

星载毫米波反射面天线结构

叶云裳

(中国空间技术研究院 北京 100086)

摘 要

“神舟4号”飞船的多模态微波辐射计天线的工作频率跨到毫米波段. 这在我国过去的航天器天线中尚未遇到. 采用了计算机机电热一体化设计手段, 从材料的选择入手, 把最佳的电性及结构设计、先进有效的制造、检测与装配技术有机地融为一体之后, 保证了天线最终的高精度指标. 本文从高精度反射面天线的要求出发, 从设计、分析、实现以及验证多方面说明星载反射面天线形面高精度的控制与实现.

关键词 毫米波; 微波辐射计; 反射面天线; 碳纤维增强复合材料; 计算机集成设计

1 引言

由于可见光、红外遥感的一些局限性, 迫切要求微波遥感在卫星上应用. “神舟4号”(SZ-4)飞船主载荷的微波遥感系统是我国第一个在航天器上应用的微波遥感系统. 其中, 微波辐射计天线由于工作频率跨到毫米波段对反射面形面精度要求十分高. 这在我国过去的航天器天线中尚未遇到. 采用了计算机机电热一体化设计手段, 从材料的选择入手, 把最佳的电性及结构设计、先进有效的制造、检测与装配技术有机地溶融为一体之后, 保证了天线最终的高精度指标. 本文从设计、分析、实现以及验证多方面说明星载毫米波反射面天线形面高精度的控制与实现.

2 反射面形面和天线结构系统的均方根偏差

SZ-4上的多模态微波遥感器天线都为抛物反射面. 在此以主焦抛物面为例分析并不失一般性. 反射面几何如图1所示, 有下列关系:

$$\begin{aligned}\sin \psi &= \frac{4fr}{4f^2 + r^2}, \\ \cos \frac{\psi}{2} &= \frac{2f}{\sqrt{4f^2 + r^2}}, \\ \tan \frac{\psi}{2} &= \frac{r}{2f}.\end{aligned}\tag{1}$$

式中, ψ 是馈源入射射线与反射面对称轴间夹角, f 为抛物反射面焦距, r 反射面上投射点到对称轴的径向距离. 反射面板的个别点位移对电性能影响是不重要的. 假设反射面

2003-03-12 收到原稿, 2003-05-20 收到修定稿

某点 I 因变形位移到 I' , 如图 1 所示. 它的轴向位移和法向位移分别以 $w_{\text{轴}}$ 和 Δn 来表示. 一般用半光程差 δ 的均方根值来衡量对电性能影响. 又设 I 点在 3 个正交轴方向的位移分别为 u, v, w , 则有

$$\begin{aligned}\Delta n &= w \cos \frac{\psi}{2} - (u \cos \varphi + v \sin \varphi) \sin \frac{\psi}{2} = w_{\text{轴}} \cos \frac{\psi}{2}, \\ \delta &= \left[w - (u \cos \varphi + v \sin \varphi) \tan \frac{\psi}{2} \right] \frac{1 + \cos \psi}{2} = w_{\text{轴}} \frac{1 + \cos \psi}{2}.\end{aligned}\quad (2)$$

其中, $w_{\text{轴}} = w - (u \cos \varphi + v \sin \varphi) \tan \frac{\psi}{2}$, 表示 I 点轴向位移. $u \cos \varphi + v \sin \varphi$, 表示点 I 的径向位移分量 Δr (即 r 向分量). 一般由半光程差 δ 计算的形面的均方根偏差 $\bar{\varepsilon}$, 有

$$\bar{\varepsilon} = \sqrt{\frac{\int_0^{2\pi} \int_0^{r_m} (\delta(\varphi, r) - \bar{c})^2 f(\varphi, r) r dr d\varphi}{\int_0^{2\pi} \int_0^{r_m} f(\varphi, r) r dr d\varphi}}, \quad (3)$$

式中,

$$\bar{c} = \frac{\int_0^{2\pi} \int_0^{r_m} \delta(\varphi, r) f(\varphi, r) r dr d\varphi}{\int_0^{2\pi} \int_0^{r_m} f(\varphi, r) r dr d\varphi}, \quad (4)$$

$\bar{c}$ 为半光程差 δ 在口面上的算术平均, r_m 为口径半径, θ_m 为反射面最大照射夹角, $f(\varphi, r)$ 为口径照射函数, 这里作为加权因子.

如果由离散点求和代替积分, 并假设离散点在口面上是均匀分布的, 即每点所代表的面积元相等, 则

$$\bar{\varepsilon} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\delta_i - \bar{c})^2 f(\varphi_i, r_i)}{\sum_{i=1}^N f(\varphi_i, r_i)}}, \quad (5)$$

式中,

$$\bar{c} = \frac{\sum_{i=1}^N \delta_i f(\varphi_i, r_i)}{\sum_{i=1}^N f(\varphi_i, r_i)}, \quad (6)$$

N 为离散点的总数.

如果在 (3) 和 (5) 式中把焦点位移和馈源偏置考虑进去便可得到反射面结构系统总的均方根值. 因此, 除反射面板引起的半光程差之外, 还应包括馈源偏置. 它是馈源横、纵和旋转三部分引起面板各点等效的半光程差,

$$\delta_{\text{总}} = \delta + \delta_{\text{横}} + \delta_{\text{纵}} + \delta_{\text{转}}. \quad (7)$$

3 天线系统的增益损失及形面公差分配

在 SZ-4 反射面的组装过程中是以馈源中心及其口面为基准的, 因此馈源的偏斜产生的影响可以不予计入, 对此问题上节所列公式可简化为只考虑反射面面板变形. 在天线设计中, 一般对反射面形面误差的限定往往通过允许的天线增益下降来确定. 如果测量中获得反射面的法向位移偏差 Δn_i , 对应的半光程差为

$$\delta_i = \Delta n_i \frac{2f}{\sqrt{4f^2 + r^2}}. \quad (12)$$

如果在反射面上测量 N 个点, 它们均布于天线口径面, 各点法向误差为 Δn_i , 对应的半光程差由 (12) 可得, 表面的均方根误差为

$$\bar{\varepsilon} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \delta_i^2}, \quad (13)$$

式中假设表面误差的均值为零. 对于反射面形面的制造公差可认为是均值为零按正态分布的随机误差, 因此可用 Ruzy 公式来估算增益下降系数^[2]有

$$\eta_s = \frac{G}{G_0} \approx -171 \left(\frac{2\bar{\varepsilon}}{\lambda} \right)^2 = -684 \left(\frac{\bar{\varepsilon}}{\lambda} \right)^2 \text{ (dB)}. \quad (14)$$

式中, 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, $\bar{\varepsilon}$ 为表面误差的均方根偏差, λ 为工作波长. 在轨飞行时反射面热载荷的变形误差不一定是均值为零的随机变量. 但在计算这种误差对增益的影响时, 如果表面误差的均方根值仍用半光程差减去算术平均值的均方根值代之以的话, 仍可应用 Ruzy 公式. 有下列关系:

$$\bar{\varepsilon} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\delta_i - \bar{c})^2}, \quad \bar{c} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \delta_i. \quad (15)$$

式中, $\bar{c}$ 为各点的半光程差的算术平均值. 如果考虑口面照射函数 $f(\varphi, r)$, 也可求出幅度加权的 $\bar{\varepsilon}$.

表 1 M³RS 各种工作频率的形面精度要求及分配

Table 1 Assignment of surface tolerance for M³RS antennas

工作频率 /GHz	37	23.8	19.35	13.9	6.6
制造公差 (均方根)	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$
$\bar{\varepsilon}_1/\text{mm}$	0.08	0.12	0.15	0.2	0.45
热变形公差	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$
$\bar{\varepsilon}_2/\text{mm}$	0.08	0.12	0.15	0.2	0.45
其他公差	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$	$\bar{\varepsilon}/\lambda = 0.01$
$\bar{\varepsilon}_3/\text{mm}$	0.08	0.12	0.15	0.2	0.45
总公差 $\sqrt{\sum_i \varepsilon_i^2}/\text{mm}$	0.138 6	0.207 8	0.259 8	0.346 8	0.779 4
增益降低 /dB	-0.200 3	-0.185 7	-0.192 2	-0.176 6	-0.205 2

星载多模态微波遥感 (M^3RS) 天线反射面误差主要有两部分. 一部分由形面的制造公差 (均方根值); 另一部分为在轨冷热交变、热载荷引起的变形. 除此之外还考虑了一些不测因素引起的变形, 我们把它们归纳为其他偏差. 为确保反射面天线在轨性能, 多模态微波遥感 (M^3RS) 反射面天线设计时的误差分配见表 1.

SZ-4 飞船上的微波辐射计天线为多频、双极化共馈反射面系统, 它的工作频段跨越近 6 个倍频程, 最高工作频率在 37 GHz (8 mm 波段). 因此在分析与实现的过程中形面总公差应在最高工作频率上满足. 这样, 无论是制造公差还是组装公差都必须控制在几丝的量级. 这是一个十分严格的精度要求.

4 结构与工艺实现

4.1 结构设计

如何提高形面精度, 减少环境载荷引起的变形是毫米波航天器天线结构设计的中心问题. 为此, 结构设计中有以下原则:

1) 结构件采用热胀系数很小的碳纤维复合材料. 无维布对称铺层, 不采用长的、连续的金属结构件以减少形面的热变形.

2) 选择高模量纤维作增强材料确保高的比刚度, 选择高阻尼的结构材料改善结构件的动力学特性. 同时局部用金属接头加强的预埋技术, 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. 这样天线结构质轻且有好的强度刚度.

3) 采用先进的加工成形工艺. 借鉴已成功卫星常用的碳纤维复合材料加强技术. 比如, 无维布铺层面板的蜂窝夹芯结构、预埋和后埋技术等, 这样在保证产品质量条件下, 降低成本、缩短周期.

反射面选用蜂窝夹芯结构设计. 高度计和散射计天线为 600 mm 的主焦抛物面, 面板是无维布对称组合铺层/环氧复合材料, 芯为铝蜂窝. 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, 它由两个空间正交的前馈抛物面构成, 这两个天线绕对地轴呈 37° 作圆锥扫描, 因此这两个天线通过两个碳纤维复合材料的斜管组件与底板相连. 该底板也是蜂窝夹芯结构件, 板高 53.5 mm, 中间孔安装有驱动机构轴承, 保证散射计组合天线在轨以 9.16 r/min 的转速运转. 馈源用三根直径为 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 667 mm、长轴为 716.6 mm 的椭圆. 反射形面也是蜂窝夹芯结构设计, 与高度计散射计相同. 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的位置精度. 辐射计天线结构支架的主梁为 60 mm×60 mm 的方管, 由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, 其芯格边长为 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. 安装支架上竖方管段与下方管段的角盒与载体相连. 辐射计天线总高 1010 mm, 总宽 670 mm, 总长 788 mm, 计入安装架天线总高 1088 mm. 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. 天线载体为 SZ-4 飞船留轨段, 留轨段对地面安装有高度计天线和散射计天线, 辐射计天线, 均通过各自的结构支架与载体相连. 天线布局一方面受载体安装空间的限制, 同时还要满足严格的 EMC 设计. 最终在载体上天线结构及布局如图 2 所示.

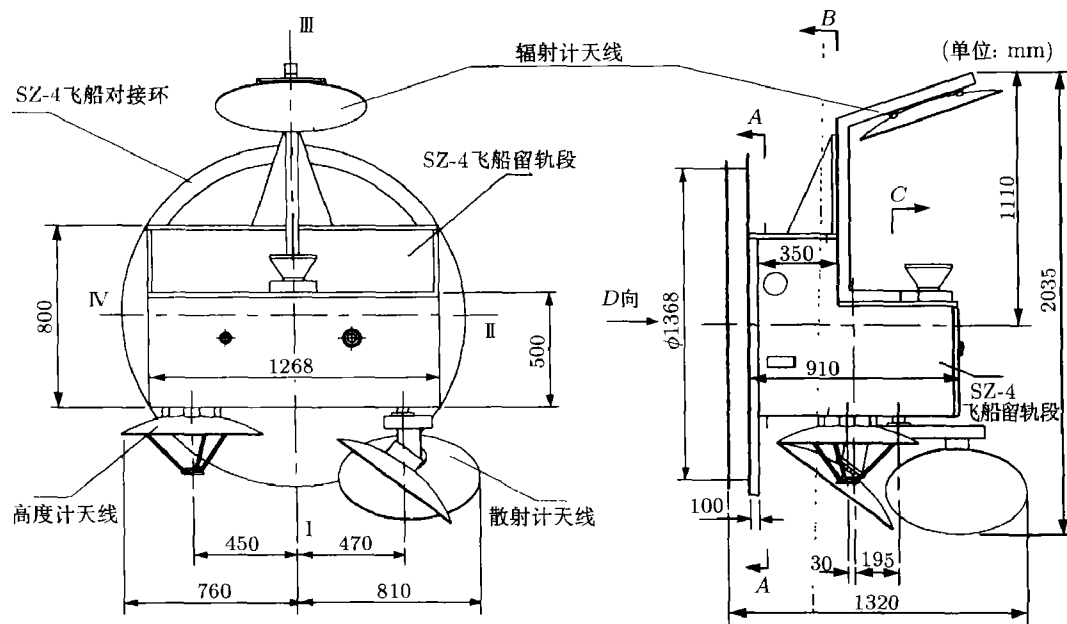


图 2 多模态微波遥感器天线结构和布局

Fig.2 Structure and configuration of multi-mode microwave remote sensing antennas

4.2 工艺分析与实现

碳纤维复合材料它具有高强度、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. 它已成为航天器天线的结构材料. 这是选择该材料作为高精度反射面天线结构材料的基本出发点. 然而反射面最终精度还与工艺和制造密切相关.

影响反射面制造精度的主要因素归纳如下:

- 1) 反射面结构设计 with 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.

在制造过程中严格控制了上述各因素. 经过了反复的制造、试验与检测, 使我国复合材料的制造技术在满足高强度、高刚度和热稳定性前提下, 达到高的制造精度, 最终实现了预定的指标.

5 形面精度的测量

过去反射面形面精度的测试常采用接触式测量方法, 这种测试方法或很难满足高精度形面测试要求, 或受组装结构限制难于实施. 本测试采用非接触式大尺寸 3 坐标测量系统. 采用 2 台电子经纬仪与计算机相连. 由定标尺确定长度量. 经测量软件处理数据, 建立起空间坐标系. 经纬仪 T1 的位置定为坐标系原点, 坐标系 x 轴沿水平方向, 且过经纬仪 T2 的铅垂面内, Oxy 面为水平面, z 轴向上, 坐标系符合右手定则. 在此坐标系下对待测反射面天线各被测点进行采样检测 (反射面上布有预定的靶标点) 可测定被测空间点的位置, 该坐标是相对经纬仪 T1 为原点的坐标系中的坐标值的. 由于天线设计所给定的 (x, y, z) 坐标值是以天线设计坐标系为基准的. 所以评定天线的位置和形面误差时, 需将在测量坐标系下的测量值, 经过空间坐标系转换成天线设计坐标系的数据. 由此按第二节给出的计算公式可算出天线设计坐标系下的形面偏差及其 RMS 值. 对于抛物反射面形面有严格的解析表达式, 测量值通过曲面拟合办法可直接求出形面偏差值. 为了使形面的变形压到最小, 在此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, 寻找一新抛物面, 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. SZ-4 上的微波辐射计抛物反射面天线形面及组装偏差的测试结果见表 2.

表 2 微波辐射计天线抛物面形面及组装精度测试结果

Table 2 Tested surface tolerance and pointing accuracy of RAD antenna

测量项	规范值	实测值
馈源法线于抛物面轴线夹角	$40^\circ \pm 0.25^\circ$	$39^\circ 55' 16''$
抛物面形面公差 (RMS)	$f = 560 \text{ mm}, \text{RMS} < 0.08 \text{ mm}$	$f = 560 \text{ mm}, \text{RMS} = 0.032 \text{ mm}$
最佳拟合抛物面公差 (RMS)		$f = 560.203 \text{ mm}, \text{RMS} = 0.028 \text{ mm}$

6 反射面天线热变形的计算机分析和光测技术

6.1 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. 再加上反射面形面变形要求高. 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. 反射面机、电、热计算机一体化分析与设计流程如图 3 所示. 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. 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. 它是反射面有限元分析模型的基础. 空间飞行器在轨高真空环境中, 忽略对流影响, 仅考虑辐射与传导两种换热方式, 反射面温度场计算采用 NASTRAN 程序进行. 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, 利用 NASTRAN 程序进行了形面变形的计算^{*}. 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 3 第 2 列.

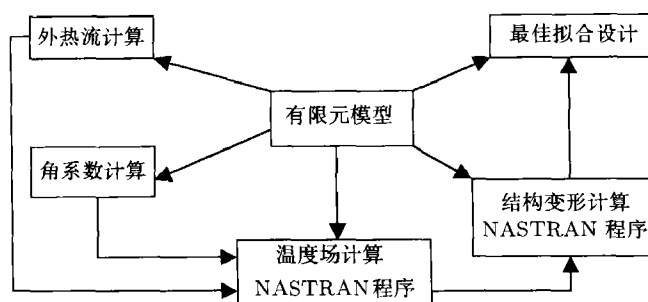


图 3 统一模型的一体化热变形分析流程

Fig.3 Analysis and calculation flow chart of thermal deformation

表 3 辐射计天线反射面热变形分析、测试与规范的比较

Table 3 Comparison of actual thermal deformation with its specification

项目	机电热一体化分析 变形的计算仿真结果	激光全息干涉法 变形测量结果	形面变形的 规范值
温度值	$(-90 \sim +90)^{\circ}\text{C}$	由室温到 80°C	$(-90 \sim +90)^{\circ}\text{C}$
平均热变形 (rms)/mm	分析计算结果: 0.063	实测值: 0.056	规范值: < 0.08

6.2 反射面变形的光测技术

辐射计天线在轨冷热交变过程中形面变形是考核本天线性能一个重要的参数. 国际上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模拟器加热的密封容器内模拟轨道交变热环境, 测定反射面的全场畸变图. 这样通过地面实验验证了在轨冷热交变环境下的天线变形. 我国目前还没有这样可供测试的模拟条件. 为估计轨道环境下反射面的形面变形, 根据外热流的计算可以知道天线在各种工况下的温度分布, 测试中没有低温工况的模拟条件只验证了高温工况, 即天线的温度梯度是在试件背面贴电阻线加热来模拟高温分布, 该热源由恒压源供电产生. 用热电偶、红外测温仪、热像仪等进行温度场测量. 当通过两次曝光方法在同一全息干板上产生 2 个全息图像, 两条轮廓线之间的距离, 近似等于所采用激光波长的 $1/2$. 从底片上得到的一些干涉条纹, 就可计算出位移变化值. 加热过程中获得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. 表 3 第 3 列中给出了双曝光全息干涉法测得的形面变形结果. 表中第 4 列为规范值.

* 张立华. 空间飞行器天线反射器在轨热变形分析研究. 中国空间研究院, 2000 年博士学位论文.

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与设计是完全可行的. 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术要求. 这代表了目前我国碳纤维复合材料微波反射面天线生产的最高精度. 根据形面精度的测量值和反射面变形偏差, 辐射计天线反射面在轨的形面总偏差为

$$\sigma_{\text{总}}(\text{rms}) = \sqrt{\sum_i \sigma_i^2} \approx 0.069 \text{ mm} < 0.01\lambda,$$

最终达到了天线的高精度指标. 这一点从 SZ-4 飞船留轨段上微波辐射计系统在轨的工作情况也验证了它的优良性能, 达到了预期结果. SZ-4 飞船上高精度毫米波反射面天线的实现表明我国航天器天线在设计、制造与测量技术多方面跨越了一大步. 这为我国毫米波及亚毫米波航天器天线实现奠定了基础.

致谢 本工作始终得到了姜景山院士的指导和中国科学院空间中心的支持和帮助. 包锦忠研究员, 蔡良元高工, 以及为此任务辛勤工作的同事们都做出了卓越贡献, 在此表示衷心的感谢.

参 考 文 献

- [1] Rusch W V T, Potter P D, Analysis of Reflector Antennas. 1970
- [2] Ruze J, Antenna Tolerance Theory. *IEEE Proc.*, 1966, **55**:633—640

THE STRUCTURE OF MILLIMETER-WAVE REFLECTOR ANTENNA ON SPACECRAFTS

YE Yunshang

(Chinese Academy of Space Technology, Beijing 100086)

Abstract

The operation frequency band of microwave radiometer on SZ-4 spaceship is located up to millimeter wave, This is lither to unprecedented in development of our spacecraft antennas. By means of computer aided integrated method for mechanical, electrical and thermal design, beginning with choice of materials the optimal design on electro-and structure has been combined with manufacture and assembly technology effectively to guarantee the minimum deformation of the reflector. This paper describes controlling and realization of high accuracy of reflector shape.

Key words Millimeter wave, Microwave radiometer, Reflector antenna, Carbon-fiber reinforced composite (CFRC) material, Computer aided integrated design