考文献 (References)

- [1] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 54-55
- [2] 徐向华, 程雪涛, 梁新刚. 圆形太阳同步轨道卫星的空间热环境分析[J]. 宇航学报, 2012, 33(3): 399-404
XU X H, CHENG X T, LIANG X G. Analysis on space thermal environment for circular sun-synchronous orbit[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(3): 399-404
- [3] 秦文波, 程惠尔. 航天器刚性基板太阳电池阵在轨热分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(5): 827-831
QIN W B, CHENG H E. Thermal analysis of solar array with rigid substrate on spacecraft in orbit[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2008, 40(5): 827-831
- [4] 叶红, 王志瑾. 柔性太阳翼在轨热分析[J]. 飞机设计, 2014, 34(4): 22-26
YE H, WANG Z J. The transient thermal analysis of the flexible solar wing in orbit[J]. Aircraft Design, 2014, 34(4): 22-26
- [5] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术——原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007: 113-114
- [6] LI J L, YAN S Z, CAI R Y. Thermal analysis of composite solar array subjected to space heat flux[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27(1): 84-94
- [7] 程惠尔, 杨卫华, 施金苗, 等. 折叠状航天器太阳电池阵在轨热分析计算模型[J]. 宇航学报, 2002, 23(1): 12-16
CHENG H E, YANG W H, SHI J M, et al. Thermal analysis for folded solar array of spacecraft on orbit calculation model[J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(1): 12-16

(编辑: 张艳艳)