

文章编号: 1000-8055(2010)05-0999-06

基于 STL 文件和有限元法的在轨航天器 关键部件热计算

张 涛, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对 STL (stereo lithography) 文件在传递复杂几何实体模型信息方面具有精度高的特点, 提出了一种基于 STL 文件计算复杂结构角系数和外热流的方法. 根据单元和节点的拓扑关系识别六面体网格边界单元并进行辐射换热计算. 详细阐述了基于 STL 文件和有限元法进行复杂结构的角系数和外热流的计算方法. 研究了导热-辐射耦合计算的有限元方法. 最后利用有限元法计算航天器关键部件在轨的三维瞬态温度场.

关 键 词: STL (stereo lithography) 文件; 辐射换热; 角系数; 外热流; 有限元法; 热计算
中图分类号: V474.2 **文献标识码:** A

Numerical heat computation of key equipment of spacecraft in orbit based on STL file and finite element method

ZHANG Tao, SUN Bing

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Because STL (stereo lithography) file can transfer the information of solid model accurately, a method to compute solid radiation heat flux of spacecraft based on STL file was proposed. The boundary cells were identified according to topological relationship of cells and nodes and on that basis, radiation heat transfer was computed. Computation method of view factors and external heat flux of complicated structure based on STL file and finite element method was expatiated in detail. Coupled computation of conduct and radiation heat transfer with finite element method was researched. Finally, three-dimensional transient temperature field of key equipment of spacecraft in orbit was computed by finite element method (FEM).

Key words: stereo lithography (STL) file; radiation heat transfer; view factor; external heat flux; finite element method (FEM); heat computation

航天器在轨运行过程中, 由于外热流的变化将会产生较大的温度变化. 一些对温度要求高的关键部件需要进行详细热计算和热设计以保证其正常工作^[1-2]. 在轨航天器关键部件的热计算主要包括外热流、角系数和温度场计算. 外热流和角系数的计算主要采用 MC (Monte Carlo) 法, 有限差

分法. MC 法计算外热流需要判断每一条能束是否与物面相交, 效率较低^[3-4]; 而有限差分法的适应性不够强^[5-6]. 采用有限元法 (FEM) 计算角系数和外热流的计算效率和适应性都很好^[7-9].

STL (stereo lithography) 是标准零件描述文件格式^[10]. STL 文件用一系列三维的三角形记录

收稿日期: 2009-04-04; 修订日期: 2009-07-13

作者简介: 张涛 (1982 -), 男, 四川眉山人, 博士生, 主要从事目标特性研究.

实体模型的边界,对三维实体的描述具有唯一性,能准确的表示物体边界,同时给出边界的外法线信息.本文基于 STL 文件和有限元法计算复杂结构的角系数,外热流以及温度场,为航天器关键部件热防护设计提供依据.

1 网格离散与边界识别

辐射换热计算采用 STL 文件数据信息进行. STL 文件表示物体边界面时三角形网格最少,用于遮挡判断可以极大地减少计算量.

计算网格利用六面体网格获得.在划分完六面体温度场网格后,首先进行边界网格识别.根据六面体节点与单元的拓扑关系,当单元有一个表面不与其他单元共面,则该单元一定在边界上.具体判断算法如下:

设有 N 个六面体单元,每个单元 8 个顶点号分别为 node 1~node 8,每个表面分别对应着 4 个顶点号.每个单元设置 1 个边界单元标志 $eleflag$,若 $eleflag = 0$ 表示该单元为内部单元;若 $eleflag = 1$ 表示该单元为边界单元.6 个表面分别设置 6 个对应的边界面标志 $faceflag$,若 $faceflag = 0$ 表示该单元表面为内部单元间接触面;若 $faceflag = 1$ 表示该单元表面为边界面.

步骤 1:初始化所有六面体单元的 $eleflag$ 和 6 个表面的 $faceflag$ 为 1; i 取值 1~ N ,变量 j 取值 $i+1 \sim N$. i 和 j 初值分别为 1 和 2.

步骤 2:若单元 j 中 $eleflag = 0$,则 j 自加 1;判断单元 i 和 j 中 $faceflag = 1$ 的两个表面的 4 个顶点是否对应相等.若相等则将 $faceflag$ 设置为 0.

步骤 3:判断单元 i 和 j 的 6 个表面的 $faceflag$ 是否都为 0,若都为 0 则将单元 i 和 j 的 $eleflag$ 设置为 0.若单元 i 的 $eleflag = 0$ 则 i 自加 1.若 $i \leq N$ 转到步骤 2,否则转到步骤 4.

步骤 4:中止判断.

其中 $eleflag = 0$ 的单元表示内部单元, $eleflag = 1$ 表示单元至少有一个边界面.

通过以上算法,不仅可以得到温度场计算所需的边界单元信息,还可以得到每个边界单元对应的辐射换热面及其顶点信息.如图 1 所示,边界单元的边界面顶点分别为 2,3,6,7,单元的表面辐射单元可以用三角形 2-7-6 和 2-3-7 表示.三角形单元的外法线信息用向量 r_{2-7} 与 r_{7-6} 的向量积进行计算.通过判断向量积与向量 r_{2-1} 的点积确定外法线方向.

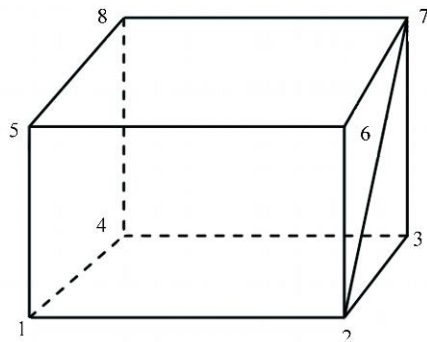


图 1 边界单元示意图

Fig. 1 Sketch map of boundary element

2 有限元法(FEM)计算角系数和外热流

在计算航天器温度场时需要计算任意两个边界六面体单元边界表面之间的角系数,计算外热流也需要计算边界单元与地球之间的相应角系数.本文采用有限元法计算角系数.

2.1 FEM 计算角系数

如图 2 所示,根据角系数的物理意义可得

$$F_{12} = \frac{1}{A_1} \cdot$$

$$\iint_{A_1} \iint_{A_2} \frac{\max(\cos \phi, 0) \max(\cos \phi, 0)}{\pi r^2} dA_2 \quad (1)$$

设函数

$$G = \frac{\max(\cos \phi, 0) \max(\cos \phi, 0)}{\pi r^2} \quad (2)$$

式中 ϕ, ϕ 为 dA_1, dA_2 外法线与其连线的夹角.

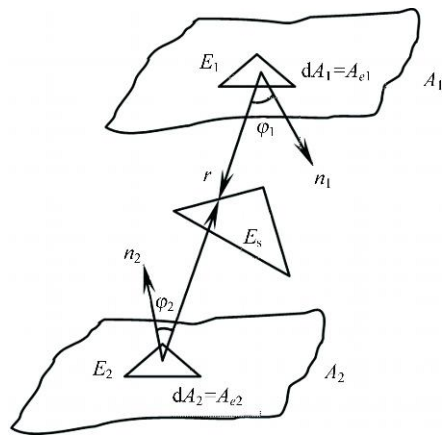


图 2 角系数定义

Fig. 2 View factor definition

网格离散后,对于面积分别为 A_{e1} 和 A_{e2} 的三角形单元 E_1 和 E_2

$$F_{E1, E2} = \frac{1}{A_{e1}} \iint_{A_{e1}} \iint_{A_{e2}} G dA_{e2} = G_{E1, E2} A_{e2} \quad (3)$$

其中

$$G_{E1, E2} = \frac{1}{A_{e1} A_{e2}} \iint_{A_{e1}} \iint_{A_{e2}} G dA_{e2} \quad (4)$$

$G_{E1, E2}$ 形式较复杂,本文采用三角形面积坐标的高斯积分计算.从而可得

$$F_{1,2} = \frac{1}{A_1} \sum_u^U \sum_v^V F_{E_u, E_v} A_{E_u} \quad (5)$$

其中 U, V 分别为面元 1 和 2 所含单元数.

2.2 外热流计算

表面单元受到的外热流主要是太阳直接辐射 q_1 , 地球反照辐射 q_2 和地球红外辐射 q_3 .

$$q_1 = S \cos \beta \quad (7)$$

其中 S 为太阳常数; β 为单元 E_e 外法线与太阳照射方向的夹角.

$$q_3 = E_{io} A_{earth} F_{earth-Ae} / A_e \quad (8)$$

其中 E_{io} 为地球平均红外辐射强度, A_{earth} 和 A_e 分别为地球和单元 E_e 的面积; $F_{earth-Ae}$ 为地球到单元 E_e 的角系数.由角系数互换性可得

$$A_{earth} F_{earth-Ae} = A_e F_{Ae-earth} \quad (9)$$

其中 $F_{Ae-earth}$ 为单元 A_e 到地球的角系数.从而可得

$$q_3 = E_{io} F_{Ae-earth} \quad (10)$$

假设地球为漫反射体,对太阳辐射的反射遵守兰贝特定律.在此条件下地球反照辐射强度 E_r

$$E_r = \rho S \max(0, \cos \theta) \quad (11)$$

θ 为太阳光照射方向反向与地球微元面外法线的夹角;由式(9)和(11)可得

$$q_2 = \rho S \int_{A_{earth}} \max(0, \cos \theta) F_{Ae-dA_{earth}} dA_{earth} \quad (12)$$

如图 3 所示,通过轨道计算获得表面单元 E_e 、地球、太阳三者的相对位置后,外热流计算只需要计算单元 E_e 与球冠 AB 之间的角系数 $F_{Ae-earth}$, $F_{Ae-dA_{earth}}$ 以及夹角 θ .

复杂结构系统中存在着单元间一次或多次反射.为了获得单元之间最终的能量交换关系,需要

$$I \left(\begin{matrix} T \\ T \end{matrix} \right) = \iint \iint \frac{1}{2} \left[\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)^2 + \lambda_y \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)^2 \right] dx dy dz + \iint \iint \frac{1}{2} \lambda \left(\frac{\partial T}{\partial z} \right)^2 + \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} T dx dy dz - \iint (q_s + Q) T dx dy dz + \iint \left(\xi \frac{1}{5} T^4 - \sum_n^N \xi_n B_n T_n^4 \right) T dx dy dz + \oint \left(\xi_r \frac{1}{5} T^4 - \sum_n^N \xi_n B_n T_n^4 \right) T ds - \oint q_{s,r} T ds \quad (15)$$

计算单元间的辐射传递系数.单元 i 对 j 的辐射传递系数为 B_{ij} 利用下式计算

$$B_{ij} = F_{ij} \alpha_j + \sum_k^{N_e} \rho_k F_{ik} B_{kj} \quad (13)$$

其中 F_{ij} 为单元 i 对 j 的角系数, α_j 为单元 j 的吸收率, ρ_k 为单元 k 的反射率.

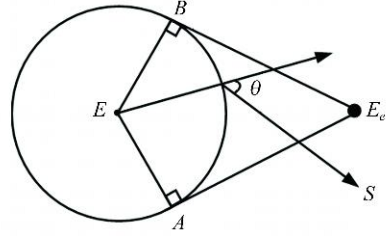


图3 单元与地球相对位置

Fig. 3 Relative position of element and the earth

2.3 遮挡判断

角系数和外热流的计算均需要进行遮挡判断.本文基于 STL 文件进行遮挡判断,遮挡判断方法作者在文献[11]中进行了详细讨论和研究.

3 导热-辐射有限元法计算

航天器关键部件热计算主要是导热-辐射的有限元处理^[12-14].计算航天器关键部件三维非稳态导热-辐射问题的微分方程为

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \left(\alpha \xi T^4 - \sigma \sum_n^N \xi_n B_n T_n^4 \right) + q_s + Q \quad (14)$$

其中 $\alpha \xi T^4$ 为微元体向外辐射, $\sigma \sum_n^N \xi_n B_n T_n^4$ 为微元体接受来自其他物体或者同一物体其他部分的热辐射,包括多次反射的热辐射, B_n 为微元体对该辐射的吸收因子; q_s 为太阳辐射、地球反照、地球红外,包括通过其他物体或同一物体其他部分多次反射的结果; Q 为内热源.

满足方程(14)的泛函为

D 为整个求解域, Γ 为求解域边界. α 和 σ 分别为受到外热流辐射区域和与周围有辐射换热的区域. 确定单元类型并对整个计算域 D 进行网格离散, 在每个单元进行泛函变分 $\frac{\partial T^e}{\partial T_i}$ 计算, 辐射项 T^d 采用以下方法进行线性化处理.

$$T^d \cong 4 T_r^3 T - 3 T_r^4$$

(16)

式中“ $\cong$ ”为辐射边界平均值. 其中

$$T_r = \frac{1}{K_k} \sum_{k=1}^K T_k$$

(17)

K 为单元辐射边界上的节点数.

计算所有单元泛函变分并整理可得

$$\left(K + R \right) T + C \dot{T} = p$$

(18)

其中 $H = K + R$ 为刚度矩阵; C 为型函数矩阵; p 为载荷矩阵.

对于非稳态温度场的控制方程, 后差全隐格式为无条件稳定^[3]. 本文采用该格式处理 $\frac{\partial T}{\partial t}$ 得到以下方程:

$$\left(H + \frac{C}{\Delta t} \right)_t T_t = p_t + \left(\frac{C}{\Delta t} \right)_t T_{t-\Delta t}$$

(19)

其中下标 t 表示求解时刻, $t - \Delta t$ 表示上一个时间步, Δt 表示时间步长.

由于刚度矩阵 H 和载荷向量 p 中含有所求解的温度, 因此, 每个时间步内方程 (19) 采用以下迭代法求解.

$$\left(H + \frac{C}{\Delta t} \right)_t^n T_t^{n+1} = p_t^n + \left(\frac{C}{\Delta t} \right)_t^n T_{t-\Delta t}$$

(20)

上标 n 表示 t 时间步内的第 n 次迭代. 计算表明, 该迭代方法计算航天器非稳态温度场的稳定性和收敛性都很好.

4 计算结果与分析

首先验证本文角系数计算方法和遮挡判断方法. 采用如图 4 所示的结构. 计算相对两平行圆盘平面中间受一个球面遮挡干扰时的角系数^[6], 并且对比了相同精度下本文方法与 MC 法的计算时间.

从表 1 和表 2 可以看出, 本文方法在计算角系数以及进行遮挡判断时准确可靠, 计算效率也远高于 MC 法.

采用本文方法对卫星的雷达天线反射器温度场进行计算. 要求工作温度 $-10 \sim 40\text{ }^{\circ}\text{C}$, 温度均匀性小于 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 轨道参数: 轨道倾角 50° ; 升交点

赤经 40° ; 轨道长半轴为 $6\,781\text{ km}$; 轨道离心率为 0.00085 ; 近地点辐角 40° ; 太阳黄经 90° ; 轨道周期为 $5\,556\text{ s}$. 主轴 Z 在轨道平面内, 指向飞行方向, X 轴的正方向始终指向地心, 天线反射器始终对地. 为了满足雷达和天线的温控要求, 天线表面采用太阳吸收率为 0.17 , 红外吸收率为 0.87 的涂层. 分别计算了天线反射器在不同热功率下的最高温度和最低温度. 图 5 为雷达和天线反射器结构示意图. 图 6 为天线反射器受到的三种外热流. 图 7 为 4 次迭代温度场最大误差计算结果. 图 8~图 10 分别为发热率为 $0, 100, 150\text{ W}$ 时天线反射器的最高温度和最低温度.

由图 6 可以看出, 在所给轨道参数下, 太阳辐射很小, 而且在大部分时间为零, 地球红外辐射基本不变, 而地球反照太阳辐射也很小, 占三种热流中的地球红外热流比重最大. 这是因为天线反射器始终对着地球, 轨道高度低, 而且轨道离心率很小.

表 1 S_1 对 S_2 角系数计算结果

Table 1 View factors of S_1 to S_2

精确解	数值解	网格数 $N_1 \times N_2$	误差 / %
0.2113	0.2133	9×9	0.90
0.2113	0.2117	15×15	0.19

表 2 本文方法与 MC 法计算时间之比

Table 2 Comparison of computational time

方法	本文方法	MC
时间之比	1	175

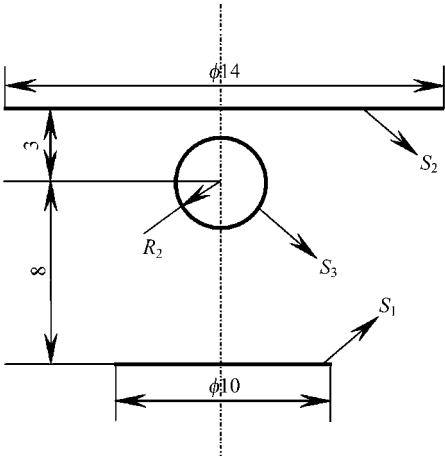


图 4 圆盘与球面尺寸及位置关系

Fig. 4 Dimension and position of round and sphere

从图 7 可以看出,温度场迭代速度和精度都很高,随着时间步长的减小,迭代速度和精度以数量级提高.

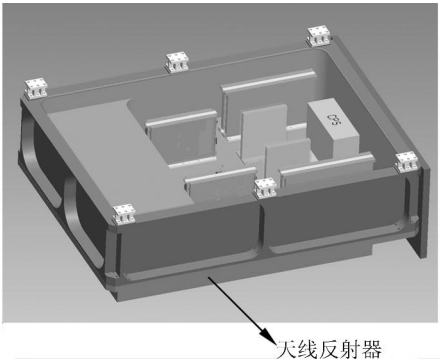


图 5 雷达和天线反射器结构示意图

Fig.5 Structure of radar and antenna

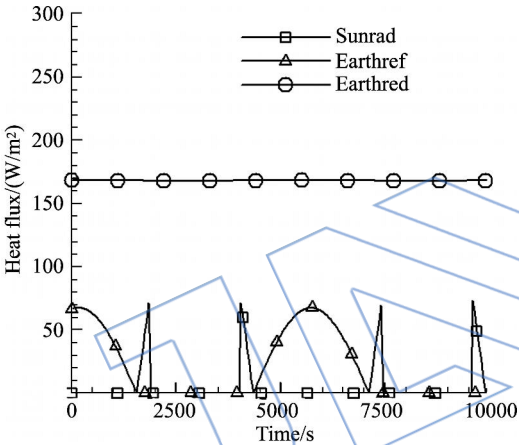


图 6 天线反射器受到的外热流

Fig.6 External heat flux of antenna

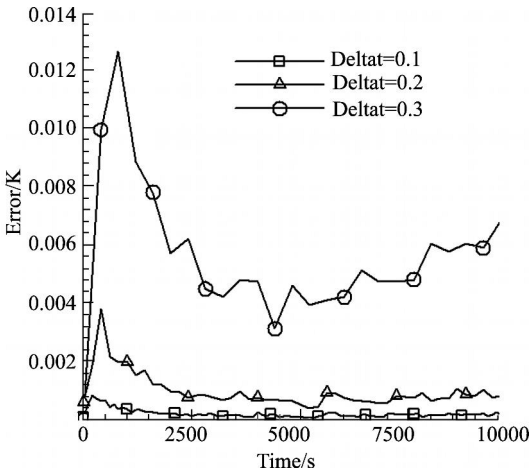


图 7 4 次迭代温度场最大误差

Fig.7 Max error of temperature field by 4 iterations

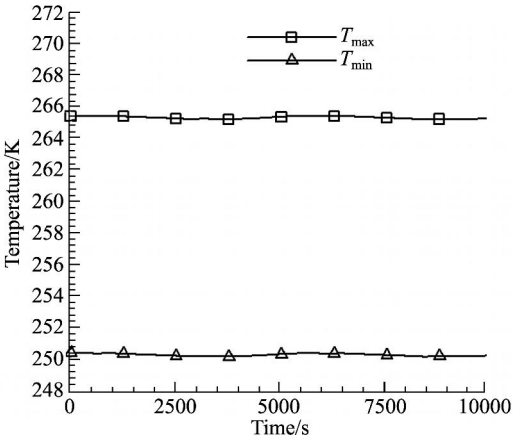


图 8 $Q=0\text{ W}$ 天线反射器最高温度和最低温度

Fig.8 $T_{\max}$ and $T_{\min}$ of antenna while $Q=0\text{ W}$

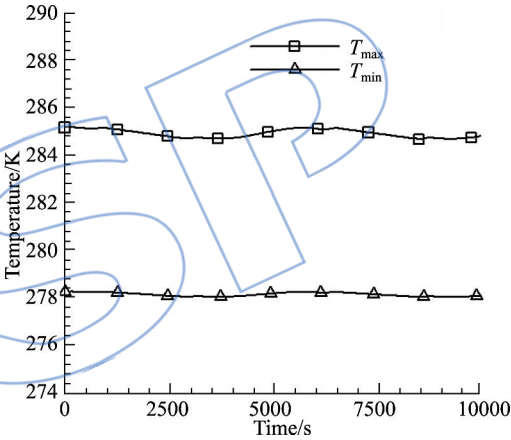


图 9 $Q=100\text{ W}$ 天线反射器最高温度和最低温度

Fig.9 $T_{\max}$ and $T_{\min}$ of antenna while $Q=100\text{ W}$

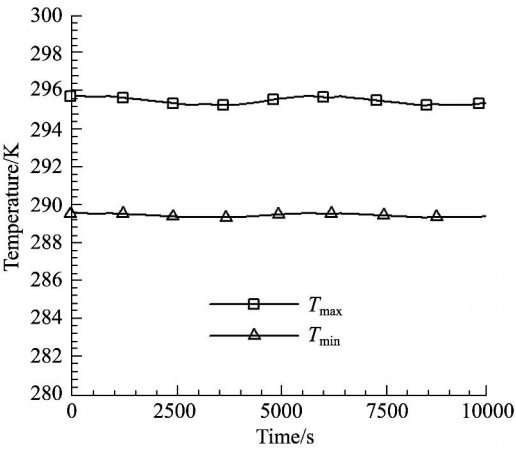


图 10 $Q=150\text{ W}$ 天线反射器最高温度和最低温度

Fig.10 $T_{\max}$ and $T_{\min}$ of antenna while $Q=150\text{ W}$

从图 8~图 10 可以看出,天线反射器发热率为 0 W 时,最低温度 250 K,最高温度 266 K,温差大于 10 °C 不满足工作温度要求,需要采取相应的

热控措施.当发热率为100 W和150 W时,天线反射器的温度均在 $-10\sim 40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内,而且最大温差小于 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$,满足工作要求.从三种状态计算结果看,温度随时间变化很小,这主要是因为外热流中地球红外所占比重最大,而且基本保持不变.

5 结 论

1) 将计算机辅助设计(CAD)软件的三维造型与辐射换热计算相结合,提高了仿真建模的效率.

2) 较少的迭代次数即可满足温度场精度要求.

3) 对航天器关键部件三维瞬态温度场的计算,为选择合适的热控涂层和主动温控功率提供了依据,从而保证其正常工作.

参考文献:

- [1] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京:中国宇航出版社, 1991.
MIN Guirong. Satellite thermal control[M]. Beijing: Astronautics Press, 1991. (in Chinese)
- [2] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 北京:科学出版社, 1998.
MIN Guirong, GUO Shun. Spacecraft thermal control[M]. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [3] 翁建华,潘增富,闵桂荣. 空间任意凸面的轨道空间外热流计算方法[J]. 中国空间科学技术, 1994(2):11-18.
WENG Jianhua, PAN Zengfu, MIN Guirong. A method for calculating external heat flux of any convexity in orbit space[J]. Chinese Space Science and Technology, 1994(2):11-18. (in Chinese)
- [4] Howell J R. The Monte Carlo method in radiative heat transfer[J]. Journal of Heat Transfer, 1998, 120(3):547-560. (in Chinese)
- [5] 李万林,傅振宣. 角系数计算机程序方法[J]. 工程热物理学报, 1982, 3(1):76-83.
LIN Wanlin, FU Zhenxuan. View factor method of computer program[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1982, 3(1):76-83. (in Chinese)
- [6] 何立群. 角系数的数值计算方法[J]. 哈尔滨建筑大学学报, 1995, 28(5):87-90. (in Chinese)
HE Liqun. Numerical computation method of view factor[J]. Journal of Harbin University of Architecture and Engineering, 1995, 28(5):87-90. (in Chinese)
- [7] 孔祥谦,王德明. 计算空间任意两曲面辐射角系数的有限单元法[J]. 哈尔滨船舶工程学院学报, 1984, 1(1):85-92.
KONG Xiangqian, WANG Deming. FEM for view factors of any surfaces[J]. Journal of Harbin Shipbuilding Engineering Institute, 1984, 1(1):85-92. (in Chinese)
- [8] 孔祥谦. 有限单元法在传热学中的应用[M]. 北京:科学出版社, 1998.
KONG Xiangqian. Finite element method application in heat transfer[M]. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [9] 张涛,孙冰. 复杂结构角系数计算方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4):753-759.
ZHANG Tao, SUN Bing. Numerical computation of view factor of complicated configuration[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4):753-759. (in Chinese)
- [10] 张洪梅,赵国群,程联军. 基于 STL 文件的变密度三维全六面体网格自动生成方法[J]. 中国机械工程, 2006, 17(19):1997-2001.
ZHANG Hongmei, ZHAO Guoqun, CHENG Lianjun. Automatic density-changed all-hexahedral element mesh generation algorithm based on STL file[J]. China Mechanical Engineering, 2006, 17(19):1997-2001. (in Chinese)
- [11] 张涛,孙冰. 基于 STL 文件的航天器固壁辐射热流计算方法[J]. 宇航学报, 2009, 30(5):2103-2107.
ZHANG Tao, SUN Bing. Numerical computation of solid radiation heatflux of spacecraft based on STL file[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5):2103-2107. (in Chinese)
- [12] 张立华. 有限元法在空间飞行器天线反射器热分析中的应用[J]. 中国空间科学技术, 1999(1):32-37.
ZHANG Lihua. Application of finite element method in the thermal analysis of spacecraft antenna reflector[J]. Chinese Space Science and Technology, 1999(1):32-37. (in Chinese)
- [13] 安翔,冯刚,张铎. 大型空间桁架结构热分析的有限元法[J]. 强度与环境, 2000(2):18-23.
AN Xiang, FENG Gang, ZHANG Duo. Finite element method for the thermal analysis of large main truss of space station solar array[J]. Structure and Environment Engineering, 2000(2):18-23. (in Chinese)
- [14] 朱敏波,曹峰云,刘明治,等. 星载大型可展开天线太空辐射热变形计算[J]. 西安电子科技大学学报, 2004, 31(1):28-31.
ZHU Minbo, CAO Fengyun, LIU Mingzhi, et al. The calculation of thermal radiation distribution for large deployable antennas in satellites[J]. Journal of Xidian University, 2004, 31(1):28-31. (in Chinese)