

doi:10.3969/j.issn.1001-893x.2014.08.023

引用格式:方伟.星载天线环境防护及设计[J].电讯技术,2014,54(8):1160-1165.[FANG Wei.Environment Proofing and Design for a Satellite-borne Antenna[J].Telecommunication Engineering,2014,54(8):1160-1165.]

星载天线环境防护及设计*

方伟**

(中国西南电子技术研究所,成都 610036)

摘要:针对一种星载天线研制过程中的关键环节,从星载天线结构特点、面临的环境效应、环境适应性设计及验证几个方面的特殊性进行了分析,对天线材料选择、关键结构优化设计及环境试验验证等内容进行了重点论述。仿真与实物验证证明通过合理的结构设计和设计验证,能够实现星载天线高可靠、长寿命的产品设计要求。

关键词:星载天线;环境适应性;结构设计;设计验证;试验验证

中图分类号:TN03;TN823 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-893X(2014)08-1160-06

Environment Proofing and Design for a Satellite-borne Antenna

FANG Wei

(Southwest China Institute of Electronic Technology, Chengdu 610036, China)

Abstract: In accordance with the development process of a satellite-borne antenna, the particularities of several aspects are analyzed including the characteristics of satellite antenna, the effect of environment, the design and verification of environmental adaptability, with emphasis on the selection of antenna's materials, the design of key structure and the verification of environment test. Simulation and test prove that through rational structural design and design verification, the production design requirements of high reliability and long lifetime can be realized.

Key words: satellite-borne antenna; environmental adaptability; structural design; design verification; test verification

1 引言

随着世界主要航天国家和地区军用卫星技术快速发展,传统的大型侦察与预警、通信、导航等军用卫星以及基于模块化、标准化的微小卫星成为了当前深受重视的领域。提升星载产品设计研制能力,实现技术储备,也是实现如美国快速响应系统将传统大型卫星以战略应用为主、兼顾战术应用的格局,向支持战场复杂战术应用转变的需求。

平面螺旋天线由于具有结构自相似性,具有超宽的频带、稳定的增益和较低的轴比,在现代通信中

具有广泛的应用。平面螺旋天线在结构上一般有单臂、双臂和四臂结构,而单臂结构形式较为普遍^[1-2]。其中,文献[1]研究的天线应用于共形飞行器或其他气动结构表面,文献[2]天线应用于卫星应用地面站环境。而安装在航天器平台上的双臂平面螺旋天线,作为卫星有效载荷的重要组成部分,由于必须经历研制、发射、入轨、返回过程中四个阶段的环境^[3],包括地面环境、发射环境、轨道环境(空间环境)、返回环境,同时还面临着复杂的力学、热、真空、太阳紫外辐照及空间粒子辐照等空间环境,所

* 收稿日期:2014-01-03;修回日期:2014-06-19 Received date:2014-01-03;Revised date:2014-06-19

** 通讯作者:fangw6612@sina.com Corresponding author:fangw6612@sina.com

以要求产品寿命长,可靠性高,且应能经受住不同环境应力组合影响。据国外许多机构对航天器在轨故障进行数据统计分析表明:航天器故障中70%的故障与空间环境有关^[3],20%的故障与力学环境有关,10%的故障是其他环境导致。做好载荷产品空间环境保护及设计,是保证载荷产品高可靠、长寿命的基础。

卫星载荷系统包括舱内设备和舱外设备。安装在航天器舱内的载荷设备由于受到航天器壳体的遮挡,设备不直接面对轨道热源、冷空间及粒子辐照环境。在一个轨道周期内,舱内电子设备的温度波动缓慢,且产品热容越大,温度变化越慢。在航天器热控分系统及舱壁遮挡作用下,设备受空间环境的影响相对于舱外设备条件较好。

安装在舱外的设备,由于直接面对轨道热源和深冷空间背景,温度波动大,热容量较小,温度变化速率大,而且温度的不确定性也大得多。同时,舱外电子设备由于受太阳紫外辐射和质子、电子辐照的长期作用下,涂覆在设备表面的热控涂层及本体材料受影响较大。

作为载荷系统重要组成的天线组件,载荷系统通过该双臂平面螺旋天线与其他应用系统实现信号传输,属于安装在卫星舱外的设备,具有同其他应用平台产品不同的设计要点。在天线全寿命周期过程中,将面临发射过程力学环境、在轨工作面临空间真空热环境和高能粒子辐照等环境影响。在产品研制各阶段,开展抗力学环境设计、热防护设计及抗粒子辐照设计等技术研究、可靠性设计和验证工作,是实现产品长寿命、高可靠的必然技术途径。

2 环境及其影响效应

载荷产品在经受运输、发射、上升及在轨运行四个阶段过程中,将主要面临如下环境,产生较大的环境效应。

(1) 力学环境

在全任务过程中,要经历振动、噪声、冲击、加速度等,这些环境是在航天器运输、装卸、起落、发射、飞行、分离、着陆及返回等过程中诱发的。力学环境能造成产品结构变形或损坏,具体体现为:电子元器件受损;因电子线路断路、接插件松动和支架断裂而导致仪器设备发生故障;结构发生破坏或断裂等。这些故障的发生可能就影响飞行任务的完成,甚至

导致任务失败。

(2) 真空

轨道高度在120~600 km的低轨卫星及600~900 km的中轨卫星,其空间轨道环境真空度达 $10^{-2} \sim 10^{-7}$ Pa,真空可能产生压力差效应($1 \times 10^5 \sim 1 \times 10^2$ Pa)、真空放电效应($1 \times 10^3 \sim 1 \times 10^{-1}$ Pa)、微放电(低于 1×10^{-2} Pa)、真空出气效应、蒸发、升华和分解效应、辐射传热效应等^[4]。

(3) 带电粒子辐射

地球磁场捕获的大量带电粒子(Van Allen带)、银河宇宙线(90%的质子、10%氦原子核和少量重离子)、太阳辐射(连续的太阳风和突发的太阳耀斑)形成辐射环境,高能粒子主要能量为1~40 MeV^[4]。受带电粒子辐射作用,产生材料及敏感表面辐射累计损伤、微电子器件总剂量效应、单粒子效应以及介电材料的内电效应。

(4) 空间热环境

绕地球运行的航天器,受空间外热流影响,主要包括太阳辐射、地球辐射及地球反照,进而在温度水平、温度交变和温度差三个方面对装载的载荷产品产生作用,从而出现热设计失常、材料、元器件、部组件、系统结构热疲劳变形、断裂、损坏、性能退化、寿命缩短等现象。

星载天线应具备完成其任务使命的特殊要求,即特定的电性能指标、合适的结构形式、满意的结构刚度和强度,以及抵抗空间环境影响并保证 ze 工作的能力。星载天线设计是涉及多门学科的机、电、热一体化的设计过程,不仅考虑电性能,还应考虑材料选择、结构刚强度及结构设计、隔热设计、空间环境保护设计等。

3 产品的环境适应性设计

星载天线与其他平台天线的不同之处就在于其使用环境,即发射环境及空间环境。星载天线的设计一方面必须同卫星平台的接口兼容,即天线结构尺寸、安装要求满足卫星平台机械接口及产品设计规范;另一方面还必须同使用环境的兼容,即满足发射的力学环境和空间的真空、热、高能粒子环境,并具有足够的设计余量。必须通过相关的可靠性设计手段确保设计目标达成,并能够通过可靠性验证手段证明目标达成,保证在轨寿命期内正常工作。下面介绍星载天线设计的主要内容。

3.1 天线结构材料选择

天线结构材料主要包括导电材料、介质材料及其他特定材料。天线体材料选择将兼顾电性能要求、结构性能要求、物理性能要求、空间环境适应能力等方面^[5-6]。

(1) 电性能要求

导电材料一定要求有很好的导电性,铜、黄铜、铝合金、钛合金是常用的导电材料;介质材料首先要求它有很好的绝缘性,并满足要求的微波特性,典型参数是介电常数和损耗角正切等,聚四氟乙烯的相对介电常数为 2.0,损耗角正切多为 10^{-4} 左右,是常用的介电材料。

(2) 结构性能要求

星载天线的结构材料都要求轻质化,有高的比刚度、高的比强度^[7]。

(3) 物理性能要求

星载天线的材料应具有好的热稳定性和热传导性。考虑环境冷热交变频繁、温差范围大的特点,材料应有低膨胀系数,在高低温交变过程不产生大的变形;好的导热性使温度分布均匀,防止大的温度变化引起热应力或变形。常用的铝合金,其工作温度可达 $200^{\circ}\text{C} \sim 300^{\circ}\text{C}$,其低温性能好,导热性能好。钛合金的比强度高,耐高温,热导率小可作为耐高温有隔热要求的构件,高低温性能都好,可在 $-195^{\circ}\text{C} \sim 450^{\circ}\text{C}$ 范围内使用。带反射面的天线还多用碳纤维增强复合材料和 Kevlar 纤维增强复合材料,前者用作电磁波反射体,后者用作介质绝缘支撑。有时也可用玻璃钢作为绝缘支撑。

(4) 空间环境适应能力

星载天线一般是暴露在航天器表面,受真空、太阳辐射、粒子辐照等环境影响,材料的耐辐射特性、真空放气特性将特别注意。

3.2 热防护材料选择

安装在卫星平台上的载荷组件,将通过热控系统来优化和改善组件的工作环境。天线热控措施一般分为主动式和被动式,其中主动控制技术能够主动改变热特性参数,实现较高精度的温度控制,但需要消耗卫星资源。而被动控制技术本身不具有自动调节温度的能力,但由于技术简单、工作可靠、使用寿命长的特点,是常用的热控技术。可采用热控涂层控制其发射率与吸收率(ε 和 α),或采用多层隔热材料包扎以隔离外界的热交换。

3.3 天线结构设计

天线设计包括天线电性能及结构协同设计,好的天线电性能设计能支持天线结构简化易行,并降低材料、结构设计压力。天线结构设计在保证电性能设计的条件下,为能经受各种环境载荷提供足够的设计余量,同时满足轻量化、结构尺寸紧凑设计原则,主要包括:

(1) 天线各组成构件间的连接设计:天线结构不同材料不同膨胀系数对机械结构及电气结构连接的可靠性,如天线框架连接、天线馈线连接等;

(2) 天线结构与天线隔热结构设计:包括天线辐射阵面的热控涂层及腔体背腔隔热多层包裹设计;

(3) 天线结构体轻量化与刚强度设计,如天线主体设计、连接机构设计、天线安装支架设计等;

(4) 天线放气设计:防止在航天器发射过程中外部气压急剧变化导致天线内外压差导致天线主体结构损坏;

(5) 工艺成熟度及可实现性:应能尽量利用现有技术和条件减小实现难度,提高天线制造质量。

在课题研究过程中,针对的是一种平面等角螺旋天线,该天线采用了带反射腔的形式,实现电磁波的单向辐射。天线主要由反射腔、辐射体和馈线三部分组成,其中,反射腔为一个带锥台的圆柱筒,辐射体为一对分布于介质板上的螺旋臂,馈线则为一个带有插座的微带板,其组成示意图如图 1 所示。

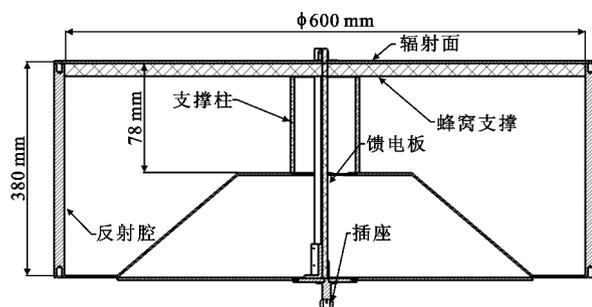


图 1 某平面螺旋天线组成示意图

Fig. 1 The sketch map of a planar spiral antenna

考虑该平面螺旋天线要满足星载环境可靠性设计要求,设计过程中重点针对各主要组成部件进行专门设计。

反射腔采用碳纤维复合材料敷制而成。该反射腔既是平面螺旋天线的电磁波发射装置,又是天线结构支撑的主结构,是一个典型的结构功能件,必须

具有足够的刚度和强度。考虑反射腔为壁厚仅 0.2 mm,但直径 604 mm 和高为 380 mm 的碳纤维薄壁腔体,腔体的刚度较差。设计时在腔体外面增加了一个铝质支架,支架外利用一层碳纤维布敷制包裹,防止支架和腔体剥离,实现腔体刚度的提高,其腔体结构如图 2 所示。

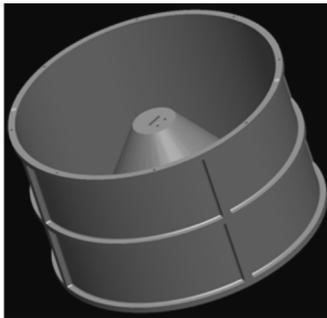


图 2 腔体结构图
Fig. 2 Structure of the cavity

同时,考虑大型薄壁腔体结构的天线,在发射过程中的气压急剧变化形成腔体内外气压差,造成腔体变形的问题,甚至产生结构损坏。在天线底部增加数排放气孔,保证发射飞行过程天线腔体内外气压平衡,其放气结构如图 3 所示。

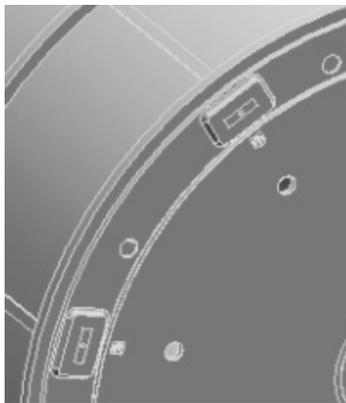


图 3 放气结构图
Fig. 3 Structure of the outgassing throughput

天线辐射面采用纸蜂窝作为平面螺旋线的支撑材料,在保证高的透波特性的前提下,使得 $\phi 600$ mm 尺寸的辐射面具有较高的刚强度。同时在辐射面覆铜层上再敷制数层玻璃纤维布,有效提高覆铜层的附着性能,防止高低温冲击下发生翘曲。

天线的馈线采用玻璃钢为基材的微带板,通过微带阻抗变换线实现阻抗匹配,平面螺旋天线包括两个馈电点,位于螺旋平面的中心。星载天线由于

受轨道热流造成温度激烈变化,在碳纤维背腔和玻璃钢馈电板之间的材料的热膨胀不一致,对辐射面馈点连接造成极大影响,在设计时采用聚酰亚胺制造柔性板进行连接,柔性板两端通过压接与焊接相结合的方式分别与馈线板及辐射板上微带线相连,其连接结构如图 4 所示。



图 4 辐射面馈点连接结构
Fig. 4 Connecting structure between radiant panel and feeder line

天线是直接面对外太空环境,直接承受空间热环境及空间粒子辐照等环境作用。作为无源天线,采用被动热控措施,在天线辐射面喷涂热控涂层,在天线背腔面包覆热控多层。热控涂层采用温控白漆 SR107-ZK,其 $\alpha_s/\varepsilon \approx 0.25$, α_s 为物体表面对太阳辐射的吸收率 (0.17 ± 0.02), ε 为物体表面的发射率 ($0.86 \sim 0.88$)。

该天线各部分所采取的结构设计,实现工艺均是成熟可操作的,从而保证了产品优化设计目标的顺利达成,满足了星载产品高可靠、长寿命工作要求。

4 产品环境适应性验证

星载舱外天线必须要经历发射及空间各阶段恶劣环境的作用,产生的瞬态和长期累积效应可使材料特性改变、性能恶化甚至出现严重结构故障。产品环境适应性验证一般包括设计仿真验证及实物环境模拟试验验证两个阶段。

4.1 设计仿真验证

针对天线上述结构设计,仿真分析了其力学特性,利用 ANSYS 仿真软件,建立等效仿真分析模型,进行有限元分析验证,确保天线主体结构一阶模态大于等于 140 Hz,避免天线结构与卫星星体结构的基频耦合,减小天线组件响应。

通过计算,其前 5 阶模态值如表 1 所示,其对应前两阶模态分布如图 5 和图 6 所示。其中一阶模态

表现为天线底板垂直于板面变形,二阶模态为天线辐射板垂直于板面变形,其值均远远大于中小型卫星平台要求的一阶模态不低于140 Hz的要求,设计满足使用要求。

表1 天线前5阶模态值
Table 1 The first five modal of antenna

模态阶数	模态值/Hz
1	200.15
2	319.87
3	415.42
4	421.74
5	626.14

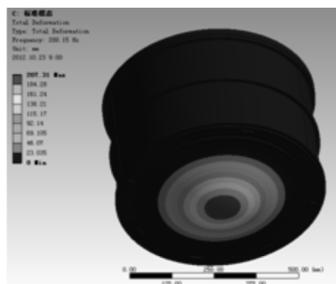


图5 天线底板模态

Fig. 5 The modal of backplane

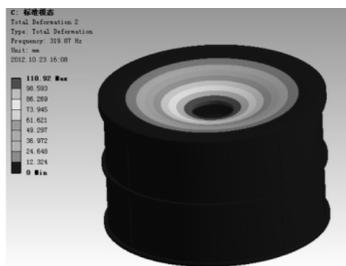


图6 天线辐射板模态

Fig. 6 The modal of radiant panel

4.2 实物环境模拟试验验证

星载产品面临的实际环境是非常复杂的,必须采用一定的环境效应等效,利用地面模拟试验来开展相关试验技术的验证。实际工作中,一般从原材料级及组件级实物产品试验验证两个层面开展实物验证工作。

(1) 材料试验验证^[8-9]

天线为无源设备,紫外辐照、电粒子辐照、材料真空放气试验均可通过材料级试验。借鉴相关单位的材料应用经验,获得相关数据,所使用的材料均能满足航天使用要求。

(2) 实物样品的试验验证

研制生产了该天线的实物样品,实物如图7所示。



图7 实物照片

Fig. 7 Fabricated planar spiral antenna

参照美军标 MIL-STD-1540C《运载器、顶级飞行器、航天器试验要求》及国军标 GJB 1027A-2005《运载器、上面级和航天器环境试验要求》,拟定产品环境试验项目和试验条件。力学试验项目包括正弦振动、随机振动、冲击响应谱、加速度力学环境试验。同时考虑该天线为大型薄壁结构,增加了噪声试验用于检验卫星发射阶段的噪声载荷对天线结构的影响^[10]。热试验项目包括热循环和热真空试验。试验验证表明,该天线满足低轨卫星载荷天线的使用环境要求。

5 结束语

星载天线需经历不同于其他运载平台或地面用天线的环境,即发射环境及空间环境作用,特别是空间环境,天线的设计也就必然涵盖不同的内容及要求。星载天线的设计需重点关注使用环境的兼容能力,即要满足发射的力学环境和空间的真空、热、高能粒子环境,并具有足够的设计余量。通过针对性结构设计措施实施及验证手段,星载天线高可靠性的设计目标是可以达成的,后续通过天线辐射面涂覆热控白漆和背腔外面包裹热控多层措施的施加,可以满足正式上星的要求。

参考文献:

- [1] 刘全,钱祖平,韩振平.一种共形宽带圆极化螺旋天线的设计[J].电讯技术,2011,51(11):94-98.
LIU Zong-quan, QIAN Zu-ping, HAN Zhen-ping. Design of a Conformal Wideband Circularly Polarized Spiral Antenna [J]. Telecommunication Engineering, 2011, 51(11):94-98. (in Chinese)
- [2] 杨放,张朋,郭陈江,等.一种应用于卫星通信地面站的新型单臂螺旋天线及其阵列研究[J].电讯技术,

- 2007,47(2):23-26.
 YANG Fang, ZHANG Peng, GUO Chen-jiang, et al. A Novel Monofilar Spiral Antenna and its Array for Ground Station in Satellite Communication [J]. Telecommunication Engineering, 2007, 47(2): 23-26. (in Chinese)
- [3] 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.
 HUANG Ben-cheng, MA You-li. Space Environment Test Technology of Spacecraft [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [4] 黄本诚, 童靖宇. 空间环境工程学 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2010.
 HUANG Ben-cheng, TONG Jing-yu. Space Environment Engineering [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2010. (in Chinese)
- [5] 曾斌. 航天电子设备结构设计 [J]. 机械电子工程, 2008, 24(5): 5-7.
 ZENG Bin. Structure Design of Spacecraft Electronic Equipment [J]. Electro-Mechanical Engineering, 2008, 24(5): 5-7. (in Chinese)
- [6] 叶云裳. 航天器天线 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
 YE Yun-shang. Space-Vehical Antenna [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007. (in Chinese)
- [7] 王梅, 李明荣, 杨听广. 某星载天线复合材料骨架的动态特性 [J]. 纤维复合材料, 2006 (3): 14-16.
 WANG Mei, LI Ming-rong, YANG Ting-guang. Dynamic Characteristics of Composites Antenna Frame Structure on Satellite [J]. Fiber Composites, 2006 (3): 14-16. (in Chinese)
- [8] 冯伟泉. 航天器材料空间环境适应性评价与认定准则研究 [J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2): 139-143.
 FENG Wei-quan. Evaluation and validation of space environmental applicability of spacecraft materials [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(2): 139-143. (in Chinese)
- [9] 李涛, 易忠, 高鸿. 航天器材料空间环境适应性评价技术 [J]. 装备环境工程, 2012, 9(3): 37-40.
 LI Tao, YI Zhong, GAO Hong. Summarization Space Environmental Worthiness Evaluation Technology for Spacecraft Material [J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(3): 37-40. (in Chinese)
- [10] 向树红. 航天器力学环境试验技术 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2010.
 XIANG Shu-hong. The Test Technology of Spacecraft Mechanics Environment [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2010. (in Chinese)

作者简介:



方伟(1973—),男,四川西昌人,1999年获工学硕士学位,现为高级工程师,主要从事航天电子设备结构设计。

FANG Wei was born in Xichang, Sichuan Province, in 1973. He received the M. S. degree in 1999. He is now a senior engineer. His research concerns structural design of aerospace electronic equipment.

Email: fangw6612@sina.com