文章编号：1006-1355(2017)02-0213-04

地球低轨道卫星天线在轨热致振动分析

祝尚坤[1]，何安琦[1]，刘 杰[1]，张 翔[1]，王耀霆[2]，李 兵[1]

（1. 西安交通大学 机械制造系统工程国家重点实验室，西安 710000；
2. 西安空间天线电技术研究所，西安 710000）

摘 要：由于地球的频繁遮挡，当地球卫星在低轨道运行时，卫星的可展开天线会处在高低温交替的环境中，从而形成剧烈变化的温度场。剧烈的温度梯度变化会导致柔性较大的可展开天线发生热致振动，降低卫星全极化探测头部等关键部件的寿命。首先建立某型号卫星的物理模型，然后利用有限元法对其进行在轨时的空间瞬态热分析,得到可展开天线的温度场，将温度作为约束映射到结构仿真中，再在结构有限元模型上分析卫星的热变形，实现卫星天线热致振动的预测并为天线结构优化设计提供数据支持。对卫星模型进行热分析可以监测各时期的温度场以及预测有可能发生的热致振动，从而在不断优化设计的基础上避免这种不利的扰动。

关键词：振动与波；卫星；可展开天线；热分析；热致振动

中图分类号：O241.82 **文献标识码**：A **DOI编码**：10.3969/j.issn.1006-1355.2017.02.043

Thermal Vibration Analysis of the Antenna of Low Orbit Satellites of the Earth

ZHU Shang-kun[1], *HE An-qi*[1], *LIU Jie*[1], *ZHANG Xiang*[1], *WANG Yao-ting*[2], *LI Bing*[1]

(1. State Key Laboratory for Manufacturing Systems Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710000, China;
2. Xi'an Space Antenna Electric Technology Research Institute, Xi'an 710000, China)

Abstract : When the earth's satellite is in the low orbit, the deployable antenna of the satellite will be in high and low temperature environments alternatively due to the frequent shielding of the earth. Thus, severe temperature gradient changes can lead to thermal vibration of the deployable antenna with large flexibility. It will reduce the lifespan of some key components of the satellite such as the whole polarized detection head. In this paper, the physical model of the satellite is built. Then, the transient heat transfer analysis of the satellite in the orbit space is done by means of the finite element method and the temperature field of the deployable antenna is obtained. The temperature field is mapped into the structure simulation as a constraint and the thermal deformation of the satellite is analyzed using the structural finite element model. Finally, the thermal vibration of the satellite antenna is predicted and the data support is provided for the structural optimal design of the antenna. Thermal analysis of the satellite model can monitor the temperature field in different periods and predict the possibility of thermal induced vibration so as to avoid this kind of unfavorable disturbances through the successive optimization design.

Key words : vibration and wave; satellite; deployable antenna; thermal analysis; thermal induced vibration

卫星尤其是对于暴露在外的卫星天线部分，在空间中实际的服役工作环境是非常恶劣的，太空环境为-269 ℃（4 K）的超低温环境，与此同时，还要考虑太阳辐射的影响[1-2]。而运行时候每个周期都要经历剧烈的温度变化，会使得材料急剧老化，严重降低材料的服役寿命。高温会使得结构材料的强度下降，影响结构的整体稳定性；低温又会使得密封材料变脆而失效[3-5]。而卫星在太空环境中飞行所经历的 频繁的温度剧变会导致探测头部等关键部件发生热致振动现象，降低卫星天线的寿命，严重时会导致卫星关键部件损坏。因此在设计建造卫星之前，有必要对卫星进行热致振动分析，特别是伸出星体的天线部分[6-7]，保证卫星天线部分的热设计合

收稿日期：2016-09-27

作者简介：祝尚坤（1991－），男，西安市人，硕士。

通信作者：李兵，男，博士生导师，主要研究方向为信号处理及有限元分析、非线性动力学。
Email: bli@mail.xjtu.edu.cn

理，从而满足卫星的服役要求。

在卫星的在轨热致振动分析方面，Thornton等人作出了巨大的贡献，他对卫星热致振动的前期研究给后继者们很大的借鉴。文献[8]研究了在太空环境中展开的太阳能电池板的动力学问题；文献[9]和文献[10]研究了振动力学方面的辨识方法。文献[11]尝试通过改变航天器的安装和结构搭配来减少振动；文献[12]和文献[13]研究了星载天线的热分析和热变形问题。虽然上述研究均取得了令人瞩目的效果，但对于低轨道、短周期的卫星热致振动分析，由于温度变化较快，更难以分析，很少有人在这方面进行研究[14]。卫星全极化探测头部是卫星的关键部件，其内部有大量的敏感元件，当卫星在太空中运行时其对温度场要求较高，工作时要求较平稳的工作环境。因此对于低轨道卫星天线的热分析和热致振动的预测是十分必要的[15]。

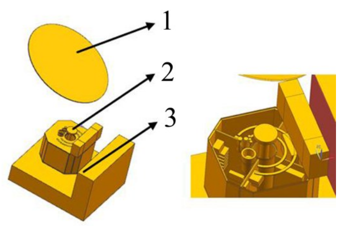
文中利用NX软件对某型号卫星天线进行在轨运行空间瞬态热分析,掌握可展开天线的温度场，将温度约束映射到结构仿真中去，实现卫星天线热致振动的预测并提供数据支持。

1 卫星天线探测头部模型

1.1 天线结构

仿真分析的XX-1号卫星天线结构三维模型如图1所示。

该天线部分由天线发射器及其支撑结构、高频箱、天线扫描机构、天线展开铰链、天线展开定位机构、冷空反射器等部分组成。其中高频箱以及天线扫描机构可合称为全极化微波辐射计探测头部，其中高频箱安装在载荷舱背地面舱板外侧。收拢时天线反射器锁紧在卫星+X向顶板上，高频箱锁紧在卫星背地板上。天线布局在卫星圆锥形舱段+Z方向。辐射计工作时高频箱四个锁紧释放机构的固定部分以及安装在中轴顶面的冷空反射镜和标定热源是不动的，其他部分在钛合金轴上的电机带动下匀速转动。



1. 反射器 2. 探测头部 3. 星体

图1 卫星三维模型及内部细节

1.2 材料物理属性

在进行热分析时，材料的吸收率和发射率这两个热光属性参数尤为重要。可展开天线主要使用材料为碳纤维铝蜂窝板和铝合金材料，二者的导热系数、半球发射率以及太阳吸收率等参数如表1所示。

对于铝合金材料来说，其表面有两种处理方式，分别是镀银处理以及导电氧化处理，经过处理后，前者表面的吸收率和发射率比后者小一半左右。另外本次热设计中还使用了两种温控漆。

1.3 轨道设定

该卫星采用近圆太阳同步冻结轨道，由于轨道倾角接近90°，在实际运行时会经过南北两极附近，又被称为近极地太阳同步轨道。预计在轨寿命为5年，轨道平均高度为786.21 km，卫星星下点轨迹的回归周期为3天。标称轨道参数如表2所示。

表1 卫星材料的物理属性

材料	导热系数λ/(W·m^{-1}·K^{-1})	半球发射率	太阳吸收率
碳纤维铝蜂窝板	1.64	0.74	0.92
铝合金	117.2	0.14	0.36

表2 卫星轨道基本参数

参数类型	参数数据
轨道半长轴	$a\approx717$ km
轨道平均高度	$h\approx786$ km
轨道平均周期	$T\approx100$ min
轨道倾角	$i\approx99°$
偏心率	$e=0.001$
近点角距	$\omega=90°$
交点地方时	降交点地方时 5 : 30 AM

卫星在近极地太阳同步轨道运行时的模拟图如图2所示。

由图2可知，卫星运行在低轨，绕地球一圈的周期远小于地球同步轨道。运行在极地轨道的目的是便于卫星进行全球范围内的观测和应用。

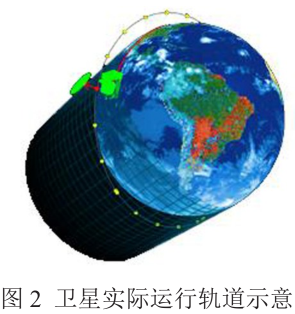


图2 卫星实际运行轨道示意图

2　卫星可展开天线热分析

2.1　网格划分

在建立卫星天线的模型之后，需要对模型划分网格，划分好的网格模型如图3所示。

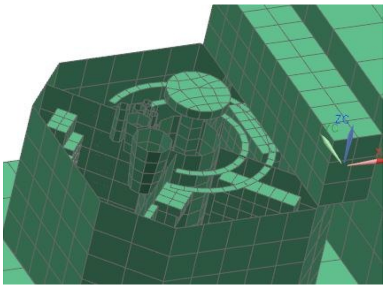


图3　卫星天线网格模型

不同部件网格的参数不同，主要体现在网格的厚度设定不同、材料不同、网格表面属性不同。上述三种参数差异最终都体现在不同的热光属性上。安装在扫描机构内侧的单机网格与侧板不共节点，通过辐射传热。

2.2　热耗添加

卫星在轨运行时，为了完成空间信号的接收、调节、放大及后处理，需要各个单机的配合，在这些单机工作的同时，会释放出热量，这些被排放出来的废热叫做热耗。对于某个单机来说，热耗一般比较小，甚至在1W左右，但是该卫星全极化微波辐射计内的单机数目众多，因此在热分析时热耗因素是不可忽视。除了工作单机存在热耗以外，卫星天线反射器、馈源组件等也存在着热耗。针对这些热耗大小不尽相同的情况，采用调节加热器的功率大小模拟不同部分的热耗。卫星内部一些关键部件对温度变化比较敏感，工作温度范围小，为防止卫星在轨运行时这些部件的温度场超出热控要求，在仿真时添加循环加热回路来模拟其特殊工作部件的功能。

3　在轨热致振动分析

3.1　温度场分析

计算中考虑卫星在太阳同步轨道时的对地定向姿态。由于它是低轨道卫星，环境热负荷不仅要考虑太阳辐照，还要考虑地球红外和反照的影响。卫星星体上安装全极化微波辐射计探测头部的位置为恒温20 ℃，卫星的+Z轴指向地球，+X轴为飞行方向，+Y轴向按右手螺旋定则指向冷空，太阳位于夏至时刻位置。计算工况为典型的高温工况，利用NX软件的TMG模块求解器求解瞬态条件下的温度响应，得到该型号全极化微波辐射探测头部的温度场。以卫星的核心机构为例，温度场如图4所示。

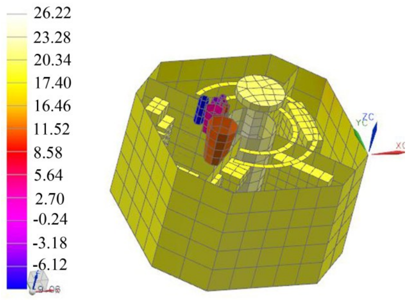


图4　卫星高频箱的温度场

卫星内部的温度基本一致，其原因是在对卫星进行热设计时，添加了非常复杂的热耗方案。整个全极化探测头部的热耗总量达159.89 W，这些热耗被分成数十份分配在各个波导组件上，而且各部件的热耗不尽相同。

从图4可以看出，馈源组件的温度较低，这是因为馈源组件的大部分结构在高频箱顶板的外侧，直接跟太空环境接触。选取卫星可展开天线的某组件在轨运行达到温度场稳态时五个连续周期的温度-时间变化曲线，如图5所示。

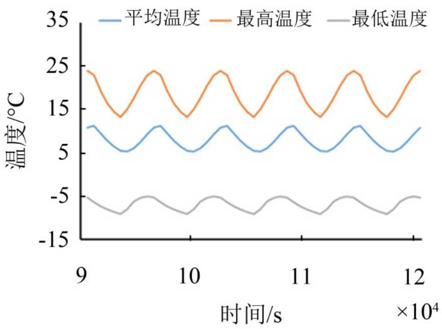


图5　可展开天线某组件温度-变化曲线

从图5中可以明显看出卫星可展开天线在轨运行时候温度场所表现出的周期性。由于太阳同步轨道周期时间较短，大约为100 min，而且不会被地球遮挡，一直暴露在太阳辐照下，所以温度变化平滑且基本对称。

3.2　热致振动预测

可展开天线在轨运行时，处于极端的太空环境中，这种环境形成冷热变化且分布不均匀的瞬态温度场，温度场变化使得结构在很大的温度梯度驱动下发生热振动等不利的扰动，可展开天线结构尺度大、柔性大、固有频率低，导致扰动更加强烈。在卫星运行时，由日照区进入阴影区或由阴影区进入日照区时，结构热流都会发生突变，从而有可能诱发天线热致振动现象。

在结构有限元模型上建立空间系统热映射求解器对以上在轨温度分析结果进行映射。得到映射后的温度场，如图6所示。

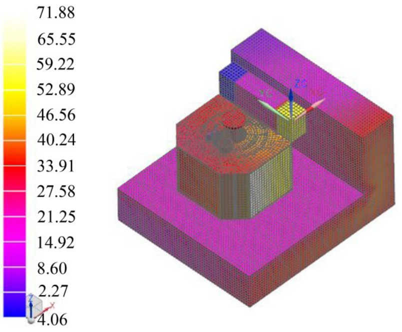


图6 结构有限元模型映射的温度场

将映射后的温度场与之前热分析的温度场结果(见图7)进行对比,发现在轨运行的温度分析结果完全一致,这样就消除了不同类型结构仿真结果差异来源于温度映射差异的可能性,为之后研究热致振动预测提供了数据支持。

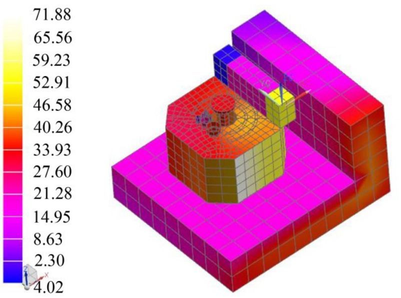


图7 空间热模块下热分析的温度场

将温度映射所得结果文件作为温度载荷加载至结构模型上,然后添加固定位移约束等条件,进行求解计算。卫星在轨发生由温度梯度变化导致的微小振动现象,偏离卫星探测头部的最大幅值均方根的值为0.02 mm,根据衡量天线型面精度的一般要求标准,发现该卫星探测头部偏离原位置的振动幅值均方根值远小于低轨道卫星在轨运行的变形阈值。这表明上述研究结果满足要求,该型号卫星在轨运行时的温度场在合理的热控范围内,且不会发生破坏性的热致振动现象。

4 结 语

(1) 卫星温度升高主要由太阳辐射、卫星工作产生的废热以及循环加热回路等产生的热量导致,这些热量为处在-269 ℃的太空环境中的卫星天线提供了一个温和的工作环境,然而也产生了热致振动的副作用。为了避免卫星在轨运行时发生这种不利扰动,有必要对加载温度载荷下的卫星进行结构分析,在设计阶段预测卫星工作时可能发生的热致振动,掌握全极化探测头部的变形量等相关数据,为将来卫星在太空中的平稳运行提供数据支持。

(2) 对某型号卫星进行在轨热致振动分析,得到卫星天线的温度场分布,加载温度载荷后振动最大幅值的均方根值为0.02 mm,远低于行业标准,计算结果为卫星天线设计提供了校核和参考意见。

参考文献:

[1] THORNTON E A, KIM Y A. Thermally induced bending vibrations of a flexible rolled-up solar array[J]. **Journal of Spacecraft and Rockets**, 1993, 30(4): 438-448.

[2] SHEN Z, HU G, Thermally induced dynamics of a spinning spacecraft with an axial flexible boom[J]. **Journal of Spacecraft and Rockets**, 2015, 52(5): 1503-1508.

[3] 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.

[4] SHARNAPPA, GANESAN N, SETHURAMAN R. Thermally induced vibrations of piezo - thermo - viscoelastic composite beam with relaxation times and system response[J]. **Multidiscipline Modeling in Materials and Structures**, 2010, 6(1): 120-140.

[5] OGUAMANAM D C D, HANSEN J S, HEPPLER G R. Nonlinear transient response of thermally loaded laminated parels[J]. **Journal of Applied Mechanics**, 2004, 71(1): 49-56.

[6] MANOLIS G D, BESKOS D E. Thermally induced vibrations of beam structures[J]. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, 1980, 21(3): 337-355.

[7] LIU J, PAN K. Rigid-flexible-thermal coupling dynamic formulation for satellite and plate multibody system[J]. **Aerospace Science and Technology**, 2016, 52: 102-114.

[8] JOHNSTON J D, THORNTON E A. Thermally induced dynamics of satellite solar panels[J]. **Journal of Spacecraft and Rocket**s, 2000, 37(5): 604-613.

[9] 权双璐,刘杰,韩罗峰,等. 一种机械系统非线性类别辨识方法[J]. **西安交通大学学报**,2015,49(12):104-111.

[10] 刘杰,李兵,韩罗峰,等. 一种用于多自由度非线性间隙值识别的改进恢复力曲线方法[J]. **机械工程学报**,2016(14):1-7.

[11] 王帅. 星载天线热-结构仿真分析方法研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2014.

[12] 朱敏波,曹峰云,刘明治,等. 星载大型可展开天线太空辐射热变形计算[J]. **西安电子科技大学学报**,2004(1):28-31.

[13] 陈志华,关富玲. 星载抛物面天线反射器瞬态热分析[J]. **固体力学学报**,2008(3):272-276.

[14] BIRDSONG M B, LUTTGES M W. Temperature prediction of space flight experiments by computer thermal analysis[J]. **Microgravity Sci Technol**, 1995, 7(4): 327-335.

[15] 何安琦,李兵,祝尚坤. 地球同步轨道卫星对地点波束天线在轨热致振动分析[J]. **噪声与振动控制**,2016,36(4):214-216.