

文章编号 1004-924X(2016)增-0468-09

星敏感器光学系统轨道空间外热流计算方法

王爽^{1*}, 耿云海¹, 宋道喆·赵志军²

- (1. 哈尔滨工业大学卫星技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要:提出了一种基于反向蒙特卡罗法(RMC法)计算星敏感器光学系统表面空间外热流的方法。首先,设计环境映射面对星敏感器光学系统进行包覆,根据给定的轨道参数,确定不同时刻映射面接受环境热流的方向;然后,利用RMC法反向跟踪-统计从星敏感器光学系统表面元发出的热射线能束,求出光学系统表面与映射面间的辐射传递因子;最后,计算得到光学系统表面的空间外热流。该方法不需计算辐射换热角系数可直接获得外热流密度,处理热射线反射-传递过程更加方便,能够计算存在遮挡情况下的飞行器表面空间外热流问题。仿真过程中分别针对两种在轨运行方案,计算得到了星敏感器光学系统受到的太阳辐射热流、地球红外辐射热流、地球反照辐射热流的大小;其中,特征点1、2、3、在方案一中接受到的空间外热流最大值分别为:1 008.54 W/m²、956.95 W/m²、477.88 W/m²,方案二中接受到的空间外热流最大值分别为:1 177.69 W/m²、1 055.55 W/m²、678.40 W/m²;仿真结果与理论分析保持一致,同时验证了方法的正确性和有效性。

关键词:反向蒙特卡罗法(RMC法);环境映射面;空间外热流;星敏感器光学系统

中图分类号:TP394.1;TH691.9 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20162413.0468

Computational method for external heat flux of trajectory space on optical system of star sensor

WANG Shuang^{1*}, GENG Yun-hai¹, SONG Dao-zhe¹, ZHAO Zhi-jun²

- (1. *Research Center of Satellite Technology Harbin institute of technology, Harbin 150080, China;*
 2. *China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)*
- * *Corresponding author, E-mail: wang_shuang_girl@163.com*

Abstract: A computational method which is on the basis of Reverse Monte Carlo method (RMC method) is put forward to calculate the external heat flux on the optical system of star sensor. Firstly, the environment mapping surface is designed to coat optical system of star sensor, and the direction of external heat flux where the environment mapping surface receives is confirmed according to the given orbital parameters in different time. Secondly, radiation transfer factor between the surface of optical system and the environment mapping surface is gained by tracking the heat rays which are transmitted from the optical system of star sensor with RMC method. Finally, the external heat flux on the optical system surface of star sensor is calculated and gained. The radiation coefficients do not need to be calculated in this method. And the density of external heat flux can be gained directly. It is more convenient to handle the reflection and transmission process of these heat rays. And especially, it is avail-

收稿日期:2016-06-10;修订日期:2016-07-17.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 61304237);长江学者创新团队发展计划资助项目(No. IRT0520)

able to calculate the external heat flux on the shaded component. In the simulation, two kinds of on-orbit operation schemes are designed to simulate the solar radiation heat flux, the earth infrared radiation heat flux and the earth albedo radiation heat flux accepted by the optical system of star sensor, the maximum external heat flux accepted by feature point 1, 2 and 3 in scheme one respectively are $1\ 008.55\text{ W/m}^2$ 、 956.95 W/m^2 、 477.88 W/m^2 . While in scheme two, the corresponding values are $1\ 177.69\text{ W/m}^2$ 、 $1\ 055.55\text{ W/m}^2$ 、 678.40 W/m^2 . The simulation results conform to the theoretical analysis, and it verifies that the proposed method is correct and effective.

Key words: Reverse Monte Carlo (RMC) method; Mapping surface; Environment heat flux; Star sensor optical system

1 引 言

星敏感器是现有测量精度最高的姿态敏感器,常用于卫星姿态确定系统中,一般工作在近地轨道空间环境中,其测量精度直接影响卫星姿态控制系统的性能^[1]。由于在轨位置以及接受的空间外热流的不断变化,会产生不均匀的温度分布,引起星敏感器光学系统热-结构变形^[2],进而影响星敏感器的测量精度。因此,为了确保星敏感器在轨运行过程中的精度,有必要对星敏感器光学系统轨道空间的外热流进行研究。

目前,对空间外热流的研究主要集中在辐射换热角系数的计算上,常用的计算角系数的方法有积分法^[3]和蒙特卡罗法(RMC法)^[4]等。积分法计算量较大,在处理有遮挡表面及复杂表面的外热流时具有局限性;蒙特卡罗法(MC法)方法简单,可操作性强,但是在计算星敏感器光学系统轨道空间外热流问题上,由于目标物体的接受面相对于地球的辐射面较小,从辐射面发出的热射线到达接收面的比率较低,存在大量无效热射线,导致计算效率不高^[5-6]。此外,计算飞行器表面空间外热流时,由于部件尺寸的差异、材料辐射特性的不同和空间位置的变化等,都会增加计算的难度^[7]。星敏感器作为卫星上最常用的姿态确定敏感器,正常工作时围绕轨道做周期运动,不断变化的轨道空间位置使相应的外热流计算变得复杂。因此,为了计算复杂表面的空间外热流,提高外热流的计算效率及计算精度,需要对外热流的计算方法做进一步的研究。

本文提出了一种基于反向蒙特卡罗法(RMC法)计算复杂表面空间外热流的方法。首先利用环境映射面对星敏感器光学系统进行包覆,根据

给定的轨道参数,确定不同时刻映射面接受环境热流的方向,然后通过 RMC 法求解星敏感器光学系统表面与映射面间的辐射传递因子,最终计算出光学系统表面的空间外热流。该方法不需要计算辐射换热角系数可直接获得外热流密度,处理热射线反射-传递过程更加方便,并且在计算中还考虑了由公转引起的辐射强度周期变化的问题,适用于计算复杂条件下的空间外热流问题。

2 相关基础及计算流程

星敏感器光学系统在轨运行中所受到的空间外热流主要包括:太阳辐射外热流 Q_s 、地球反照辐射外热流 Q_{er} 、地球红外辐射外热流 Q_{eR} ^[8],如图 1 所示,随着轨道位置的变化,星敏感器光学系统表面接受的辐射外热流也在不断变化。

定义 η 为进入地球阴影区的临界角,如图 2 所示,当星敏感器进入阴影区时,有:

$$\eta \geq 90^\circ + \arcsin \left[\frac{\sqrt{(R_e + h)^2 - R_e^2}}{R_e + h} \right], \quad (1)$$

其中: R_e 为地球半径; h 表示轨道高度。

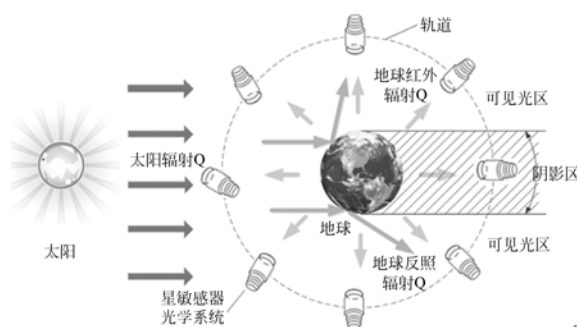


图 1 星敏感器光学系统轨道空间外热流示意图
Fig. 1 Diagram of the external heat flux on the optical system of star sensor

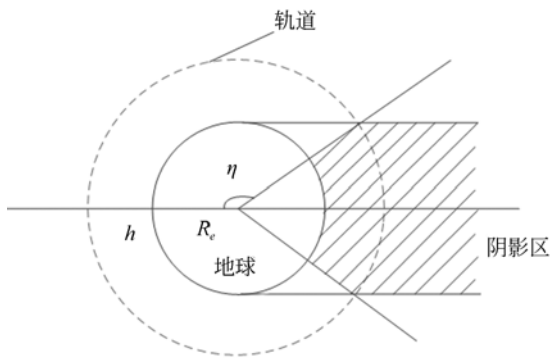


图 2 地球阴影区临界角

Fig. 2 Critical angle of earth shadow

2.1 轨道参数及坐标系定义

计算星敏感器光学系统在轨过程受到的轨道空间外热流,首先需要给出轨道参数以及坐标系的定义。由于轨道根数、地心惯性坐标系 $O_i X_i Y_i Z_i$ 以及相关的坐标转换关系在许多文献中都有详细的介绍^[9-10],本节主要对轨道坐标系 $O_o X_o Y_o Z_o$ 和星敏感器光学系统 $O_s X_s Y_s Z_s$ 加以说明。如图 3 所示,已知轨道半长轴 a 、偏心率 e 、近地点倾角 i 、升交点赤经 Ω 、近地点俯角 ω 和真近点角 θ ,可以确定星敏感器所在的轨道平面。取地心和星敏感器光学系统质心连线的方向作为轨道坐标系的 $O_o X_o$ 轴; $O_o Z_o$ 轴垂直于轨道平面,方向与角动量矩的指向相同; $O_o Y_o$ 轴与 $O_o X_o$ 轴、 $O_o Z_o$ 轴满足右手定则。取 $O_s X_s$ 轴方向与星敏感器主光轴方向一致, $O_s Y_s$ 轴、 $O_s Z_s$ 轴分别与星敏感器光学系统像平面的长、宽平行。

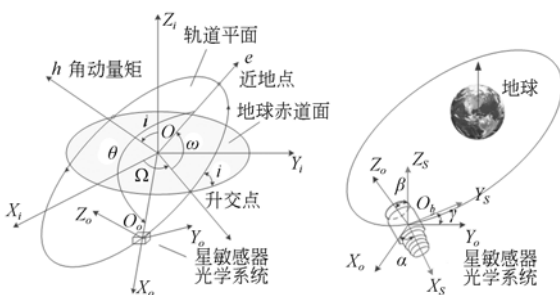


图 3 轨道参数及相关坐标系

Fig. 3 Orbital parameters and relative coordinate systems

2.2 环境映射面的设计

环境映射面作为计算中介,用于反向跟踪过程中统计各映射面所接受的热射线数、方便计算

辐射换热因子。由于映射面本身并不积累能量,空间外热流经过映射面后在原有方向上不产生能量损耗,因此不需要计算映射面上所受到的外热流的大小,只记录投射到映射面太阳辐射外热流 Q_s 、地球反照辐射外热流 Q_{er} 、地球红外辐射外热流 Q_r 的方向。此外,环境映射面的形状不会影响最终外热流的计算结果,但为了便于计算、提高效率,实际设计时一般选取规则的平面或曲面。如图 4 所示,根据星敏感器光学系统的外部结构设计了一个长方体环境映射面,映射面 1 与 $O_o Y_o$ 轴垂直;映射面 2 垂直于 $O_o X_o$ 轴,背向地球;映射面 5 垂直于 $O_o Z_o$ 轴,且与轨道面平行;6 个映射面构成了一个闭合的映射空间。

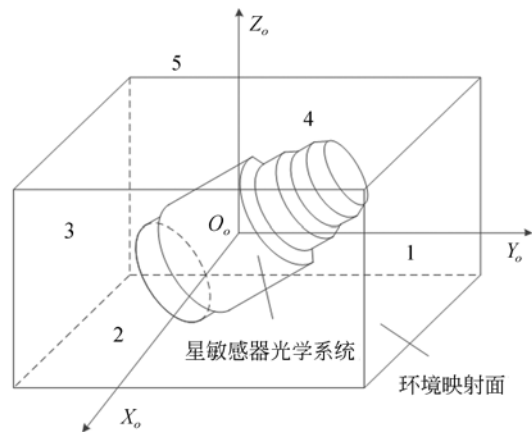


图 4 环境映射面示意图

Fig. 4 Diagram of Environment mapping surface

对于地心惯性坐标系中的太阳光矢量:

$$S = (\cos \alpha_s \quad \cos \beta_s \quad \cos \gamma_s)^T, \quad (2)$$

其中: $(\cos \alpha_s)^2 + (\cos \beta_s)^2 + (\cos \gamma_s)^2 = 1$ 。 α_s 、 β_s 、 γ_s 分别为太阳光矢量 S 与 $O_i X_i$ 轴、 $O_i Y_i$ 轴、 $O_i Z_i$ 轴的夹角。

根据已知的轨道 6 根数,可得惯性系 $O_i X_i Y_i Z_i$ 到 $O_o X_o Y_o Z_o$ 的姿态转换矩阵为:

$$C_{oi} = C_z(\theta + \omega) C_x(i) C_z(\Omega), \quad (3)$$

则 S 在轨道坐标系 $O_o X_o Y_o Z_o$ 中表示为:

$$S_{oi} = C_{oi} \cdot S = (\cos \varphi_1 \quad \cos \varphi_2 \quad \cos \varphi_3)^T, \quad (4)$$

其中: φ_1 、 φ_2 、 φ_3 为太阳光矢量 S 与 $O_o X_o$ 轴、 $O_o Y_o$ 轴、 $O_o Z_o$ 轴的夹角。

同时,可求出 S_{oi} 与各映射面 M_n 的法向量 $R_n (n = 1, 2, \dots, 6)$ 的夹角 ψ_n :当 $\cos(\psi_n) < 0$, ($\psi_n \in [0, \pi]$) 时,映射面与太阳可见,当

$\cos(\psi_n) \geq 0, (\psi_n \in [0, \pi])$, 此映射面为背阳面, 不需要记录其所受到的太阳辐射外热流方向。

如图 4 所示, 各映射面与 $O_o X_o$ 轴、 $O_o Y_o$ 轴、 $O_o Z_o$ 轴的相对位置保持稳定, 映射面 4 正对地球表面, 当地球辐射热射线矢量与 M_i 的外法向量的夹角 Δ 需满足:

$$\Delta \geq \pi - \frac{1}{2} \theta_{FOV}. \quad (5)$$

则该地球辐射能被 M_i 接受。其中, θ_{FOV} 为地球辐射热射线的视场角:

$$\theta_{FOV} = 2 \arcsin(R_e / (R_e + h)), \quad (6)$$

其中: R_e 为地球半径, h 表示星敏感器光学系统所在的轨道高度。

2.3 主要计算流程

为便于对本文方法有更直观地理解, 图 5 给出了外热流计算的具体流程图。

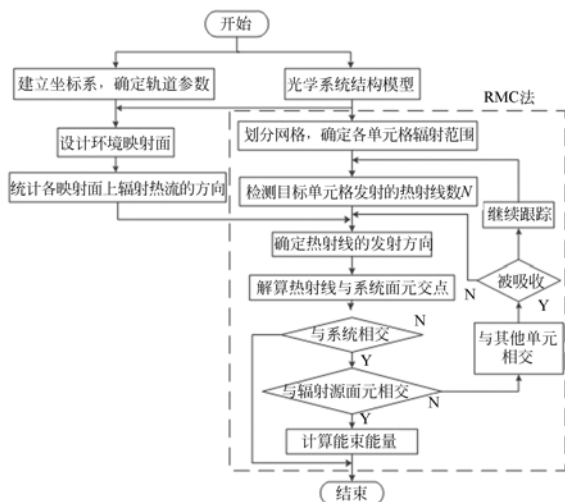


图 5 空间外热流计算流程图

Fig. 5 Calculation flow chart of the external heat flux

具体步骤如下:

1. 建立本体坐标系、轨道坐标系、惯性坐标系等参照坐标系, 给出轨道参数;
2. 建立光学系统结构的物理模型, 确定模型表面方程及辐射特性;
3. 对物理模型划分单元网格, 确定各单元格信息, 给出辐射单元以及接收单元的辐射范围;
4. 探测目标单元表面发射的热射线数;
5. 根据辐射范围内的热射线的方位角 α_c 和圆周角 β_c , 确定该热射线在系统坐标系下的方向;
6. 求解热射线与系统面元的交点, 以此判断

此射线被吸收或是反射;

7. 统计到达映射面的有效能束数量, 得到星敏感器光学系统在不同轨道位置上接受的空间外热流。

3 RMC 法计算星敏感器光学系统外热流

3.1 RMC 法基本原理

RMC 法是在传统蒙特卡罗法的基础上提出的一种“反向发射正向统计”的方法^[11]。如图 6 所示, 对于一束到达目标物体表面的热射线, 根据辐射换热互易性原理, RMC 法将反向跟踪该热射线的路径, 视其由目标物体表面发出, 并参照目标物体表面的实际热辐射特性, 确定能束的发射位置和发射方向, 跟踪其发射-吸收的全过程, 得到与实际热辐射特性相一致的概率模型统计结果^[12]。

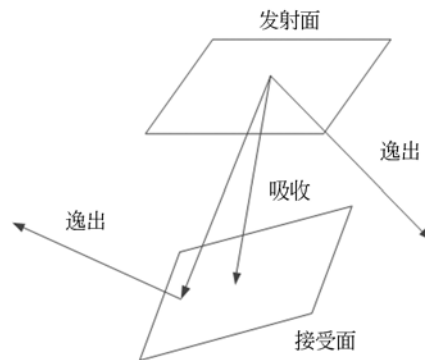


图 6 RMC 法热射线跟踪示意图

Fig. 6 Diagram of RMC ray tracing

3.2 跟踪过程的数学描述

3.2.1 结构模型的数学描述

给定坐标系 $O_s X_s Y_s Z_s$, 星敏感器光学系统结构表面可以通过不同的二次曲面以及它们的组合的形式进行描述:

$$\begin{aligned} & \mu_1 x^2 + \mu_2 y^2 + \mu_3 z^2 + \mu_4 xy + \mu_5 xz + \mu_6 yz + \\ & \mu_7 x + \mu_8 y + \mu_9 z = 0 \end{aligned} \quad (7)$$

在标准方程的基础上给定表面边界的约束, 根据结构材料确定其表面的辐射特性。

3.2.2 发射过程的数学描述

为提高计算效率, 需要确定热射线的发射位

置和大致的辐射范围。如图 7 所示,映射面上任意单元 (x_0, y_0, z_0) , 其接受的热射线的方向由天顶角 α_l 和圆周角 β_l 确定, 天顶角 α_l 和圆周角 β_l 的概率模型为:

$$\alpha_l = \arccos[1 - \xi_\alpha(1 - \cos\alpha_{\frac{1}{2}FOV})], \quad (8)$$

$$\beta_l = 2\pi\xi_\beta, \quad (9)$$

其中: $\alpha_{\frac{1}{2}FOV}$ 为热射线的半视场角; ξ_α 和 ξ_β 为 $[0, 1]$ 之间均匀分布的随机数。

则, 所跟踪的热射线的参数方程为:

$$\begin{cases} x = \kappa_1 \cdot r \\ y = \kappa_2 \cdot r \\ z = \kappa_3 \cdot r \end{cases} \quad (10)$$

其中: $r > 0$, 表示热射线矢径长度; $\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3$ 为 $O_s X_s Y_s Z_s$ 中, 热射线的方向向量沿 $O_s X_s, O_s Y_s, O_s Z_s$ 轴向上的分量。

$$\begin{cases} \kappa_1 = \sin\alpha_l \cos\beta_l \\ \kappa_2 = \sin\alpha_l \sin\beta_l \\ \kappa_3 = \cos\alpha_l \end{cases} \quad (11)$$

将式(11)、(12)代入到式(8)中, 得到二次方程:

$$c_1 r^2 + c_2 r + c_3 = 0, \quad (12)$$

进而得到式(13)的解 r_1, r_2 。若 $r_1 < 0, r_2 < 0$, 则 r_s 无解; 若 $r_1, r_2 < 0$, 且 $r_1 > r_2$, 则 $r_s = r_1$; 若 $r_1 > r_2 > 0$, 则 $r_s = r_2$; 若同一空间内有多个曲面, 则分别求解多组 r 值。并且 r_s 取最大的值。其中 r_s 表示所跟踪的热射线与星敏感器光学系统表面面元的交点 (x, y, z) 到中心点 O_s 的距离。由此可求解出热射线与星敏感器光学系统表面的交点, 即热射线的发射位置:

$$\begin{cases} x = \kappa_1 \cdot r_s \\ y = \kappa_2 \cdot r_s \\ z = \kappa_3 \cdot r_s \end{cases} \quad (13)$$

3.2.3 热射线吸收-反射判定

若热射线与系统所有表面均没有交点, 则表示该射线逸出; 若热射线与星敏感器光学系统表面有交点, 则需记录下来, 进行辐射统计; 若热射线与星敏感器光学系统表面无交点, 但与系统其它表面有交点, 则还要判断该射线是否被反射, 对其继续跟踪。

3.3 星敏感器光学系统表面外热流的计算

星敏感器在轨运行过程中, 周期经历光照区和阴影区; 光照区内物体表面还存在向阳面、背阳面, 或被其他部件遮挡; 因此计算太阳辐射外热流时首先对表面的受晒特性进行判断。若表面单元

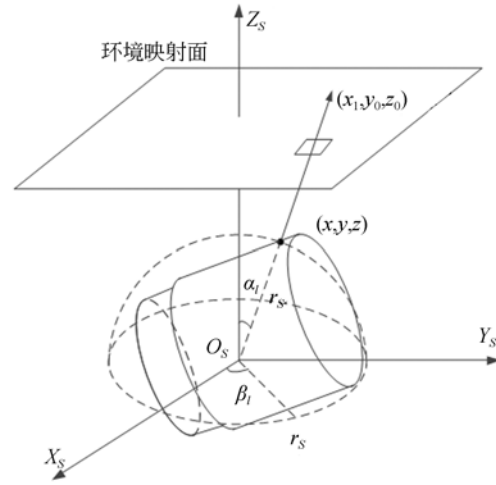


图 7 热射线发射过程示意图

Fig. 7 Diagram of heat rays emission

中心到太阳质心的连线与地球表面不相交, 则该单元处于光照区; 若与地球表面相交则处于阴影区; 同理, 表面单元中心到太阳中心的连线与结构其他表面有交点, 则该单元被遮挡, 太阳辐射无法直接照射到该单元表面。计算中忽略大气层对太阳光的折射作用, 将太阳光看作平行光^[13]。

3.3.1 地球表面辐射发射率、反射率

常见的在轨外热流计算研究方法以及仿真分析软件, 大多将地球表面辐射的发射率、反射率取全球表面的平均值。由于不同纬度的地球表面, 红外辐射的发射率以及地球反照辐射的反射率随着季节变化较大, 因此在计算时需要对其进行分析。考虑地球公转的地球表面红外辐射发射率 ϵ_r 和反照辐射反射率 ϵ_{er} ^[14]:

$$\begin{aligned} \epsilon_r &= \epsilon_{r0} + \epsilon_{r1} \cdot L_1 \cdot \sin\omega + \epsilon_{r2} \cdot L_2 \cdot \sin\omega \\ \epsilon_{er} &= \epsilon_{er0} + \epsilon_{er1} \cdot L_1 \cdot \sin\omega + \epsilon_{er2} \cdot L_2 \cdot \sin\omega \end{aligned} \quad (14)$$

其中: ω 为当地纬度; L_1, L_2 为 Legendre 多项式第一、第二项系数; $\epsilon_{r0}, \epsilon_{r1}, \epsilon_{r2}, \epsilon_{er0}, \epsilon_{er1}, \epsilon_{er2}$ 为常数; $\epsilon_{r1}, \epsilon_{er1}$ 随时间变化。

$$\begin{aligned} \epsilon_{r1} &= \mu_{r0} + \mu_{r1} \cdot \cos[v \cdot (t - t_0)] + \\ &\mu_{r2} \cdot \sin[v \cdot (t - t_0)] \\ \epsilon_{er1} &= \mu_{er0} + \mu_{er1} \cdot \cos[v \cdot (t - t_0)] + \\ &\mu_{er2} \cdot \sin[v \cdot (t - t_0)] \end{aligned} \quad (15)$$

式中: t, t_0 分别表示计算时刻和初始时刻; v 为地球公转角速度; $\mu_{r0}, \mu_{r1}, \mu_{r2}, \mu_{er0}, \mu_{er1}, \mu_{er2}$ 均为常数。

3.3.2 太阳辐射外热流

根据星敏传感器光学系统的结构,划分表面单元网格,分别计算各个表面单元所受到的太阳辐射、地球红外辐射、地球反照辐射外热流。对于表面面元 E_i ,跟踪从 E_i 发出的 N_s 束太阳辐射热射线,若有 N_s^A 束经过直射或多次反射最终到达映射面则,则表面面元 E_i 受到的太阳辐射热流:

$$q_s^i = \frac{2\pi}{N_s} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{N_s^A} \frac{\lambda \cdot (-\cos\psi_j) \cdot |\cos\varphi_i^s| \cdot (1 - \epsilon_{E_i})}{\pi} \right\}, \quad (16)$$

式中: λ 为太阳常数,值为 1353 W/m^2 ; ψ_j 表示表面面元 E_i 发出的第 j 束能与太阳矢量的夹角; φ_i^s 为面元 E_i 的法向量与太阳光矢量的夹角; ϵ_{E_i} 为面元 E_i 的反射率。

3.3.3 地球红外辐射外热流

跟踪从 E_i 发出的 N_r 束地球红外辐射热射线,若有 N_r^A 束经过直射或多次反射最终到达映射面则,则表面面元 E_i 受到的地球红外辐射外热流为:

$$q_r^i = \frac{2\pi}{N_r} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{N_r^A} \frac{\epsilon_r \cdot \lambda \cdot \cos\theta_r^j \cdot (1 - \epsilon_{E_i})}{4\pi} \right\}, \quad (17)$$

其中: ϵ_r 表示地球表面的辐射发射率,通过式(13)计算得到; θ_r^j 为面元 E_i 发射的第 j 束地球红外能束的天顶角, $\theta_r^j \leq \frac{1}{2} \theta_{\text{FOV}}$ 。

3.3.4 地球反照辐射外热流

同理,可得到面元 E_i 的地球反照辐射热流:

$$q_{\text{er}}^i = \frac{2\pi}{N_{\text{er}}} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{N_{\text{er}}^A} \frac{\epsilon_r \cdot \lambda \cdot \cos\theta_{\text{er}}^j \cdot (1 - \epsilon_{E_i})}{\pi} \right\}, \quad (18)$$

式中: θ_{er}^j 为面元 E_i 发射的第 j 束地球反照能束的天顶角, $\theta_{\text{er}}^j \leq \frac{1}{2} \theta_{\text{FOV}}$ 。

4 仿真算例及结果分析

4.1 仿真参数

仿真过程中采用太阳同步圆形轨道,轨道参数如表 1 所示,地球阴影区的临界角 $\eta = 117.3825^\circ$,计算日期为 2016 年 3 月 23 日。星敏

传感器光学系统的镜筒暴露于外部空间,轨道空间外热流首先作用于镜筒上,因此不必考虑系统内部具体的光学结构。为方便给出原理性的分析,并保证分析的有效性,将暴露在外部空间中的星敏传感器光学系统简化为圆柱体,镜筒结构图,以及在 $O_s X_s Y_s Z_s$ 中的位置如图 8 所示。光学系统表面的吸收率为 0.85,发射率为 0.85,在其表面上选取 3 个特征点,用于外热流计算分析。

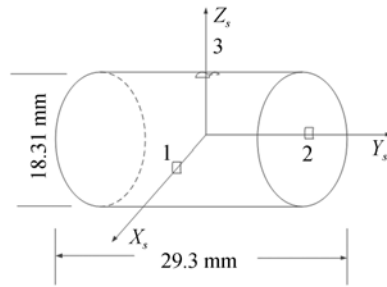


图 8 镜筒结构示意图

Fig. 8 Structure of star sensor optical system

表 1 轨道参数

Tab. 1 Orbital parameters

轨道类型	偏心率 e	轨道高度 h	轨道倾角 i	升交点地 方时
太阳同步轨道	0	800 km	98.618°	8:00

仿真研究两种不同姿态运动方案下,特征点所受到的空间外热流的变化情况。

方案 1:卫星实时对地观测, $O_s X_s Y_s Z_s$ 相对轨道坐标系 $O_o X_o Y_o Z_o$ 的姿态保持不变,且 $C_{os} = [1 \ 0 \ 0,0 \ 1 \ 0,0 \ 0 \ 1]$,观测主轴为 $-O_s X_s$;

方案 2:卫星在轨过程中无姿态机动, $O_s X_s Y_s Z_s$ 相对惯性坐标系 $O_i X_i Y_i Z_i$ 的姿态保持不变, $C_{is} = [1 \ 0 \ 0,0 \ 1 \ 0,0 \ 0 \ 1]$ 。

4.2 仿真结果及分析

利用基于反向蒙特卡罗法设计环境映射面计算星敏传感器光学系统轨道空间外热流的方法,考虑对地定向观测以及卫星在轨过程中无姿态机动两种方案下,计算星敏传感器光学系统受到的外热流。图 9~16 给出了两种方案下光学系统上的不同特征点在一个轨道周期内受到的太阳、地球红外辐射、地球反照辐射以及总得空间外热流小情况。

由图 9~12 可知,对于给定轨道上的星敏感

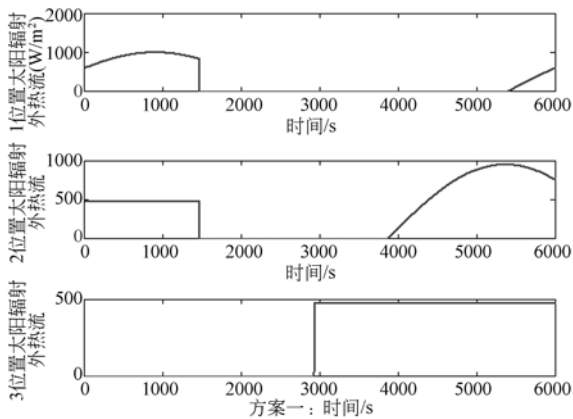


图 9 方案 1-各特征点受到的太阳辐射外热流

Fig. 9 Plan 1st-Solar radiation heat flow on feature points

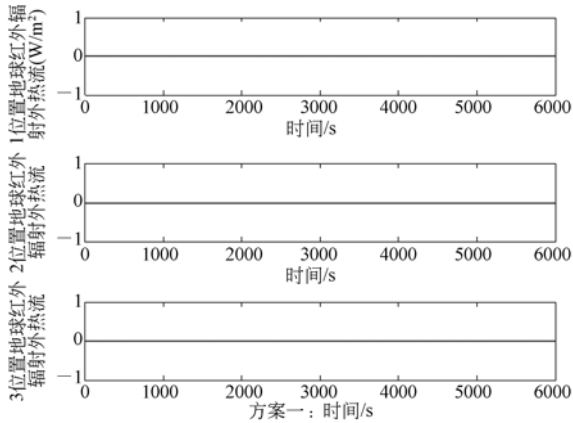


图 10 方案 1-各特征点受到的地球红外辐射热流

Fig. 10 Plan 1st-Earth infrared radiation heat flux on feature points

器光学系统,1 位置所在的平面受到的最大太阳辐射外热流为 $1\ 008.54\ \text{W}/\text{m}^2$,当进入阴影区或对日不可见时,受到的太阳辐射热流为 0。同理,2、3 位置受到的太阳辐射外热流最大分别为 $956.95\ \text{W}/\text{m}^2$ 、 $477.88\ \text{W}/\text{m}^2$ 、最小值均为 0。由于星敏感器对恒星观测,器对地不可见,所以整个轨道周期内,受到的地球红外辐射、地球反照辐射外热流均为 0。本文所提外热流计算方法的仿真结果与理论结果相一致。

通过图 13~16 得出,当卫星在轨运行过程中无姿态机动时,星敏感器光学系统表面面元与太阳矢量的夹角保持不变,因此特征点 1、特征点 2 所在的表面接受到的太阳辐射热流相对稳定,分别为 $1\ 014.75\ \text{W}/\text{m}^2$ 、 $676.5\ \text{W}/\text{m}^2$,进入阴影区

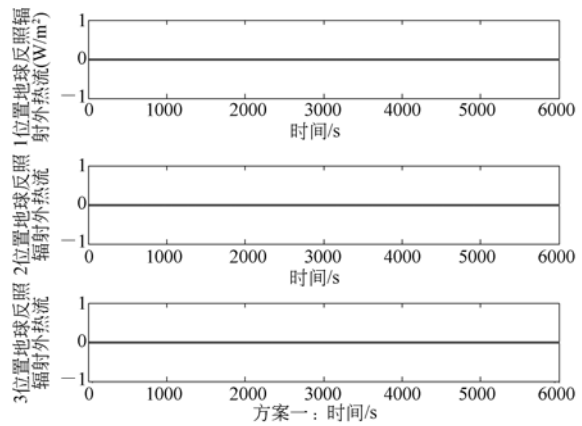


图 11 方案 1-各特征点受到的地球反照辐射热流

Fig. 11 Plan 1st-Earth albedo radiation heat flux on feature points

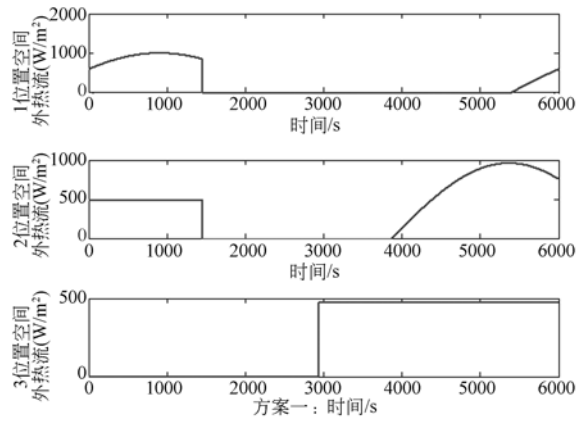


图 12 方案 1-各特征点受到的空间外热热流

Fig. 12 Plan 1st-Environment heat flux on feature points

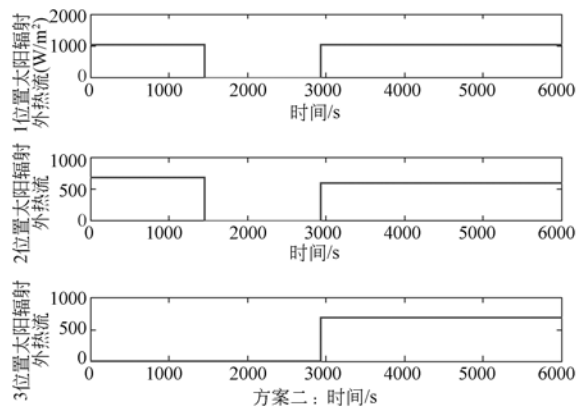


图 13 方案 2-各特征点受到的太阳辐射热流

Fig. 13 Plan 2nd-Solar radiation heat flow on feature points

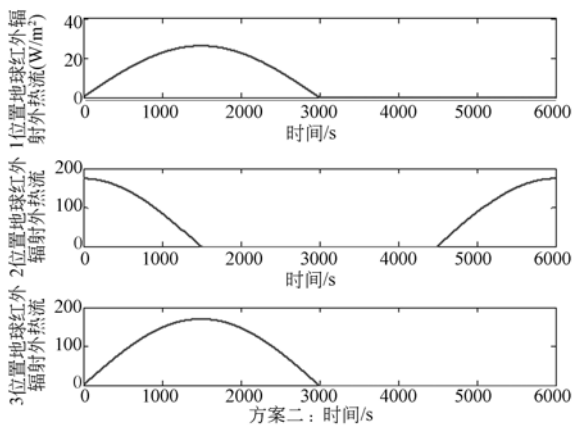


图 14 方案 2-各特征点受到的地球红外辐射热流
Fig. 14 Plan 2nd-Earth infrared radiation heat flux on feature points

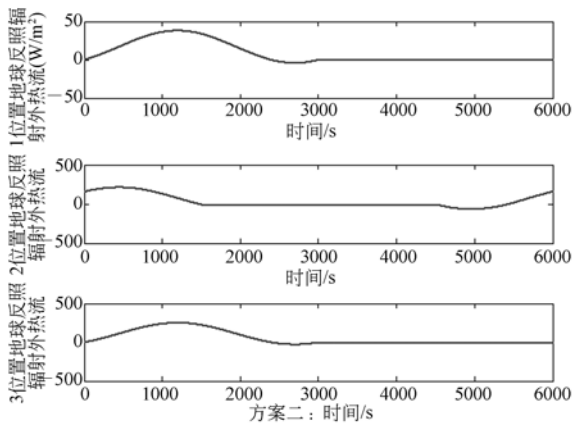


图 15 方案 2-各特征点受到的地球反照辐射热流
Fig. 15 Plan 2nd-Earth albedo radiation heat flux on feature points

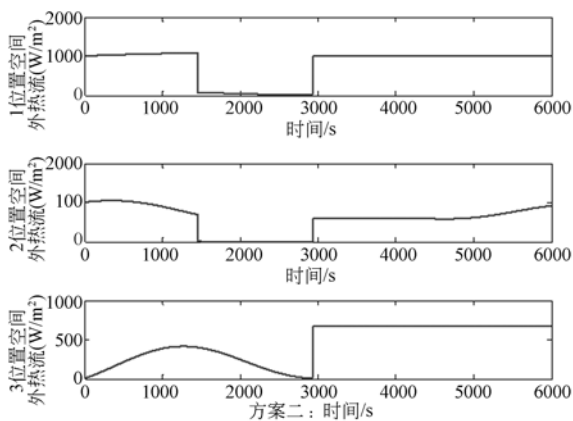


图 16 方案 2-各特征点受到的空间外热流
Fig. 16 Plan 2nd-Environment heat flux on feature points

时均变为 0。随着卫星的周期运动,各表面逐渐对地可见,当地球辐射热射线在特征点的视场范围内时,可接收到地球红外辐射和地球反照辐射。特征点 1、2、3、受到的地球红外辐射最大值分别为:26.2 W/m²、173.65 W/m² 和 171.68 W/m²;受到的地球反照辐射最大值分别为:37.87 W/m²、220.23 W/m²、249.84 W/m²;接受的空间外热流最大值分别为:1 177.69 W/m²、1 055.55 W/m²、678.40 W/m²。

由于在轨运行过程中目标单元与辐射源相对位置、姿态、可见性的不断变化、各种外热流的相互叠加作用,以及周期性的经历阴影区等因素的影响,造成了星敏感器表面空间外热流呈非规律性变化,甚至会发生如图 9、图 12、图 13、图 16 中所示的瞬间跳变的情况。

5 结 论

本文针对星敏感器光学系统轨道空间外热流计算方法进行了研究,提出了基于 RMC 法的外热流计算方法,设计了方便计算的环境映射面,根据不同时刻映射面接受环境热流的方向,利用 RMC 法反向跟踪统计热射线能束,最终计算出光学系统表面的空间外热流。该方法不需要计算辐射换热角系数可直接获得外热流密度,处理热射线反射-传递过程更加方便,特别适于计算复杂条件下的空间外热流问题。仿真计算了给定参数下的星敏感器光学系统表面不同特征点在轨道周期不同时刻所受到了太阳辐射热流、地球红外辐射热流、地球反照辐射热流的大小。特征点 1、2、3、在方案一中接受到的空间外热流最大值分别为:1 008.54 W/m²、956.95 W/m²、477.88 W/m²,方案二中接受到的空间外热流最大值分别为:1 177.69 W/m²、1 055.55 W/m²、678.40 W/m² 仿真结果与理论分析一致,验证了所提方法的正确性和有效性。此外,仿真中发现,星敏感器表面空间外热流存在跳变,外热流剧烈变化极易引起光学系统结构和性能的不稳定,进而影响其测量精度。针对此问题,有必要对星敏感器光学系统在轨热分析开展进一步的研究工作。

参考文献:

- [1] LIEBE C C. Star trackers for attitude determination [J]. *Aerospace and Electronic System Magazine, IEEE*, 1995, 10(6):10-16.
- [2] LI J L, YAN SH Z, CAI R Y. Thermal analysis of composite solar array subjected to space heat flux [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27(6): 84-94.
- [3] DONABEDIAN M, GILMORE D G. *Spacecraft Thermal Control Handbook* [M]. The Aerospace Press El Segundo, California, 2002.
- [4] HOWELL JR. The Monte Carlo method in radiative heat transfer [J]. *Journal of Heat Transfer*, 1998, 120(8): 547-560.
- [5] SUN X J, SMITH P J. A parametric case study in radiative heat transfer using the reverse Monte Carlo ray-tracing with full-spectrum k-distribution method [J]. *Journal of Heat Transfer*. 2010, 132(2):1-5.
- [6] HOWELL J R. The Monte Carlo method in radiative heat transfer [J]. *Journal of Heat Transfer*, 1998, 120(3): 547-560.
- [7] 孙创, 夏新林, 戴贵龙. 飞行器复杂外结构的环境热流计算方法[J]. *宇航学报*, 2011, 32(3): 683-687.
- SUN CH, XIA X L, DAI G L. A calculational method for environment heat flux on spacecraft with complicated structure [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(3): 683-687. (in Chinese)
- [8] FOSTER J A, AGLIETTI G S. The thermal environment encountered in space by a multifunctional solar array [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2010, 14(3): 213-219.
- [9] 刘曦, 赵钧. 空间飞行器动力学[M]. 哈尔滨工业大学出版社, 2003: 153-162.
- LIU T, ZHAO J. *Spacecraft Dynamics* [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2003: 153-162. (in Chinese)
- [10] PETER C. Hughes. *Spacecraft Attitude Dynamics* [M]. Dover Publications, INC, Mineola, New York, 2012.
- [11] PAN Q, WANG P Y, BAO Y Y, et al.. On-orbit external heat flux calculation of spacecraft based on reverse Monte Carlo method [J]. *Journal of Shang Hai Jiao Tong University*. 2012, 46(5): 750-756.
- [12] NELSON H F. Backward Monte Carlo modeling for rocket plume base heating [J]. *Journal of Thermo-physics and Heat Transfer*. 1992, 6(3): 556-558.
- [13] KUMARS. Seasonal storage of energy in solar heating systems [J]. *AIAA*, 1976, 49(4): 1-7.
- [14] ANTREASIAN P G, George W R. Prediction of radiant energy forces on the TOPEX/POSEIDON spacecraft [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1992, 29(1): 81-91.

作者简介:



王爽(1985—),女,黑龙江哈尔滨人,博士研究生,2008年于哈尔滨工程大学获得学士学位,2011年于哈尔滨工程大学获得硕士学位,主要从事姿态敏感器的热效应分析及姿态控制系统误差分析及补偿方法研究。E-mail: wangshuang_girl@163.com

导师简介:



耿云海(1970—),男,黑龙江哈尔滨人,教授,博士生导师,1992年于上海同济大学获得学士学位,1995年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,2003年于哈尔滨工业大学获得博士学位,主要研究方向是空间飞行器动力学与控制,空间飞行器制导、导航、控制与仿真等。E-mail: gengyh@hit.edu.cn