大型环形桁架天线进出地影期热致振动特性研究

郑士昆*, 宋燕平, 赵将, 马小飞, 范叶森

中国空间技术研究院西安分院, 西安 710100

* 联系人, E-mail: 344041630@qq.com

收稿日期: 2017-04-06; 接受日期: 2017-05-18; 网络出版日期: 2017-08-31

国家自然科学基金(编号: 11290154, 11402196, U1537213)资助项目

摘要 对一类装备大型环形桁架天线的航天器在轨环境下的热-结构耦合问题进行了研究. 将结构应变考虑为热应变与弹性应变的线性叠加, 引入了热-弹耦合的线性时变刚度, 建立了环形桁架天线的索网-框架组合结构热-弹耦合动力学方程. 考虑了航天器姿态角的变化以及航天器部件遮挡对各部件温度变化的影响, 建立了时变温度场模型. 将得到的温度场作为外载荷激励, 分析了进出地影期温度变化对航天器结构热致振动的影响规律, 研究结果显示在轨温度环境对该结构影响不大. 对某型号航天器在轨数据进行了分析, 验证了数值分析的有效性.

关键词 环形桁架天线, 在轨, 进出地影, 热致振动

PACS: 46.70.De, 02.70.Dh, 07.87.+v, 68.43.Pq

随着航天技术的不断发展, 各类航天器结构朝着轻质化、大型化、复杂化的方向发展, 大型可展开空间结构被广泛应用于各类航天器结构中^[1,2]. 近年来, 为了满足现代社会日益增长的卫星通信、对地观测等需求, 各国航天机构都在发展大口径、高精度的可展开空间天线技术. 航天器在轨运行过程中承受的载荷主要是热载荷, 对于大型可展开空间天线结构, 由于其具有尺寸大、重量轻、刚度低的特点, 随着卫星由阳光区进出地球阴影区会出现高通量的热辐射变化, 空间热流的急剧变化会导致天线构件温度场发生迅速变化, 可能使天线结构内部产生热致变形和热致振动, 甚至出现结构屈服、疲劳和断裂等, 从而影响航天器的正常运行, 甚至导致航天器失效^[3].

从20世纪60年代起, 陆续发生多起大型空间结

构热致振动事件^[4], 其中最著名的是哈勃太空望远镜(Hubble Space Telescope, HST)在1990年4月发射后不久, 因其太阳能帆板的热致振动, 造成望远镜颤抖、成像畸变模糊而不能正常工作的事例^[5]. 热致振动一方面会降低天线的指向性能, 加重卫星轨道姿控系统的负担; 另一方面, 还可能导致不稳定的振动. 因此, 热致振动是大型空间结构设计时需要加以高度重视的问题.

航天器热变形和热致振动的研究始于1956年, Boley^[6]对受突加均匀热流后悬臂梁和薄板的振动问题进行了分析, 提出了热致振动的概念, 并在理论上进行了解释. 其指出当表征热传导惯性的特征时间和表征结构惯性的特征时间为同一数量级时, 结构就可能发生热诱发振动现象^[7]. 随后一批学者以简化的梁模

引用格式: 郑士昆, 宋燕平, 赵将, 等. 大型环形桁架天线进出地影期热致振动特性研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2017, 47: 104609
Zheng S K, Song Y P, Zhao J, et al. Research on thermally induced vibration of large hoop truss antenna moving through earth's shadow (in Chinese).
Sci Sin-Phys Mech Astron, 2017, 47: 104609, doi: 10.1360/SSPMA2017-00092

型研究梁的热致振动问题,其中Frisch^[8]分别对OGO-IV轨道观测卫星和哈勃太空望远镜上的可伸展结构热振动问题进行了研究, Thornton 等人^[5]分析了哈勃太空望远镜太阳翼的热致弯曲振动的原因,给出了薄壁管结构弯曲振动的稳定性判据,并针对带有柔性附件航天器的热-结构动力学问题进行了一系列的研究^[9,10]. 进入21世纪以来,学者们多采用有限元方法对航天器结构的热变形与热致振动问题进行研究^[11-13]. 陈志华等人^[14]对空间天线结构的在轨太阳辐射热流进行了研究,分析了空间天线结构进出地球阴影区时的热振动响应^[15]. Xue等人^[12,16]在前人的工作基础上提出了一种用于非线性瞬态温度场计算的Fourier温度单元,能够高效、准确地模拟复杂空间结构的瞬态温度场、热变形与热应力. 在此基础上,采用Fourier温度管单元将Boley理论扩展至复杂结构^[17],考虑了航天器姿态角和柔性附件运动对输入热流的耦合影响,分别对航天器结构进行了热-结构非耦合和耦合分析^[18]. 苏新明等人^[19]在上述工作基础上分析了不同条件下某一类大型空间桁架结构的热致振动情况. 王作为^[20]对空间热环境下索网-框架结构的非线性动力学进行了研究.

上述研究中主要采用数值仿真对航天器结构进行了热-结构耦合分析. 本文针对装备有大型可展开环形桁架天线的某型号航天器,进行了在轨温度场分析与热-结构耦合动力学分析,结合航天器在轨测试数据,对进出地影阶段温度变化对航天器的影响进行了研究.

1 系统描述

如图1所示为一类大型可展开索网环形桁架天线结构及其在星体中的布局示意图. 由图1可知,该航天器主要由卫星本体、太阳翼、大、小伸展臂以及环形反射器组成,其中环形反射器包含可展开桁架、前、后张力索网、张力阵以及铺设于前张力网上的金属丝反射网组成. 天线在轨展开后,随卫星沿卫星坐标系 x 轴绕地球运动,卫星坐标系 z 轴指向地球.

天线在轨运行期间,温度的变化一方面会使天线产生准静态热变形,另一方面,在温度急剧变化的情况下,还可能导致天线的结构振动,即热致振动. 受到系统的复杂性和地面试验模拟能力的限制,这些环境因素对天线性能带来的影响无法通过实测的方法进行验证. 为了保证天线在轨的正常工作,需要进行温度载荷对天线的在轨性能的影响进行仿真分析.

2 建模与分析方法

2.1 Boley系数

1956年,Boley对受突加均匀热流的薄悬臂梁进行了分析,推导得到了热致振动方程,提出了梁发生热致振动难易程度的估计参数——Boley系数:

$$B = \sqrt{\frac{t_T}{t_M}},$$

其中, t_T 表示热特征时间, t_M 表示结构特征时间.

Boley指出,当热特征时间与其结构特征时间为同

图1 (网络版彩图)环形桁架天线结构示意图. (a) 整体结构图; (b) 反射器组成

Figure 1 (Color online) Schematic diagram of a hoop truss antenna structure. (a) Integral structure; (b) reflector components.

一数量级时, 即Boley系数接近于1时, 结构就可能发生热致振动; 当其中一个特征时间远大于另一个时, 由于两者的作用频率相差较大, 因此不会发生热致振动.

对于工程实际中, 也可以通过最大动变形与最大静变形成得到Boley系数, 表达式如下:

$$\frac{\text{最大动响应}}{\text{最大静响应}} = 1 + \frac{1}{\sqrt{1+B^2}}.$$

最大动态响应与最大准静态响应的比值取决于结构振动固有频率和热特征时间, 二者都是结构的固有特性.

2.2 热-弹耦合建模

本文采用有限元法对环形桁架天线的热变形特性进行分析. 环形桁架天线为典型的索网-框架组合结构, 对于索网结构, 可以将温度载荷下第 k 根索单元的应变描述为弹性应变与热应变的线性叠加:

$$\varepsilon_{t,k} = \varepsilon_{\text{elastic},k} + \varepsilon_{\text{thermal},k}, \quad (1)$$

其中 $\varepsilon_{\text{thermal},k} = \kappa \Delta T_k(t)$, 为构件的热膨胀系数, $\Delta T_k(t)$ 为温度变化量.

因此, 由弹性变形引起的索单元弹性势能可以表示为

$$V_{\text{cable},k} = \int_0^{L_{c,k}} \int_0^{\varepsilon_{t,k} - \kappa \Delta T_k(t)} (E_{c,k} S_{c,k} e_0 + N_k) de_0 ds, \quad (2)$$

其中, $E_{c,k}$, $S_{c,k}$, $L_{c,k}$ 分别表示第 k 个索单元的弹性模量、横截面积和长度, N_k 为第 k 个索单元的初始预张力.

进一步, 可获得索单元的热-弹耦合动力学方程为^[20]

$$\mathbf{M}_{\text{cable}}^e \ddot{\mathbf{u}}_{d,k} + \{\mathbf{K}_{\text{e}}^{L,\text{cable}} + \mathbf{K}_{\text{e}}^{\text{thermal}}\} \mathbf{u}_{d,k} = \mathbf{F}_{\text{e}}^{\text{cable}} - \mathbf{R}_{\text{e}}^{\text{cable}}, \quad (3)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{M}_{\text{cable}}^e = M_{c,k} \boldsymbol{\beta}_k^T \boldsymbol{\beta}_k, \\ \mathbf{K}_{\text{e}}^{L,\text{cable}} = \int_0^{L_{c,k}} N_k \mathbf{A}_k ds + \int_0^{L_{c,k}} \frac{E_{c,k} S_{c,k}}{L_{c,k}^2} \boldsymbol{\alpha}_k \boldsymbol{\alpha}_k^T ds, \\ \mathbf{K}_{\text{e}}^{\text{thermal}} = \int_0^{L_{c,k}} E_{c,k} S_{c,k} \varepsilon_{\text{thermal},k} \mathbf{A}_k ds, \\ \mathbf{R}_{\text{e}}^{\text{cable}} = \int_0^{L_{c,k}} \left(\frac{N_k}{L_{c,k}} - \frac{E_{c,k} S_{c,k} \varepsilon_{\text{thermal},k}}{L_{c,k}} \right) \boldsymbol{\alpha}_k ds, \end{cases} \quad (4)$$

其中 $M_{c,k}$ 为索构件质量, $\mathbf{K}_{\text{e}}^{L,\text{cable}}$ 为与索单元初始构型相关的线性刚度矩阵, 时变温度应变引入了热-弹耦合的

线性时变刚度 $\mathbf{K}_{\text{e}}^{\text{thermal}}$, $\mathbf{R}_{\text{e}}^{\text{cable}}$ 为由索单元预张力和热应变引起的不平衡力向量, $\mathbf{F}_{\text{e}}^{\text{cable}}$ 为外力向量.

对于伸展臂与环形桁架中的杆件, 可通过2节点梁单元进行建模, 其中每个节点包含3个移动自由度和3个转动自由度. 考虑热变形的影响, 第 k 个梁单元的热-弹耦合动力学方程可以表示为

$$\mathbf{M}_{\text{beam}}^e \ddot{\mathbf{u}}_{d,k} + \mathbf{K}_{\text{e}}^{L,\text{beam}} \mathbf{u}_{d,k} = \mathbf{F}_{\text{e}}^{\text{beam}} - \mathbf{R}_{\text{e}}^{\text{beam}}, \quad (5)$$

其中

$$\mathbf{R}_{\text{e}}^{\text{beam}} = -\frac{E_{b,k} S_{b,k} \varepsilon_{\text{thermal},k}}{L_{b,k}} \int_0^{L_{b,k}} \boldsymbol{\chi}_k ds, \quad (6)$$

$$\boldsymbol{\chi}_k = [-\alpha_x -\alpha_y -\alpha_z \ 0 \ 0 \ 0 \ \alpha_x \ \alpha_y \ \alpha_z \ 0 \ 0 \ 0]^T, \quad (7)$$

其中 $\mathbf{R}_{\text{e}}^{\text{beam}}$ 为梁单元受到温度变化引起的外力向量, $S_{b,k}$, $L_{b,k}$ 和 $E_{b,k}$ 分别为梁的横截面积、原长和弹性模量.

通过组集索网-框架结构中所有的索单元与梁单元, 最终得到环形桁架天线结构的热-结构耦合动力学方程

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{u}} + \{\mathbf{K}^L + \mathbf{K}^{\text{thermal}}\} \mathbf{u} = \mathbf{F} - \mathbf{R}, \quad (8)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{K}^L = \sum_1^{m_1} \left\{ \frac{\partial \mathbf{u}_{d,k}}{\partial \mathbf{u}^T} \right\}^T \mathbf{K}_{\text{e}}^{L,\text{cable}} \frac{\partial \{\mathbf{u}_d\}_k}{\partial \mathbf{u}^T} \\ \quad + \sum_1^{m_2} \left\{ \frac{\partial \mathbf{u}_{d,k}}{\partial \mathbf{u}^T} \right\}^T \mathbf{K}_{\text{e}}^{L,\text{beam}} \frac{\partial \mathbf{u}_{d,k}}{\partial \mathbf{u}^T}, \\ \mathbf{K}^{\text{thermal}} = -\sum_1^{m_1} \left\{ \frac{\partial \mathbf{u}_{d,k}}{\partial \mathbf{u}^T} \right\}^T \mathbf{K}_{\text{e}}^{L,\text{cable}} \mathbf{K}_{\text{e}}^{\text{thermal}} \frac{\partial \mathbf{u}_{d,k}}{\partial \mathbf{u}^T}, \\ \mathbf{R} = \sum_1^{m_1} \left\{ \frac{\partial \mathbf{u}_{d,k}}{\partial \mathbf{u}^T} \right\}^T \mathbf{R}_{\text{e}}^{\text{cable}} + \sum_1^{m_2} \left\{ \frac{\partial \mathbf{u}_{d,k}}{\partial \mathbf{u}^T} \right\}^T \mathbf{R}_{\text{e}}^{\text{beam}}, \end{cases} \quad (9)$$

其中 $\mathbf{u}$ 为索网结构的全局位移向量, m_1 和 m_2 分别为索和梁的数目.

式(8)中, $\mathbf{K}^{\text{thermal}} \mathbf{u}$ 为由温度变化引起的热-弹耦合项, $\mathbf{R}$ 为温度变化引起的外部力向量. 对式(8)描述的热-弹耦合动力学方程进行边界处理和线性模态解耦后, 考虑热激励和外激励影响, 可获得第 i 阶模态的运动学方程为

$$\begin{aligned} \ddot{q} + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i + \sum_{j=1}^{3n} (b_{ij}^C + d_{ij}^O - \rho_{ij} \cos(\Omega_2 t)) q_j \\ = f_{1i} \cos(\Omega_1 t) + f_{2i} \cos(\Omega_2 t), \end{aligned} \quad (10)$$

其中

$$\begin{cases} b_{ij}^C = \sum_{l=1}^{3n} \sum_{h=1}^{3n} \Gamma_{ijlh} q_l q_h, \\ d_{ij}^Q = \sum_{l=1}^{3n} A_{ijl} q_l, \\ \rho_{ij} = \sum_{\alpha_1=1}^{3n} \sum_{\alpha_2=1}^{3n} \Phi_{\alpha_1 i} K_{\alpha_1 \alpha_2}^{\text{thermal}} \Phi_{\alpha_2 j}, \\ f_{1i} = \sum_{j=1}^{3n} \Phi_{ij} F_j f_{2i} = - \sum_{j=1}^{3n} \Phi_{ij} R_j, \end{cases} \quad (11)$$

其中 Ω_1 和 Ω_2 分别为外载荷激励和热激励的频率, ω_i 为固有频率, q_i 和 Φ 为模态坐标和模态矩阵.

3 仿真分析

对于一个含伸展臂的30边环形桁架天线, 采用第2节介绍的方法建立天线热-结构耦合仿真模型. 在伸展臂根部施加固定约束, 将时变温度场模型作为外载荷施加于伸展臂与索网环形天线模型, 进行求解.

由于分点(即春分、秋分)时期航天器进出地影特征最为显著, 因此通过仿真得到在轨分点时变温度场曲线. 其中, 时变温度场计算过程中充分考虑了航天器姿态角的变化以及航天器自身部件之间互相遮挡对各部件温度变化的影响. 将得到的时变温度场作为环形桁架天线的温度激励, 重点研究温度场变化最剧烈的天线进出地影阶段(t_1 , t_2 时刻之间)环形桁架天线的静、动变形特性.

首先, 建立伸展臂的热-结构耦合有限元分析模型, 将环形天线反射器作为集中质量施加于伸展臂末端, 施加图2中 t_1 - t_2 时段的温度场载荷, 考察伸展臂末端的变形情况, 其中伸展臂采用16个梁单元进行建模. 通过数值仿真得到了伸展臂末端最大静变形为0.107278 mm, 最大动变形为0.1186810 mm, 根据式(12)可得到该状态下相应的Boley系数 $B = 9.3546$.

其次, 建立含伸展臂与索网环形天线反射器的热-结构耦合有限元分析模型, 其中伸展臂采用16个梁单元进行建模, 环形天线反射器周边桁架采用180个梁单元进行建模, 环形天线反射器索网采用1732个索单元进行建模. 在建立的结构有限元模型基础上, 施加图2中 t_1 - t_2 时段的温度场载荷, 通过数值仿真得到伸展臂末端最大静变形为0.421433 mm, 最大动变形为

0.5907 mm, 因此相应的Boley系数 $B = 2.28$.

由上述结果可知, 两种计算模型中得到的Boley系数的值均远离1, 因此, 可以判定地影区温度的变化速率不会引起环形天线结构的热致振动.

4 试验验证

大型环形桁架天线具有结构复杂、尺寸大的特性, 使得对其进行地面试验研究变得较为困难. 为了对其进行热致振动的地面试验研究, 需要大规模的太阳模拟器、加热器等设备或大规模的温度环境场地, 而现有的场地与设备难以满足该项试验要求. 因此, 通过在环形桁架天线特定位置处安装温度传感器, 直接对其进行在轨试验成为一种有效的验证方法.

装备大型环形桁架天线的某型号航天器经过在轨飞行试验, 获得了进出地影期间的温度变化曲线, 其中位于如图3所示的伸展臂附近横杆上测温点的温度

图2 (网络版彩图) 天线进出地影期温度场时间历程
Figure 2 (Color online) Time history of temperature field of antenna moving through earth's shadow.

图3 (网络版彩图) 温度测点位置示意图
Figure 3 (Color online) Schematic diagram of position of temperature measurement.

变化结果如图4(a)所示, 图4(b)给出了第3节数值仿真中加载的该位置附近各单元时变温度场曲线. 通过比较可以看出, 仿真温度与在轨温度曲线基本一致, 验证了数值仿真中使用的时变温度场的有效性.

接下来, 对航天器进出地影期温度变化和动力学特性进行分析. 图5(a)给出了航天器在轨经历3次进出地影期间的温度变化曲线, 从图中可以看出, 在图中标示的3次地影期内, 温度发生了急剧下降、急剧升高的剧烈变化. 与之相比, 其他时段发生的温度变化程度较弱, 这些温度变化是由于星体部件遮挡引起. 图5(b)为选取其中一次进出地影期的温度变化曲线, 从图中可以看出, 当航天器进入地影区后温度由32°C迅速降至-100°C, 由于测温传感器在-100°C附近达到其测量范围下限, 因此曲线中并未反映出温度最低点. 当航天器出地影后, 温度迅速升高至22.9°C.

考虑到大型环形桁架天线具有尺寸大、柔性大的典型特性, 一旦其产生热致振动, 将对航天器的姿态角带来显著波动. 针对图5(a)中的3个进出地影周期, 对航天器在该时段下姿态角的变化进行分析, 结果如图6所示. 从图中可以看出, 3个姿态角的变化均

图4 (网络版彩图)测温点温度变化曲线. (a) 在轨温度; (b) 仿真温度

Figure 4 (Color online) Temperature variation curves of measuring position. (a) On-orbit temperature; (b) simulated temperature.

图5 (网络版彩图)测温点在轨温度变化曲线. (a) 全局; (b) 局部

Figure 5 (Color online) On-orbit temperature variation curves of measuring position. (a) Global; (b) local.

在较小的区间内, 其中俯仰角变化相对较大, 波动区间为 0.04° , 滚动角与偏航角变化相对较小, 约为 0.005° . 显然, 在温度变化最剧烈的进出地影期内, 3个姿态角并未出现明显变化. 因此, 可以判断大型环形桁架天线并未发生明显的在轨热致振动.

当航天器各部件全部展开至工作状态后, 其在轨飞行期间, 除温度环境的改变外, 能够引起姿态发生明显改变的另一因素为姿态主动调整所需外部载荷, 例如, 喷气推进、动量轮等. 通过在轨数据判读, 获得了该航天器进行姿态调整时期各姿态角变化曲线, 如图7所示. 从图中可以看出, 在外部扰动作用下, 航天器姿态角在 t_1 - t_2 时段发生了明显的波动, 其中俯仰角变化最大, 其波动范围为 0.42° , 滚动角与偏航角波动范围相对较小, 分别为 0.02° 与 0.14° .

综合比较图6与7可知, 由航天器自身姿态调整引起的姿态角变化比航天器进出地影期间姿态角的变化大, 进一步验证了大型环形桁架天线在轨并未发生热致振动的结论.

图 6 (网络版彩图)姿态角随时间变化曲线. (a) 滚动角; (b) 俯仰角; (c) 偏航角

Figure 6 (Color online) Curves of attitude angles with time-varying. (a) Rolling angle; (b) pitch angle; (c) yaw angular.

图 7 (网络版彩图)姿态调整工况下姿态角变化曲线

Figure 7 (Color online) Curves of attitude angles during attitude adjustment.

5 结论

通过数值仿真和在轨数据分析, 本文研究了在轨时变温度环境对装备大型环形桁架天线的航天器结构的影响. 建立了伸展臂-索网环形桁架的热-结构耦合有限元模型, 重点针对航天器进出地影时期温度剧烈变化工况下结构的变形特性进行了分析. 仿真结果显示, 在轨温度变化不会引起结构的热致振动, 对航天器的影响不大, 同时通过在轨数据分析验证了上述结论.

参考文献

- 1 Murphey T W. Historical perspectives on the development of deployable reflectors. In: Proceedings of 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Palm Springs, 2009
- 2 Puig L, Barton A, Rando N. A review on large deployable structures for astrophysics missions. *Acta Astron*, 2010, 67: 12–26
- 3 Meng G, Zhou X B, Miao J. Mechanical problems in momentous projects of aerospace engineering (in Chinese). *Adv Mech*, 2016, 46: 201606 [孟光, 周徐斌, 苗军. 航天重大工程中的力学问题. *力学进展*, 2016, 46: 201606]
- 4 Thornton E A. Thermal Structures for Aerospace Applications. Washington: AIAA Education Series, 1996
- 5 Thornton E A, Kim Y A. Thermally induced bending vibrations of a flexible rolled-up solar array. *J Spacecr Rockets*, 1993, 30: 438–448

- 6 Boley B A. Thermally induced vibrations of beams. *J Aeron Sci*, 1956, 23: 179–181
- 7 Boley B A. Approximate analyses of thermally induced vibrations of beams and plates. *J Appl Mech*, 1972, 39: 212–216
- 8 Frisch H P. Thermally induced vibrations of long thin-walled cylinders of open section. *J Spacecr Rockets*, 1970, 7: 897–905
- 9 Thornton E A, Chini G P, Gulick D W. Thermally induced vibrations of a self-shadowed split-blanket solar array. *J Spacecr Rockets*, 1995, 32: 302–311
- 10 Johnston J D, Thornton E A. Thermally induced attitude dynamics of a spacecraft with a flexible appendage. *J Guid Control Dyn*, 1998, 21: 581–587
- 11 Ko K E, Kim J H. Thermally induced vibrations of spinning thin-walled composite beam. *AIAA J*, 2003, 41: 296–303
- 12 Xue M, Ding Y. Two kinds of tube elements for transient thermal-structural analysis of large space structures. *Int J Numer Meth Engng*, 2004, 59: 1335–1353
- 13 Li J, Yan S. Thermally induced vibration of composite solar array with honeycomb panels in low earth orbit. *Appl Therm Eng*, 2014, 71: 419–432
- 14 Chen Z H, Guan F L. Analysis on solar radiation heat flow on surface of antenna reflector on orbit (in Chinese). *J Eng Des*, 2007, 14: 148–152 [陈志华, 关富玲. 星载抛物面天线反射器太阳辐射热流分析. *工程设计学报*, 2007, 14: 148–152]
- 15 Yang Y L, Guan F L. Numerical analysis of thermally induced vibration for deployable truss antenna (in Chinese). *Chin J Space Sci*, 2009, 29: 432–437 [杨玉龙, 关富玲. 展开桁架天线热致振动数值分析. *空间科学学报*, 2009, 29: 432–437]
- 16 Ding Y, Xue M D. Thermal-structural finite element analysis of space structures consisting of thin walled beams (in Chinese). *J Astron*, 2002, 23: 49–56 [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: 49–56]
- 17 Cheng L J, Xue M D, Tang Y Y, et al. Thermal-structural dynamics analysis for the large scale space structure (in Chinese). *Chin J Appl Mech*, 2004, 21: 1–9 [程乐锦, 薛明德, 唐羽烨, 等. 大型空间结构的热-动力学分析. *应用力学学报*, 2004, 21: 1–9]
- 18 Xue M D, Li W, Xiang Z H. Thermal flutter analysis of a spacecraft with a flexible appendage based on FEM (in Chinese). *J Tsinghua Univ (Sci & Tech)*, 2008, 48: 270–275 [薛明德, 李伟, 向志海. 中心舱体-附件耦合系统热颤振有限元分析. *清华大学学报(自然科学版)*, 2008, 48: 270–275]
- 19 Su X M, Wang J, Zhang J H, et al. Numerical simulating investigation of thermally-induced vibration of space truss (in Chinese). *Spacecr Eng*, 2015, 24: 66–72 [苏新明, 王晶, 张军徽, 等. 空间桁架热致振动效应仿真研究. *航天器工程*, 2015, 24: 66–72]
- 20 Wang Z W. Design methods for surface accuracy maintance of large space cable net-frame combination structures (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Xi'an: Xidian University, 2015 [王作为. 大型空间索网-框架组合结构形面精度保持设计方法. 博士学位论文. 西安: 西安电子科技大学, 2015]

Research on thermally induced vibration of large hoop truss antenna moving through earth's shadow

ZHENG ShiKun, SONG YanPing, ZHAO Jiang, MA XiaoFei & FAN YeSen

China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710100, China

The coupled thermal-structural analysis of a spacecraft including a large hoop truss antenna in the on-orbital environment is studied. The structural strain is considered as the superposition of the thermal strain and the elastic strain. The thermo-elastic coupling equation of the cable-truss composited structure for the hoop truss antenna is established by introducing the thermo-elastic linear time-varying stiffness. The time-varying thermal field is modeled by considering the change of the attitude of the spacecraft and the influence of the spacecraft occlusion on the temperature changing of components. The obtained thermal field is used as the external load, and the influence of temperature changing when the spacecraft structure moves through earth's shadow on the thermally induced vibration of the structure is analyzed. The results show that the temperature environment on-orbit has little influence on the structure. The data of on-orbit of a spacecraft is analyzed, and the efficiency of the numerical analysis is verified.

hoop truss antenna, on-orbit, moving through earth's shadow, thermally induced vibration

PACS: 46.70.De, 02.70.Dh, 07.87.+v, 68.43.Pq

doi: [10.1360/SSPMA2017-00092](https://doi.org/10.1360/SSPMA2017-00092)