

基于 STL 文件的航天器固壁辐射热流计算方法

张 涛, 孙 冰

(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对 STL 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 文件计算航天器固壁辐射热流的方法, 给出了 STL 文件的数据格式及其内容约定。根据面元间的位置关系对计算单元进行网格加密。利用有限元法计算角系数, 详细阐述了基于 STL 文件进行复杂结构的遮挡判断方法。计算结果表明, 方法的计算精度和计算效率高, 遮挡判断方法准确高效。

关键词: STL 文件; 角系数; 遮挡判断; 固壁辐射; 有限元

中图分类号: 520.6 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)05-2103-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.05.060

0 引言

航天器结构复杂, 表面常常搭载着各种导航敏感器、高分辨率相机、通信天线等精密仪器。这些仪器对工作温度要求很高, 因此需要进行热防护来严格控制其工作温度。在进行热防护设计时首先需要分析和计算各种精密仪器的热环境^[1-2]。航天器搭载仪器受到的外部热流主要来自各种姿控和轨控发动机的喷管固壁辐射、燃气对流换热、燃气辐射加热。由于姿控和轨控发动机很多采用辐射冷却方式, 喷管壁面温度很高, 喷管的固壁辐射热流所占比重很大。快速准确的分析和计算喷管对精密仪器的固壁辐射热流可以为热防护设计提供依据, 从而针对热环境制定切实可行的防护措施, 以保证各种仪器的正常工作。固壁辐射热流的计算首先需要计算火箭发动机对关注点的辐射角系数。航天器上的姿控和轨控发动机很多, 有的多达数十台, 面元形状复杂多样, 彼此之间存在着严重的遮挡, 因此要准确计算辐射热流很复杂。目前采用的角系数计算方法主要是有限差分法(FDM), 有限元法(FEM), 蒙特卡罗法(MC法), 矢量法等。FDM对空间任意曲面作了二次曲面方程假定^[1,3-4], 这在处理复杂形状物体时, 其灵活性和适应性不够强; 同时, 在投影平面的选用上 FDM 也存在较大缺点^[1,3,5]。对存在公共边界的单元体, FDM 会产生较大误差。MC 法对于复

杂结构适应性强, 但是其随机布置能束发射点和能束发射方向产生很多重复计算^[6], 在计算相距较远的面元之间的角系数需要发射很大数目的能束才能达到所需精度, 计算效率较低。矢量法一般只适合求解简单结构之间的角系数^[7]。而 FEM 计算中, 每个三角形单元都有自己的投影面, 在处理曲面时比 FDM 合理; 而且进行网格离散时不需要作二次曲面假设, 只需要结构尺寸即可^[8]。

借助 CAD/CAM 软件, 可以加快实体的三维造型, 多数 CAD/CAM 软件都可以提供 STL 格式的三维图形文件接口, STL 文件格式已被工业界认为是目前快速成形领域的标准零件描述文件格式^[9]。STL 文件用一系列三维的三角形记录实体模型的边界, 对三维实体的描述具有唯一性, 能准确地表示物体边界, 同时给出边界的外法线信息。因此, 本文提出基于 STL 文件计算火箭发动机对航天器上关注点的固壁辐射热流, 为航天器热防护设计提供依据。

1 STL 文件的格式

STL 文件有两种存储格式, ASCII 码和二进制形式, 其内容是一系列用来逼近三维实体表面的三角形信息, 包括 3 个顶点的坐标值和法向矢量值共 4 个数据项的 12 个数据。STL 文件格式内容符合以下几个约定:

(1) 面取向规则。单个面片法向矢量与其 3 个

顶点连成的矢量方向满足右手法则,其法向矢量指向朝外。

(2) 共顶点规则。每一个三角形面片中任意两个顶点必须被其相邻的三角形面片共用,即一个三角形面片的顶点不能落在相邻三角形面片的边上。

(3) 取值规则。三角形面片的数据是无量纲的,各顶点坐标必须是非负的,即 STL 实体应在第一象限(这一规则并不是必要的,实际上可以通过平移将模型移至第一象限来保证)。

ASCII 码格式的 STL 文件结构为

```

solid <name>
facet normal  $N_x$   $N_y$   $N_z$ 
  outer Loop
    vertex  $V_{1x}$   $V_{1y}$   $V_{1z}$ 
    vertex  $V_{2x}$   $V_{2y}$   $V_{2z}$ 
    vertex  $V_{3x}$   $V_{3y}$   $V_{3z}$ 
  endloop
endfacet
...
... }若干个三角形面片
endsolid <name>

```

其中,关键字由文件格式定义,均为小写;<name>是该实体模型名称,此处并无意义; N_x 、 N_y 、 N_z 是该三角形面片法向矢量的 3 个分量值; V_{ix} 、 V_{iy} 、 V_{iz} ($i=1,2,3$)是三角形片 3 个顶点的三维坐标值。

2 网格离散与加密

由于很多结构用方程描述很复杂,甚至不存在描述方程,从而在判断遮挡时无法求出射线与遮挡面的交点。为了增强求解程序的适用性和通用性,本文采用统一的网格表示物体边界面。三角形网格既能很好地表示物面边界,又能简化遮挡判断,因此本文选择三节点三角形单元作为网格的单元类型。本文将网格分为用于遮挡判断的边界网格和用于角系数计算的计算网格。例如,图 1 所示的计算网格,其对应的边界面网格如图 2 所示。

航天器结构复杂,表面网格划分工作量很大,STL 文件利用三角形单元准确描述物体边界面,因此本文直接采用 STL 文件描述物体边界面。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。但计算火箭发动机与关

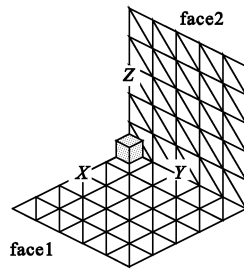


图 1 计算网格
Fig. 1 Computational grid

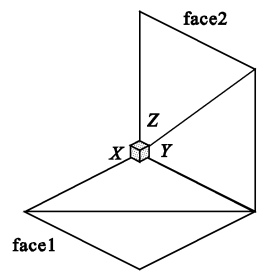


图 2 边界面网格
Fig. 2 Boundary grid

注点之间的角系数时需要将 STL 文件提供的发动机网格进行加密。本文采用以下方法进行网格的自动加密。

$$R_{\min} = \frac{L_{\min}^2}{A_R} \quad (1)$$

其中 A_R 为火箭发动机上计算单元的面积; L_{\min} 为关注点到计算单元三个顶点距离的最小值。计算表明, $R_{\min} > 10$ 时采用有限元法计算角系数的精度很高。因此,当 $R_{\min} \leq 10$ 时,本文对 STL 文件提供的火箭发动机网格进行加密。如图 3 所示,三角形单元 ABC 为 STL 文件提供的边界单元,当需要加密时,首先将三角形单元 ABC 划分为 4 个小三角形。其中 D 、 E 、 F 分别为 AB 、 BC 、 CA 的中点。继续判断 4 个小三角形是否满足 $R_{\min} > 10$, 对于需要加密的三角形继续加密,直到所有三角形均满足 $R_{\min} > 10$ 。利用因子 R_{\min} 控制网格疏密,针对不同位置的面元间的角系数采用不同的网格数,既可以提高计算精度,又可以最大限度减少网格数,提高计算效率。

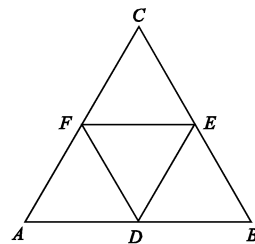


图 3 网格加密示意图
Fig. 3 Grid refinement sketch

3 FEM 计算角系数

3.1 热流分析

固壁辐射的计算主要包括物体辐射力和角系数的计算。辐射力与物体表面的发射率和表面温度有关。按照普朗克定律,物体的辐射力与温度成四

次方:

$$E = \xi \sigma T^4 \quad (2)$$

E 为半球辐射力; ξ 为辐射率; σ 为波尔茨曼常数。

两个表面之间的辐射换热量与两个表面之间的相对位置有很大的关系。角系数表示表面 1 发出的辐射能中落到表面 2 上的百分数。要计算火箭发动机对航天器关注点的固壁辐射热流需要计算火箭发动机对关注点的角系数。

从表面 A_1 到表面 A_2 的角系数记为 $F_{1,2}$, 表面 A_2 到表面 A_1 的角系数记为 $F_{2,1}$ 。

由角系数互换性可得

$$A_1 F_{1,2} = A_2 F_{2,1} \quad (3)$$

设 Q_1 为表面 A_1 受到的 A_2 的固壁辐射热流, 则有

$$Q_1 = E_2 A_2 F_{2,1} = E_2 A_1 F_{1,2} \quad (4)$$

从而可得表面 A_1 受到的 A_2 的固壁辐射热流密度 q_1

$$q_1 = \frac{Q_1}{A_1} = E_2 F_{1,2} \quad (5)$$

利用式(3), (4), (5)将计算火箭发动机对航天器关注点的辐射热流, 转化为计算关注点对发动机的角系数。

3.2 关注点转化为计算单元

关注点对火箭发动机的角系数实际上是关注点所在的一个微元面对火箭发动机的角系数。因此本文采用如下方法处理。构造一个等边三角形, 关注点为该三角形的重心, 关注点的外法线方向为三角形所在平面的外法线方向。从而将关注点对火箭发动机的角系数转化为三角形单元对火箭发动机的角系数。计算结果表明, 等边三角形的边长 L 影响计算精度, 通常边长满足下式, 角系数计算精度很高。

$$\frac{D}{L} > 3 \quad (6)$$

其中, D 为关注点与火箭发动机上计算单元重心之间的距离。

3.3 FEM 计算角系数

根据角系数的物理意义可得

$$F_{12} = \frac{1}{A_1} \iint_{A_1} dA_1 \iint_{A_2} \frac{\max(\cos\varphi_1, 0) \max(\cos\varphi_2, 0)}{\pi r^2} dA_2 \quad (7)$$

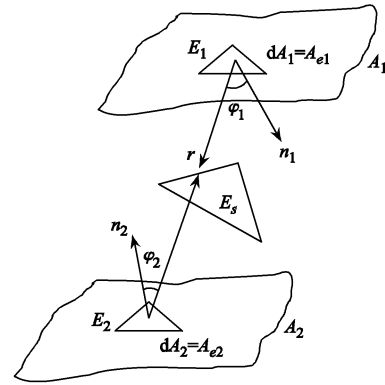


图 4 角系数定义

Fig.4 View factor definition

设函数

$$G = \frac{\max(\cos\varphi_1, 0) \max(\cos\varphi_2, 0)}{\pi r^2} \quad (8)$$

φ_1, φ_2 为 dA_1, dA_2 外法线与其连线的夹角。

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

$$F_{E1,E2} = \frac{1}{A_{e1}} \iint_{A_{e1}} dA_{e1} \iint_{A_{e2}} G dA_{e2} = G_{E1,E2} A_{e2} \quad (9)$$

其中

$$G_{E1,E2} = \frac{1}{A_{e1} A_{e2}} \iint_{A_{e1}} dA_{e1} \iint_{A_{e2}} G dA_{e2} \quad (10)$$

$G_{E1,E2}$ 形式较复杂, 本文采用三角形面积坐标的高斯积分计算。首先, 直角坐标和面积坐标的转化关系为

$$\left. \begin{aligned} x &= N_i x_i + N_j x_j + N_m x_m \\ y &= N_i y_i + N_j y_j + N_m y_m \\ z &= N_i z_i + N_j z_j + N_m z_m \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

其中, N_i, N_j, N_m 为面积坐标表示的顶点为 i, j, m 的三角形的型函数。 $G_{E1,E2}$ 用三角形顶点坐标和型函数表示为

$$G_{E1,E2}(x, y, z) = \sum_{L=1}^M \sum_{K=1}^M \omega^{(L)} \omega^{(K)} \times \quad (12)$$

$$G_{E1,E2}(N_{i1}^{(L)}, N_{j1}^{(L)}, N_{m1}^{(L)}, N_{i2}^{(K)}, N_{j2}^{(K)}, N_{m2}^{(K)})$$

其中 $\omega^{(L)}, \omega^{(K)}$ 为高斯积分系数。即使单元划分很粗大的情况下, 3 点高斯积分已经能够得到较高精度的计算结果^[3]。

由公式(7)至(12)可得

$$F_{1,2} = \frac{1}{A_1} \sum_{u=1}^U \sum_{v=1}^V F_{E_u, E_v} A_{E_u} \quad (13)$$

其中 U, V 分别为面元 1 和 2 所含单元数。

3.4 遮挡判断

由于整个计算结构已经被离散为三角形单元,因此本文采用基于三角形网格的遮挡判断方法。在判断单元 E_1 对单元 E_2 辐射热流是否被遮挡单元 E_s ,遮挡之前需要判断单元 E_1, E_2 和单元 E_s 是否在同一个平面。若 E_1 和 E_2 中有一个或者两个与 E_s 共面则 E_s 不参与 E_1 和 E_2 之间的遮挡判断。本文采用以下方法进行共面判断。

$$\frac{D_{\max}}{L_{\min}} < \lambda \quad (14)$$

其中 D_{\max} 为计算单元的顶点到 E_s 所在平面距离的最大值; L_{\min} 为计算单元最短边长。由于存在数值计算误差,本文采用阈值 λ 进行判断。计算表明 $\lambda < 0.5$ 完全满足计算要求。采用阈值 λ 的另一个好处就是对于曲率变化大的表面,计算网格较细,遮挡网格较粗时,二者可能不重合,若采用 $D_{\max} = 0$ 的方法进行判断将产生误判,采用本文方法可以避免这种情况的发生。

若 E_s 与 E_1, E_2 不共面,则其有可能遮挡 E_1 和 E_2 之间的辐射换热,需要进行以下遮挡判断。

首先判断单元 E_1, E_2 和遮挡网格单元 E_s 所在平面的位置关系。设单元 E_1, E_2 的重心分别为 O_{E1}, O_{E2} , 判断线段 $O_{E1}O_{E2}$ 与 E_s 所在平面是否相交。如图 5 所示,设 O_{12} 为线段 $O_{E1}O_{E2}$ 所在直线与 E_s 所在平面的交点。若

$$\cos\varphi = \frac{r_1 \cdot r_2}{|r_1||r_2|} < 0 \quad (15)$$

r_1 和 r_2 分别为交点 O_{12} 到重心 O_{E1} 和 O_{E2} 的方向向量。若式(15)成立,则线段 $O_{E1}O_{E2}$ 与遮挡单元 E_s 所在平面相交。

其次判断线段 $O_{E1}O_{E2}$ 与三角形 E_s 的位置关系。如图 5 所示,单元 E_s 的三个顶点为 i, j, m 则

$$\frac{|A_s - A_{ijO_{12}} - A_{jmO_{12}} - A_{miO_{12}}|}{A_s} < \zeta \quad (16)$$

其中, $A_{ijO_{12}}, A_{jmO_{12}}, A_{miO_{12}}$ 分别为三角形 $ijO_{12}, jmO_{12}, miO_{12}$ 的面积; ζ 为判断阈值,与数值计算精度有关。一般取小于 10^{-3} 的值即可满足计算精度。若式(16)成立,则线段 $O_{E1}O_{E2}$ 与遮挡单元 E_s 相交。

遮挡判断时,依次判断式(14),(15),(16)是否成立,若存在一个遮挡单元 E_s 对计算单元 E_1 和 E_2

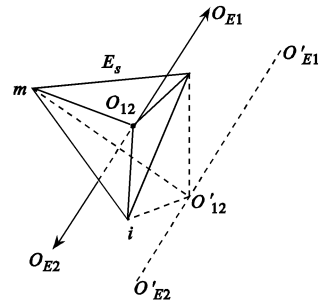


图 5 线段与三角形相交示意图

Fig. 5 Sketch of intersection of line segment and triangle

产生遮挡,则两者之间角系数为 0,并且中止其余遮挡单元的遮挡判断。

4 计算结果及分析

在 Visual C++ 集成开发平台中,利用 C++ 语言实现本文计算方法。为了验证本文方法的正确性,如图 6 所示,采用面元为两个平行圆环 S_1 与 S_2 及中间圆柱面 S_3 ,理论解根据文献[2]提供的公式计算得到,计算结果如表 1 所示。图 7 为采用两个正方形面元,二者角系数误差与 R_{\min} 之间的关系,计算中分别采用 1、3、7 点高斯积分。最后计算某型空间探测器上的火箭发动机对关注点的固壁辐射热流。探测器上有 3 种型号火箭发动机,共有 25 台。分别计算了 25 台发动机对太阳帆板,探测器底部精密仪器,发动机安装板底部等受热危险部位的最大固壁辐射热流。发动机采用铝合金,表面平均温度取 1273K,发射率为 0.85,计算结果如表 2 所示。为了比较关注点受到的三种热流,表中给出固壁辐射热流密度 q_1 ,燃气辐射热流密度 q_2 ,羽流对流换热热流密度 q_3 。

从图 7 可以看出,当 $R_{\min} > 10$ 时,3 基点高斯积分的 FEM 的精度最高,相对误差小于 1%;而 1 点和 7 点高斯积分的精度较低。当 $R_{\min} \leq 10$ 时,随着 R_{\min} 的减小,有限元法计算角系数的精度也降低,要提高角系数计算精度需要加密网格,因此采用因子 R_{\min} 来控制网格疏密既可以提高计算精度,又可以最大限度减少网格数量,提高计算效率。从表 1 的计算结果可以看出,本文计算角系数和遮挡判断的方法是准确可靠。

从表 2 可以看出,探测器受热危险部位受到的最大热流密度中,固壁辐射热流很大,而燃气辐射热

流很小。除太阳帆板外,其余位置受到羽流的对流换热也较小。因此,在进行航天器热计算和热防护设计时,需要准确计算火箭发动机固壁辐射热流。

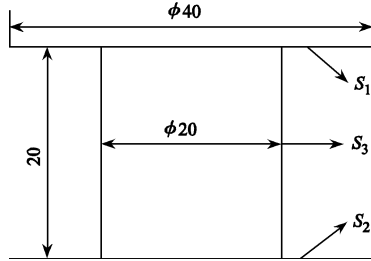


图 6 圆环与圆柱面尺寸及位置关系

Fig. 6 Dimension and position of cirque and column

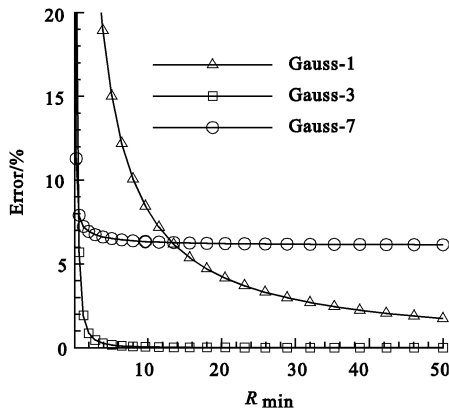


图 7 1、3、7 点积分相对误差与 R_{min} 关系

Fig. 7 Relative error $_R_{min}$ of 1, 3, 7 point Gauss integral

表 1 S_1 和 S_3 对 S_2 角系数计算结果

Table 1 View factors of S_1 and S_3 to S_2

	$(S_1 \rightarrow S_2)$	$(S_3 \rightarrow S_2)$
理论解	0.2036	0.1189
数值解	0.2091	0.1222
误差%	2.75	2.81

表 2 受热危险部位受到的最大热流

Table 2 Maximal heat flux of dangerous heated position

q (kW/m ²)	太阳帆板	精密仪器	安装板
q_1	1.853	18.950	16.705
q_2	0.001	0.005	0
q_3	26.052	2.230	0.07

5 结论

(1) 将 CAD 软件的三维造型与固壁辐射热流计算相结合,充分利用造型软件快速生成包含实体表面信息的 STL 文件的优势,提出了基于 STL 文件

的固壁辐射热流计算方法。

(2) 根据面元间的位置关系对计算单元进行网格加密,提高了计算精度和计算效率。

(3) 有效解决了复杂结构的遮挡问题,采用的遮挡判断方法准确高效。

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 Gui-rong. 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 Gui-rong, GUO Shun. Spacecraft Thermal Control[M]. BeiJing: Science Press, 1998 (in Chinese).]
- [3] 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 Xiang-qian. Finite Element Method Application in Heat Transfer[M]. BeiJing: Science Press, 1998 (in Chinese).]
- [4] 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. [LI Wan-lin, FU Zhen-xuan. View factor method of computer program[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1982, 3(1): 76-83 (in Chinese).]
- [5] 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 [HE Li-qun. Numerical computation method of view faceter[J]. Journal of Harbin University of Architecture and Engineering, 1995, 28(5): 87-90 (in Chinese).]
- [6] Howell J R. The Monte Carlo method in radiative heat transfer [J]. Journal of Heat Transfer, 1998, 120(3): 547-560.
- [7] O'Neill R F, Lorentz D R. A Vector Approach to Numerical Computation of View Factors and Application to Space Heating[R]. AIAA83-0157.
- [8] 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 Xiang-qian, WANG De-ming. FEM for view factors of any surfaces[J]. Journal of Harbin Shipbuilding Engineering Institute, 1984, 1(1): 85-92 (in Chinese).]
- [9] 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 Hong-mei, ZHAO Guo-qun, CHENG Lian-jun. Automatic density-changed all-hexahedral element mesh generation algorithm based on STL file[J]. China Mechanical Engineering, 2006, 17(19): 1997-2001 (in Chinese).]

作者简介:张涛(1982-),男,博士生,研究方向为空间目标特性研究。

通信地址:北京航空航天大学宇航学院 7-82 信箱,新主楼 B-906(100191)

电话:(010)82339058

E-mail:zt32153225@sina.com

