



# 航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

——· 中文核心期刊 中国科技核心期刊

## 星载SAR缝隙波导天线环境适应性设计与验证

王志刚 陈梁玉 张先锋 姚雨帆

## Environmental adaptability design and verification of slot waveguide antenna for spaceborne SAR

WANG Zhigang, CHEN Liangyu, ZHANG Xianfeng, YAO Yufan

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2022106>

### 您可能感兴趣的其他文章

#### Articles you may be interested in

#### 一箭多星发射的卫星振动环境分析与验证

Analysis and validation of satellite vibration environment for multi-satellite launch  
航天器环境工程. 2017, 34(3): 277-283 <https://doi.org/10.12126/see.2017.03.009>

#### 大型星载固面天线热变形试验及仿真分析验证

Simulation analysis and model validation of thermal distortion for large space-borne solid antenna  
航天器环境工程. 2017, 34(1): 40-48 <https://doi.org/10.12126/see.2017.01.007>

#### 星载双反射面天线热变形测量数据处理方法

Processing of measurement data of thermal deformation for double reflector antenna  
航天器环境工程. 2019, 36(1): 27-32 <https://doi.org/10.12126/see.2019.01.005>

#### 提高航天器结构试验验证效费比的策略

The cost-effective improvement strategy for spacecraft structure test verification  
航天器环境工程. 2017, 34(4): 424-428 <https://doi.org/10.12126/see.2017.04.015>

#### 地空导弹武器装备环境适应性试验 现状与未来发展

Environmental adaptability test for ground-to-air missile weapons and equipment: current state and future development  
航天器环境工程. 2021, 38(5): 604-608 <https://doi.org/10.12126/see.2021.05.017>

#### 航天器微振动工装动力学特性仿真分析与试验验证

Simulation and experimental verification of dynamic characteristics of spacecraft micro-vibration test fixture  
航天器环境工程. 2019, 36(3): 252-256 <https://doi.org/10.12126/see.2019.03.009>

# 星载 SAR 缝隙波导天线环境适应性设计与验证

王志刚, 陈梁玉, 张先锋, 姚雨帆

(中国电子科技集团公司第三十八研究所, 合肥 230088)

**摘要:** 针对星载合成孔径雷达 (SAR) 长寿命、高可靠的需求, 从天线的类型选择、构型设计和实现途径等方面介绍了某大型星载 SAR 平面相控阵天线的技术路线, 确定采用真空钎焊技术的整块缝隙波导天线为研究对象; 从机电热全面分析其在空间力学环境、热环境、真空环境和带电粒子辐射环境下的适应性设计关键技术和难点, 如: 通过合理减重、结构分块和布局优化等设计, 解决天线的刚度问题; 对天线全流程工艺进行控制以获得满足热控要求的阳极氧化膜; 采用游离设计减小天线在高低温环境下的热变形; 通过合理确定电场最强处两个金属面的间距来消减天线在真空环境下的微放电现象; 通过选择聚酰亚胺材料作为射频连接器的介质支撑来提高天线的抗辐射能力。环境试验和在轨验证结果证明, 该缝隙波导天线设计合理, 环境适应性好, 能够稳定正常工作。

**关键词:** 星载天线; 合成孔径雷达; 缝隙波导天线; 航天器环境; 环境适应性设计; 试验验证

中图分类号: TN823

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2023)01-0092-07

DOI: 10.12126/see.2022106

## Environmental adaptability design and verification of slot waveguide antenna for spaceborne SAR

WANG Zhigang, CHEN Liangyu, ZHANG Xianfeng, YAO Yufan

(The 38th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Hefei 230088, China)

**Abstract:** In order to meet the requirements of long-life and high reliability of spaceborne synthetic aperture radar (SAR), the technical route of a large planar phased array antenna for spaceborne SAR was introduced from the aspects of antenna type selection, configuration design and implementation approach. The whole slot waveguide antenna using vacuum brazing was selected as the research object. The key technologies and difficult points of the adaptive design in mechanical, thermal radiation, high and low temperature, vacuum and space radiation environments were comprehensively analyzed from mechanical, electrical and thermal perspectives. For example, the rigidity and strength of the antenna were solved through the designs of reasonable weight reduction, structural partitioning and layout optimization. The anodized film that meets the thermal control requirement was obtained through the whole process control of the antenna. The free design was used to reduce the thermal deformation of the antenna at high and low temperature. By reasonably determining the spacing between the two metal surfaces at the strongest electric field, the multipactor in vacuum could be reduced. The anti-irradiation capability of the antenna was improved by selecting polyimide as the dielectric support of the RF connector. The results of environmental test and on-orbit verification show that the design of slot waveguide antenna is reasonable with good environmental adaptability, and is able to work stably and normally.

**Keywords:** spaceborne antenna; SAR; slot waveguide antenna; spacecraft environment; environmental adaptability design; test verification

收稿日期: 2022-10-28; 修回日期: 2023-02-18

引用格式: 王志刚, 陈梁玉, 张先锋, 等. 星载 SAR 缝隙波导天线环境适应性设计与验证[J]. 航天器环境工程, 2023, 40(1): 92-98

WANG Z G, CHEN L Y, ZHANG X F, et al. Environmental adaptability design and verification of slot waveguide antenna for spaceborne SAR[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2023, 40(1): 92-98

## 0 引言

星载合成孔径雷达(SAR)具有全天候和全天时的观测能力,广泛应用于军事和民用领域。天线是星载 SAR 的核心,主要有反射面天线和相控阵天线两种体制<sup>[1]</sup>。反射面天线质量小、成本低,多用于轻小型星载 SAR<sup>[1-2]</sup>。相控阵天线由于具有更加灵活可控的波束扫描性能而成为大部分高性能星载 SAR 的首选<sup>[3]</sup>。

星载 SAR 天线在整个生命周期内要经历地面阶段、发射阶段和在轨运行阶段的环境<sup>[4]</sup>。天线在地面阶段所经历的力热载荷量级较小,不需要进行额外的设计和分析。发射阶段的声振环境会给天线带来复杂和恶劣的动力学载荷。在轨运行时天线会经历高低温交变及内、外热流等热环境<sup>[5]</sup>,可能使天线产生微放电效应的真空环境,以及由可造成敏感材料表面辐射累积损伤的带电粒子辐射环境<sup>[6]</sup>。据有关统计<sup>[5]</sup>,航天器在发射阶段的故障数量占故障总量的 22.9%,在轨阶段的故障数量占故障总量的 76.7%。因此对航天器进行环境适应性设计和试验验证极为重要。

星载 SAR 天线的功能是对地辐射微波信号,因此在星载 SAR 系统设计时,无论内部布局如何调整,天线始终须布置在系统的最外侧,使天线辐射面能够面向地球而不被遮挡。星载 SAR 天线所处的特殊物理位置,决定了其要承受更加恶劣的振动、热和空间辐射环境。

某大型星载 SAR 采用平面相控阵体制天线。本文以其为研究对象,从环境适应性角度论述平面相控阵天线的技术路线,包括天线的类型选择、构型设计及实现途径;围绕星载环境,全面分析和介绍缝隙波导天线在空间环境适应性设计中的难点以及试验验证情况。

## 1 平面相控阵天线的技术路线

### 1.1 天线类型选择

星载 SAR 平面相控阵天线主要有微带天线和缝隙波导天线两种类型。微带天线剖面低、重量轻、加工简单,通常在低频段使用。相对于微带天线,缝隙波导天线具有高效率、低损耗、散热性能好和结构强度高优点<sup>[7]</sup>。从环境适应性角度来看,缝隙波导天线与微带天线相比主要有以下优势:

#### 1) 传热和散热性能更佳

微带天线一般是由单层或多层微带板通过胶接的方式同泡沫板和蜂窝板连接在一起。多层结构的微带天线比单层结构的能够获得更强的电性能,但是多层结构会使天线变得厚重。微带天线的材料均为非金属材料,传热系数一般不高,仅相当于保温材料<sup>[8]</sup>,传热能力不佳。而缝隙波导天线一般采用铝合金材料,因此其散热性能明显强于微带天线,可以作为星载 SAR 有源相控阵天线的散热面,将有源单机产生的热量通过辐射的方式发散到空间环境中。随着星载 SAR 的能力提升,其功率和热流密度均显著增加,因此选配传热和散热性能优良的缝隙波导天线能增强其适应空间热环境的能力。

#### 2) 材料单一,环境适应性更好

构成微带天线的材料有微带板、泡沫板、胶膜、金属预埋件和蜂窝板等。各层材料的热膨胀系数不一致,温度的变化会导致各层材料产生不同的变形和内应力,可能引起层板之间的开裂;另外,各层材料在面对空间辐照和原子氧等恶劣环境时的表现也存在差异:这些都可能使微带天线功能失效。而缝隙波导天线材料单一,不存在上述材料差异可能导致的问题,有良好的环境适应性。

#### 3) 工艺简单、成熟

微带天线的复合成型工艺比较复杂,影响因素很多:胶接过程中由于空气的原因会在胶接层产生微小气泡,严重的会影响胶接强度;胶接固化时间的长短、固化的温度/压力以及胶膜的质量也会影响胶接强度,进而影响天线整体的力学性能<sup>[9]</sup>。成型后的微带天线能否适应空间环境的要求,有待进一步验证<sup>[10]</sup>。而缝隙波导天线的成型过程和工艺相对简单、成熟,产品性能一致性较好<sup>[11]</sup>。

综上,缝隙波导天线因其良好的性能和环境适应性而成为星载 SAR 的优选天线,目前已应用于多个星载 SAR 产品型号<sup>[11-13]</sup>。

### 1.2 天线构型设计

在缝隙波导天线的构型设计中,首先由电信设计师根据电性能指标对天线进行建模和仿真分析,满足电性能指标后提交结构设计师进行详细构型设计,再由工艺设计师负责天线的最终实现。在这个过程中会出现反复迭代和优化设计,具体包括以下方面:

### 1) 构型划分

缝隙波导天线的构型有两种：一种是沿距离向将天线划分为单根天线；另一种是将其视为一个整块天线(如图1所示)。

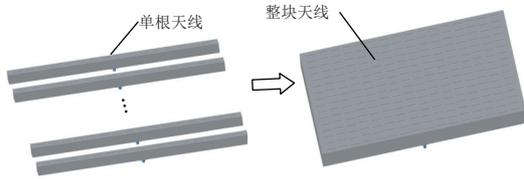


图1 缝隙波导天线的两种构型

Fig. 1 Two configurations of slot waveguide antenna

单根缝隙波导天线的结构和安装接口均较为简单,加工难度相对较小。整块缝隙波导天线面积大、结构复杂,天线波导腔内部尺寸精度和位置精度的保证相对单根天线来说难度有所增加。

整块缝隙波导天线每两个单元之间共用一个壁,而单根缝隙波导天线的壁是独立的,且安装紧固件数量也比整块天线的多,故相同尺寸的整块缝隙波导天线的质量比单根缝隙波导天线的小,因此,对于对质量有苛刻要求的大型星载 SAR 天线而言,整块缝隙波导天线更具应用优势。

### 2) 材料选择

目前,星载 SAR 缝隙波导天线可以选择的材料主要有碳纤维复合材料、镁合金和铝合金。碳纤维复合材料密度小、模量高,理论上可以通过铺层设计实现“0”膨胀系数;其缺点是本身不导电,因此必须对其表面进行金属化,然而目前的金属化工工艺还不成熟,尚无法满足空间环境的要求。镁合金材料密度很小,但是防腐蚀性能差,不适合真空钎焊。3A21 铝合金加工性能好、耐腐蚀、焊接性能良好,是目前星载 SAR 缝隙波导天线常用的成熟材料。

### 3) 壁厚设计

从质量的角度考虑,缝隙波导天线的壁厚越薄,质量越小;但是壁厚过薄会使缝隙波导天线内腔产生足以影响天线电性能的变形,同时会使天线的焊接强度下降。通过对壁厚 0.6 mm、0.8 mm 和 1.0 mm 的缝隙波导天线的研制和对比,最终确定天线壁厚为 0.8 mm,从而实现在减小质量的同时保证天线的电性能和焊接强度。

### 4) 共型设计

本文所研究的星载 SAR 缝隙波导天线是由水平极化和垂直极化缝隙波导天线组成的一个封闭

腔体。封闭腔体不能用常规的机械加工方法直接获得,因此通过结构分层设计将其转化成易于加工的开放式腔体,如图2所示。缝隙波导天线分为4层结构,每一层的结构必须是一个完整独立的腔体,因此水平极化和垂直极化缝隙波导天线需要进行共型设计,即使两者的波导腔体在水平方向上同层,在垂直方向上相差一个波导腔体高度,并且同层波导腔体实现共壁设计。共型设计实现了缝隙波导天线的低剖面 and 小型化。

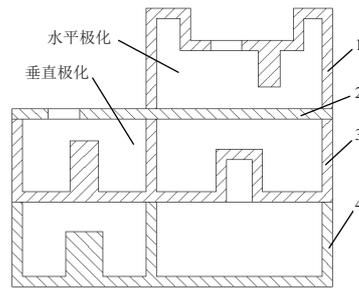


图2 缝隙波导天线结构分层示意

Fig. 2 Schematic diagram of structural layering of slot waveguide antenna

## 1.3 天线实现途径

目前星载 SAR 缝隙波导天线成熟的工艺实现途径是利用高速铣削加工获得高精度和小变形的薄壁腔体零件,再通过真空钎焊技术实现薄壁腔体零件的整体成型。

高速铣削加工中,通过设置合理的加工工艺参数,如高转速、小进给切削量和合理的切削路径,使缝隙波导天线薄壁腔体零件的表面粗糙度、尺寸公差和形位公差达到加工要求;同时对敏感的关重尺寸进行加工补偿,以避免加工和焊接时的变形以及焊缝厚度对关重尺寸的影响。为了减小真空钎焊时零件的变形,先在零件四周设置工艺边框,焊接后再利用高速铣削去除工艺边框。

真空钎焊工艺是将一层零件一层焊片交替叠加,并用压板压紧,在真空环境下通过加热将焊片熔化后在母材之间铺展开形成焊缝,从而将各层零件焊成一个整体<sup>[14]</sup>。真空钎焊的整个实现过程包括零件清洗、烘干,零件与焊片的装配,进炉加热焊接和冷却出炉。焊接压板采用耐热性能好的不锈钢材料,其平面度基准非常高。真空钎焊工艺成熟,可按照典型工艺和作业指导书对焊接的真空度、温度、焊接时间和加载方式进行全过程控制;焊接后对焊缝质量进行超声 C 扫描,保证缝隙波导天线的

钎透率 $\geq 85\%$ 。真空钎焊的优势是可以获得良好的焊缝质量和焊接强度,使天线具有良好的防微波信号泄漏能力和环境适应性。

## 2 天线环境适应性设计与验证

环境试验可以充分验证空间环境下天线的性能,是保障星载天线高可靠、长寿命的关键举措。环境试验包括环境应力筛选试验(ESS)和环境模拟试验,其基本顺序通常如图 3 所示。

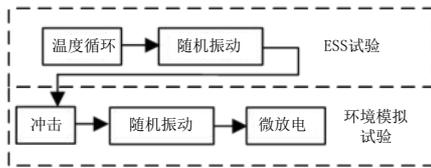


图 3 环境试验的基本顺序  
Fig. 3 Basic sequence of environmental tests

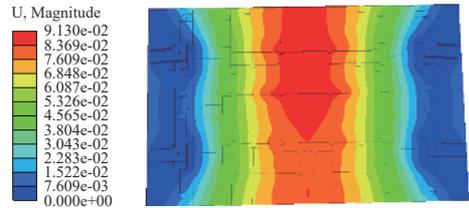
### 2.1 力学环境适应性设计与验证

星载 SAR 缝隙波导天线的力学环境适应性设计难点包括: 1) 为满足星载平台对于 SAR 天线有效载荷的质量限制而对天线进行减重设计的同时,还要保证天线的刚度; 2) 缝隙波导天线采用的 3A21 铝合金材料强度低,因此需通过结构设计等来提高天线的抗振动冲击性能; 3) 受整流罩包络的限制,大型星载 SAR 天线需要分成几块子板,每块子板都由若干个天线组成,并根据电性能、结构分块和工艺可实现性来确定天线的合适尺寸,但即使这样,天线的尺寸仍然相对较大; 4) 在整体布局时,天线的安装结构件通常采用网格格式框架,其优点是约束点少,缺点是约束点跨度大,会导致天线中心位置振动响应大而严重影响天线的力学性能; 5) 天线也是一个承载体,背面安装了组件和功分器等单机,对天线的力学环境适应性提出了更高要求。

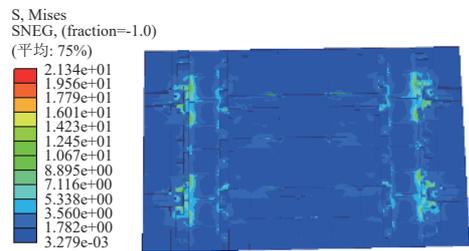
在力学环境适应性设计中,力学仿真是一个重要手段。传统方法是天线结构设计完成后进行力学仿真;如果不满足要求则返回结构修改,再进行力学仿真;如此反复。本文采用结构与力学协同优化设计,结合天线的构型、尺寸、质量和约束位置,对天线进行迭代优化仿真设计。经过计算,天线的一阶固有频率为 186.5 Hz。以表 1 的鉴定级随机振动条件为输入条件,计算天线在  $x$ 、 $y$ 、 $z$  三方向、每个方向 2 min 的随机振动响应。结果显示,天线在  $z$  向响应最大,最大  $1\sigma$  应力为 21.34 MPa,  $3\sigma$  应力为 64.02 MPa。图 4 为天线的  $z$  向变形和应力云图。

表 1 天线鉴定级随机振动试验条件  
Table 1 Qualification test condition of random vibration for antenna

频率/Hz	加速度功率谱密度	总均方根加速度/g
20~100	+3 dB/oct	14.33
100~600	0.25 $g^2$ /Hz	
600~2000	-9 dB/oct	



(a) 变形云图



(b) 应力云图

图 4 天线  $z$  向变形和应力云图  
Fig. 4 Deformation and stress nephogram of antenna in  $z$  direction

天线材料 3A21-H112 的极限强度  $\sigma_b$  取 120 MPa,安全系数  $n$  取 1.5,则安全裕度  $MS = \sigma_b / (\sigma_{max} \times n) - 1 = 120 / (64.02 \times 1.5) - 1 = 0.25$ 。依据 GB/T40537—2021《航天产品裕度设计指南》,金属材料按极限强度计算,最小安全裕度为 0.15。因此天线的结构满足随机振动要求。

对该星载 SAR 缝隙波导天线进行鉴定级冲击和随机振动试验,以验证其力学性能。结果显示,试验后天线表面状态无异常,螺钉未松动,电性能正常,证明天线经过验证试验后整体功能性能正常,设计满足要求。

### 2.2 热环境适应性设计与验证

星载 SAR 缝隙波导天线辐射单元直接暴露在空间环境中,其表面受空间外热流影响,内部受有源单机工作时散发的热量影响,温度变化比较大。因此,需按热控要求选择具有合适的太阳吸收比  $\alpha_s$  和半球发射率  $\epsilon_H$  的表面热控涂层来调节天线辐射单元表面的热辐射性能<sup>[15]</sup>,以保证天线正常工作。本研究根据星载 SAR 缝隙波导天线的特点,采用电化学方法在天线辐射单元表面形成一层平整、稳定和致密的光亮阳极氧化膜。为获得具有特定

$\alpha_s$  和  $\varepsilon_H$  的阳极氧化膜, 需要通过大量试验对天线制造工艺流程、涂层厚度等参数及抛光方法等进行固化<sup>[16]</sup>, 并对工艺全流程进行控制。同时, 为加强有源单机与缝隙波导天线之间的辐射换热, 在天线辐射面的背面局部喷涂热控黑漆。该热控黑漆是成熟产品, 已在多个型号上成功应用。

为了验证氧化膜的空间环境适应性, 对其试片进行了高低温、原子氧、电子/质子辐照试验, 试验前后  $\alpha_s$  和  $\varepsilon_H$  的变化量均小于 0.02, 表明该氧化膜具有良好的空间辐射环境适应能力。

### 2.3 热变形环境适应性设计验证

星载 SAR 缝隙波导天线是铝合金材料, 天线框架是碳纤维复合材料, 在空间高低温交变环境下, 不同材料的热变形和应力不同会影响天线结构的稳定, 因此要进行相应的抗热变形设计。

本文参考相关研究<sup>[17-19]</sup>, 针对缝隙波导天线的结构形式及安装方式, 提出了一种游离设计来控制热变形: 如图 5 所示, 缝隙波导天线通过 4 个连接孔与天线框架连接, 其中 1 个圆孔为固定孔, 其余 3 个腰形孔为游离孔; 腰形孔连接接触面涂特殊润滑脂以减小滑动摩擦力, 可通过滑动释放沿其长轴方向的变形。

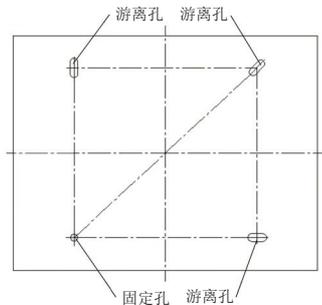


图 5 天线游离设计

Fig. 5 Free design of antenna

为了验证游离设计的抗热变形效果, 开展了天线的热变形试验。试验中采用加热带对缝隙波导天线从室温 20 °C 加热至 70 °C, 每升高 10 °C 稳定一段时间后测量天线沿  $x$ 、 $y$ 、 $z$  三个方向的变形。天线辐射面的法线方向为  $z$  向, 其余两个方向为  $x$  和  $y$  向。测量结果见表 2: 在 50 °C 温差热载荷作用下, 天线在游离和非游离状态下的  $z$  向最大变形分别为 0.225 mm 和 0.468 mm。由此可见, 天线辐射面在游离状态下的变形较非游离状态下的显著减小。

表 2 非游离和游离状态下天线在  $x$ 、 $y$ 、 $z$  向的热变形最大值

Table 2 The maximum thermal deformation of the antenna under non-free & free cases in  $x$ 、 $y$  and  $z$  direction

安装点状态	天线最大热变形值/mm		
	$x$ 向	$y$ 向	$z$ 向
非游离	0.156	0.121	0.468
游离	0.138	0.102	0.225

### 2.4 微放电设计与验证

微放电效应是一种真空放电现象, 通常发生在两个金属表面之间。微放电效应会导致天线的微波性能下降, 严重时会使微波设备损坏。消除微放电效应的方法是增加两个金属面的间距, 使工作的最大电压在材料的微放电敏感区之外。常用材料的微放电曲线见图 6<sup>[20]</sup>, 该曲线来源于由欧洲航天局 (ESA) 基于平行平板理论建立的经典分析方法。

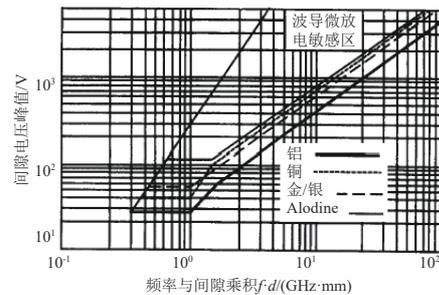


图 6 ESA 的常用材料微放电曲线<sup>[20]</sup>

Fig. 6 ESA's multipactor curves for commonly-used materials<sup>[20]</sup>

天线设计时主要考虑薄弱环节是否满足微放电的功率要求。缝隙波导天线中电场最强的位置是金属匹配块与天线下部内壁之间, 此处两个金属面间距越小越容易触发微放电现象<sup>[21]</sup>。设计的难点是既要增加两个金属面的间距, 又要兼顾天线电性能是否满足要求。如图 7 所示, 此处最小间距  $d=2.48$  mm, 取图 6 中铝的微放电曲线斜率  $k=39.8$ , 频率  $f=5.4$  GHz, 可计算得出产生微放电的最小电压  $V=kfd=533$  V。在天线的仿真中, 设置端口的输入功率为 27 W, 可计算出匹配块处的最大电压值为 108.1 V, 脉冲功率有 13.9 dB 的安全设计余量, 因此天线不会产生微放电现象。

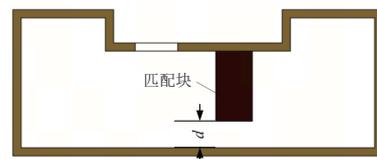


图 7 天线微放电位置

Fig. 7 Multipactor position of antenna

微放电试验的目的是验证缝隙波导天线在真空中传输大功率微波信号时是否会发生微放电现象,微放电设计安全余量是否满足 $>6\text{ dB}$ (鉴定级)的要求。微放电试验中,对天线施加峰值功率 $27\text{ W}$ 和平均功率 $2.7\text{ W}$ 再加上脉冲功率 $6\text{ dB}$ (峰值 $108\text{ W}$ ),试验时间均为 $30\text{ min}$ 。试验结束后,对比试验前/后的天线端口驻波比,结果驻波比均 $<1.35$ (如图 8 所示),满足指标要求;同时检查天线表面和内部情况,均未发现异常。因此,可以判定天线通过了微放电试验验证,未发生微放电现象。

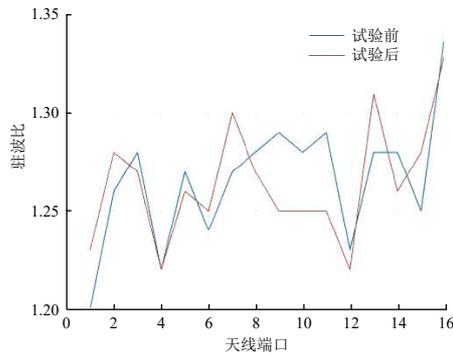


图 8 微放电试验前后天线端口驻波对比

Fig. 8 Comparison of standing wave of antenna port before and after multipactor test

## 2.5 辐射环境适应性设计与验证

缝隙波导天线是无源单机,材料为 $3\text{A}21$ 铝合金,该材料对辐射不敏感。但由于缝隙波导天线的辐射面有缝隙存在,空间带电粒子可以通过缝隙进入波导腔体内,因此射频连接器的介质支撑将直接承受空间辐射(如图 9 所示)。

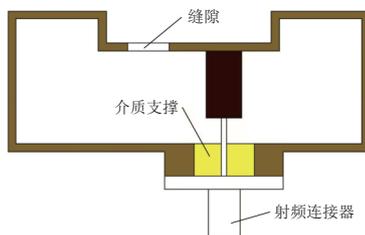


图 9 介质支撑受辐照示意

Fig. 9 Schematic of irradiated dielectric medium support

介质支撑是非金属材料,常选用聚四氟乙烯和聚酰亚胺。聚四氟乙烯的耐辐射安全阈值仅为 $10^5\text{ rad(Si)}$ <sup>[22]</sup>;聚酰亚胺的抗辐射性能较强,耐辐射安全阈值在 $10^9\text{ rad(Si)}$ 量级。本文所研究的星载 SAR 天线所处轨道高度的空间辐射在 $10^8\text{ rad(Si)}$ 量级,因此应选用聚酰亚胺材料作为其射频连接器的介质支撑。天线所选用的射频连接器本身需要通过抗

辐射试验考核,因此不必再对天线整体进行抗辐射试验验证。

## 2.6 在轨验证

缝隙波导天线作为星载有源相控阵天线有效载荷的一部分,经受了发射阶段严酷的力学环境、在轨热环境和空间辐射环境的考验,在轨运行期间功能和性能稳定,工作正常。

## 3 结束语

星载 SAR 长寿命、高可靠性的要求使在设计天线等单机时要充分考虑其环境适应性。本文对星载 SAR 天线的技术路线做了全面分析和介绍,通过选择天线类型、构型以及工艺实现方式,最终确定选用传热散热能力强、材料单一且成型工艺成熟、利于装配集成且性能一致性好的整体式构型缝隙波导天线。围绕星载环境,综合分析了:振动环境下天线减重、材料和布局对天线力学性能的影响;热辐射环境下阳极氧化膜的制备难点;大温差环境下通过游离设计释放热变形的办法;微放电环境下敏感区域的金属面间距和电性能的匹配;真空辐射环境下连接器介质支撑采用高耐辐射安全阈值的聚酰亚胺材料来满足抗辐射要求。试验验证和在轨验证结果表明,缝隙波导天线有良好的环境适应能力。

星载 SAR 有源相控阵天线是一个非常复杂的系统,内部复杂且互相耦合的机电热环境和外部恶劣的空间环境都会影响系统正常运行。如何在系统层面对影响星载 SAR 有源相控阵天线可靠性的环境因素进行分析验证是一项任重道远的工作。

### 参考文献 (References)

- [1] 邓云凯,禹卫东,张衡,等.未来星载 SAR 技术发展趋势[J].*雷达学报*,2020,9(1):1-33  
DENG Y K, YU W D, ZHANG H, et al. Forthcoming spaceborne SAR development[J]. *Journal of Radars*, 2020, 9(1): 1-33
- [2] 张润宁,王国良,梁健,等.空间微波遥感技术发展现状及趋势[J].*航天器工程*,2021,30(6):52-61  
ZHANG R N, WANG G L, LIANG J, et al. Status and trends of space microwave remote sensing technology development[J]. *Spacecraft Engineering*, 2021, 30(6): 52-61
- [3] 林幼权.星载合成孔径成像雷达发展现状及趋势[J].*现代雷达*,2009,31(10):10-13  
LIN Y Q. Present and future of the spaceborne synthetic

- aperture radar system[J]. *Modern Radar*, 2009, 31(10): 10-13
- [4] 黄本诚, 马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 1
- [5] 徐福祥. 卫星工程[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2002: 258, 261
- [6] 方伟. 星载天线环境保护及设计[J]. *电讯技术*, 2019, 54(8): 1160-1165  
FANG W. Environment proofing and design for a satellite-borne antenna[J]. *Telecommunication Engineering*, 2019, 54(8): 1160-1165
- [7] 王志刚, 杨昕广, 汪伟. 星载 SAR 微带天线和波导裂缝天线的结构设计[J]. *电子机械工程*, 2011, 27(3): 40-43  
WANG Z G, YANG T G, WANG W. Structure design of micro-strip antenna and slotted waveguide antenna for satellite-borne SAR[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2011, 27(3): 40-43
- [8] 关宏山. 星载合成孔径雷达天线热控设计研究[J]. *雷达科学与技术*, 2007, 5(6): 427-430  
GUAN H S. Study on thermal control design of satellite-borne SAR antenna[J]. *Radar Science and Technology*, 2007, 5(6): 427-430
- [9] 郭冬来. 蜂窝夹层微带天线力学性能研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2014: 41
- [10] 韦生文, 吴文煜, 孙国清. 多层微带天线复合成型工艺技术研究[J]. *电子工艺技术*, 2009, 30(5): 295-297  
WEI S W, WU W Y, SUN G Q. Multilayer micro-strip antenna composite molding[J]. *Electronics Process Technology*, 2009, 30(5): 295-297
- [11] 刘杰, 张庆君, 李延, 等. 复杂约束条件下的高分三号卫星系统设计[J]. *航天器工程*, 2017, 26(6): 9-17  
LIU J, ZHANG Q J, LI Y, et al. System design under complex restrictions of GF-3 satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2017, 26(6): 9-17
- [12] 汪奕, 解正康. 星载 SAR 天线平面度分配与控制[J]. *现代雷达*, 2021, 43(11): 73-78  
WANG Y, XIE Z K. Flatness allocation and control of a satellite-borne SAR antenna[J]. *Modern Radar*, 2021, 43(11): 73-78
- [13] 施哲栋, 毛云杰, 景海涛, 等. 星载缝隙波导微波天线热控方案研究与验证[J]. *上海航天*, 2022, 39(4): 192-197  
SHI Z D, MAO Y J, JING H T, et al. Research and verification of thermal control schemes for spaceborne slot waveguide microwave antenna[J]. *Aerospace Shanghai*, 2022, 39(4): 192-197
- [14] 李正, 宋奎晶, 王国超. 某毫米波缝隙波导天线真空钎焊工艺[J]. *电子工艺技术*, 2019, 40(2): 86-88  
LI Z, SONG K J, WANG G C. Vacuum brazing technics of millimeter-wave slot wave guide antenna[J]. *Electronics Process Technology*, 2019, 40(2): 86-88
- [15] 李春林, 辛世刚. 星载缝隙波导天线热控涂层的制备工艺[J]. *电子机械工程*, 2016, 32(1): 40-43  
LI C L, XIN S G. Preparation process of thermal control coating on space-borne slot waveguide antenna[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2016, 32(1): 40-43
- [16] 胡江华, 卢海燕, 吴晓霞. 影响铝合金阳极氧化热控膜热物理性能的因素[J]. *电镀与涂饰*, 2016, 35(12): 614-618  
HU J H, LU H Y, WU X X. Factors affecting thermal physical properties of anodic oxide coating on aluminum alloy for thermal control purpose[J]. *Electroplating & Finishing*, 2016, 35(12): 614-618
- [17] 韦娟芳, 梁新海, 范乃康, 等. 星载微带相控阵天线游离子板结构设计[J]. *空间电子技术*, 2007(2): 49-52
- [18] 汪奕, 孙为民. 某雷达天线轻量化缝隙波导模拟件设计[J]. *电子机械工程*, 2013, 29(2): 34-36  
WANG Y, SUN W M. Structure design of lightweight slot waveguide for full-size antenna test[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2013, 29(2): 34-36
- [19] 范文杰, 栗晓鹏, 陈博. 星载大型平板缝隙天线结构设计及热变形分析[J]. *空间科学学报*, 2014, 34(6): 894-898  
FAN W J, LI X P, CHEN B. Structure design and thermal deformation analysis of large spaceborne flat slotted antenna[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2014, 34(6): 894-898
- [20] 曹桂明, 王积勤. 空间微波系统中微放电现象[J]. *宇航计测技术*, 2002, 22(5): 1-5  
CAO G M, WANG J Q. Multipactor in microwave system in space[J]. *Journal of Astronautic Metrology and Measurement*, 2002, 22(5): 1-5
- [21] 田波. 某星载雷达天线微放电特性的仿真分析与测试[J]. *电子机械工程*, 2018, 34(4): 27-30  
TIAN B. Multipactor simulation analysis and test of a space-borne radar antenna[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2018, 34(4): 27-30
- [22] 许刚. 电连接器耐辐照研究[J]. *机电元件*, 2022, 42(3): 15-18  
XU G. Study on radiation resistance of electrical connectors[J]. *Electromechanical Components*, 2022, 42(3): 15-18

(编辑: 许京媛)

一作简介: 王志刚(1977—), 男, 硕士学位, 高级工程师, 主要从事星载雷达天线结构设计工作。E-mail: 337877724@qq.com。