

可展桁架天线温度场和热变形分析^{*}

杨玉龙 关富玲

(浙江大学建筑工程学院 杭州 310027)

张淑杰

(同济大学航空航天与力学学院)

摘 要 对一个可展桁架式抛物面天线,利用有限元法,将可展支撑桁架划分为一维辐射-导热杆单元,将反射面划分为二维辐射-导热三角形膜单元,以此模型,计算和分析可展桁架天线在空间环境中的温度场和热变形,得到了可展桁架天线温度场和热变形特点,以及可展支撑桁架对天线整体温度场和热变形的影响。

关键词 可展桁架天线;有限元法;温度场;热变形

中图法分类号 V414

Thermal-Structural Analysis of Deployable Truss Antenna

YANG Yulong GUAN Fuling

(College of Civil Engineering and Architecture, Zhejiang University, Hangzhou 310027)

ZHANG Shujie

(School of Aerospace Engineering and Applied Mechanics, Tongji University)

Abstract A finite element model of a deployable truss parabolic antenna is made that deployable trusses are divided into one dimensional transient radiation-conduction rod elements and reflector net is divided into two dimensional transient radiation-conduction membrane elements. Analytical assumption are proposed, temperature function of rod element is linear and temperature function of membrane element is quadratic. In order to obtain all-sided thermal-structural features of antenna, the sun radiation flux is simulated by six cases, which are defined by the angle between sun radiation and antenna net. Based on the model, temperature field and thermal deformation of the antenna are calculated and analyzed. The thermal-structural features of deployable truss antenna and the influence of deployable truss on the whole temperature field and thermal deformation of antenna are presented.

Key words Deployable truss antenna, Finite element method, Temperature field, Thermal deformation

^{*} 国家 863 计划项目资助 (863-2-2-1-12)

2004-10-15 收到原稿, 2005-03-15 收到修定稿

1 引言

大型可展桁架式抛物面天线是空间可展机构研究中最活跃和深入的研究领域,是微波辐射航天器 MRS^[1] (Microwave Radiometer Spacecraft) 及合成孔径雷达 SAR (Synthetic Aperture Radar) 的主要荷载. 由于这种结构的敏感性和热稳定性要求较高,故对其正常工作时的温度和变形有很高的要求: (1) 保证温度在天线展开结构、调节机构的工作要求范围内; (2) 展开天线各部分在最坏的环境下的预测温度在各自的容许温度范围内; (3) 尽可能抑制天线热变形,保证反射面有很高的形面精度^[2]. 所以,必须对温度场^{[3]-[5]}和热变形^{[6],[7]}进行有效的分析. 本文集中研究了大型可展桁架式抛物面天线在空间环境中的温度场和热变形情况.

2 几何模型

一个口径为 5 m 的切割型抛物面可展天线结构方案见图 1,该结构由柔性网状反射面和可展支撑桁架组成,以获得高的形面精度和轻的质量. 图 2 和图 3 分别为可展支撑桁架上弦杆和下弦杆布置图,上弦杆长度为 215 mm、腹杆长度为 580 mm,下弦杆长度为 246 mm. 上弦结点的抛物面方程为

$$x_i^2 + y_i^2 = 4fz_i, \quad (1)$$

$$f/D = 0.4. \quad (2)$$

式中 i 为结点号, D 为旋转抛物面直径, f 为焦距.

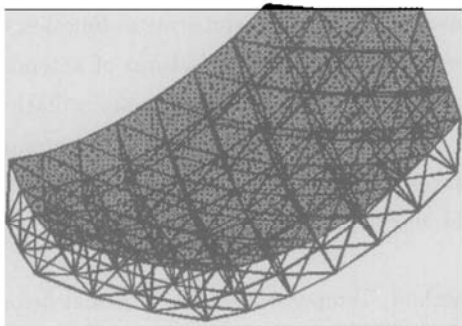


图 1 可展天线结构方案

Fig.1 Structural plan of deployable truss antenna

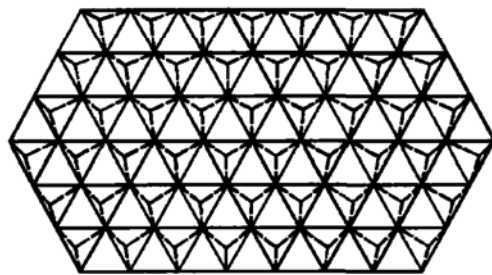


图 2 可展支撑桁架上弦布置图

Fig.2 Top layer bars arrangement of deployable truss

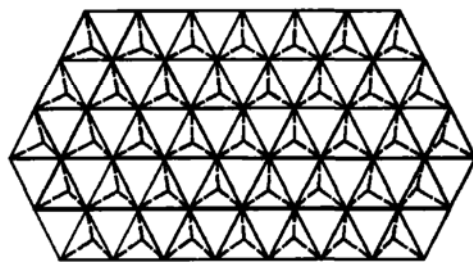


图 3 可展支撑桁架下弦布置图

Fig.3 Bottom layer bars arrangement of deployable truss

3 有限元模型

当可展天线处于外层空间环境时,其热源主要来自太阳辐射、地球和其他行星的热辐射及卫星体的辐射和导热,这些热源决定了可展天线在工作时的温度和变形情况.

3.1 热源的基本假设

(1) 太阳辐射计算时采用的太阳常数为 1353 W/m^2 .

(2) 考虑地球的红外辐射,将其当作 250 K 的绝对黑体;考虑地球反照,地球对太阳的平均反射率 $\rho = 0.3$.

(3) 忽略卫星体对天线的辐射和导热,不计其他行星的热辐射.

(4) 外层空间是绝对黑体.

3.2 可展天线热分析基本假定

(1) 支撑桁架杆件温度沿杆件长度方向线性分布,存在传导和辐射两种导热方式,考虑杆件彼此间的辐射吸热.

(2) 反射网面呈各向同性,存在传导和辐射两种导热方式,考虑反射网对各杆件的遮挡.

3.3 可展天线有限元模型分析

对于瞬态温度场 $T(x, y, z, \tau)$, 表征问题的微分方程为

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) + q_v = c\rho \frac{\partial T}{\partial \tau}. \quad (3)$$

此时温度场的函数 T 不仅是空间域 Ω 的函数, 还是时间域 τ 的函数, 因此在建立有限元格式时, 采用部分离散的方法, 即在空间域上采用有限元格式划分单元, 对图 1 分析模型, 支撑桁架为杆单元, 反射面为膜单元; 在时间域上的划分, 采用向后差分格式进行处理。

(1) 瞬态一维辐射-导热问题

设有一个已知两端温度为 T_1 和 T_2 的等截面杆, 截面积为 A , 截面周长为 P , 杆材料的热传导系数为 λ , 表面发射率为 ϵ , 杆长为 L , 处于温度为 0K 的空间中, 如图 4 所示, 表征问题的微分方程为

$$\lambda A \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} - P\sigma\epsilon T^4 + P\sigma \sum_{n=1}^N \epsilon_n B_n T_n^4 + (q_s + q_e + q_a)d = A\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau}. \quad (4)$$

式中, d 为杆件的直径, σ 为 Stefan-Boltzman 常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$, B_n 为杆件对其他第 n 个杆件热辐射的吸收因子, ρ 为杆件材料密度, c 为杆件材料的比热容, q_s 为单位面积上的太阳辐射能, q_e 为单位面积上的地球辐射能, q_a 为单位面积上的地球反射太阳能。

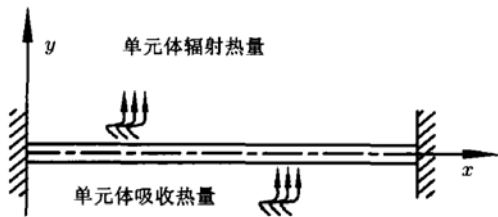


图 4 瞬态一维辐射-导热杆单元

Fig.4 One dimensional transient radiation-conduction rod element

边界条件为

$$T|_{x=0} = T_1, \quad T|_{x=L} = T_2. \quad (5)$$

根据 3.2 中的假设 (1), 设单元内温度分布函数

为 $T^e = a_1 + a_2x$, 则在总求解域上有

$$[K_b]\{T_b^1\} = \{Q_b\}. \quad (6)$$

式中,

$$\begin{cases} [K_b] = [K_{b1}] + [K_{b2}] + [K_{b3}], \\ \{Q_b\} = \{Q_{b1}\} + \{Q_{b2}\} + [K_{b3}]\{T_b^0\}. \end{cases} \quad (7)$$

如果 $[K_{b3}] = 0$, 则为稳态情况。

(2) 瞬态二维辐射-导热问题

将抛物形反射面划分为若干个 6 结点三角形膜单元, 即在三角形 ijm 的 3 条边中点增加 K, P, Q 3 个结点 (见图 5), 则厚度为 h 的瞬态二维辐射-导热问题的微分方程为

$$h \left(\lambda_x \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \lambda_y \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) - 2\sigma\epsilon T^4 + \sigma \sum_{n=1}^N \epsilon_n B_n T_n^4 + (q_s + q_e + q_a) = h\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau}. \quad (8)$$

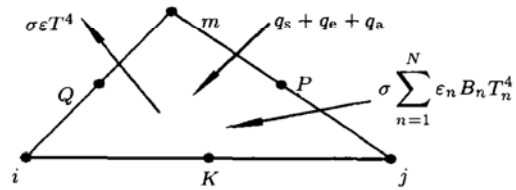


图 5 瞬态二维辐射-导热膜单元

Fig.5 Two dimensional transient radiation-conduction membrane element

对于反射面边缘的单元, 附加的边界条件为

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma} = 2\sigma\epsilon_{\Gamma} T^4 - \sigma \sum_{n=1}^N \epsilon_n B_n T_n^4 - q_s \Gamma - q_e \Gamma - q_a \Gamma. \quad (9)$$

设 6 结点三角形单元 e 的温度插值函数为

$$T = a_1 + a_2x + a_3y + a_4x^2 + a_5xy + a_6y^2, \quad (10)$$

则在总求解域上有

$$[K_m]\{T_m^1\} = \{Q_m\}. \quad (11)$$

式中,

$$\begin{cases} [K_m] = [K_{m1}] + [K_{m2}] + [K_{m3}] + [K_{m4}], \\ \{Q_m\} = \{Q_{m1}\} + \{Q_{m2}\} + \{Q_{m3}\} + \{Q_{m4}\} + [K_{m3}]\{T_m^0\}. \end{cases} \quad (12)$$

如果 $[K_{m3}] = 0$, 为稳态情况; 如果 $[K_{m4}]$ 、 $\{Q_{m3}\}$ 和 $\{Q_{m4}\}$ 均不存在, 为内部单元; 否则, 为边界单元。

式 (7) 和 (12) 中, $[K_1]$ 是热传导刚度阵, $[K_2]$ 是热辐射刚度阵, $[K_3]$ 是热容刚度阵, $[K_4]$ 是边界附加热辐射刚度阵, $\{Q_1\}$ 是外部热源热荷载阵, $\{Q_2\}$ 是内部单元间辐射热荷载阵, $\{Q_3\}$ 是边界附加外部热源热荷载阵, $\{Q_4\}$ 是边界附加内部单元间辐射热荷载阵。

4 温度场和热变形分析

卫星在空间轨道上运行时, 可展天线与太阳形成一定的角度, 所以天线与太阳入射光线之间的角度关系决定了天线的温度场及热变形情况。为了系统地分析可展桁架天线在空间环境中温度场和热变形情况, 根据天线与太阳入射光线之间的角度关系, 定义以下 5 种工况 (见图 6), 同时定义天线处于阴影区为第 6 种工况。利用有限元法, 对模型 (图 1) 进行计算分析, 其中可展天线支撑桁架杆件为 $\phi 9/8$, 热控涂层采用白漆, 吸收率为 0.17, 发射率为 0.87, 材料为铝合金, 反射面为镀金钼丝 1—2 mm 网孔, 吸收率为 0.25, 反射率为 0.035, 光线透过率为 70%,

天线的装配温度为 27.5°C , 材料参数见表 1。

4.1 温度场分析

对 6 种工况分别进行计算, 温度场等值线如图 7 所示。

由图 7 可以得出如下结果。

(1) 从整体来看, 温度场是连续的, 没有发生突变, 说明支撑桁架与反射面之间传热均衡, 支撑桁架上弦杆与反射面之间大量的接触点不影响总体的温度场连续分布。

(2) 对每个工况来讲, 最低温度出现在边缘, 最高温度出现在反射面中央区域, 整个温度场的变化趋势是由中央到边缘温度逐渐降低。

(3) 太阳正照 (工况 1) 和背照 (工况 5) 相比, 背照时最高温度 (83.497°C) 大于正照时的最高温度 (69.762°C), 二者差值为 (13.735°C), 同时背照时的最低温度 (-62.029°C) 大于正照时的最低温度 (-65.756°C), 二者差值为 (3.727°C), 说明支撑桁架对天线的整体温度有较大影响, 如果支撑桁架存在吸热, 有利于提高天线整体温度, 反之则降低天线的整体温度。

(4) 在阴影区中天线的最低温度为 -114.20°C , 说明采用合适的热控涂层, 可以调整天线的平衡温度范围。

表 1 天线材料参数

Table 1 Material parameter

材料	热传导系数 $\lambda/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	比热容 $c/(\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	热膨胀系数 α/K^{-1}	弹性模量 E/MPa	材料密度 $\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	泊松比 μ
铝合金	164	871	2.48×10^{-5}	7.1×10^4	2.64×10^3	0.31
钼丝	123	251	4.9×10^{-6}	3.3×10^5	1.022×10^4	0.3

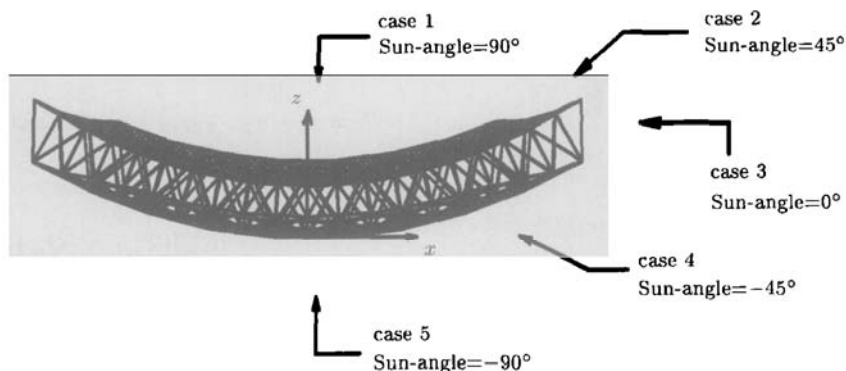


图 6 工况示意图

Fig.6 The cases definition of antenna

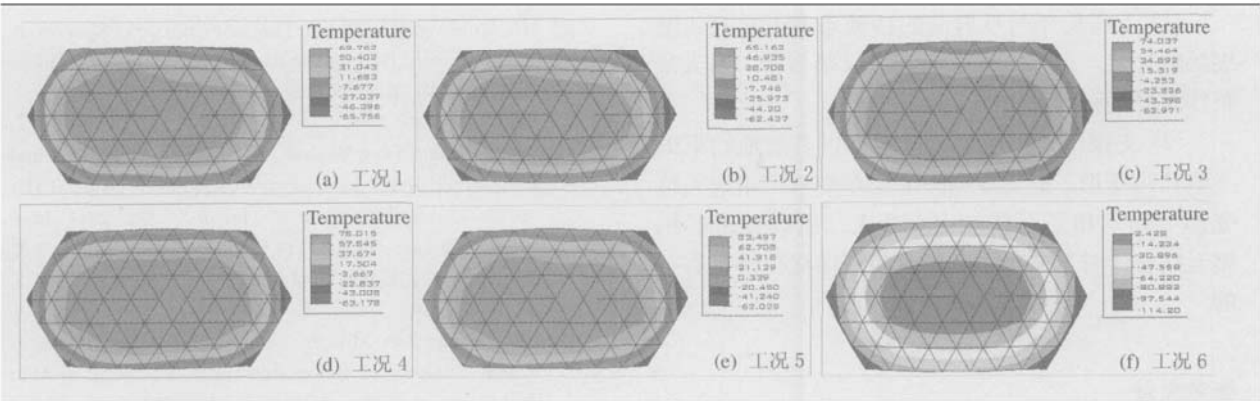


图 7 天线温度场等值线图
Fig.7 The contoured antenna temperature profile

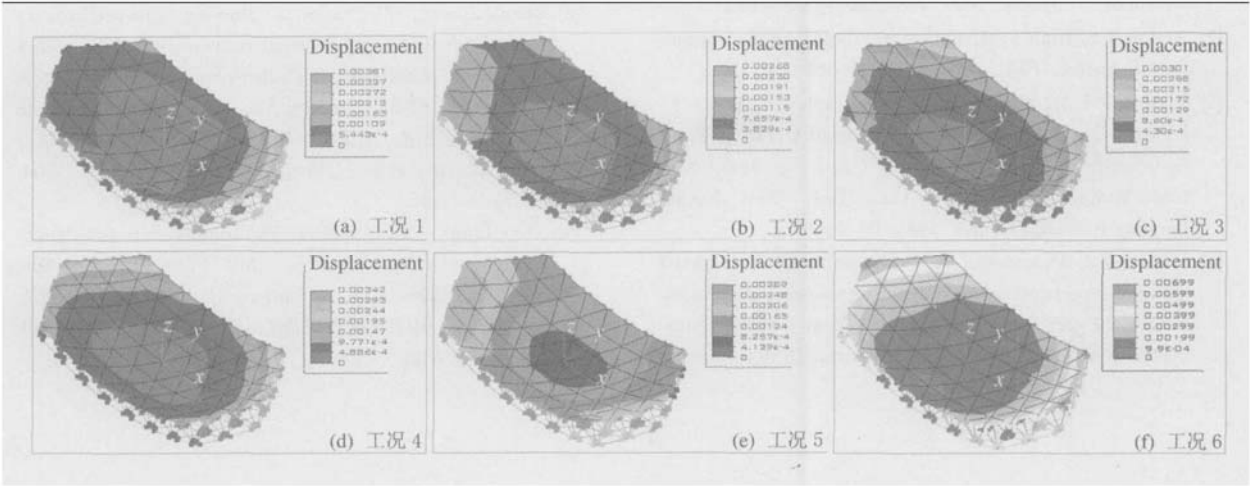


图 8 天线热变形等值线图
Fig.8 The contoured antenna thermal deformation profile

4.2 热变形分析

根据温度场计算结果, 进而可以进行各种工况下天线的热变形分析计算, 热变形等值线见图 8. 由图 8 可以得出如下结果.

- (1) 全部工况中热变形不是特别均匀, 主要是考虑阴影相互遮挡, 使得各杆件中温度分布不均, 同时天线支撑桁架是个超静定结构, 并且设计过程中未对桁架结构进行优化, 故导致变形有所不均.
- (2) 总体讲, 天线的最大变形发生在边缘, 最小变形基本在反射面中心处, 这样将有较好的形面精度, 这种分布趋势是因为支撑桁架是个超静定、多支撑结点体系, 对反射面而言, 越靠近中部, 约束越多, 变形较小, 靠近边缘, 约束越少, 变形相对较大.
- (3) 对各种工况下的 rms 值计算如表 2, 可以看

出在太阳照射状态下, 工况 5 即太阳背照时 rms 值较大, 主要是天线支撑桁架吸热后, 杆件变形较大所致; 在阴影区, rms 值为 1.64 mm, 说明在所有工况下, 阴影区是对天线变形影响最显著的工况.

表 2 各种工况下 rms 值
Table 2 rms values of each case

工况	1	2	3	4	5	6
rms 值/mm	0.60	0.46	0.57	0.59	0.83	1.64

5 结论

本文从整体着眼, 系统地分析可展桁架天线在空间环境中工作时的温度场和热变形情况, 可以得出以下结论.

(1) 支撑桁架与反射面的接触点不引起天线温度场的突变, 但是, 支撑桁架的吸热与否, 对天线整体温度场有较大影响。

(2) 支撑桁架的超静定结构可以有效地约束天线整体热变形, 但支撑桁架的受热变形可引起天线变形不均匀和形面精度误差较大, 所以在可展桁架天线设计时, 考虑热变形时的杆件优化将是有益的。

参考文献

- [1] Thornton E A, Paul Donald B. Thermal-structural analysis of large space structures: an assessment of recent advances. *J. Spacec. Res.*, 1985, **22**(4):358—393
- [2] Archer J S. High-performance parabolic antenna reflector. *J. Spacec. Res.*, 1980, **17**(1):20—26
- [3] Thornton E A, Mahaney J, Dechaumphai P. Finite Element Thermal-Structural Modeling of Orbiting Truss Structures. NASA CP-2215, Part 1, Large Space Systems Technology-1981, 3rd Ann. Tech. Rev., NASA Langley Research Center, 1981. 93—108
- [4] Mahaney J, Thornton E A, Dechaumphai P. Integrated thermal-structural analysis of large space structures. NASA CP-2216, Symp. Comp. Asp. Heat Trans. Struc., NASA Langley Research Center, 1981. 179—198
- [5] Min Guirong, Guo Shun. Thermal Control of Spacecraft (2nd edition). Beijing: Science Press, 1998. in Chinese (闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制 (第2版). 北京: 科学出版社, 1998)
- [6] Cheng Huier, Yang Weihua, Shi Jinmiao et al. Thermal analysis for folded solar array of spacecraft on orbit (I)-calculation model. *Chin. J. Astron.*, 2002, **23**(1):12—16. in Chinese (程惠尔, 杨卫华, 施金苗等. 折叠状航天器太阳能电池阵在轨热分析 (I) 计算模型. 宇航学报, 2002, **23**(1):12—16)
- [7] Ding Yong, Xue Mingde. Thermal-structural finite element analysis of space structures consisting of thin walled beams. *Chin. J. Astron.*, 2002, **23**(5):49—55. in Chinese (丁勇, 薛明德. 辐射换热条件下空间薄壁圆管结构瞬态温度场、热变形有限元分析. 宇航学报, 2002, **23**(5):49—55)
- [8] Zhang Jiaxun, Wen Yaopu, Li Jindong. The preliminary thermal analysis and thermal control design for polary orbit lunar satellites with solar panels in single degree of freedom. *Chin. J. Space Sci.*, 2004, **24**(1):51—56. in Chinese (张加迅, 文耀普, 李劲东. 单自由度太阳帆板极月轨道月球卫星的初步热分析与热设计. 空间科学学报, 2004, **24**(1):51—56)
- [9] Tang Lingli, Zhu Lianfang. The temperature problem of solar panel of spacecraft in orbit. *Chin. J. Space Sci.*, 1989, **9**(3):226—232. in Chinese (唐伶俐, 朱连芳. 航天器在轨道运行中太阳帆板的温度问题. 空间科学学报, 1989, **9**(3):226—232)