

空间热载荷作用下星载天线耦合动态影响分析

游斌弟¹, 赵志刚², 李文博², 赵 阳²

(1. 哈尔滨工业大学(威海) 船舶与海洋工程学院, 威海 264209; 2. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了研究空间热载荷对星载天线刚柔耦合多体系统的扰动, 根据抛物反射面几何特征, 采用壳体单元有限元离散化法, 并考虑壳体厚度方向上的温度变化, 建立了有限元列式的热传导方程; 引入与应变能有关的耦合项, 利用拉格朗日法推导了星载天线系统的大范围刚柔耦合动力学方程, 研究了温度载荷对星载天线多体系统的动力学特性影响。仿真结果表明: 空间热效应引起了动态的温度载荷, 与结构变形发生耦合, 诱发耦合颤振, 加剧柔性反射面的弹性振动, 造成卫星姿态和天线指向的扰动, 严重影响了星载天线的指向精度。结论对星载天线指向精度的分析与控制具有重要的理论价值及工程实际意义。

关键词: 热载荷; 星载天线; 抛物反射面; 刚柔耦合; 扰动分析

中图分类号: V443+.4

文献标识码: A

Coupling dynamic performance analysis for a satellite antenna system with space thermal load

YOU Bin-di¹, ZHAO Zhi-gang², LI Wen-bo², ZHAO Yang²

(1. School of Ship Engineering, Harbin Institute of Technology, Weihai 264209, China;

2. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The rigid-flexible dynamics of a satellite antenna system considering thermal load was studied under space environment. According to geometric characteristics of a parabolic antenna reflector, the temperature function in one element along its thickness direction was built for shell structures, and the finite element forms for heat conduction equations were derived. Then, the coupling terms related to strain energy were introduced. By using Lagrange's equations, the rigid-flexible coupling dynamic model of a freely floating satellite antenna was deduced under the large-scale motions. Therefore, the influence of the heat effect on the coupling performance of the satellite antenna system was studied numerically. The result showed that the temperature gradient induces vibration of flexible reflector to produce its elastic deformation; furthermore, its elastic vibration is aggravated to lead to deviations of satellite base attitude and disturbances of antenna pointing; thus, the satellite antenna pointing accuracy is seriously affected. The above conclusions had an important academic value and engineering significance.

Key words: thermal load; satellite antenna; parabolic antenna reflector; rigid-flexible coupling; disturbance analysis

星载天线是依附在卫星上用来实现运动指向的空间机构, 广泛应用于国外数据中继卫星和通信卫星^[1]。2003 年中国航天科技集团在中星 22 上首次采用了自主研发的偏馈双反射面 Ka 可移点波束天线, 实现了卫星天线的定位跟踪运动^[2]。

天线结构暴露在外层空间, 长期经受太阳辐射、深冷空间周期性作用, 引起温度剧烈变化, 会在反射器的正面与背面产生不均匀的温度变化。随时间变化的温度梯度, 使得天线工作产生较大的热变形或热振动, 导致天线指向精度严重下降, 无法正确接收或发送信息

和指令, 甚至引起航天器在轨姿态变化^[3-4], 为此, 本文考虑空间热载荷作用下对星载天线动态影响。

目前, 研究温度与变形相互耦合的热弹动力学方法较为成熟。Sundaresan^[5]应用非线性应变位移关系, 分析了温度时变规律已知情况时, 得到热弹耦合结构刚度矩阵; Wu^[6]基于梁变形的线弹性假设, 研究了热载荷作用下柔性梁的动力学特性; Singha^[7]用有限元法研究了复合材料板大范围的柔性自由振动; Ribeiro^[8]研究了热载荷作用下四边固支圆柱壳在振动特性。丁勇等^[9-10]构造了一种薄壁圆管温度傅里叶-有限单元, 分析了哈勃太空望远镜一块太阳能帆板的温度场和弯曲位移场和大型空间结构热-动力学耦合有限元分析; 程乐锦等^[11]分析复杂的空间结构给出了热动力学响应, 并发现热动力学耦合效应和热诱发振动稳定

基金项目: 国家自然科学基金项目(50975056, 11072066)

收稿日期: 2011-01-28 修改稿收到日期: 2011-08-23

第一作者 游斌弟 男, 博士, 讲师, 1981 年 5 月生

性的决定因素是结构参数及加热条件。然而上述研究都局限与结构动力学问题,为了进一步研究在热载荷作用下作大范围运动的多体系统动力学问题,Johnston^[12]研究了在温度时变规律已知的情况下太阳能帆板的刚-柔耦合动力学特性,但没有考虑非线性效应;Saniei^[13]考虑了几何非线性效应,研究了非均匀温度分布的高速转子的频率特性;Oguamanam^[14]建立了热流作用下中心刚体-薄板的刚柔耦合系统的动力学模型,研究了运动过程中的非线性效应。刘锦阳等^[15-17]从非线性应变-位移关系式出发,用虚功原理建立了热载荷作用的柔性梁/板的热传导方程和旋转刚体-梁系统的刚柔耦合动力学方程。然而,目前考虑热载荷因素只局限于单个物体的刚柔耦合动力学分析,未能推广到多体系统中,尚未建立热载荷情况下壳体的刚柔耦合多体动力学模型。

针对以上情况,本文根据天线反射面的几何特性,采用离散化的壳体单元,考虑壳体温度沿厚度方向变化,推导了有限元离散化的热传导方程。在此基础上,从应变应力关系出发,利用拉格朗日方程推导了热载荷作用下大范围运动的星载天线刚柔耦合动力学方程,研究了热冲击作用下柔性反射面形面变形和系统的刚柔耦合动力学特性的影响,为进一步提高天线的指向精度奠定理论基础。

1 反射面有限元离散化热传导方程

星载天线在轨运行时承受着时刻变化的热载荷,对于在轨的某一时刻,由于卫星本体姿态及天线指向的不同受到不同的热载荷,且热载荷不均匀造成温度分布不均衡,导致变形受到约束,引起热应力的产生。根据天线抛物反射面的材料特性和几何特点,基于薄壳壳体有限元单元法对抛物反射面进行温度场分析,为星载天线刚柔耦合动力学建模的提供理论基础。

1.1 几何描述

天线反射面是由二次曲线旋转产生,其厚度远小于口径尺寸,可认为薄壳结构,利用壳体单元对反射面进行离散化,如图1所示,为了较准确地描述反射面的几何形状,将 (ξ, η) 定义为反射面上的自然坐标, ζ 为厚度方向坐标,且 $-1 \leq \xi \leq 1$, $-1 \leq \eta \leq 1$, $-1 \leq \zeta \leq 1$ 。

因此,壳体内任意一单元的变形坐标列阵 δ 可近似表示为:

$$\delta = NU \quad (1)$$

或写成:
万方数据

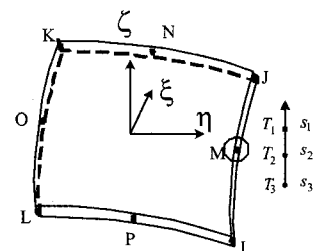


图1 反射面壳体单元描述
Fig. 1 Shell element
description of antenna reflector

$$\delta = \sum_{i=1}^n N_i(\xi, \eta) U_i(x, y, z) \quad (2)$$

式中: N 为插值函数矩阵, $N = [N_1, N_2, \dots, N_n]$, $N_i(\xi, \eta) = N_i(\xi, \eta) I_{3 \times 3}$, N_i 插值函数, I 为单位阵; U_i 为反射面离

$$\text{散后的节点总体坐标, } U(x, y, z) = \begin{Bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ \vdots \\ U_n \end{Bmatrix}, U_i = \begin{Bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{Bmatrix}, n \text{ 为}$$

单元节点数。

1.2 热弹性方程

对于连续抛物面薄壳壳体,材料为各向同性,根据基尔霍夫-勒夫的切面应力假设,其法向应力为零,横向位移独立于厚度, $\sigma_z = 0$, $\tau_{xz} = \tau_{yz} = 0$,则应变和应力列阵 ε, σ 分别为:

$$\varepsilon = [\varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \gamma_{xy}]^T \quad \sigma = [\sigma_x \quad \sigma_y \quad \tau_{xy}]^T \quad (3)$$

满足本构关系:

$$\sigma = D(\varepsilon - \varepsilon_0) \quad (4)$$

式中:

$$D = \frac{E}{(1 - \mu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \mu & 0 \\ \mu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & (1 - \mu^2)/2 \end{bmatrix}$$

其中 E 和 μ 分别为材料的弹性模量和泊松比; ε_0 为温度变化引起的热应变,可表示为:

$$\varepsilon_0 = \alpha \Delta T [1 \quad 1 \quad 0], \quad \Delta T = T - T_0 \quad (5)$$

式中: α 为热膨胀系数; T 和 T_0 分别为柔性反射面上任意一点的温度和参考温度。在线弹性假设下,应变与变形的关系式为:

$$\varepsilon = B\delta \quad (6)$$

$$\text{式中: } B \text{ 为应变-节点位移阵, } B = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & \frac{\partial}{\partial y} \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix}^T$$

1.3 有限元离散的热传导方程

在空间环境下,星载抛物反射面内部产生较大的温度变化,其温度在反射面厚度方向上呈现非线性变化,如图1所示。因此,在厚度方向上采用二次函数 $g(\zeta)$ 进行插值,每个节点有3个自由度,分别反应反射面正面 s_1 、中面 s_2 和背面 s_3 的温度 T_1 、 T_2 和 T_3 ,则任意一单元温度 T 为:

$$T = [g_1 \quad g_2 \quad g_3] [T_1 \quad T_2 \quad T_3]^T \quad (7)$$

其中:

$$\left. \begin{aligned} g_1(\zeta) &= (1 - \zeta)(1 - 2\zeta) \\ g_2(\zeta) &= 4\zeta(1 - \zeta) \\ g_3(\zeta) &= \zeta(2\zeta - 1) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} T_1 &= \sum_{i=0}^n N_i(\xi, \eta) T_{1i} \\ T_2 &= \sum_{i=0}^n N_i(\xi, \eta) T_{2i} \\ T_3 &= \sum_{i=0}^n N_i(\xi, \eta) T_{3i} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

或者写成：

$$T = [g_1 \ g_2 \ g_3] \cdot [N_1 \ N_2 \ \cdots \ N_n] \{T\}^e = [N'] \{T\}^e \quad (10)$$

式中： $[N'] = [g_1 \ g_2 \ g_3] [N_1 \ N_2 \ \cdots \ N_n]$ ， $\{T\}^e$ 为单元温度列阵。

则任意一单元平均温差 ΔT 为：

$$\Delta T = \frac{1}{3}(T_1 + T_2 + T_3) - T_0 \quad (11)$$

根据伽辽金法，可得单元内的加权积分的瞬态热传导方程为：

$$C^e \frac{\partial T^e}{\partial t} + (K^e + R^e_r) T^e = F^e_r \quad (12)$$

式中：单元热容矩阵： $C^e = \int_V \rho c N^T N d\Omega$ ；单元热传导矩阵： $K^e = \int_V B^T K B d\Omega$ ；单元热辐射矩阵： $R^e_r = \int_V \chi \kappa (T^e)^3 N^T N ds$ ；单元热载荷矩阵： $F^e_r = \int_V (\beta q + \chi \kappa T_0^4) N^T N ds$ ； ρ 为材料密度， c 为比热容， K 为材料的传热系数矩阵， χ 为斯忒藩-玻尔兹曼常数， κ 为反射率， β 为吸热率， q 为外热流， T_0 为太空环境温度。

由于天线在轨道上绕地球运动时，受到太阳热流载荷 S_0 的作用，设 S_0 的方向与反射面的夹角为 γ ，如图 2 所示， γ 随着天线指向位置变化而变化。则反射面上任一微元 ds 受到的太阳辐射外热流 q 可表示为：

$$dq = \beta S_0 \cos \gamma ds \quad (13)$$

式(12)按单元有限元方程进行集成，得到整体温度场的微分方程：

$$CT + (K_r + R_r)T = F \quad (14)$$

其中： C 、 K_r 、 R_r 和 F 分别为整体热容矩阵、热传导矩阵、热辐射矩阵和热载荷矩阵。

2 星载天线刚柔耦合动力学建模

在星载天线动力学建模中，作如下假设：

- (1) 卫星本体为漂浮基座；
 - (2) 星载天线机构(除了反射面)视为刚体；
 - (3) 关节驱动不考虑间隙非线性影响；
- 万方数据

- (4) 反射面与天线转轴末端刚性连接在一起；
- (5) 不考虑太空微重力作用影响；
- (6) 柔性反射面发生小变形，其弹性变形可认为线性变形。

根据模型假设，建立旋转关节轴线为 z 方向，绕 z 轴转动，旋转角为 θ_1, θ_2 ，天线转轴末端坐标系 Σ_e ；建立惯性坐标系 Σ_0 、本体坐标系 Σ_b 和各关节坐标系 Σ_i ，其中本体坐标系 Σ_b 中 x 轴为滚动轴， y 轴为俯仰轴， z 轴为偏航轴(如图 3)。在关节坐标系 $\{\Sigma_i\}$ 中，原点固定在关节 i ，轴固结在关节坐标系 $\{\Sigma_i\}$ 的原点，关节 i 均为理想约束。

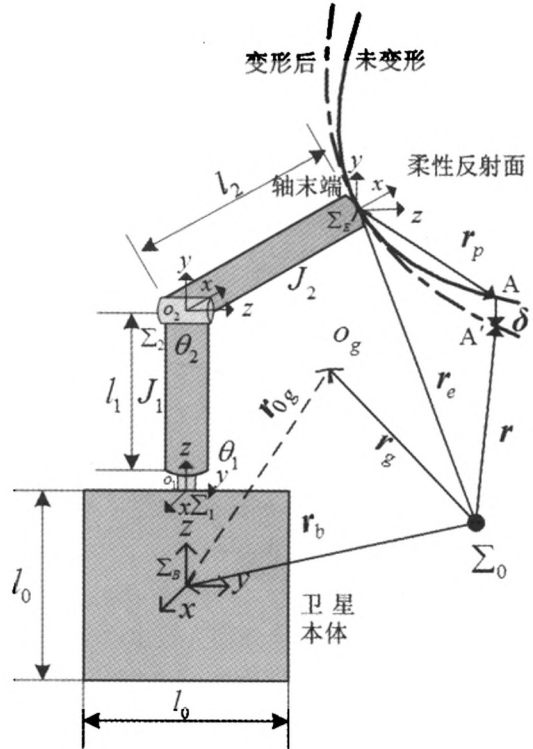


图 3 星载天线的动力学模型

Fig. 3 Dynamic model of satellite antenna

由图 3 可知，柔性反射面未变形 A 点，当发生热弹性变形 δ 时变为 A' 点，假设反射面的弹性变形量小于其壁厚的 $1/10$ ，可认为是线性变化。

下面将对系统能量和外载荷描述，利用柔性反射面的离散化单元信息，建立考虑热载荷的星载天线耦合动力学模型。

- (1) 卫星本体和转轴的动能 T_{bm} 和势能 V_{bm} ：

$$T_{bm} = \frac{1}{2} [\dot{x}_b^T \ \dot{\theta}^T] \begin{bmatrix} H_b & H_{bm} \\ H_{mb} & H_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_b \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}, \quad V_{bm} = 0 \quad (15)$$

式中： $x_b \in \mathcal{R}^{6 \times 6}$ 为卫星本体的位置与姿态角， $\theta \in \mathcal{R}^{n \times 1}$ 为天线转轴的转角， H_b 为卫星本体惯量矩阵， $H_{bm} = H_{mb}^T$ 为卫星本体与转轴耦合惯量矩阵， H_m 为转轴惯量矩阵。

(2) 柔性反射面动能 T_a :

$$T_a = \frac{1}{2} [\dot{\mathbf{x}}_b^T \quad \dot{\boldsymbol{\theta}}^T \quad \dot{\mathbf{U}}^T] \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{bb} & \mathbf{M}_{b\theta} & \mathbf{M}_{bu} \\ \mathbf{M}_{\theta b} & \mathbf{M}_{\theta\theta} & \mathbf{M}_{\theta u} \\ \mathbf{M}_{ub} & \mathbf{M}_{u\theta} & \mathbf{M}_{uu} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_b \\ \dot{\boldsymbol{\theta}} \\ \dot{\mathbf{U}} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: \mathbf{M}_{jk} ($j = b, \theta, u; k = b, \theta, u$) 的具体表达式见文献[18]。

(3) 热弹性变形引起柔性反射面势能 V_a :

$$V_a = \int_{\Omega} \frac{1}{2} \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\varepsilon} d\Omega = \int_{\Omega} \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon} d\Omega - \int_{\Omega} \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}_0^T \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon} d\Omega = \int_{\Omega} \frac{1}{2} \delta^T \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} \delta d\Omega - \int_{\Omega} \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}_0^T \mathbf{D} \mathbf{B} \delta d\Omega \quad (17)$$

由式(1)、式(5)和式(17),可知,非线性耦合弹性刚度阵 \mathbf{K}_u 和热弹性力 \mathbf{F}_T 分别为:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{K}_u &= \int_{\Omega} \mathbf{N}^T \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} \mathbf{N} d\Omega \\ \mathbf{F}_T &= \int_{\Omega} \alpha \mathbf{N}^T \mathbf{B}^T [1 \quad 1 \quad 0] \Delta T d\Omega \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

最后利用 Lagrange 方程,得出整个星载天线的动力学方程:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{H}_b + \mathbf{M}_{bb} & \mathbf{H}_{bm} + \mathbf{M}_{b\theta} & \mathbf{M}_{bu} \\ \mathbf{H}_{mb} + \mathbf{M}_{\theta b} & \mathbf{H}_m + \mathbf{M}_{\theta\theta} & \mathbf{M}_{\theta u} \\ \mathbf{H}_{ub} & \mathbf{M}_{u\theta} & \mathbf{M}_{uu} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{x}}_b \\ \ddot{\boldsymbol{\theta}} \\ \ddot{\mathbf{U}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{c}_b \\ \mathbf{c}_m \\ \mathbf{c}_u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mathbf{K}_u \mathbf{U} - \mathbf{F}_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_b \\ \boldsymbol{\tau} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{J}_{bh}^T \\ \mathbf{J}_{mh}^T \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{F}_h \quad (19)$$

式中: $\mathbf{c}_b, \mathbf{c}_m, \mathbf{c}_u$ 分别为卫星本体、转轴、柔性反射面模态坐标的速度非线性项; $\mathbf{F}_b, \boldsymbol{\tau}$ 分别为卫星本体控制力/力矩及转轴关节控制力矩; \mathbf{J}_{bh}^T 为转轴末端相对卫星本体雅可比矩阵; \mathbf{J}_{mh}^T 为转轴末端相对关节雅可比矩阵; \mathbf{F}_h 为外力/力矩。

3 空间热载荷对星载天线影响分析

星载天线机构由卫星本体、天线转轴、反射面以关节旋转铰链接而成,其中天线刚性连接在天线转轴末端上(如图3)。主要物理参数见表1(国际单位),每个刚体质心在其几何中心 $a_i = b_i = 0.5$ 。

表1 星载天线机构物理参数
Tab. 1 Parameters of satellite antenna

刚体	质量	长度	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
卫星本体	2 000	1	200	200	200
转轴1	10	1	1	1	0.1
转轴2	10	1	0.1	1	1

首先对柔性反射面进行有限元预处理,获取其单元信息,如图4所示,口径 d 为 1 m,抛物线方程为 $x_i^2 + y_i^2 = 4fz_i$,其中 $f/d = 0.5$, i 为节点号, f 为焦距,卫星处于万方数据

地球同步轨道,反射面 z 轴指向地心,其壁厚为 5 mm,密度为 $\rho = 2.7667 \times 10^3$ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$),弹性模量 $E = 26.6$ GPa,由 120 个单元构成,反射面与转轴末端固定约束,热膨胀系数 $\alpha = 2.38 \times 10^{-5} \text{ K}^{-1}$,泊松比 $\mu = 0.3$,比热容 $c = 500 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$,参考温度设置为 293.15 K,太阳辐射热流密度 $S_0 = 1353$ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$),反射面切平面热传导系数 3 W/(mK),沿反射面厚度方向的热传导系数 2.5 W/(mK),天线表面的吸收率和发射率均为 0.38。

初始参数:卫星本体位置及速度均为 0;转轴关节角 $\theta_1 = \theta_2 = 0$,各关节速度均为 0,卫星本体控制力/力矩 \mathbf{F}_b 和外力/力矩 \mathbf{F}_h 均为 0,关节力矩 $\tau_1 = 5 \text{ N} \cdot \text{m}$, $\tau_2 = 10 \text{ N} \cdot \text{m}$,仿真步长 0.001 s;仿真时间 5 s。

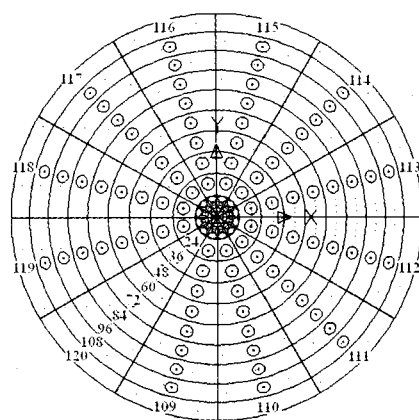


图4 反射面有限元离散化

Fig. 4 Finite element discretization of antenna reflector

为了方便计算,本文将天线面的节点受空间环境作用达到的温度 T_∞ 分别设定为 200 K、300 K、400 K,研究这三种工况时星载天线在关节驱动力的作用下,反射面位置随着天线指向角的变化而受到不同的热载荷情况。图5为反射面壳单元 110 的温差变化过程,可知,随着环境温度的升高,其反射面的正面、中面和反面产生的温差呈现幅值升高。

以柔性抛物反射面的壳单元 110 为分析对象,如图6所示。在初始时刻关节驱动力矩 τ 突变启动下,

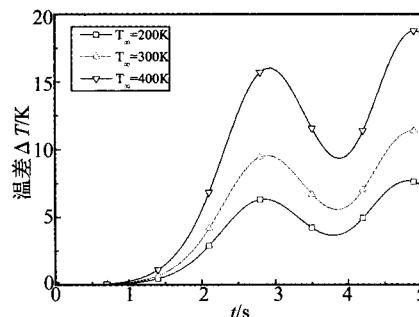


图5 反射面壳单元 110 温差变化

Fig. 5 Temperature difference of flexible antenna reflector (Element 110)

激发了柔性发射面的小幅振动幅值和弹性变形,随着力矩 τ 的持续作用,系统的转速增大,导致非线性项 c_u 增大,造成高频抖动;另外,在 T_∞ 为 200 K、300 K 和 400 K 的情况下,温度增高引起抛物面反射不均匀温度梯度,引起的热应变造成反射面壳体的软化效应,由图 6 可知,随着太空环境温度 T_∞ 增大,则非线性耦合刚度 K_u 的软化效应愈显著,热膨胀引起的应力增大,使得壳体的弹性变形的波动幅值越来越大,产生不稳定振动,这是由于结构变形产生瞬变热流,导致了反射面截面内的温度梯度,引起了动态的温度载荷,与结构变形发生耦合,诱发耦合颤振。

为了分析柔性反射面对天线转轴指向的影响,如图 7 至图 9 所示,分别考虑 T_∞ 为 200 K、300 K 和 400 K

的情况下,天线转轴沿着 θ_1 、 θ_2 运动。由图 7 可知,由于转轴末端与反射面固结,天线转轴指向直接受到反射面弹性变形的影响,在指向过程初期,发生小幅值扰动,此时曲线基本重合,即天线工作初期温度增高引起的热膨胀对系统的动态特性影响很小。经过 1.5 s 后,随着角速度的增大,其震荡幅值变大,说明热效应对整个系统的动态特性有着显著的影响。由图 8、图 9 可知,扰动幅值小,频率低,对天线转轴角速度和指向角将产生稳态偏差,随着驱动力矩和热载荷的持续作用,其天线指向角偏差越来越大, $t=5$ s 时, $T_\infty=200$ K 与 400 K 产生的 θ_1 偏差为 0.927 deg, θ_2 偏差为 -0.775 deg,严重降低了天线指向精度,因此空间热效应对天线指向精度影响不可忽略。

如图 10 至图 12 所示,分别考虑 T_∞ 为 200 K、300 K 和 400 K 的情况下卫星本体的姿态运动,由图 10 可知,由于卫星本体的质量相对于其它部件质量大的多,考虑热效应的反射面扰动对卫星本体的影响较小,但呈现相应的波动差异,发生小幅的低频抖动。由图 11、图 12 可知,由于温差引起的热载荷作用在反射面上,产生的作用很小,且其姿态角和角速度为光滑曲线,说明反射面的热效应对卫星本体的角速度和姿态角影响不大,但随着时间的持续作用,其卫星姿态角偏差将变大。

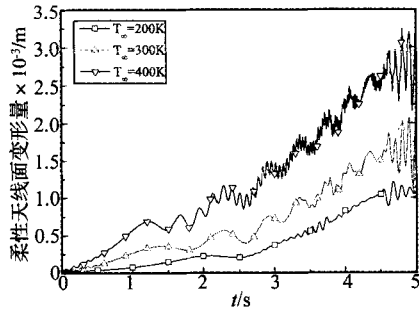


图 6 柔性反射面(单元 110)弹性变形量
Fig.6 Elastic deformation of flexible antenna reflector(Element 110)

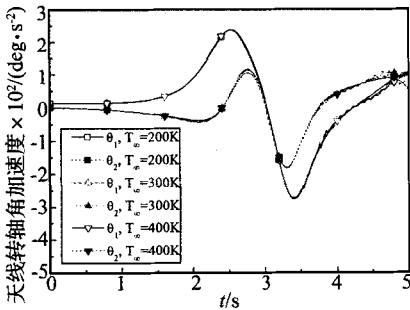


图 7 天线转轴角加速度
Fig.7 Angle acceleration of antenna pointing

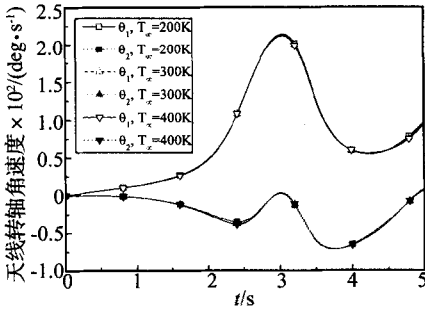


图 8 天线转轴角速度
Fig.8 Angle velocity of antenna pointing

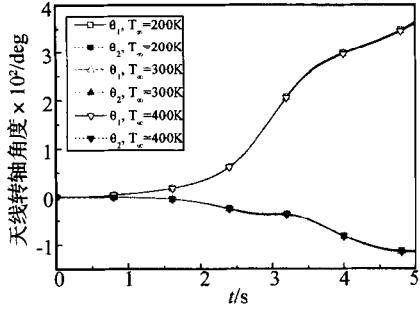


图 9 天线转轴指向角
Fig.9 Angle of antenna pointing

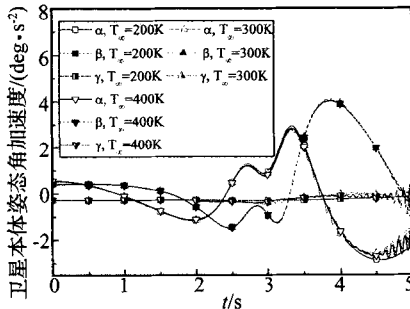


图 10 卫星本体质心角加速度
Fig.10 Euler angular acceleration of satellite base

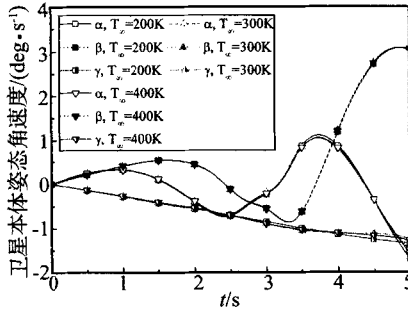


图 11 卫星本体质心角速度
Fig.11 Euler angular velocity of satellite base

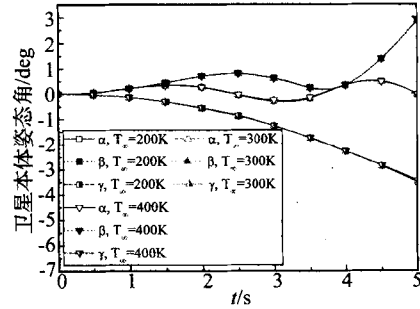


图 12 卫星本体质心姿态角
Fig.12 Euler angle of satellite base

综上所述,在不同的空间热环境下,反射面随着指向位置的变化产生不均匀的温度梯度,进而产生热应力、热变形;在关节驱动力和热载荷耦合作用下,激发柔性反射面震荡,引起了自身的弹性振动,其弹性振动进而又影响了整个星载天线的动态性能,因此,研究大范围运动的星载天线动力学特性,必须考虑柔性反射面热效应与弹性变形的耦合作用。

4 结 论

(1) 根据天线抛物反射面薄壳特点,从应力-应变关系出发,利用壳体单元的有限元离散化,考虑壳元厚度方向温度变化,且其厚度方向上采用二次函数进行插值,推导了反射面各个单元瞬态温度有限列式,并结合热弹性动力学理论,建立了反射面热传导方程;

(2) 考虑星载天线的热效应因素,利用反射面的应变能表达式并结合拉格朗日法建立大范围运动的刚柔耦合星载天线的多体动力学方程,研究了温度载荷引起的非线性耦合弹性刚度阵 K_e 和热弹性力 F_T 变化对星载天线的动力学特性影响很大,其热弹耦合效应不能忽视;

(3) 考虑了空间环境的热效应,对漂浮基星载天线系统进行动力学分析,结果表明,随着温度梯度的增大,引起了动态的温度载荷,与结构变形发生耦合,诱发耦合颤振,加剧柔性反射面的弹性振动,使得反射面与天线转轴、卫星本体的速度非线性耦合作用变大,其抖动的频率和幅值变大,造成卫星姿态和天线指向的扰动,严重降低了星载天线的指向精度。

参 考 文 献

- [1] 赵 阳,白争锋,王兴贵. 含间隙卫星天线双轴定位机构动力学仿真分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(6): 1533-1539.
- [2] 孙 京,马兴瑞,于登云. 星载天线双轴定位机构指向精度分析[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 545-550.
- [3] Chung P W, Thornton E A. Torsional buckling and vibrations of a flexible rolled-up solar array [A]. AIAA, 1995: 1654-1664.
- [4] Murogona M, Thornton E A. Buckling and quasistatic thermal-structural response of asymmetric rolled-up solar array [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(2): 147-155.
- [5] Sundaresan P, Singh G, Venkateswara Rao G. A Simple approach to investigate vibratory behavior of thermally stressed laminated structures [J]. Journal of Sound and Vibration, 1999, 219(4): 603-618.
- [6] Wu G Y. Transient vibration analysis of a pinned beam with transverse magnetic fields and thermal loads [J]. ASME Journal of Vibration and Acoustics, 2005, 127(3): 247-253.
- [7] Singha M K. Nonlinear vibration of symmetrically laminated composite skew plates by finite element method [J]. International Journal of Non-linear Mechanics, 2007, 42(9): 1144-1152.
- [8] Ribeiro P. Non-linear vibrations of laminated cylindrical shallow shells under thermomechanical loading [J]. Journal of sound vibration, 2008, 315(3): 626-640.
- [9] 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[J]. 宇航学报, 2002, 23(5): 49-56.
- [10] 丁 勇,薛明德,姚海民. 空间薄壁管结构瞬态温度场、热变形有限元分析[J]. 应用力学学报, 2003, 20(1): 42-48.
- [11] 程乐锦,薛明德. 大型空间结构热动力学耦合有限元分析 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2004, 44(5): 681-688.
- [12] Johnston J D, Thornton E A. Thermally induced attitude dynamics of a spacecraft with a flexible appendage [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(4): 581-587.
- [13] Saniei N, Albert C, Luo J. Thermally induced nonlinear vibrations of rotating disks [J]. Nonlinear Dynamics, 2001, 26(4): 393-409.
- [14] Oguamanam D C D, Hansen J S, Heppler G R. Nonlinear transient response of thermally loaded laminated panels [J]. Journal of Applied Mechanics, 2004, 71(1): 49-56.
- [15] 刘锦阳,袁 瑞,洪嘉振. 考虑几何非线性和热效应的刚-柔耦合动力学 [J]. 固体力学学报, 2008, 29(1): 73-77.
- [16] 刘锦阳,袁 瑞,洪嘉振. 考虑热效应的柔性板的刚-柔耦合动力学特性 [J]. 上海交通大学学报, 2008, 42(8): 1226-1237.
- [17] 刘锦阳,崔 麟. 热载荷作用下大变形柔性梁刚柔耦合动力学分析 [J]. 振动工程学报, 2009, 22(1): 48-53.
- [18] 游斌弟,赵志刚,赵 阳. 柔性天线面对漂浮基星载天线扰动分析及抑制 [J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2348-2356.

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)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)由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立,一直致力和专注于微波、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),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>