

# 星载抛物面天线反射器瞬态热分析<sup>\*</sup>

陈志华<sup>1,2\*\*</sup> 关富玲<sup>1</sup>

(<sup>1</sup>浙江大学建筑工程学院空间结构研究中心, 杭州, 310027)

(<sup>2</sup>武汉理工大学土木工程与建筑学院, 武汉, 430070)

**摘要** 星载抛物面天线反射器在周期性的冷热辐射作用下, 产生不均匀的温度分布, 过大的热变形严重影响卫星通信质量; 采用一种 8 节点超参数壳单元, 通过每个节点 3 个温度自由度表示厚度方向上温度的非线性变化, 建立了单元内温度插值函数, 基于 Galerkin 法推导出受太空冷热辐射作用的壳体结构瞬态热分析的有限元公式; 运用几何解析法分析了抛物面壳体的自遮挡, 对某静止轨道卫星抛物面天线进行稳态分析, 与 FDM 结果比较表明该方法具有良好的计算精度; 在不考虑地球辐射热流作用的一个运行周期的瞬态分析中, 该反射器上瞬间温差达 200 K, 在日照区内温度变化达 250 K.

**关键词** 有限元, 热分析, 瞬态, 天线, 反射器

## 0 引言

在太阳热流、地球反照热流、红外热流以及周围深冷环境的共同作用下, 绕地飞行的航天器天线被周期性的加热和冷却, 温度变化达 300 K, 不均匀的温度变化使卫星结构产生较大的热变形或热颤, 导致天线反射器信号失真, 无法正确接受或发送信息和指令, 严重者致使航天器失效, 因此精确分析星载天线反射器温度场及其变化非常重要. 目前国内外对于航天器热分析普遍采用热网络法, 如美国 NASA 的 SINDA 软件, 欧洲 ESA 的 ESATAN 软件以及中国空间技术研究院的热分析软件. 但节点网络法存在无法克服的缺点: 热网络模型模拟实际结构的能力差, 处理复杂形状物体时灵活性和适应性不够; 用节点代替一定尺寸的单元体比较粗糙<sup>[1]</sup>; 空间飞行器结构的热分析是先用节点网络法计算温度场, 再用有限元法计算热变形, 由于热模型和结构模型本质上的不同, 所以两者之间要进行繁琐的数据转换, 这样费时且计算精度下降. 有限元方法渐渐成为反射面天线热分析的重要方法, 文献[2]将天线反射面近似按平面问题考虑, 这种近似较粗略, 不适应高精度天线对反射型面的变形分析要求. 文献[3]利用有限元分析抛物面天线反射器稳态和瞬态温度场, 将天线反射面分成上面板、蜂窝芯和下面板三部分, 上、下面板按二维单元分析, 蜂窝芯按三维实体

单元分析, 但单元数目较多, 影响求解速度.

抛物面天线反射器的厚度远小于其口面尺寸, 通常用壳单元进行分析. 许多研究人员对线性边界条件的壳体热分析问题进行了研究, 王勤成等<sup>[4]</sup>讨论了一般壳体温度场的有限元分析总体方案和方程列式, 并运用罚函数法实现了壳体单元与实体单元的联接, 但其中仅考虑各向同性材料. Rolfes 等<sup>[5]</sup>, 马玉娥等<sup>[6]</sup>对复合材料层合板壳三维热分析的退化壳单元进行了研究, 考虑正交各向异性材料热性能. 他们都考虑了壳体温度沿厚度方向线性变化或二次变化, 能真实反映壳体内外侧温差. 这些方法都采用先处理法消除壳单元表面的自由度, 在方程中只保留中面上的自由度, 将 3D 问题降为 2D 问题求解, 这种退化单元仅适用于热对流等线性的边界条件, 不适用于以热辐射为主要边界条件的空间热分析问题. 本文采用一种厚度方向温度二次变化的超参数热壳单元, 研究太空环境中以热流和辐射为主要边界条件的壳体瞬态温度场, 在计算热流时运用几何解析方法分析反射器的自遮挡效应. 通过该分析过程为天线的热变形计算及其控制设计提供较准确的温度数据.

## 1 反射器几何描述

一般壳体单元将局部坐标原点建立在壳体的中面上, 但卫星天线反射器是二次曲面沿法线向外偏

\* 国家自然科学基金项目(69982009)资助.

2007-06-29 收到第 1 稿, 2008-01-15 收到修改稿.

\*\* 通信作者. Tel: 027-63631700, E-mail: chenzh@whut.edu.cn.

移产生的实体,因此卫星天线反射器是通过反射面描述的,为较准确地描述反射器的几何形状及其变形,将 $(\xi, \eta)$ 定为天线反射面上的曲线坐标,  $\zeta$ 为厚度方向的直线坐标(如图1(a)),且 $-1 \leq \xi \leq 1$ ,  $-1 \leq \eta \leq 1$ ,  $0 \leq \zeta \leq 1$ 。壳体单元内任意一点的总体坐标可以近似的表示为

$$\begin{cases} x \\ y \\ z \end{cases} = \sum_{i=1}^n N_i(\xi, \eta) \begin{cases} x_i \\ y_i \\ z_i \end{cases}_{\text{ref}} + t \zeta \sum_{i=1}^n N_i(\xi, \eta) \mathbf{V}_{3i} \quad (1)$$

其中,  $t$  是反射面厚度,  $n$  是单元的节点数, 为保证插值几何形状的精度, 采用 8 节点单元,  $(x_i, y_i, z_i)$  是反射面离散后的节点总体坐标,  $\mathbf{V}_{3i}$  是反射面上对应点的外法线单位向量,  $N_i(\xi, \eta)$  是 8 节点平面单元的形函数<sup>[7]</sup>。

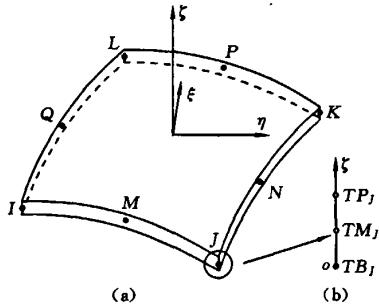


图 1 反射器壳体单元描述

Fig. 1 Thermal shell element of reflector

## 2 单元温度函数

卫星天线反射器处于热流辐射和深冷空间的共同作用下,在反射器内部可能产生较大的温度变化,反射器一般采用石墨环氧树脂等复合材料,为考虑反射器厚度上的温度梯度,在厚度方向上要采用线性或高阶函数进行插值,需要在每个节点上考虑至少 2 个温度自由度。本文采用二次插值函数,每个节点有 3 个温度自由度,按照反射器几何描述中的形函数先构造出任意一点在  $\zeta=0, 0.5, 1$  这 3 个平面内的温度,再在厚度方向上进行二次函数插值,得到反射器壳单元内温度表达式

$$T = \{r_1 \ r_2 \ r_3\} [N_1 \ N_2 \ \dots \ N_n] \{T\}^e = [N'] \{T\}^e \quad (2)$$

其中

$$N_i = \begin{bmatrix} N_i(\xi, \eta) & 0 & 0 \\ 0 & N_i(\xi, \eta) & 0 \\ 0 & 0 & N_i(\xi, \eta) \end{bmatrix}$$

$\{T\}^e = \{TB_1 \ TM_1 \ TP_1 \ \dots \ TB_n \ TM_n \ TP_n\}^T$   
 $r_1 = 2(\zeta - 0.5)(\zeta - 1), r_2 = -4\zeta(\zeta - 1), r_3 = 2\zeta(\zeta - 0.5)$  是厚度方向插值函数,  $TB_i$ ,  $TM_i$  和  $TP_i$  分别是第  $i$  个节点反射面、中面和背面温度(见图 1(b))。

## 3 瞬态有限元列式

卫星天线反射器在高真空环境中工作,一般忽略对流热交换,只考虑传导和辐射两种热交换形式,热传导是反射器内部热交换途径,反射器与环境的热交换通过辐射完成。热辐射主要分成两个部分,其一是辐射吸热,包括太阳热辐射、卫星其他部件或自身辐射、地球的红外热流辐射,反照热流辐射;其二是向外辐射热量,主要是向深冷空间的辐射,也包括向其自身的辐射。这些辐射热量在分析中并不都按照牛顿冷却定律来计算,而是将其中的太阳辐射、地球红外热流辐射以及地球反照热流作为热流边界条件直接施加,反射器向外辐射热量按牛顿冷却定律计算。将反射器壳体离散后,用 Galerkin 方法建立反射器瞬态温度场控制微分方程及其边界条件的近似积分弱形式如下式

$$C\dot{T} + (K + K_r + K_s)T = \int_{S_1} N'^T q_1 dS + \int_{S_2} N'^T (q_2 + q_3) dS + \int_{S_3} N'^T \epsilon \sigma T_0^4 dS \quad (3)$$

其中

$$C = \int_V \rho c N'^T N' dV$$

$$K = \int_V (\lambda \nabla N')^T [k] (\lambda \nabla N') dV$$

$$K_r = \int_{S_2} N'^T \epsilon \sigma T^3 N' dS$$

$\rho$  是材料密度,  $c$  是材料的热容率,  $\epsilon$  是辐射率,  $\sigma$  是 Stefan-Boltzmann 常数,  $\nabla$  是整体坐标系下的哈密顿算子,  $[k]$  是单元坐标系下反射器材料热传导矩阵,  $\lambda$  是坐标转换矩阵,  $K_r$  项是热辐射矩阵, 它反映了单元与深冷空间的辐射换热,  $K_s$  是反射器各单元自辐射矩阵, 它反映单元间的相互辐射, 按照文献[8]中介绍的方法计算。C 是热容矩阵,  $q_1$  是太阳辐射热流项,  $q_2$  和  $q_3$  分别是地球反照热流和红外辐射热流,  $T_0$  是反射器向深冷空间辐射时的环境温度。  $S_1$ ,  $S_2$ ,  $S_3$  分别为各热流项对应的作用面。其中  $K_r$  和  $K_s$  矩阵是节点温度的非线性函数, 在求解过程中需采用迭代法进行求解。

## 4 辐射热流分析

太阳和地球热辐射是航天器及其部件热量的重

要来源,通用有限元软件(如 NASTRAN)可以对模型某个面施加热流边界模拟热源的辐射,但未能考虑模型自身的遮挡.考虑抛物面天线自遮挡,其实质是判断抛物面沿热流辐射方向投影时,面或点的可见性,也即投影的重叠性.根据轨道参数的计算可以获得辐射热流矢量  $\mathbf{l}$ ,辐射热流与抛物面天线之间存在两种几何关系(图 2).从两图中可以看出,当某点处辐射热流与抛物面的外法线之间夹角小于  $90^\circ$  时,热流辐射到抛物面的外表面;当辐射热流与抛物面的外法线之间夹角大于  $90^\circ$  时,热流辐射到抛物面的内表面或该点被抛物面天线其他部分遮挡,这需要分两种情况进行判断.设求点  $S(x_0, y_0, z_0)$  处辐射热流,则该点的外法线单位矢量为  $\mathbf{p}$ .根据辐射热流与抛物面外法线之间的关系,抛物面天线反射器的辐射热流可分为以下几种情况:(1)当  $q_1 = \mathbf{l} \cdot \mathbf{p} \leq 0$  时,反射器外表面受热流辐射,大小为  $-q_1$ ;(2)当  $q_1 = \mathbf{l} \cdot \mathbf{p} > 0$  时,需要进一步判断是  $S$  点内表面受热流辐射还是被天线其他部分遮挡.若沿辐射热流方向过  $S$  点的直线与抛物面天线存在两个交点,  $S$  点被遮挡(图 2 中 C 点);当仅存在一个交点,则该交点为  $S$  点,此时该点内部受热流作用(如图 2 中 A 点),大小为  $q_1$ .

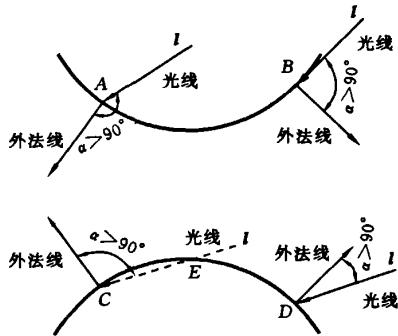


图 2 太阳辐射方向与反射面的几何关系  
Fig. 2 Relationship of solar radiation and reflector

## 5 算例分析

根据前面的分析方法编制了计算程序,对处于地球静止轨道的某星载抛物面天线进行稳态和瞬态分析.该天线旋转抛物面方程  $z = x^2 + y^2$ ,在顶点处有一个用于固定的小孔,天线口面半径是 0.25 m,反射面厚度  $h = 5$  mm(如图 3).处于地球同步轨道,反射器  $z$  轴指向地心,计算时未考虑地球反照热流

以及红外热流的辐射作用,考虑了反射器的自遮挡效应,太阳辐射热流密度  $q_s = 1400 \text{ W/m}^2$ ,太阳光线入射角度与  $z$  轴夹角为  $\beta$ ,反射器切平面内热传导系数  $k = 3 \text{ W/m} \cdot \text{K}$ ,沿反射器厚度方向的横向热传导系数  $k_t = 2 \text{ W/m} \cdot \text{K}$ .该模型划分成 60 个单元,204 个节点,先分析了该天线在入射角  $\beta = 45^\circ$  时反射器的温度场,并将其计算结果与 FDM 的计算结果对比,点 A 与点 B(图 3)的绝对温度值对比见表 1.从表中可以看出,本文采用的 8 节点超参数单元具有良好的计算精度,适用于分析以辐射为主要边界条件的空间壳体热问题.

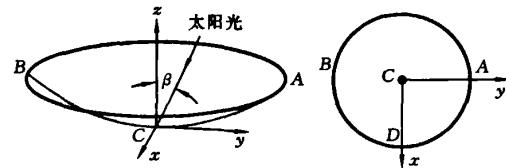


图 3 星载抛物面天线模型  
Fig. 3 Geometry of parabolic reflector

表 1 计算结果与 FDM 的比较

Taber 1 Absolute temperature values on the internal and external surfaces in the points A and B of the reflector

$\beta$	方法	单元数	A 点/K		B 点/K	
			内侧	外侧	内侧	外侧
本文	—	60	312.6	311.3	389.4	386.2
45°	FDM	81	320.8	319.4	389.1	386.0
		49	323.3	321.8	388.0	384.9

处于地球静止轨道上的航天器绕地球运动,所受到的太阳辐射热流是变化的,因此反射器上的温度场是时变的,是瞬态热分析问题.按照前面推出的有限元计算公式,分析该天线反射器某一天处于日晒区的温度场变化情况,按 60 个荷载步加载计算.图 4 是航天器绕地飞行一个周期天线反射器 B 点与 C 点(见图 4)上表面绝对温度变化曲线.从图中可以看出,天线反射器的温度变化较大,在 150 K~400 K 之间变化,这两点的温差最高达 100 K.图 5 是反射器 B 点和 D 点上表面的绝对温度曲线,D 点与 B 点的温差有时高达 200 K,瞬时温度的极不均匀分布将使天线反射器产生大的瞬时热变形,从而

使航天器天线无法正常工作。图6是太阳光线以 $\beta=60^\circ$ 向天线辐射热量时反射器上表面的瞬时温度分布云图。该时刻反射器B点附近温度最高,A点附近温度最低,瞬时温差达130 K。

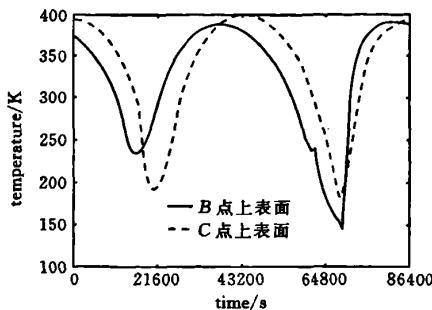


图4 B和C点上表面温度曲线

Fig. 4 Temperature curve of inner surface of point B and C

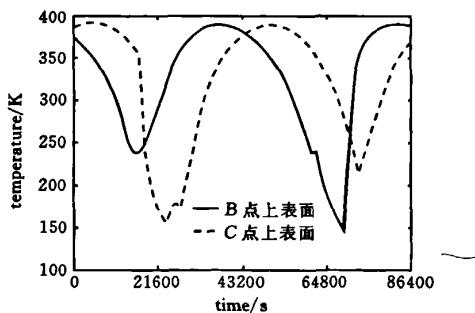


图5 B和D点上表面温度曲线

Fig. 5 Temperature curve of inner surface of point B and D

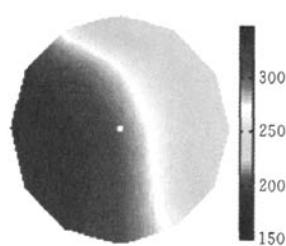


图6  $\beta=60^\circ$ 时反射器内表面温度云图

Fig. 6 Temperature contour on inner surface of reflector when  $\beta=60^\circ$

## 6 结论

抛物面天线反射器是星际和星地之间通讯的重要工具之一,根据星载天线反射器的电性能要求,分析了其几何特点;根据航天器太空冷热辐射环境的特点,采用一种考虑厚度上温度非线性变化的8节点超参数热壳单元,建立其单元内温度插值函数,并利用Galerkin方法推出了用于反射器瞬态温度场分析的有限元计算公式,该公式适用于太空环境中冷热辐射、自辐射以及自遮挡等壳体热分析问题;运用几何解析方法对反射器的自遮挡效应进行了分析,为瞬态热分析提供了准确热流数据。计算了某天线的稳态温度场,与FDM比较表明所采用的单元具有良好的精度;对天线反射器绕地运行一个周期的温度场进行了瞬态分析,计算结果表明同一时刻该天线反射器上的温差较大,达200 K;反射器上各点的温度变化也较大,部分区域达到250 K。使用该单元建立的有限元方程可以为抛物面天线反射器提供准确地分析,并为其热颤分析提供数据,为反射面设计和精确控制天线反射面变形提供依据。

## 参考文献

- [1] 屈金祥. 航天器系统热分析综述[J]. 红外, 2004, 10: 20-26.
- [2] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991, 114-135. (Min Guirong. Thermal Control Technology of Satellite [M]. Beijing: Space Press, 1991, 114-135. (in Chinese))
- [3] 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))
- [4] 王勣成, 唐永进. 一般壳体温度场的有限元分析[J]. 清华大学学报(自然科学版), 1989, 29(5): 103-112. (Wang Xucheng, Tang Yongjin. Finite element analysis of temperature field in general shells [J]. Journal of Tsinghua University(Natural Science Edition), 1989, 29(5): 103-112. (in Chinese))
- [5] Raimund Rolfes, Jan Tebmer. 2D Finite Element Formulation for 3D Temperature Analysis of Layered Hybrid Structures[A]. NAFEMS Seminar: Numerical Simulation of Heat Transfer, May 9 - 10, 2001, Wiesbaden, Germany.

- [6] 马玉娥,孙秦,易龙.复合材料层合板壳的三维退化热壳元分析[J].复合材料学报,2005,22(2):143-147.  
(Ma Yue, Sun Qin, Yi Long. 3D degenerated thermal shell element analysis composite laminates[J]. *Acta Materiae Composite Sinica*, 2005, 22(2): 143-147. (in Chinese))
- [7] 王勣成,邵敏.有限单元法基本原理和数值方法[M].  
北京:清华大学出版社,1997. (Wang Xucheng, Shao
- [8] Min. Basic Theory and Numerical Method of Finite Element Method [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1997. (in Chinese))
- [8] Yi Long, Peng Yun, Sun Qin. Research of the higher-order finite element arithmetic for radiation exchange [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2006, 19(3): 197-202.

## TRANSIENT THERMAL ANALYSIS OF PARABOLIC ANTENNA REFLECTOR ON ORBIT

Zhihua Chen<sup>1,2</sup>      Fuling Guan<sup>1</sup>

(<sup>1</sup>College of Civil Engineering and Architecture, Zhejiang University, Hangzhou, 310027)

(<sup>2</sup>School of Engineering and Architecture, Wuhan University of Technology, Wuhan, 430070)

**Abstract** When parabolic antenna reflector on orbit is under the periodic outgoing and incoming radiating flux environment, non-homogeneous temperature distribution will be induced. Too large thermal deformation of reflector will produce bad effect on the satellite communication. An 8-nodes shell element with 3 temperature DOFs is applied to analyze this thermal effect in the paper. The temperature function in one element is built and the finite element equations are derived based on Galerkin method, which are suit for transient thermal analysis of shell structures under space environment. Self-occlusion of parabolic shell is analyzed with analytic geometry. For a reflector on geosynchronous orbit, the steady-state results from this method are compared with these from FDM. It follows from the analysis that the precision of this method is high. For transient analysis, temperature difference of reflector reaches 200 K when the earth radiating flux is ignored, and even up to 250 K when it is in sunlight.

**Key words** finite element, thermal analysis, transient, antenna, reflector

## 如何学习天线设计

天线设计理论晦涩高深，让许多工程师望而却步，然而实际工程或实际工作中在设计天线时却很少用到这些高深晦涩的理论。实际上，我们只需要懂得最基本的天线和射频基础知识，借助于 HFSS、CST 软件或者测试仪器就可以设计出工作性能良好的各类天线。

易迪拓培训([www.edatop.com](http://www.edatop.com))专注于微波射频和天线设计人才的培养，推出了一系列天线设计培训视频课程。我们的视频培训课程，化繁为简，直观易学，可以帮助您快速学习掌握天线设计的真谛，让天线设计不再难…



### HFSS 天线设计培训课程套装

套装包含 6 门视频课程和 1 本图书，课程从基础讲起，内容由浅入深，理论介绍和实际操作讲解相结合，全面系统的讲解了 HFSS 天线设计的全过程。是国内最全面、最专业的 HFSS 天线设计课程，可以帮助你快速学习掌握如何使用 HFSS 软件进行天线设计，让天线设计不再难…

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/122.html>

### CST 天线设计视频培训课程套装

套装包含 5 门视频培训课程，由经验丰富的专家授课，旨在帮助您从零开始，全面系统地学习掌握 CST 微波工作室的功能应用和使用 CST 微波工作室进行天线设计实际过程和具体操作。视频课程，边操作边讲解，直观易学；购买套装同时赠送 3 个月在线答疑，帮您解答学习中遇到的问题，让您学习无忧。

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/cst/127.html>



### 13.56MHz NFC/RFID 线圈天线设计培训课程套装

套装包含 4 门视频培训课程，培训将 13.56MHz 线圈天线设计原理和仿真设计实践相结合，全面系统地讲解了 13.56MHz 线圈天线的工作原理、设计方法、设计考量以及使用 HFSS 和 CST 仿真分析线圈天线的具体操作，同时还介绍了 13.56MHz 线圈天线匹配电路的设计和调试。通过该套课程的学习，可以帮助您快速学习掌握 13.56MHz 线圈天线及其匹配电路的原理、设计和调试…

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/116.html>



## 关于易迪拓培训:

易迪拓培训([www.edatop.com](http://www.edatop.com))由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立,一直致力于专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养;后于 2006 年整合合并微波 EDA 网([www.mweda.com](http://www.mweda.com)),现已发展成为国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地,成功推出多套微波射频以及天线设计经典培训课程和 **ADS**、**HFSS** 等专业软件使用培训课程,广受客户好评;并先后与人民邮电出版社、电子工业出版社合作出版了多本专业图书,帮助数万名工程师提升了专业技术能力。客户遍布中兴通讯、研通高频、埃威航电、国人通信等多家国内知名公司,以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

## 我们的课程优势:

- ※ 成立于 2004 年, 10 多年丰富的行业经验
- ※ 一直专注于微波射频和天线设计工程师的培养, 更了解该行业对人才的要求
- ※ 视频课程、既能达到了现场培训的效果, 又能免除您舟车劳顿的辛苦, 学习工作两不误
- ※ 经验丰富的一线资深工程师主讲, 结合实际工程案例, 直观、实用、易学

## 联系我们:

- ※ 易迪拓培训官网: <http://www.edatop.com>
- ※ 微波 EDA 网: <http://www.mweda.com>
- ※ 官方淘宝店: <http://shop36920890.taobao.com>