

# 神舟飞船多模态微波遥感器天线子系统结构设计

叶云裳

(中国空间技术研究院研究生部,北京 100086)

**摘要:**从热、机、电一体化设计思想出发叙述了神舟飞船多模态微波遥感器天线子系统的结构设计程序,并利用计算机光测技术解决了高精度反射面天线的组装与变形测量。

**关 键 词:**微波遥感;天线;一体化设计;激光干涉测量

中图分类号:TP 732.1 文献标识码:A 文章编号:1004-0323(2005)01-0101-05

## 1 引 言

我国神舟飞船上安装了一种多模态微波遥感系统,它包括微波高度计、微波散射计和微波辐射计。这些天线均为对称或偏置抛物反射面天线,它们承担着空间与地面遥感信息的无线传输任务。在轨飞行过程中反射面受太阳辐射、地球反照辐射和地球红外辐射等环境外热流的加热,同时又要周期性地进入地球阴影区加上反射面自身结构的阴影遮挡影响,空间飞行器天线要经历 $-100^{\circ}\text{C} \sim +80^{\circ}\text{C}$ 范围的温度交变环境。因此,反射面结构中存在较大的温度梯度引起天线结构热应力,从而使反射器结构产生屈曲和变形。这就是我们常说的反射面的热变形。热变形会使天线辐射性能变坏,因此必须把结构的变形控制在允许的范围内。考虑到微波辐射计天线的高主波束效率和高指向精度要求,把形面均方根偏差(RMS)控制在 $\lambda/100$ 上, $\lambda$ 是天线的最高工作波长。辐射计天线工作于毫米波段,其形面的 RMS 偏差应控制在 $10\ \mu\text{m}$ 量级。这个要求要比我国应用过的航天器天线精度要高近两个量级。对此严格要求我们首先将反射面天线材料改为近零胀系数的碳纤维复合材料,设计时采用了机、热、电一体化设计程序;之后对天线的组装及型面几何偏差的测量采用非接触式电子经纬仪进行最佳拟合设计;同时利用激光全息干涉法又对设计样件进行了精确地热变形测试。经过地面和在轨飞行考核表明这样的设计是成功的、提供的反射面天线达到了预定的性能要求。本文从设计与验证两个方面说明高精度航天器反射

面的实现。

## 2 天线结构设计与工艺实现

### 2.1 天线系统形面偏差与公差分配

多模态微波遥感器天线工作于不同的频段,其最高工作频段达毫米波段。而且一般表面公差对副瓣的影响远比增益的变化要敏感许多。辐射计天线的主波束效率又是对边瓣电平十分敏感的参数,而且表面误差还影响着波束指向,如何实现并保持所要求的形面精度是本天线结构设计的中心问题。首先从形面偏差对天线增益影响给出形面的公差要求。航天器天线除形面制造公差外还有在轨冷热交变的变形公差和一些因素引起的结构变形等,这在公差分配时都应予以考虑。反射面形面形面偏差引起的天线增益损失有下式<sup>[1]</sup>:

$$\eta_s = \frac{G}{G_0} \approx 684 \left( \frac{\bar{\epsilon}}{\lambda} \right)^2 (\text{dB}) \quad (1)$$

其中: $G$  为有表面误差的天线增益, $G_0$  为无表面误差的天线增益, $\bar{\epsilon}$  是表面的均方根误差值。

$$\bar{\epsilon} = \left\{ \frac{\iint f(s) \delta^2 ds}{\iint f(s) ds} - (\bar{\delta})^2 \right\}^{1/2} \quad (2)$$

$$\bar{\delta} = \frac{\iint f(s) \delta ds}{\iint f(s) ds} \quad (3)$$

其中: $\delta$  为半光程差, $\bar{\delta}$  是口面半光程差的算术平均, $f(s)$  为口径场幅值分布,在此作为加权系数。半光程差与轮廓法向偏差  $\Delta_n$  及轴向偏差  $\Delta_z$  的关系有

$$\delta = \Delta n \cos \frac{\theta}{2} = -\Delta z \cos^2 \frac{\theta}{2} \quad (4)$$

如果在反射面上测量  $N$  个点,各点法向误差是  $\Delta n_i$ ,各点对应的半光程差为:

$$\delta_i = \Delta n_i \frac{2f}{\sqrt{4f^2 + r^2}}, i = 1, 2, \dots, N \quad (5)$$

$$\bar{\epsilon} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \delta_i^2 - (\bar{\delta})^2}$$

在轨飞行时,反射面由于热载荷作用的变形误差不一定是随机的,可能是按某种规律分布。因此在航天工程中比较难细微地分析和界定每一部分的影响,往往是把表面偏差限定在一个比较严格的要求上,我们将形面均方根误差限定在  $0.01\lambda$  的量级上。

多模态微波遥感(M<sup>3</sup>RS=multi-mode microwave remote sensing)天线的反射面误差主要有 3 部分:一部分为形面的制造与组装公差(均方根值),通称为机械偏差;另一部分为在轨冷热交变、热载荷引起的变形;还有一部分是其它因素引起的变形。由于辐射计天线主波束效率和边瓣电平要求较高,又加之双极化工作方式,形面精度控制应从严,考虑我国复合材料加工成形的现况,把反射面总的形面偏差造成的增益损失控制在不超过 0.3(dB)的指标上。在考虑形面公差时以最高工作频率为准。

## 2.2 结构设计

如何提高形面精度,减少环境载荷引起的变形是结构设计的中心问题,为此在结构设计中从材料选择、结构设计到工艺实现多个环节进行控制,概括起来有以下原则:

(1) 材料选择和结构设计,减少温度交变的形面变形。结构件采用热胀系数很小的碳纤复合材料,无维布对称铺层,同时不采用长的、连续的金属结构件以减少形面的热变形。

(2) 保证天线结构有好的强度刚度和轻的质量。选择高模量纤维作增强材料确保高的比刚度同时局部用金属接头加强,确保集中力可靠地传递,在连接开口处以胶接为主,辅以螺接确保整体连接刚度。选择高阻尼的结构材料,改善结构件的动力学特性。

(3) 先进的成熟工艺,借鉴已成功卫星常用碳纤维复合材料加强技术,无维布铺层面板的蜂窝夹芯结构、预埋和后埋技术等,这样可降低成本、缩短周期。

按上述设计原则,反射面选用蜂窝夹芯结构设计。面板是无维布对称组合铺层 / 环氧复合材料,

芯为铝蜂窝。高度计和散射计天线为 600 mm 的主焦抛物面。反射面背面有 4/8 个预埋 M6 螺钉孔,高度计天线通过它把反射面固连在载体上;而散射计天线由两个空间正交的前馈抛物面构成,通过两个转接支架与底板相连。该支架为碳纤维复合材料的斜管组件,底板也是蜂窝夹芯结构件,中间孔安装有驱动机构轴承,保证散射计组合天线在轨以 15 r/min 的转速运转。馈源用 3 根直径为 10 mm 的石英布/环氧复合材料支撑。该材料有很好的热稳定性和透波性。辐射计天线反射面是一个投影口径为 660 mm 的偏置抛物面。反射面截面是短轴为 660 mm、长轴为 716.6 mm 的一椭圆。为了保证馈源与反射面间精确地定位,辐射计天线的反射面与馈源间采用了碳纤维复合材料的结构支架。该支架有非常好的结构刚度强度,同时有十分稳定的结构尺寸,保证在轨冷热交变中仍能维持相对位置精度。天线结构支架的主梁为 60 \* 60 mm 的方管,碳纤维无维布组合铺层、M40/环氧复合材料,板厚 0.32 mm,铝蜂窝夹芯,其格子边长为 4 mm。主梁由上方管、竖方管和下方管三部分组成,上方管通过二横梁与反射面背面相连。天线架上有 3 个角盒,其中在下支架的角盒用 6 个 M5 的螺钉固定在载体上,另外两组角盒通过安装支架安装在载体上。在上方管与竖方管接头处是应力最集中的地方,采用 RTM 组件,用碳纤维三维编织技术做成的连接角盒。

## 2.3 加工成形

碳纤维复合材料具有高强度、高模量、低比重、抗疲劳、热稳定性好和成形工艺简单等优点,已广泛用于飞机、卫星、导弹和各种航天器产品上。它已成为航天器天线的结构材料。有以下因素影响反射面制造精度:

- (1) 反射面结构设计与预埋件的合理性;
- (2) 模具工装设计的合理性和制造精度;
- (3) 树脂基体、增强材料选择和预浸料制造的高质量;
- (4) 制造工艺的技术保证,如铺层设计、固化工艺、后处理工艺、预埋件预埋工艺以及封边技术等;
- (5) 天线反射面机械装配工艺和空间组装工艺;
- (6) 管件等结构件制造尺寸精确性。

其中辐射计天线是我国卫星上第一个使用的多频段、双极化共馈毫米波天线系统。类似的天线系统国际上成功上天应用的例子也不多见。它涉及频段

跨度大、频率高、而且为双正交极化。上述的一些设计与技术处理在我国多属初次尝试,经过艰苦的工作,以最佳的电及结构设计,先进有效的制造、检测与装配技术融为一体,才达到了天线要求的技术指标。

## 2.4 形面精度的测量

测试采用非接触式大尺寸三坐标测量系统。采用两台电子经纬仪与计算机相连。建立起空间三坐标系,由定标尺确定长度量。经计算机测量软件处理,可得出天线设计坐标系下形面偏差及形面的RMS。天线反射面为抛物反射面,其形面有严格的解析表达式,因此可通过曲面拟合法用测量值直接求出形面偏差值。形面均方根偏差可由上面给出的

公式计算。

在辐射计天线的组装测量中,为了使形面偏差影响压到最小,引入最佳拟合抛物面概念。最佳拟合抛物面是原设计抛物面变形后,寻找的一个新抛物面,该抛物面相对原设计抛物面只是发生了微小的刚体移动、转动和焦距变化。但从新抛物面来观察反射面板变形后的各点的偏离量(用半光程差来表示,并约定光程减少为正)的均方根值为最小。因此通过调整馈源就可获得具有最小均方根误差的天线反射面系统。在抛物面的组装与测试中我们也采用了最佳拟合抛物面概念。最后多模态微波遥感天线形面及组装偏差的测试结果见表1,可以看出它们达到了预定的公差要求。

表1 多模态微波遥感天线制造与组装精度测试结果

| 天线名                | 辐射计天线                                 |                     | 高度计天线                    |           | 散射计天线 A/B                     |  |
|--------------------|---------------------------------------|---------------------|--------------------------|-----------|-------------------------------|--|
|                    | 规范值                                   | 实测值                 | 规范值                      | 实测值       | 规范值                           | 实测值  |
| 主波束指向(抛物面轴线与对地轴夹角) | $40^\circ \pm 0.25^\circ$             | $39^\circ 55' 16''$ | $0^\circ \pm 0.25^\circ$ | $0^\circ$ | A/B: $37^\circ \pm 1.0^\circ$ | A: $36^\circ 55' 33''$<br>B: $36^\circ 54' 27''$ |
| 抛物面形面公差(RMS)       | $<0.08$ mm                            | 0.032 mm            | $<0.15$ mm               | 0.054 mm  | $<0.15$ mm                    | A: 0.048 mm<br>B: 0.053 mm                       |
| 天线电轴的相互位置          |                                       |                     |                          |           | A/B 电轴空间正交                    | A/B 电轴角<br>$90^\circ \pm 0.5^\circ$              |
| 最佳拟合抛物面公差(RMS)     | F: 560mm, F: 560.203 mm<br>RMS: <0.08 | RMS: 0.028          |                          |           |                               |  |

## 3 反射面天线形面变形的分析与验证

### 3.1 反射面天线热变形的计算机分析

空间飞行器天线形面在轨热分析是涉及空间轨道环境、复合材料、传热学、结构力学、数值计算方法等多学科的复杂任务。特别是在天线设计中广泛使用了较高刚度重量比和热稳定性好的复合材料,天线反射面采用蜂窝芯层复合材料结构形式使有限元建模和分析变得更加复杂,此外,反射面形面变形要求也高,经过大量的研究和试验工作,采用统一模型的一体化在轨热分析技术,有效地解决了在轨反射面热变形的分析问题。统一的有限元法建立结构模型和热模型,实现以统一的有限元模型为核心的结构、热变形和电性的一体化分析。其分析流程如图1所示。

轨道环境外热流是影响天线温度状况最主要的因素。它不仅作为热分析计算的输入数据对温度场计算有直接影响,而且也是进行热试验时所加外热流值的依据。轨道外热流的计算包括太阳辐射外热流和地球红外外热流计算。NEVADA 是目前应用比较广泛的轨道外热流计算软件,它是反射面有限

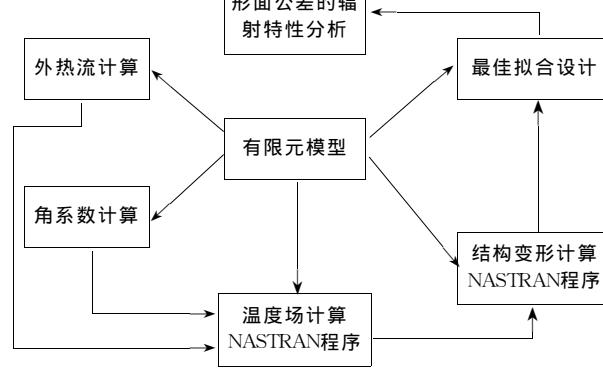


图1 航天器反射面天线的热变形分析流程

元分析模型的基础。传统的热分析软件(SINDA 软件)是基于有限差分方法的热分析软件常用于温度场计算,而结构分析采用有限元法,这两种模型采用完全不同的离散化方法。在进行热变形分析时,首先要用到温度场数据。这之间必须经过数据转换处理,在 SINDA 与 NASTRAN 软件之间开发了一个接口程序,才可使分析得到的温度场数据可以直接加到有限元模型的相应节点上用于结构变形的计算。这样既耗时又降低精度。为此在反射面温度场计算就直接改用 NASTRAN 程序进行。采用统一的有

限元模型就可完成热变形的计算。在轨结构变形的计算中,将结构参数和材料参数输入,在结构的有限元模型中,上下面板各采用了 744 个三角形和四边形复合材料薄膜单元,蜂窝芯采用 744 个五面体和六面体正交各向异性实体单元,其有限元模型见图 2。利用 NASTRAN 程序进行了形面变形的计算<sup>[2]</sup>。

为了评价反射面的热变形是否在设计允许的范围内,选择了一些典型在轨温度分布(考虑了各种工况)计算了天线反射面在这些热载荷下的结构变形。热变形的分析结果(其均方根值)见表 2 第二列所示。得到热变形数据后再进行形面变形对辐射特性的影响分析。最终保证在轨冷热交变过程中形面变

表 2 辐射计天线反射面热变形分析、测试与规范的比较

| 测量项目          | 变形的计算结果(电热一体化设计) | 变形的测试结果(激光全息干涉法) | 形面变形的规范值 |
|---------------|------------------|------------------|----------|
| 温度值(℃)        | -90~+90          | 室温+80            | -90~+90  |
| 形面热变形 RMS(mm) | 0.063            | 0.056            | ≤0.08    |

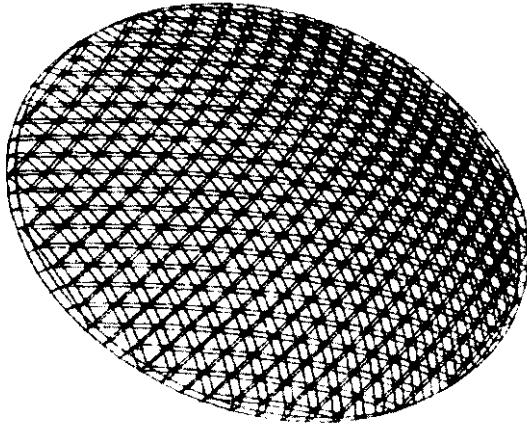


图 2 抛物反射面的有限元模型

形不能超过预定容限。

### 3.2 反射面天线变形的光测技术

辐射计天线在轨冷热交变过程中,形面的变形是本天线十分关注的问题,本应通过环境模拟试验予以验证。由于我国现阶段尚无非接触式的精密测量手段,如何验证成了十分困难的问题。先进的宇航国家采用两次曝光全息干涉法,在地面液氮冷却和

太阳仿真器加热的密封容器内模拟轨道交变热环境,测定了反射面的全场畸变图。为估计本微波遥感天线反射面在轨道环境下的形面变形,采用激光干涉的 Fresnel 波带法,只是在室内地面环境下进行,天线的温度及温度梯度的实现是靠贴在试件背面的电阻丝加热控制,并由恒压源供电产生。试验中加热从室温开始,一直到最高温度 80℃。目前低温模拟无法进行的情况下,只能从高温的变形类推低温情况。实验过程中用热电偶、红外测温仪、热象仪等进行温度场测量。采用双暴光全息干涉法,在加热过程中获得了试件表面各种温度下的热变形的全场全息干涉条纹图,然后通过计算机对每张全息干涉条纹图处理获得总的位移曲线。图 3 是反射面热象图。采用双暴光全息干涉法,在加热过程中获得了试件表面各种温度下的热变形的全场全息干涉条纹图,图 4 为反射面全息干涉条纹,图中形成的反射面变形的干涉条纹清晰可见。通过计算机对每张全息干涉条纹图处理获得总的位移曲线。经计算机处理形面变形的测试结果如表 2 第 3 列所示。

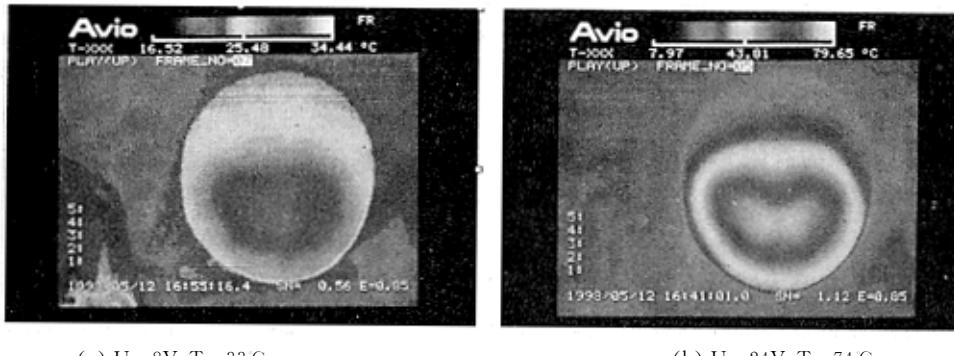


图 3 测试样件正面壳温度场的热像图

由上表可见,计算机数值仿真结果和实测结果十分一致,表明上述的机电热一体化设计技术用于

毫米波天线的分析是完全可行的。同时也说明辐射计天线的加工成形精度满足了毫米波辐射计天线技

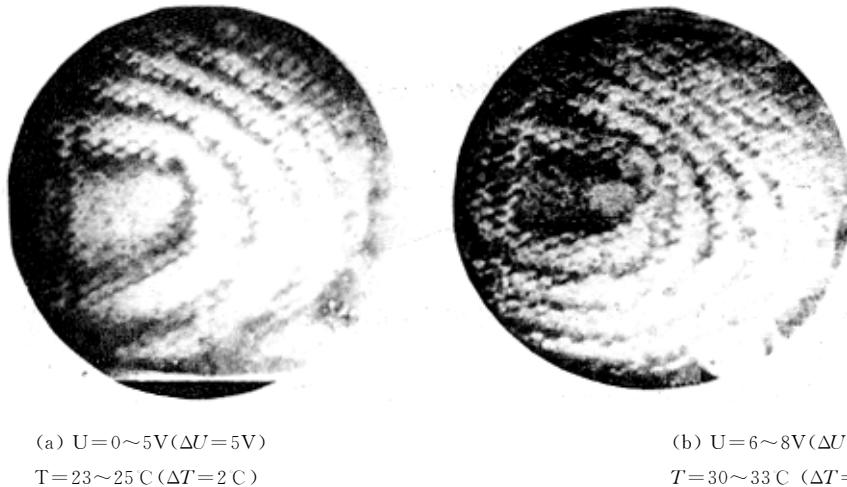


图4 反射面全息干涉条纹图

术要求。该辐射计天线反射面实际的形面总偏差达到了预定的要求。

#### 参考文献:

[1] Ruze J. Antenna Tolerance Theory[J]. IEEE Proceedings,

1966, 54: 633~640.

- [2] 张立华. 空间飞行器天线反射器在轨热变形分析研究[D]. 中国空间技术研究院博士论文, 1998.
- [3] 叶云裳. 星载毫米波反射面天线结构[J]. 空间科学学报, 2003, 23(5): 379~387.

## Mechanical Design of Antenna Subsystem of Shenzhou Spacecraft's Multimode Microwave Remote Sensor

YE Yun-shang

(Graduate Department of China Academy of Space Technology, Beijing 100086, China)

**Abstract:** This paper gives the integrated (mechanical, electrical, and thermal) design procedure of the antenna subsystem of multi-mode microwave remote sensor. The assembly and deformation measurement of the antenna has been implemented by combining optical methods and computer technology.

**Key words:** Microwave remote sensing, Antenna, Integrated design, Laser interferometry measurement

## 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](http://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](http://www.edatop.com))由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立，一直致力于专注于微波、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](http://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>