

真空热试验中红外笼对伞状天线非稳态 加热过程数值仿真

林博颖¹, 苏新明¹, 简亚彬¹, 李振伟¹, 解 峥¹, 王 晶^{1,2}, 郗殿福^{1,2}

(1. 北京卫星环境工程研究所; 2. 北京卫星环境工程研究所可靠性与环境工程技术重点实验室: 北京 100094)

摘要: 文章针对真空热试验红外加热装置计算机辅助设计中的非稳态过程模拟问题, 以一种较为复杂的伞状天线结构为例, 以红外笼作为加热装置, 对真空热试验环境下的加热过程进行数值仿真研究。采用红外笼的等效加热面模型简化仿真模型, 使计算负荷可以达到工程应用的水平, 同时满足模拟精度的要求。数值仿真与试验数据对比证明, 所采用的计算方法可以为红外笼等红外加热装置的设计提供准确的非稳态加热过程模拟。

关键词: 伞状天线; 红外加热笼; 真空热试验; 数值仿真; 等效加热面模型; 非稳态过程

中图分类号: V416.5; TB115 文献标志码: A 文章编号: 1673-1379(2018)04-0348-05

DOI: [10.3969/j.issn.1673-1379.2018.04.007](https://doi.org/10.3969/j.issn.1673-1379.2018.04.007)

Numerical simulation of transient heating process in thermal vacuum test of an umbrella-shaped antenna

LIN Boying¹, SU Xinming¹, JIAN Yabin¹, LI Zhenwei¹, XIE Zheng¹, WANG Jing^{1,2}, QIE Dianfu^{1,2}

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering; 2. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering: Beijing 100094, China)

Abstract: The infrared heating facilities are universally used in the spacecraft thermal vacuum tests. To improve the accuracy and the efficiency of the CAD based design process in the numerical simulation for complicated configurations, this paper, for an umbrella-shaped antenna, with an infrared heating cage as the heating apparatus, carries out the numerical analysis of the heating process with a simplified model, as well as an effective heating panel method, in which the computation resource requirement is reduced to an affordable level for engineering applications. It is confirmed by comparing with the experimental data that the numerical simulation is effective in providing guidances for the design of heating facilities used for the thermal vacuum test of aerospace products.

Key words: umbrella-shaped antenna; infrared heating cage; thermal vacuum test; numerical simulation; equivalent heating panel; transient process

收稿日期: 2018-03-07; 修回日期: 2018-07-23

基金项目: 国家自然科学基金青年基金项目“高真空低温表面水蒸气凝华机理研究”(编号: 51506009)

引用格式: 林博颖, 苏新明, 简亚彬, 等. 真空热试验中红外笼对伞状天线非稳态加热过程数值仿真[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(4): 348-352

LIN B Y, SU X M, JIAN Y B, et al. Numerical simulation of transient heating process in thermal vacuum test of an umbrella-shaped antenna[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2018, 35(4): 348-352

0 引言

航天器热试验时大量使用红外加热装置,如红外灯、加热棒、红外笼等^[1]。为保证结构覆形,这些加热装置均需在每次试验前针对航天器的外形结构进行专门的设计,因此在试验准备过程中,尤其是那些关注瞬态响应的试验,加热装置的研制耗费大量资源。要缩短加热装置的设计周期、节约成本依赖于精确高效的数值仿真^[2-3],但对于结构复杂的航天器,加热装置也必然是复杂的,因此其计算负荷也相当大,仿真模型往往需要做很大程度的简化才能实际应用^[4-5],对于非稳态计算尤其如此。

本文以一种较为复杂的伞状天线结构为例,以红外笼作为加热装置,应用等效加热面模型对红外笼模型进行简化,仿真分析了真空热试验时红外笼对天线的加热过程,并与试验结果进行对比,分析验证了数值仿真的精度。

1 仿真对象

考虑一种伞状天线,由图 1(a)所示的蓝色辐射状肋骨、黄色圆环保护绳和灰色金属网面构成。其肋骨材料为碳纤维板,外面包覆 5 单元多层隔热组件。真空热试验中,在天线下方平行于天线曲面布置红外笼对其进行加热(见图 1(b))。该试验在北京卫星环境工程研究所 KM7 空间环境模拟器内进行。KM7 容器的容积为 $\phi 8.5 \text{ m} \times 9 \text{ m}$,极限真空度可达 $5 \times 10^{-6} \text{ Pa}$,内壁布置有通液氮的热沉,热沉最低温度可达 78 K。试验时,天线经历多个高低温循环工况,本文针对第 2 个高温工况进行仿真研究,对应的红外笼加热功率平均为 1342 W/m^2 。试验过程中,在天线肋和保护绳上布置了多个温度测点,图 1(a)给出其中有代表性的 3 个保护绳测点(P55~P57)和 3 个肋骨测点(P13~P15)。

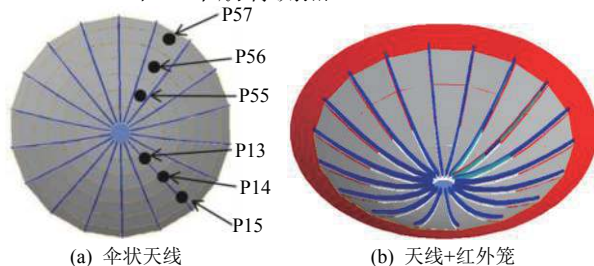


图 1 伞状天线与红外笼示意图

Fig. 1 Sketch for an umbrella-shaped antenna and the infrared heating cage

2 热分析模型

真空热试验过程中的对流换热可以忽略,只涉及传导和辐射换热。建模求解采用 Thermal Desktop (TD)软件^[6],其核心求解模块为基于热网络模型的 Sinda 程序^[7]。

2.1 红外笼等效加热面模型

红外笼是以面热源的方式对试件进行辐射加热。为保证能较快地从高温工况转到低温工况,这个加热面是镂空的,即红外笼实际上是由一条条具有一定宽度并按一定距离排布的加热带条构成的。一个加热面通常会有几十到几百根带条,这对建模仿真来说是一个很大的负担。为简化模型,可以将带条平面等效为一个均质加热面;除表面发射率和透过率外,等效加热面的其他物性参数与加热带条的一样。等效加热面的发射率 ϵ_c 和透过率 τ_c 为:

$$\epsilon_c = f\epsilon; \tag{1}$$

$$\tau_c = 1 - f. \tag{2}$$

式中: ϵ 为实际材料的发射率; f 为带条覆盖系数,是带条面积与加热面总面积(带条+镂空)之比。

为验证等效加热面模型的准确性,分别进行详细带条模型和等效加热面模型的计算并对比它们的计算结果。计算参数为:红外笼带条宽 7.7 cm,覆盖系数 0.2(为保守起见, f 取值较小);背景加热面与被加热面间距 50 mm;背景热沉温度 78 K;材料参数如表 1 所示。

表 1 红外笼热分析模型的材料参数

Table 1 Material parameters for the thermal analysis model of the infrared cage

模拟对象	材料	导热系数/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	厚度/ mm	发射率		透过率
				正面	背面	
被加热面	聚酰 亚胺	0.32	1	0.85	—*	0
加热带条	不锈钢	12.6	1	0.9	0.1	0
等效 加热面**	—	12.6	1	0.18	0.02	0.8

注:*被加热面只有一面参与传热,另一面绝热;

**等效加热面的发射率与透过率根据覆盖系数 0.2 计算得出。

图 2 是平面加热面的情况:加热面正对被加热面,两面平行,被加热面 $600 \text{ mm} \times 400 \text{ mm}$,加热面 $1000 \text{ mm} \times 800 \text{ mm}$,加热总功率 800 W。图 2(a)是详细带条模型中被加热面与加热面的温度分布仿真结果。图 2(b)是应用等效加热面模型的温度分

布仿真结果。由图可见, 不论是被加热试件还是加热面本身的温度, 等效加热面模型的最高温和最低温与详细带条模型间的偏差均不超过 5%。

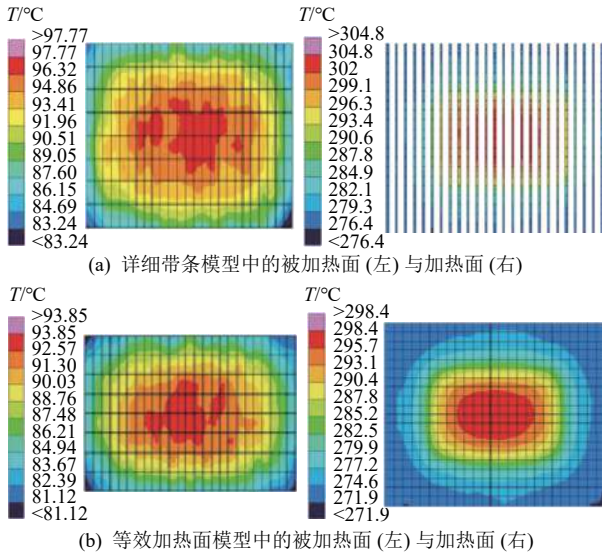


图 2 平面被加热面与加热面的温度分布仿真结果

Fig. 2 Temperature distribution on the heating and heated rectangular surfaces for two models

图 3 是柱面加热面的情况: 加热面与被加热面同轴, 加热面直径 900 mm, 被加热面直径 800 mm, 加热总功率 1414 W。2 种模型下的结果偏差更小。

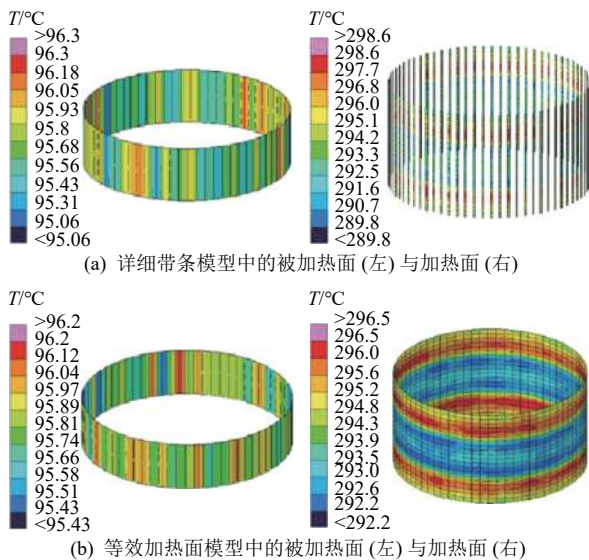


图 3 柱形被加热面与加热面的温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of the heating and heated cylindrical surfaces for two models

本文还考察了被加热面的表面发射率, 以及加热功率对等效模型准确度的影响。当被加热面的表面发射率由 0.85 改为 0.1 时, 等效加热面模型计算结果与详细带条模型间的偏差仍在 5% 以内, 表明被加热面的表面发射率对等效模型的准确度影响

不大。如果降低加热功率, 2 种模型的偏差会更小。

因此可以得出结论: 红外笼的等效加热面模型能真实反映红外笼带条的加热效果, 可以应用到真空热试验的数值仿真中。但需要注意的是: 以上分析针对的是红外笼带条覆盖系数 0.2、加热面与被加热面间距 50 mm 的情况, 减小覆盖系数或拉近受热间距均会降低被加热面上的热流均匀性, 从而增大等效模型的偏差。因此, 在未得到进一步验证之前, 应用等效加热面模型进行仿真计算时, 应确保覆盖系数不小于 0.2, 加热面与被加热面间距不小于 50 mm。

2.2 天线仿真模型设置

仿真计算时, 先将天线的几何构型转换成通用 CAD 格式导入 TD, 生成有限元网络节点。

红外笼等效加热面为不锈钢板, 覆盖系数 0.4; 天线肋材料为碳纤维板, 厚 0.8 mm, 外表面包覆多层隔热组件, 多层等效发射率取 0.1。

天线保护绳材料为聚酰亚胺。试验时绳的直径约为 2 mm, 与天线尺寸相比过小, 计算时会导致方程组刚性较强, 难于收敛, 因此数值建模时取保护绳直径为 5 mm。这对最终的稳态结果影响很小, 误差可以忽略。同时, 为得到正确的瞬态热变化, 调整模型中保护绳的比热容与实际保护绳的比热容一致。

类似于红外笼的等效加热面模型, 也将天线的金属网面简化为物性均匀的曲面。金属材料本身的发射率为 0.54, 根据金属网丝的直径和间距可算出网面上金属丝的覆盖系数为 0.1。

2.3 仿真热边界设置

热试验真空容器内由 78 K 左右液氮提供低温背景, 但其他试验设施对热沉有遮挡, 因此一般取背景温度为 100 K。容器底部设备最多, 故取底部热沉温度为 150 K。

加热功率以面热源的形式加在红外笼等效加热面模型上, 其值为 1342 W/m^2 , 与实际试验工况保持一致。

2.4 物性参数

仿真所用物性参数如表 2 所示。

表 2 天线热试验仿真所用材料物性参数

Table 2 Material properties for analysis of antennas in thermal vacuum test

材料/对象	密度 $\rho/$ ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	比热容 $c/$ ($\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	导热系数 $\lambda/$ ($\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	发射率	透射率
不锈钢	7700	490	12.6	正面 0.36 背面 0.04	0.6
碳纤维板	2800	830	12.5	0.85	0
多层隔热组件	158.7	500	—	0.1	0
聚酰亚胺	1380	1320	0.32	0.85	0
金属网	90 g/m^2^*	252	5.8	0.054	0.9
黑漆	—	—	—	0.95	0

注: *金属网的密度为面密度。

3 结果与讨论

数值仿真在普通 PC 机上进行, 计算机配置为: Intel i5 双核处理器、主频 3.2 GHz、内存 4 GByte。当前模型节点总数为 6600, 辐射换热系数采用 Monte Carlo 法计算得出, 每个节点射线数为 24 000, 能量截断阈值 0.01。辐射换热系数计算耗时少于 3 min; 稳态计算耗时少于 20 s; 瞬态工况计算耗时少于 2 min。

图 4 给出了非稳态过程计算结果与试验数据的对比, 初始温度均为 20 °C, 图中曲线是图 1 所示测点的温度变化, 带有方块符号的曲线为试验数据, 不带符号的为计算结果。

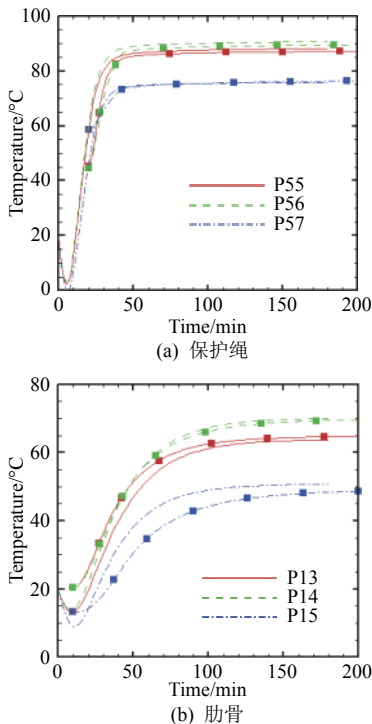


图 4 加热过程中的温度变化

Fig. 4 Transient temperature variations during the heating process

可以看出, 试验初始时, 由于红外笼热惯性较大, 不能快速升温, 测点温度在热沉作用下先有一个较小的下降, 然后才迅速上升。保护绳的比热容较小, 较快达到热平衡(见图 4(a)); 肋骨的比热容较大, 故其温度变化较缓慢(见图 4(b))。达到稳态时, 计算结果与试验数据的温度偏差都在 3% 以内, 具体数值参见表 3。

表 3 稳态时天线测点温度

Table 3 Steady-state temperatures at the measurement points on the antenna

测点	P55	P56	P57	P13	P14	P15
试验数据	87.5	90.2	76.9	65.3	70.3	49.8
计算结果	88.1	90.6	75.9	63.7	70.0	50.7

图 5、图 6 给出的是稳态时肋骨、保护绳和金属网面的温度分布。

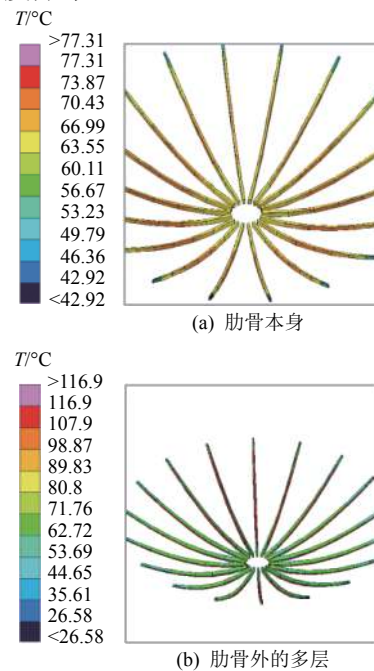


图 5 天线肋骨稳态温度分布

Fig. 5 Steady-state temperature distribution on the ribs and the MLI

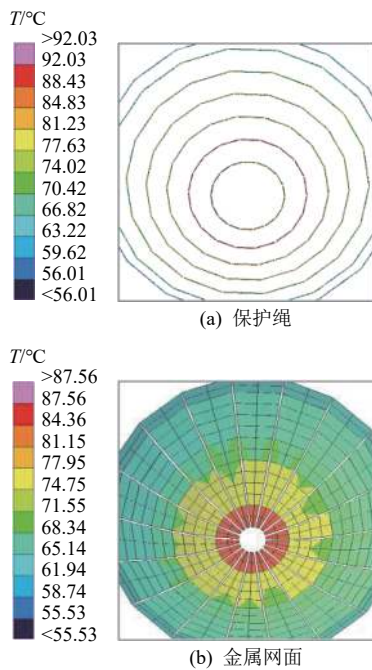


图6 保护绳和金属网面的稳态温度分布

Fig. 6 Steady-state temperature distribution on the tensile cords and the metal net

由于边缘部分受热沉影响较大,而且加热面型面有能量汇聚作用,所以中间部分的温度比外围边缘的高。天线肋骨外表面包覆多层,在冷背景下,其受照面与背光面之间的温度梯度很大(如图5(a)所示),但肋骨本身由于多层的保护,其温度较为均匀(如图5(b)所示)。

以上对比说明,计算得到的加热过程曲线与试验曲线有一定偏差,尤其是肋骨温度,其可能的主要原因有:

1) 表面状态有一定的不确定性,其表面物性参数与手册中给出的数值(即表2数据)有偏差;

2) 容对瞬态加热过程影响很大。天线肋骨形状不规则,且厚度很小,几何上的相对加工误差可能较大,造成实际热容与计算热容间有偏差。

热试验时的温度传感器一般用热电偶,对于保护绳和金属网面,由于局部热容很小,与热电偶头的热容相当,热电偶会对其温度场产生较大影响,从而难于得到准确的温度数据。对于这种情况,需

借助数值仿真给出恰当的温度预示,这也是本文研究目的之一。

4 结束语

本文着眼于充分发挥数值仿真在真空热试验红外加热装置设计中的作用,应用红外笼等效加热面模型仿真分析了真空热试验时红外笼对伞状天线的加热过程。与试验数据的对比说明,即使对于复杂构型的瞬态加热过程,经适当简化的数值模型仍能够较真实地反映天线典型测点温度变化的瞬态特性,而且计算资源消耗不大,可以应用于实际工程设计。

参考文献 (References)

- [1] 杨晓宁,任德鹏,贾阳. 红外加热棒式空间外热流模拟器的数值研究[J]. 中国空间科学技术, 2009(4): 54-60
YANG X N, REN D P, JIA Y. Numerical study on space outer-heat simulator manner with infrared thermal club[J]. Chinese Space Science And Technology, 2009(4): 54-60
- [2] BRADSHAW H. Thermal and alignment analysis of the instrument-level Atlas thermal vacuum test: GSFC.ABS. 6855.2012[R]. NASA Thermal & Fluids Analysis Workshop, 2012
- [3] KAN Y, PEABODY H. Development of the GPM observatory thermal vacuum test model: GSFC.ABS. 6865.2012[R]. NASA Thermal & Fluids Analysis Workshop, 2012
- [4] DEIML M, SUDERLAND M, REISS P, et al. Development and evaluation of thermal model reduction algorithms for spacecraft[J]. Acta Astronautica, 2015(110): 168-179
- [5] ABBOTT J, LEE S-C. Thermal modeling technique for large complex isogrid structures: AIAA2002-0362[R], 2002
- [6] PANCZAK T D, RING S G, WELCH M J, et al. Thermal Desktop: a CAD based system for thermal analysis and design[G]. v5.7. Cullimore & Ring Technologies Inc, 2014
- [7] CULLIMORE B A, RING S G, JOHNSON D A. SINDA/FLUINT: general purpose thermal/fluid network analyzer[G]. v5.7. Cullimore & Ring Technologies Inc, 2014

(编辑:张艳艳)