

星载缝隙波导微波天线热控方案研究与验证

施哲栋¹, 毛云杰², 景海涛², 曾凡健¹, 翟载腾¹, 腊 栋¹, 王 江¹, 黄卫东²

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 2. 上海航天技术研究院, 上海 201109)

摘 要: 微波天线阵面的热变形是影响在轨指向精度的关键因素, 如何解决大功率器件的散热问题至关重要。某微波天线热耗峰值近万瓦, 在近 20 m² 的全阵面内, 需要保证收发 (TR) 组件的温升和补偿加热器的功耗不能过高。针对某微波天线特有的工作模式和外热流情况, 提出了机械泵驱动流体回路 (MPFL)、双面散热和相变热管 3 种热控方案, 并分析了各自的特点和适用性。为解决天线内部狭小空间的辐射传导耦合问题, 开展了单模块热阻实验分析与优化, 并得到了在轨测试的验证。

关键词: 微波天线; 热阻试验; 热控方案; 大热耗散热; 相变热管; 在轨实验

中图分类号: V 45 **文献标志码:** A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.04.020

Research and Verification of Thermal Control Schemes for Spaceborne Slot Waveguide Microwave Antennas

SHI Zhedong¹, MAO Yunjie², JING Haitai², ZENG Fanjian¹, ZHAI Zaiteng¹, LA Dong¹,

WANG Jiang¹, HUANG Weidong²

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Institute of Aerospace Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: The thermal deformation of microwave antenna array is the key factor affecting the pointing accuracy in orbit, and how to solve the heat dissipation problem of high-power devices is of vital importance. The peak heat consumption of a microwave antenna is nearly 10 000 W. In the full array area of about 20 m², it is necessary to ensure that the temperature rise of the transmitter and receiver (TR) module and the power consumption of the compensation heater are not too high. In view of the special working mode and external heat flow of a microwave antenna, three thermal control schemes, i.e., mechanically pumped fluid loop, double-sided heat dissipation, and phase change heat pipe, are proposed, and their characteristics and applicability are analyzed. In order to solve the problem of radiation and conduction coupling in the narrow space inside the antenna, thermal resistance tests are carried out for the analysis and optimization of single modules. The results show that the three proposed schemes are effective.

Key words: microwave antenna; thermal resistance test; thermal control scheme; large heat dissipation; phase change heat pipe; test in orbit

0 引言

微波天线具备全天时、全天候、高分辨率和宽幅对地观测的优势, 被广泛应用于资源勘测、地形测量和洋流监测等领域^[1-2]。某星载微波天线采用多方位多通道成像体制, 多通道幅相不一致性不仅会使图像产生虚假目标, 而且会使径向运动目标的虚假目标信号更强, 甚至无法有效成像。文

献[3]认为解决元器件高热流密度下的散热难题已经成为相控阵雷达的瓶颈问题。文献[4]从规划传导热阻和风冷对流换热 2 种渠道仿真优化了收发 (Transmitter and Receiver, TR) 组件的均温性。文献[5]提出了应用平板热管、智能热控涂层和基于环路热管 (Loop Heat Pipe, LHP) 的展开式辐射器等方法解决微波天线万瓦级热耗排散的设想。缝隙波导天线效率高、性能稳定、交叉极化

收稿日期: 2021-02-08; 修回日期: 2021-04-17

作者简介: 施哲栋 (1993—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为航天器热控技术。

低,文献[6-7]制备的表面铝光亮阳极氧化热控涂层,吸收率和发射率精度可达0.01。文献[8]针对具有凹槽和缝隙的复杂波导表面等效发射率进行了理论推导、仿真建模和实验测量,认为三者结果基本一致。

本文针对某星载微波天线的在轨环境、结构布局和工作模式,选择缝隙波导对地面作为主散热面^[11-12]。通过对多种方案的比较,采取了相变热管的热控方案来控制天线温度范围和一致性。通过仿真分析了热阻与天线加热器补偿热耗的关系与热阻实验的必要性,并通过热阻实验优化了天线内部的热阻分布情况,并通过了在轨测试的验证。

1 微波天线热控方案比较

某星载微波天线波导面直接对地,通过碳纤维框架和展开机构完成支撑和固定。模块内安装TR组件和延时放大组件等器件,模块外安装功分器、二次电源和波控单元等器件。微波天线热控的主要任务是在满足重量和补偿功耗的前提下,控制天线在轨双侧视下阵面内单机温度的波动范围和一致性。

1.1 机械泵驱动流体回路

机械泵驱动流体回路(Mechanically Pumped Fluid Loop, MPFL)能够高效地收集并排散热量,特别适用于大热耗空间站的主动控温。通过冷板吸收大热耗单机的热量,泵驱动工质循环带走热量,工质流经辐射器时排散热量。MPFL成功地应用于美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)月球车和欧洲航天局(European Space Agency, ESA)的Alphabus通讯卫星,但应用于微波天线的案例较少,主要存在以下弊端:1) MPFL在国内属于新技术领域,各项关键指标仍在确定,可靠性需要在轨数据的支撑;2) 微波天线的主要任务是定标成像,对天线形变精度要求很高,流体回路在不影响载荷精度的前提下安装布局难度较大;3) 微波天线+Z面长期对地外热流稳定,一般作为主散热面,如果流体回路的辐射器安装在天线上,会干扰天线发射与接收信号,如果安装在载荷舱上,又需要考虑载荷平台热控的耦合问题;4) 流体回路包含泵、储液器、温控阀、辐射器、冷板和控制单机,重量一般较大,严重挤占微波天线的资源。

1.2 双面散热

双面散热方案主要是基于天线散热面局限问题提出的方案,传统微波天线只把+Z对地面作为

唯一散热面,-Z面包裹多层隔热组件。双面散热方案取消了一Z面多层隔热组件,在波导背面增加了卫星散热面,在某些特定轨道可以提升卫星的散热能力。但某微波天线的一Z面外热流环境复杂,双面散热方案存在以下弊端:1) 光照期时阳光长期直照,天线如果在光照期开机,相比+Z面散热不仅不能增加天线散热能力,反而因为灌入热量而温度升高;2) 阴影期时相比+Z面散热增加了散热面,用于维持天线温度的补偿加热器热耗上涨;3) 由于一Z面没有多层隔热,星体表面与天线的红外辐射相互影响,不同位置TR的辐照环境不同,导致阵面TR组件的温度一致性变差。

针对双面散热导致阵面TR组件的温度一致性变差的弊端,进行了Thermal Desk软件建模仿真,热模型如图1所示。结果显示,+X侧天线由于星体表面与天线-Z面的多重反射,靠近星体的TR组件温度更高,如图2所示。两侧天线的温差达到了40℃,严重超出了温度一致性指标。该现象是由于在轨星体与天线的相对辐照关系实时变化引起的,热控难度极大。

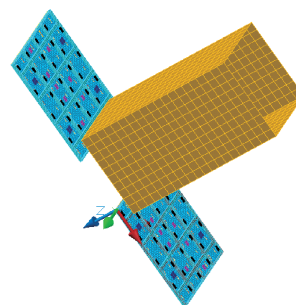


图1 卫星有限元热模型

Fig. 1 Finite element thermal model for satellites

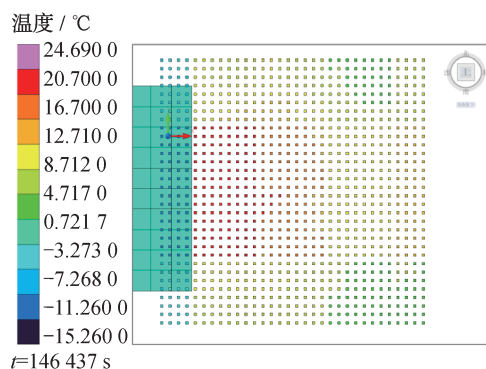


图2 +X侧天线TR组件温度分布图

Fig. 2 Temperature distribution of the TR module of the +X-side antenna

1.3 相变热管

相变储能十分契合微波天线空间狭小的使用环境,同时在常规铝氨热管基础上研制的相变热管解决了温度一致性难题。针对无人机微波天线发热量大和安装空间狭小特点,文献[13]采用热管散热器配合风机组件的方式散热。针对相控阵雷达导引头内 TR 短时高热流散热的问题,文献[14]认为可以使用增大系统质量或者相变储能的方法。文献[15]认为提高相变材料的导热系数和装置的翅片数能够降低热源安装面的温度。文献[16]针对相控阵天线热耗变化模式,采用了液冷+相变储能的快速切换热控方法。

某星载微波天线全阵面 TR 组件均匀分布在 120 个一体化模块上,由于没有有源安装板,无法在模块间安装预埋长热管。同时由于热控质量指标的限制,无法采用增加散热面的方式存储高热流,可以采用蓄热材料进行热控。相变材料较金属材料更具质量优势,但存在液体形态,所以力学性能不佳^[17],在热管中填充相变工质可以解决此类结构可靠性的问题。相变微型热管配合贴在热管上的加热器回路,实现低温工况的热量补偿和控制全阵面 TR 组件的温度一致性。

微波天线使用相变热管前后的温度比较如图 3 所示。天线在第 10 分钟开始工作,天线温度在相同的启动温度 -5°C 附近开始升温。第 17 分钟相变材料开始融化吸收热量,由于融化潜热显著大于显热,在相变作用下天线升温速度明显下降。在相变材料的吸热作用下,天线最高的高温降低了 10°C 。

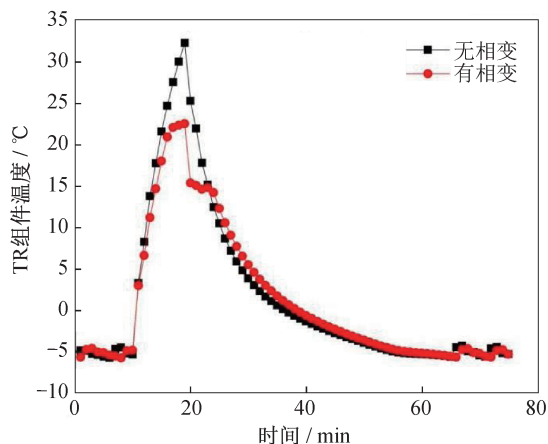


图 3 使用相变热管前后的温度比较

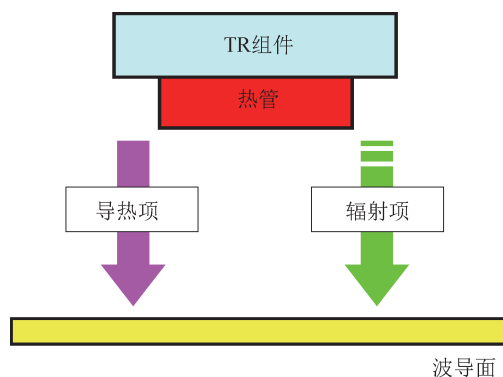
Fig. 3 Temperature comparison before and after using the phase change heat pipe

综上,最终的热控方案采用相变热管,具体为:大功率 TR 组件下方安装双孔铝氨-正十六烷相变微型热管,一方面利用高能质比的相变潜热储存瞬间高热流,抑制 TR 组件工作时的温升;另一方面配合加热器回路实现全阵面单机均温化控制。阵面内单机间安装间隙有限,单机表面采用镀金和黑色阳极氧化的方法改善单机间的辐射换热,结构安装板采用局部喷涂 E51-M 黑漆改善单机与波导间的辐射换热。阵面内产生的大热耗通过缝隙波导对地面辐射出去,其余面包裹导电型 F46 薄膜镀银二次表面镜多层隔热组件。

2 单模块热阻实验研究

2.1 实验必要性分析

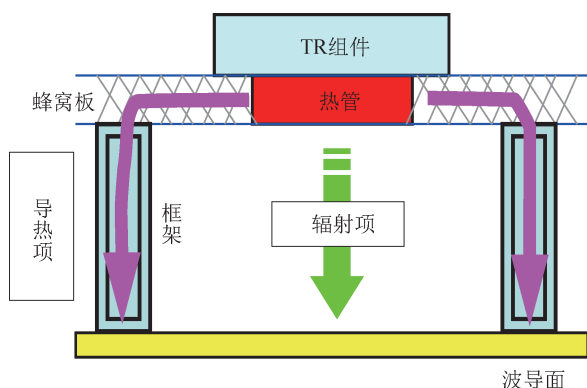
微波天线内部单机结构复杂,需要热阻实验评估传导热阻。文献[9]通过规划 TR 组件与冷板之间的接触热阻和传导热阻,控制了相控阵天线 TR 组件的最高温和均温性。一般卫星微波天线的模块组件安装在有源板上(例如高分三号卫星^[10]),有源板与波导间隔着碳纤维框架,有源板和框架导热性很差,所以导热热阻极大,完全被辐射热阻旁路,没有做热阻测试的必要性。而某星载微波天线一体化天线模块内组件直接安装在天线波导背面,其中安装脚通过螺钉与结构板金属连接,组件上的连接器直插在波导内,之间导热热阻较小,导致组件与波导间的温差较小。因此加热器的功耗有一部分传导到波导上,波导温度也随之升高,需要更多的热控功耗来控制组件的温度。热阻模式的差异如图 4 所示。



(a) 某星载微波天线

图 4 热阻模式的差异

Fig. 4 Differences in the thermal resistance patterns



(b) 其他

续图 4 热阻模式的差异

Continued fig. 4 Differences in the thermal resistance patterns

导热热阻直接影响温度指标和热控功耗指标,需要对温度和热控功耗进行敏感度分析,如图 5 和图 6 所示。通过分析可知,热阻的不确定度会造成 13°C 的温度变化和 400 W 的热控功耗偏差。

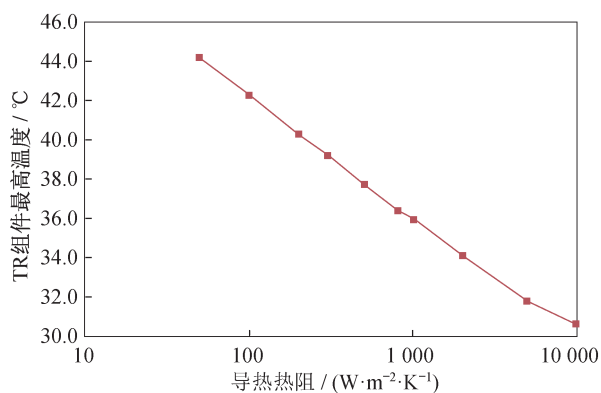


图 5 TR 组件最高温随导热热阻的变化曲线

Fig. 5 Variation curve of the maximum temperature of the TR module with the thermal conduction resistance

2.2 实验原理及方法

一体化天线模块+Z面朝上,平卧在实验台架上,天线-Z面包多层隔热组件,模块与实验台架之间间距 300 mm ,用环氧玻璃布棒(直径 15 mm)支撑,一端与模块螺纹连接,另一端配安装脚站立在实验台架上,每个安装脚用 M8 螺栓现场配打固定。支撑杆外包装覆 15 层多层隔热组件,并粘贴测温热电偶监测支撑杆的温度,如图 7 所示。天线结构件和部件上粘贴测温热电偶以获得温度分布。天线对地面(+Z面)用加热器模拟外热流,多层表面外热

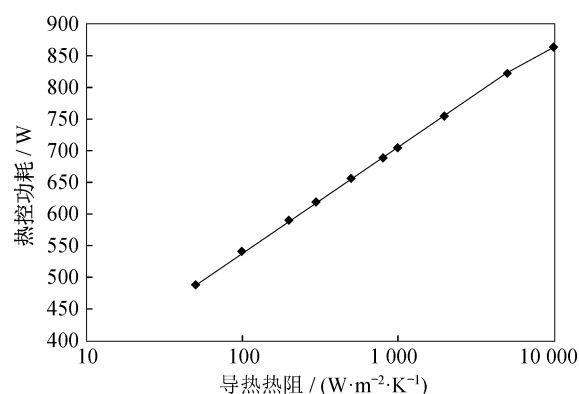


图 6 热控功耗随导热热阻的变化曲线

Fig. 6 Variation curve of the thermal control power consumption with the thermal conduction resistance

流粘贴加热器模拟。一体化天线模块模拟件热源加热器、热控控温加热器、外热流模拟加热器分别通过转接电缆连到真空罐外,用程控电源和软件进行控制;测温热电偶通过电缆和接插件连到真空罐外,用地面设备进行采集并通过计算机显示。

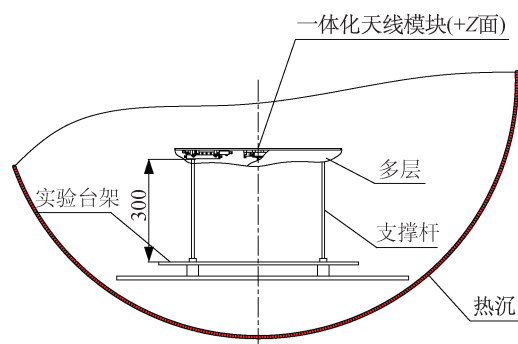


图 7 KM 1.5 真空罐内模块实验状态(剖面)

Fig. 7 Schematic diagram for tests within the KM 1.5 vacuum tank (profile map)

2.3 实验件状态分析

实验件共 3 个模块,热控状态对比见表 1。相对于模块 1,模块 2 减小了热管、延时放大组件、功分器与结构板间的辐射,消除了热管安装脚与波导的导热,但增加了 BMA 盲插件的导热。相对于模块 1,模块 3 增大了波导发射率。

2.4 实验结果分析

在每一个模块 TR 组件和延时放大组件上施加每轨工作 3、5、7 和 9 min 的一轨平均热耗,稳态温度结果见表 2。

表 1 实验件的热控状态对比

Tab. 1 Comparison of the thermal control states of the test modules

项目	模块 1	模块 2	模块 3
波导发射率	0.38	0.38	0.68
热管与波导接触	安装脚	无	安装脚
TR 与热管接触	垫铜箔	垫铜箔	垫铜箔
热管表面涂层	黑漆	本色	黑漆
热管下方结构板涂层	黑漆	镀铝膜	黑漆
延时放大器下方结构板涂层	黑漆	镀铝膜	黑漆
TR 盲插件	无	有	无
功分器表面涂层	黑漆	导电氧化	黑漆

表 2 温差实验结果(°C)

Tab. 2 Results of the difference in temperature (°C)

实验件	指标	3 min	5 min	7 min	9 min
模块 1	TR	-27.3	-20.7	-14.9	-6.7
	热管	-27.3	-20.8	-15.0	-6.8
	结构板	-30.8	-26.3	-22.3	-16.6
	功分	-30.9	-26.3	-22.2	-16.4
	延时	-29.1	-23.3	-19.3	-14.0
	热管到结构板温差	3.5	5.5	7.3	9.8
	延时到结构板温差	1.7	3.0	3.0	2.6
模块 2	TR	-25.9	-20.0	-14.6	-7.2
	热管	-25.6	-19.8	-14.5	-7.1
	结构板	-28.2	-23.6	-19.3	-13.7
	功分	-27.7	-23.0	-18.7	-13.1
	延时	-25.1	-18.7	-14.5	-9.2
	热管到结构板温差	2.6	3.8	4.8	6.6
	延时到结构板温差	3.1	4.9	4.8	4.5
模块 3	TR	-19.9	-15.7	-10.1	-6.9
	热管	-19.5	-15.4	-9.9	-6.7
	结构板	-23.0	-20.8	-17.7	-16.0
	功分	-22.9	-20.5	-17.2	-15.4
	延时	-20.9	-17.4	-14.1	-12.7
	热管到结构板温差	3.5	5.4	7.8	9.3
	延时到结构板温差	2.1	3.4	3.6	3.3

从实验结果可知:

1) 模块 1 和模块 3 内热管到结构板的温差和延时到结构板温差基本一致,因为其内部热实施状态完全一致,与波导表面涂层辐射属性无关。

2) 比较模块 1 和模块 2,模块 1 TR 组件到结构板的温差比模块 2 大 40%~50%,模块 1 延时放大组件到结构板的温差比模块 2 小 40% 左右。定性分析,模块 2 内虽然热管与结构板不接触,而且表面未喷漆,结构板相对位置还贴镀铝膜,但每排 TR 组件安装了 8 个 BMA 接插件,因此导热增强,温差减小;模块 2 的延时下方位置粘贴镀铝膜,因此辐射传热被削弱,温差变大。

3) 模块内功分器与结构板温度基本一致,主要是因为功分器不发热,温度与安装面温度接近。

针对 TR 组件与结构板间的温差,经定量分析其热阻见表 3 和图 8。从热阻实验结果分析,整排 TR 组件(含热管)到结构板的热阻偏小,原先设计中 TR 组件到结构板的温差 15.0 °C,目前实验结果为 6.6 °C,会导致需要更多的热控功耗来维持 TR 组件-5.0 °C 启动。热阻偏小的原因有 2 点:① 各安装面间的接触热阻比预计的小;② BMA 接插件热阻比预计的小。

表 3 TR 组件到结构板热阻对比

Tab. 3 Thermal resistance from the TR module to the structural slab

编号	传热路径	热阻/(C·W ⁻¹)
A	TR 组件单个安装脚到结构板	119
B	单个 BMA 接插件	33
C	模块 1 整排 TR(含热管)到结构板	5.41
D	模块 2 整排 TR(含热管)到结构板	2.70

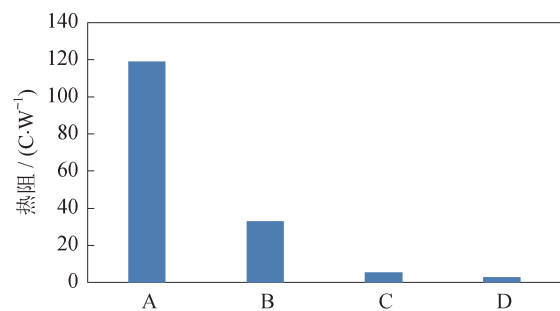


图 8 TR 组件到结构板热阻对比

Fig. 8 Comparison of the thermal resistance from the TR module to the structural slab

模块 2 中热管与结构板不接触,没有导热,TR 组件总热阻为 7.44 C/W, BMA 接插件总热阻为 4.13 C/W, 2 热阻并联后整排 TR(含热管)到结构板的总热阻为 2.7 C/W, 因此 BMA 热阻占较大一部分。增加 BMA 热阻对减小功耗最明显。经分析,

在 BMA 接插件法兰安装面安装厚度为 1 mm 玻璃铜垫片后,热控补偿功耗减少了 140 W,各单机温度指标仍然满足要求,具体变化见表 4。

表 4 方案变化前后的指标比较
Tab. 4 Comparison of different schemes

模式	组件名称	方案变化前	方案变化后
右侧视天线 工作 9 min/轨	TR 组件/℃	-3.7~20.6	-2.4~23.7
	功分器/℃	-4.2~-2.5	-4.0~-1.6
	结构板/℃	-5.4~-0.3	-5.2~-1.8
右侧视天线不工作	TR 组件/℃	-5.5	-5.0
	功分器/℃	-13.5	-18.1
	结构板/℃	-13.7	-18.5
热控功耗/W		800	660

3 微波天线在轨测试验证

在轨测试结果见表 5,微波天线内部的器件温度值满足指标要求,相变热管能够有效地控制器件温度,热阻优化后的天线加热器补偿功耗符合预期,星载缝隙波导微波天线热控方案可行。

表 5 微波天线在轨测试温度
Tab. 5 Results of the heat balance tests in orbit

组件	高温工况		指标满足情况
	最低温	最高温	
TR 组件/℃	-5.8	20.0	满足
延时放大组件/℃	-4.9	6.7	满足
波导天线/℃	-4.7	0	满足
天线框架/℃	-23.3	6.5	满足
TR 组件温升/℃	26		满足
补偿加热器功耗/W	656		满足

4 结束语

本文针对某星载缝隙波导微波天线大阵面高热耗下的热控需求,通过调研分析比较了 MPFL、双面散热和相变热管 3 种热控方案,通过热阻实验优化了微波天线内部单机接触热阻方案。在轨测试结果表明,星载缝隙波导微波天线热控方案合理可行。

参考文献

- [1] 谢辉,赵强,曾祥能.合成孔径雷达技术应用于星载平台的现状与发展[J].舰船电子对抗,2019,42(1):6-9.
- [2] 陈宇,李钰,陈丽,等.卫星天线反射面板热形变面形误差检测方法[J].上海航天(中英文),2020,37(4):117-127.
- [3] 平丽浩.雷达热控技术现状及发展方向[J].现代雷达,2009,31(5):1-6.
- [4] 常文凯,胡龙飞,贺奎尚,等.风冷有源相控阵天线热设计[J].电子机械工程,2018,34(6):17-21.
- [5] 守利,苏力争,钟剑锋.星载 SAR 天线热控技术现状及发展趋势[J].电子机械工程,2013,29(6):6-13.
- [6] 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.
- [7] 吴晓霞,胡江华,卢海燕.铝合金裂缝波导天线热控膜制备技术[J].电子科技,2015,28(8):164-166.
- [8] 张晶晶,曾凡健,王江,等.裂缝波导天线等效发射率计算与测量方法[C]//第十二届空间热物理会议.北京:中国宇航学会飞行器总体专业委员会,2015:514.
- [9] 常文,胡龙飞,贺奎尚,等.风冷有源相控阵天线热设计[J].电子机械工程,2018,34(6):17-21.
- [10] 张传强,孟恒辉,耿利寅,等.星载平板有源 SAR 天线热设计与验证[J].航天器工程,2017,26(6):99-105.
- [11] 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.
- [12] 倪勇,李建新,陈辉,等.星载 SAR 相控阵天线一体化热设计[J].现代雷达,2016,38(4):60-63.
- [13] 刘晓红,崔二光.某无人机 SAR 天线系统的热设计[J].电子机械工程,2014,30(3):12-15.
- [14] 王虎军.弹载相控阵雷达导引头热控设计研究[J].机械与电子,2018,36(6):37-40.
- [15] 何智航.某弹载天线热管 PCM 热控装置参数分析[J].航天器环境工程,2019,36(1):33-39.
- [16] 郑雪晓.一种弹载相控阵天线多工况快速切换热控方法[J].电讯技术,2014,54(4):513-517.
- [17] 朱尚龙,刘欣,刘小旭,等.基于铜蓄热的 Ka 频段相控阵天线热控技术研究[J].载人航天,2018,24(2):202-207.