

旋转受照状态下天线温度场仿真分析

邵钰杰¹, 裴一飞¹, 邹世杰¹, 毕研强¹, 曹志松^{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: 在进行星表天线地面真空热环境试验过程中, 传统的红外加热设备会造成测量光路遮挡、降温速率减慢等影响。为提高试验准确性, 提出了基于天线旋转受照的真空热试验方法。利用虚拟热试验平台对旋转受照状态下天线温度场进行仿真分析, 得到天线温度场的分布与变化, 并与试验数据对比, 验证了仿真建模的准确性和试验方法的可行性。

关键词: 天线; 虚拟热试验平台; 红外加热笼; 数值仿真

中图分类号: TM24

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2015)06-0583-06

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2015.06.003

Simulation of antenna's temperature field in a rotary condition

Shao Yujie¹, Pei Yifei¹, Zou Shijie¹, Bi Yanqiang¹, Cao Zhisong^{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: In the thermal vacuum test on the ground, the traditional infrared heating array often affects the deformation measurement. For example, the belt may hinder the working of antenna, and then affect the temperature gradient. In order to improve the accuracy of tests, a new method is proposed for the antenna's thermal vacuum test, that is to keep the antenna in a rotation state in the thermal vacuum environment. The temperature field distribution of the antenna is obtained by the virtual thermal vacuum test platform, which is verified by the further experimentation. Compared with the test data, the simulation results are reliable.

Key words: antenna; virtual thermal vacuum test platform; infrared heating cage; numerical simulation

0 引言

为了验证天线在热环境下的形变特性, 检验其承受热环境的能力, 需要对天线进行验收级和鉴定级热环境试验。目前在国内, 天线热试验中主要采用天线固定不动, 相机进行一维或者二维运动的试验测量方法。但是这种方法存在测量光路遮挡, 相机工装复杂、安装不便, 温度场均匀性差等问题。

为解决天线热试验过程中存在的上述问题, 提出采用旋转台来改变天线姿态的动态试验方法。为了验证该试验方法的有效性和可行性, 需要对旋转状态下的天线温度场进行仿真分析及试验验证。利用由北京卫星环境工程研究所自主研发的虚拟试

验平台软件, 对旋转受照状态下的天线温度场分布与变化进行建模仿真, 并根据仿真结果对红外加热笼布置形式进行优化, 在确保试验方法可靠、可行的同时, 分析研究转台转速对天线温度场的影响。

1 计算原理与方法

1.1 计算原理

1.1.1 温度场计算原理

本文采用虚拟热试验平台^[1]对动态天线的温度场进行仿真分析。虚拟热试验技术是建立在准确的热分析和温度预示基础上的, 在缩减卫星试验时间、节约试验成本、优化试验流程、改进试验设计方面具有很大的优势^[2]。

虚拟热试验平台可以根据几何模型和热物性参数创建试验系统热辐射模型,进行节点间辐射换热系数、空间外热流等计算,得到试验系统热网络模型。平台针对温度分布和传热系数分布很不均匀的表面该如何划分节点,都有很好的解决方案。

航天器及星表天线在轨运行时,其换热方式以辐射为主,传导为次,对流换热可忽略不计。星表天线一方面要接收来自太阳辐射、地球红外辐射、地球反照的热流;另一方面,又以辐射、传导的方式向空间深冷背景传递热量。对于这样

$$\sum_{\substack{i=1 \\ j \neq i}}^n k_{ji}(T_j - T_i) + \sum_{\substack{i=1 \\ j \neq i}}^n B_{ji} \sigma \varepsilon_j A_j (T_j^4 - T_i^4) + Q_i(t) = m_i C_i \frac{\Delta T_i}{\Delta t} \quad (1)$$

式中: k_{ji} 是节点 j 和节点 i 之间的传导或对流系数; T_i 和 T_j 分别是节点 i 和 j 的温度; B_{ji} 是节点 i 对节点 j 的辐射吸收因子; ε_j 表示节点 j 的表面发射率; σ 是斯忒藩-玻耳兹曼常量; A_j 为节点 j 的表面积; $Q_i(t)$ 是 t 时刻节点 i 吸收的空间热流; m_i 是节点 i 的质量; C_i 是节点 i 的比热容,包括多次反射吸收。

利用式(1)可以进行稳态和瞬态的航天器表面温度计算: 稳态下,相对于卫星的各个节点,可得到大型非线性方程组,具有温度的1次方项和4次方项;瞬态下则为常微分方程组。

1.1.2 热流均匀性计算原理

航天器表面热流密度均匀性模拟所依据的基本原理是蒙特卡罗法^[3]。虚拟热试验平台以蒙特卡罗法为基础并根据红外笼对卫星表面热辐射特点,编写了适用于某卫星或某部组件表面的计算程序。蒙特卡罗法把辐射能考虑成由能量束或能量粒子所组成,每个粒子有相等的能量,按照兰贝特定律的概率分布来描述粒子辐射方向,在计算中只考虑到热流,不考虑每个粒子的吸收、反射或散射。

根据蒙特卡罗法的基本原理建立数学模型,通过几何关系可以计算出红外笼发出的能量粒子到达卫星表面所在平面各个位置的坐标,根据这个交点坐标可以判断出该粒子是否落在卫星表面上。当发射的粒子足够多时,就可以用落在卫星表面上网格内粒子数的多少形象地表示卫星表面热流密度相对值^[4]。

1.2 计算方法

覆盖系数是红外笼热设计中一个非常重要的

一个辐射-传导换热系统,在考虑内热源的情况下,将整个天线划分为若干一定尺寸的单元体。单元体的几何中心称为节点,以节点的温度和热物性参数代表整个单元体的平均温度和平均热物性值。单元体之间的传导、辐射或对流关系可用节点间的网络关系来表示。根据能量平衡原理,流进单元体的热量与单元体自身发热量之和应等于流出单元体的热量与单元体内能变化量之和。以节点网络关系表达这种平衡的方程即为热网络方程,天线节点的温度场控制方程为

设计参数,对单个分区而言,覆盖系数是指加热带面积与该加热区面积的比值。本文针对随转台做匀速旋转运动的试验件提出了受照率的概念。对于形状结构对称、质量分布均匀的天线反射器来说,受照率是指天线实际加热扇区面积与该天线反射器不转动状态下的总加热区域面积的比值。受照率与试验转速的选取有密切关系,本文主要是验证扇形结构红外笼在不同转台转速下对天线表面温度场、热流均匀性有何影响,故受照率定义为

$$p = (\alpha/2\pi) \times 100\%, \quad (2)$$

其中 α 为扇形结构红外笼的扇形角度。如图1所示,假设红外笼与天线被试验面平行,以天线表面任意点作为原点 O 建立直角坐标系,从红外笼的第 m 根加热带上的某一点向外随机发射一个粒子(发射路径为 AB), AB 与加热带法线方向间的夹角为 β , AB 在红外笼平面上的投影 AC 与 x 轴反向之间的夹角为 θ ,则天线表面与红外笼平面之间的距离为

$$L_{BC} = f, \quad (3)$$

$$L_{AC} = L_{BC} \tan \beta = f \tan \beta. \quad (4)$$

A 、 B 、 C 三点的坐标可以分别表示为:

$$x_B = x_C = x_A + L_{AC} \cos \theta = x_A + f \tan \beta \cos \theta, \quad (5)$$

$$y_B = y_C = L_{AC} \sin \theta + y_A = f \tan \beta \sin \theta + y_A. \quad (6)$$

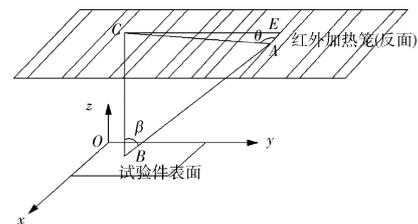


图1 红外笼热流模拟数学模型

Fig. 1 Geometry model of heating cage for flux simulation

虽然红外笼并没有完整覆盖天线表面, 假设天线旋转速度足够大, 则此状态下加热带发射到天线表面的粒子数可等效为全覆盖状态下天线表面的粒子数^[5-8]。同理, 可以根据加热带宽度和覆盖系数计算出其余加热带发射到天线表面的粒子数, 然后整理计算出天线表面到达热流的均匀性分布情况。

2 计算模型描述

2.1 天线及红外笼模型

试验选取某天线反射表面方程为

$$y^2+z^2=1250x \quad (0 \leq x \leq 200 \text{ mm}). \quad (7)$$

真空热试验环境下红外笼、天线及旋转台系统的结构如图2所示。

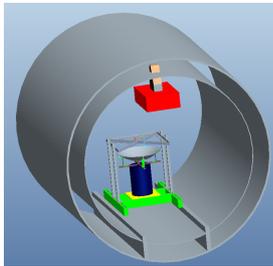


图2 真空热环境下试验旋转台安装示意
Fig. 2 The sketch map of rotary table built in vacuum thermal environment

2.2 边界及初始条件

在天线温度场均匀性仿真计算过程中, 天线以一定的角速度 ω 绕中心轴顺时针匀速旋转, 转速根据试验需要在 $0 \sim 80 \text{ r/min}$ 范围内均匀可调。将红外笼设计为与天线反射面同圆心的扇形, 其带条覆盖系数为 0.5 , 加热平面与天线边缘的垂直距离为 100 mm , 仿真过程中根据不同的加热扇形角度调节受照率。天线初始温度为 $20 \text{ }^\circ\text{C}$, 热沉温度为 $-180 \text{ }^\circ\text{C}$; 试验过程中, 天线高低温范围为 $-180 \sim 130 \text{ }^\circ\text{C}$, 温度波动幅值不超过 $4 \text{ }^\circ\text{C}$ 。天线背朝红外笼一侧包覆多层, 正对面喷黑漆。

3 仿真结果与分析

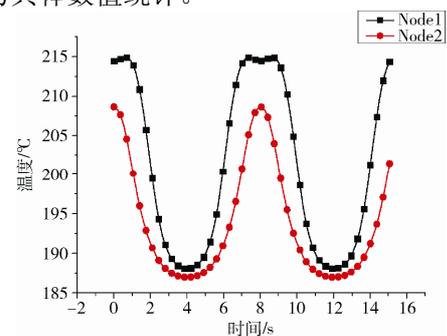
目前在红外笼设计过程中对高热流要求选取的保险系数过大导致低热流实现能力不足^[9], 而天线处于旋转状态时, 可以将受照率设计为以往红外笼的一半或者更少, 因此无须考虑较低的覆盖系数是否会增大热流密度不均匀性, 仿真选择的覆盖系数为 0.5 不变。除了考虑天线表面热流均匀性的要

求, 还需要对旋转受照状态下天线表面温度稳定性进行相应的仿真与分析。

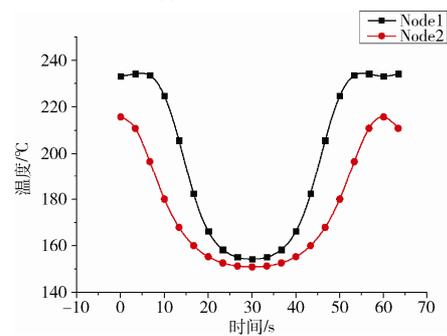
3.1 转台转速对温度场稳定性的影响分析

为了验证转台转速对温度场稳定性的影响, 需要比较天线表面不同位置两点的温度差。在转台转速范围内, 使天线的受照率不变, 始终为 75% , 红外笼加热电流为 3.5 A , 分别对某天线试验件在 1 、 7.5 、 15 r/min 三个转台转速下进行仿真分析。

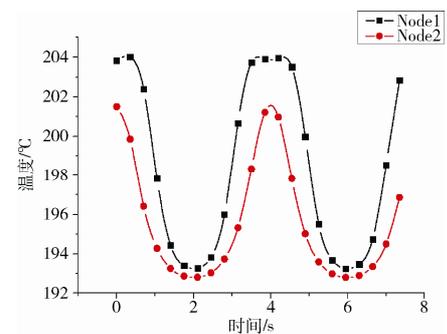
为了更直观地表现出天线试验件表面温度随时间变化的情况, 在天线试验件上选取节点 Node1 和 Node2。其中 Node1 位于天线壁面的中心, Node2 位于边缘, 两点与天线顶点在同一条直线上。图3所示为这两点在不同转台转速下的温度变化曲线, 表1为具体数值统计。



(a) 转速=1 r/min



(b) 转速=7.5 r/min



(c) 转速=15 r/min

图3 不同转台转速下Node1与Node2两点的温度变化曲线
Fig. 3 Temperature of Node1 and Node2 at different speeds

表1 不同转台转速下天线温度场的波动情况

Table 1 Comparison of temperature differences in different speeds

转台转速/ (r·min ⁻¹)	Node1 与 Node2 间 温度差/°C		Node1 高低 温差/°C	Node2 高低 温差/°C	是否符合 温度稳定性
	最高	最低			
1	44.6	3.2	79.9	59.9	不符合
7.5	14.9	1.1	26.8	18.1	不符合
15	5.9	0.4	10.7	7.5	不符合
22.5	0.4	0.1	3.6	2.7	符合

根据图表所示,转速越低,天线温度波动越大;转速越高,节点的高低温差越小。而对于一般的天线热变形试验,温度稳定性要求为高低温差处于4 °C以内。以上3组仿真数据,均未达到温度稳定性要求;但在适当增大转速至20 r/min以上时,节点的高低温差可以控制在4 °C以内。

3.2 不同受照率下,转台转速与温度波动幅值的关系

为了更直观表现出不同的受照率下转台转速对天线表面温度稳定性的影响,在天线表面中心部选取某一点作为温度测点,当红外笼的加热电流保持3.5 A不变,只改变红外笼的受照率分别为50%和25%。计算出不同转速下测点的最大温度差值如图4所示。

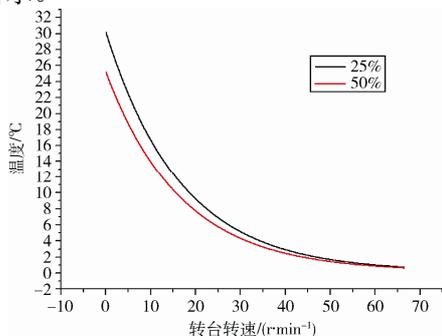


图4 不同受照率下天线表面中心某点的最大温差与转台转速的关系

Fig. 4 The relation between table speed and maximum temperature at some center point on antenna's surface

由图4可见:当受照率一定时,转台转速越快,天线上该点温度的波动性越小,当转台转速到达60 r/min时,该点的温度差值趋近于零;当转台转速一定时,受照率越大,温度的波动越小;但当转台转速到达30 r/min时,受照率对天线温度波动的影响开始减弱,不同受照率下天线温度的波动性趋于相近。在实际试验过程中,可以根据试验技术要求合理选择受照率和转台转速。

3.3 不同受照率下降温速率比较

天线旋转受照将使红外笼对天线表面遮挡率大幅度降低,因此当对天线进行降温时,可以大大缩短降温时间。为了直观表现不同受照率下天线的降温速率,在天线表面中心部选取某一点,测量相同转台转速下该点在红外笼受照率分别为25%、50%、75%和100%时的降温曲线,如图5所示。

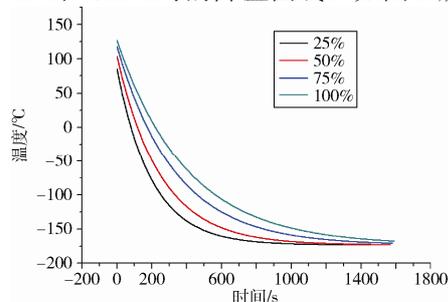


图5 不同受照率下天线降温曲线

Fig. 5 Comparison of temperature drops for different coverage ratios

由图5可见:在开始降温的最初400 s内,受照率越小,天线降温曲线的斜率越大,即降温速率越快,表明减少红外笼遮挡可以大幅度提高天线试验件的降温速率;当天线温度达到-80 °C左右时,随着天线与周围环境热辐射量的减少,降温速率减慢,受照率对降温速率影响变小,直到天线温度接近周围环境温度值时,降温速率趋近相同。

一般在天线热试验过程中,降温速率应不小于1 °C/min,至少大于0.5 °C/min。实际试验过程中,可以根据情况,优化红外笼受照率来保证试件的降温速率。

4 试验验证

为了验证仿真计算结果的准确性,根据3.2节的仿真模型建立试验工况,边界条件沿用仿真时所设定的条件。红外笼采用3片相同的等腰直角三角形结构拼接而成,可根据试验要求变更结构数目来调整受照率(见图6)。试验主要是对天线温度场稳定性、升降温速率等进行测试。

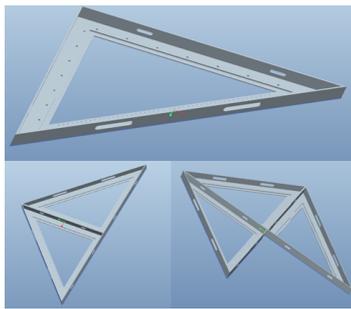


图6 红外笼组合示意图

Fig. 6 The sketch map of combined infrared heating cage

4.1 降温速率的试验与仿真结果对比

图7是受照率分别为50%和75%时, 天线在高温工况和低温工况下的试验及仿真降温曲线。由图可见: 在高温工况下, 曲线略微下凹, 即天线表面温度越高, 降温速率越快, 且试验值比仿真值变化更明显; 在低温工况下, 降温速率较高温时减小, 仿真值与实际值贴合。由于仿真中对红外笼边框角钢忽略等原因, 使得实际试验时天线被红外笼覆盖的面积比仿真时的小, 在表面温度与环境温度差别较大时, 覆盖面积越小降温速率越快, 仿真结果与试验结果一致。

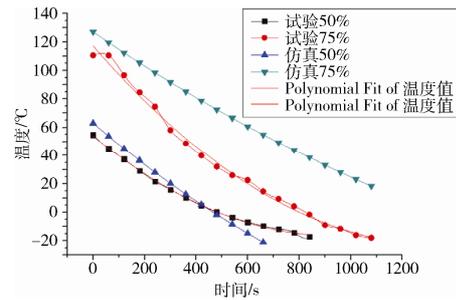


图7 不同受照率下天线降温曲线

Fig. 7 Comparison of temperature drops for different coverage ratios

4.2 转台转速对天线温度场均匀性的影响

记录试验过程中, 受照率为50%时、不同加热电流下的天线表面温度, 如表2所示; 表3为当加热电流为2.5 A时天线表面温度的仿真计算数据。由表2数据可知: 在满足温度场均匀性的条件下, 随着电流升高, 到达天线表面红外热流也随之增大, 由于低温热沉的影响, 天线温度越高时表面高低温差越大, 对转速的要求也越高。将表2、表3数据进行比较可以发现: 当加热电流同为2.5 A时, 高低温差值的试验数据与仿真近似, 且均满足温度稳定性的要求, 可以认为仿真模型建立有效。

表2 不同加热电流、不同转台转速下的天线表面温度(试验结果)

Table 2 The surface temperature of the antenna in different heating currents and rotary speeds(test result)

电流值/A	转台转速/ (r·min ⁻¹)	高温/ °C	低温/ °C	高低温差值/ °C	是否符合温度场 稳定性要求
2.5	2	20.5	17.8	2.7	符合
	4	20.4	17.9	2.5	符合
	8	19.2	17.9	1.3	符合
	15	19.6	17.8	1.8	符合
3	2	45.7	41.8	3.9	符合
	4	44.3	42	2.3	符合
	15	43.4	41.2	2.2	符合
3.5	4	66	61.8	4.2	不符合
	8	64.2	61.7	2.5	符合
	15	64.5	62.7	1.8	符合

表3 加热电流为2.5 A时不同转速下的天线表面温度(仿真结果)

Table 3 The surface temperature of the antenna in heating current of 2.5 A at different rotary speeds(simulation result)

电流值/A	转速/ (r·min ⁻¹)	高温/ °C	低温/ °C	高低温差值/ °C	是否符合温度场 稳定性要求
2.5	2	23.4	20.8	2.6	符合
	4	22.9	20.7	2.2	符合
	8	21.2	20.0	1.2	符合
	15	21.7	21.5	0.2	符合

5 结论

本文基于天线旋转受照试验方法, 重点研究了抛物面天线真空热环境试验中转台转速、红外

笼受照率对于温度场均匀性和天线温度波动的影响, 并对该试验方法在实际环境试验中的可行性进行了验证。

通过试验对温度场均匀性和降温速率等仿真结论进行了验证,实际证明仿真模型建立正确,其结果与试验温度数据及降温速率趋势等一致,这为后期仿真模型和仿真方法的修正提供了依据。

红外笼受照率越大,转台转速越快,天线表面温度场均匀性越好。本论文所研究的天线尺寸较小,对于较大尺寸的天线,可以适当增大红外笼受照率。

天线表面温度和受照率对降温速率影响较大。在实际试验过程中,若要提高高温时的降温速率,可以降低天线受照率;当天线表面温度不太高时,应主要考虑受照率对温度场均匀性和稳定性的影响。

参考文献 (References)

- [1] 曹志松,刘绍然,裴一飞. 卫星虚拟热试验平台建模工具模块研究[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(1): 42-45
Cao Zhisong, Liu Shaoran, Pei Yifei. Tool module for modelling satellite virtual thermal test platform[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(1): 42-45
- [2] 窦强,庞贺伟,魏传锋,等. 航天器虚拟热试验平台的软件架构及其应用[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(6): 370-373
Dou Qiang, Pang Hewei, Wei Chuanfeng, et al. Design of the satellite virtual thermal test platform[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(6): 370-373
- [3] 刘守文,尹晓芳,裴一飞,等. 基于蒙特卡罗方法的红外灯热流分布研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 608-614
Liu Shouwen, Yin Xiaofang, Pei Yifei, et al. The study of heat flux distribution for infrared lamp based on Monte Carlo method[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2): 608-614
- [4] 杨晓宁,孙玉玮. 红外加热笼覆盖系数对热流均匀性的影响研究[J]. 航天器工程, 2008, 17(5): 38-41
Yang Xiaoning, Sun Yuwei. Influence of infrared heating cage coverage coefficient on flux uniformity[J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(5): 38-41
- [5] 孙玉玮,杨晓宁. 红外加热笼边缘效应对卫星表面热流均匀性的影响研究[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(4): 222-226
Sun Yuwei, Yang Xiaoning. The margin effect of infrared heating array on the flux uniformity on spacecraft surface[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(4): 222-226
- [6] 孙玉玮,杨晓宁,李春杨. 圆台形红外笼仿真优化研究[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(3): 222-227
Sun Yuwei, Yang Xiaoning, Li Chunyang. Simulation study for the optimal design of conical infrared heating cage[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(3): 222-227
- [7] 杨晓宁,孙玉玮,李春杨. 圆柱形红外加热笼优化设计研究[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(6): 514-518
Yang Xiaoning, Sun Yuwei, Li Chunyang. The optimization design of cylindrical infrared heating cage[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(6): 514-518
- [8] 杨晓宁,孙玉玮. 利用红外加热笼进行低热流模拟的设计方法研究[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(6): 374-376
Yang Xiaoning, Sun Yuwei. Simulating low flux on spacecraft surface by using infrared heating cage[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(6): 374-376
- [9] 杨晓宁. 热真空试验用红外加热笼的热设计[J]. 航天器环境工程, 2004, 21(1): 19-24
Yang Xiaoning. Thermal design for infrared heating cage in thermal vacuum test[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2004, 21(1): 19-24

(编辑: 张艳艳)