

星载高功率固态功放关键技术与实验研究

武小坡* 赵海洋 奚松涛
(南京电子技术研究所 南京 210039)

摘要: 该文结合某星载集中式固态发射机的高功率固态功率放大器,从星载应用着手,重点从高功率密度热设计、微放电防护设计、电磁兼容性设计等方面介绍了星载高功率固态功放关键性技术的设计方法,并且通过相关的真空环境试验验证了功率放大器组件设计方法的正确性和真空环境适应性。

关键词: 星载; 高功率固态功放; 热设计; 微放电防护设计; 电磁兼容性设计

中图分类号: TN722.7+5; TN834

文献标识码: A

文章编号: 2095-283X(2014)03-0288-07

DOI: 10.3724/SP.J.1300.2014.13103

Investigation on Satellite-borne High-power Solid-state Power Amplifier Technology and Experiment

Wu Xiao-po Zhao Hai-yang Xi Song-tao
(Nanjing Research Institute of Electronics Technology, Nanjing 210039, China)

Abstract: Based on the research and development efforts of satellite-borne lumped solid-state transmitters, the design of a satellite-borne high-power microwave amplifier module is introduced. Focusing on satellite-borne applications, aspects of the high-power density thermal design, multipactor proof design, EMC design and so on, which are critical technologies for a solid-state power amplifier, are discussed. Subsequently, experiments are used to verify the concept.

Key words: Satellite-borne; High power solid-state power amplifier; Thermal design; Multipactor-proofing design; EMC design

1 引言

随着固态技术的不断发展,越来越多的星载微波载荷采用了固态发射技术。固态发射技术具有高可靠性、高效率、高功率等优点,契合了星载设备小体积轻量化的要求而受到众多卫星研制单位的青睐。由于星载的特殊环境要求和不可维护性,传统的固态发射技术还需要针对空间环境开展更多适应性研究。本文介绍了已经成功在轨运行的某星载高功率固态功放的关键技术设计和试验攻关,该功放工作于S波段,峰值输出功率在500W以上,是目前峰值功率最高,热流密度最大的星载微波组件。

2 星载高功率固态功放的关键技术设计

星载高功率固态功放是一个基于大功率固态器件的复杂微波设备,射频部分由3级功放级联输出大功率信号,同时还具有可以实现DC变换的供配电单元以及实时监测工作状态的检测单元。该固态功放

采用集中式体制工作,功率增益在40dB以上,内部电原理见图1。

星载高功率固态功放的复杂电路特性和大功率特征,使得其在星载应用环境下必须着重考虑高功率密度热设计、微放电防护设计、静电防护设计以及电磁兼容设计等关键技术问题,本文从如下几方面着手开展研究并取得了成果。

(1) 高功率密度热设计

星载高功率固态功放中各级放大器的核心器件——功率晶体管均为高热耗器件,特别是末级的大功率晶体管,其平均热耗在17W以上,是功放中最大的热源。此外功放中的吸收负载在正常情况下也有约为10W的热耗,在极限情况下更可达50W,也是需要重点关注的热源器件。表1为固态功放内部主要元器件的热耗。

由于是星载应用,固态功放在热设计上无法采用常规的水冷或者风冷,仅能利用卫星安装板及框架进行热量的传导和辐射。基于卫星舱内工作条件,采用FLOTHERM热分析软件对整个功放进行热流密度仿真分析,建立模型模拟功放安装在+40°C(最高工作温度)的温控板上,仿真功放连续工作数

2013-11-06 收到, 2014-04-28 改回; 2014-05-04 网络优先出版

国家重大专项资助课题

*通信作者: 武小坡 wxp0220@sina.com

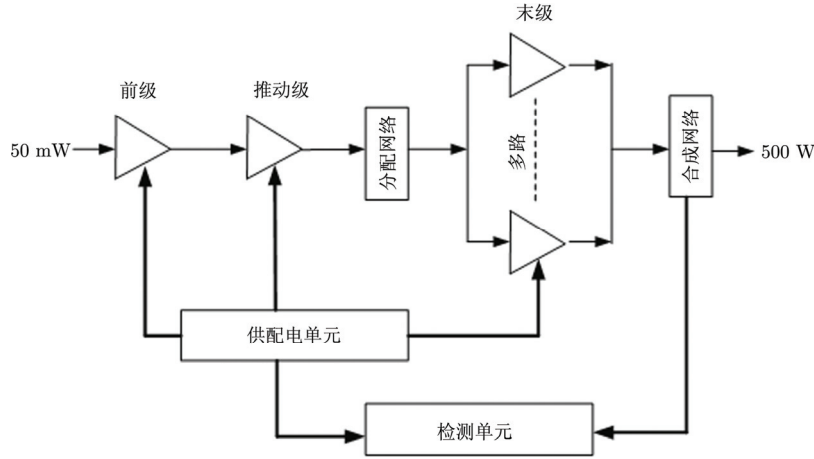


图 1 星载高功率固态功放电原理框图

Fig. 1 Circuit principle diagram of satelliteborne high power solid state PA

表 1 星载高功率固态功放主要元器件热耗

Tab. 1 Main devices and elements heat consumption in satelliteborne high power solid state PA

元器件名称	热耗(W)	I 级降额设计要求 (°C)
隔离器	7.9	70
功率晶体管	17	115 (结温)
功放模块	4	70 (结温)
稳压器	2.5	80
负载	10	70

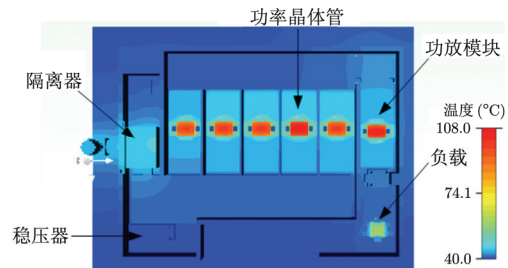


图 2 固态功放热流密度仿真

Fig. 2 Solid state PA thermal flow density simulation

个任务周期后达到热平衡时的热流密度，分析模型适当简化删除了一些几何特征有利于提高热分析精度，对整个温度场的分布不会有影响。

从图 2 可见，固态功放在工作中功率晶体管的最高壳温已达 108°C，通过计算此时功率晶体管的结温已达 145°C，大大超过 I 级降额的要求，不适用星载应用。为了满足热设计要求，需要针对不同热耗的器件采取不同的措施，通过减小热阻、增大热容等手段力争将功放上的热量尽可能高效率地传

导至星体安装面。采用的热控措施如表 2 所示。

进行热设计优化后，采用 FLOTHERM 热分析软件对功放再次进行仿真，仿真结果如图 3，表 3 所示。

(2) 微放电防护设计

微放电效应是指在真空中游离的自由电子在外加射频场加速下产生了二次电子倍增直到发生雪崩效应，建立的必要条件有：①真空，②存在自由电子，③二次电子渡越时间为射频信号半周期的奇数

表 2 星载高功率固态功放热控措施

Tab. 2 Satelliteborne high power solid state PA heat control measures

元器件名称	散热路径	散热措施
隔离器	传导与辐射	直接安装在壳体上，热量传导至壳体
功率晶体管	传导与辐射	直接安装在壳体上，热量传导至壳体
功放模块	传导与辐射	在模块底部垫一层绝缘导热层，增加传导能力
稳压器	传导与辐射	直接安装在壳体上，在其底部垫一层绝缘导热胶片，增加导热性能
负载	传导与辐射	热量传导至壳体，且非正常工作状态时，电阻器最大热耗为 50 W，一般正常工作时，热耗为 10 W

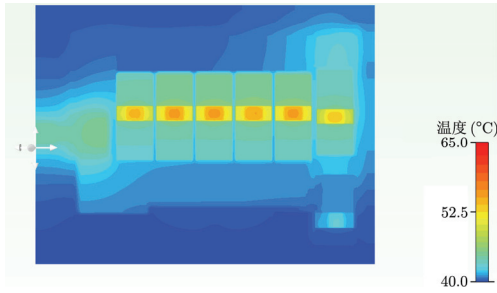


图3 热设计优化后固态功放热流密度仿真

Fig. 3 Solid state PA thermal flow density simulation with optimized thermal design

表3 固态功放内部主要元器件优化前后的仿真温度

Tab. 3 Main devices and elements simulated temperature before and after optimization in solid state PA

元器件名称	热功耗(W)	优化前(°C)	优化后(°C)	I级降额标准(°C)	是否满足I级降额
隔离器	7.9	50.1	44.8	70	是
功率晶体管	17	145	101.7	115(结温)	是
功放模块	4	85.5	65.8	70(结温)	是
稳压器	2.5	45.9	39.5	80	是
负载	10	57.2	47.6	70	是

$$V_f = \frac{k}{k-1} \times \frac{2eE}{m} \cos \varphi \quad (2)$$

其中 φ 是发生次级电子发射的时间相位角度, m , e 为电子的质量和电荷量, $k = V_f / V_s$ 是电子终端电压与发射电压之比(常数)^[2]。

对式(1)第2次积分,它给出电子2次倍增的击穿电压 V :

$$V = \frac{4\pi^2 (f \times d)^2}{(e/m)\Phi} \quad (3)$$

$$\Phi = \frac{k+1}{k-1} (2n-1)\pi \cos \varphi + 2 \sin \varphi \quad (4)$$

已知 k , φ 为常数, f 为工作频率, d 为两平板间的距离(即间隙尺寸)。由式(3)可知,击穿电压 V 仅与 $f \times d$ 的积成正比,而工作频率 f 取决于任务,间隙尺寸 d 就是在确定任务的条件下唯一与微放电阈值电平正相关的参数了。图4所示为平行板间可能发生微放电的区域^[3]。

对于星载固态功放而言,为了提高微放电阈值就需要消除功放电路中的间隙,避免自由电子的运动和倍增,结构却无法实现的,或者尽量扩大间隙尺寸,可是却会增大功放的体积重量,也是星载设备无法容忍的。

从微放电建立的必要条件进行分析,自由电子在外加射频场下的运动是导致电子倍增的原因,于是按微波的扩散击穿控制机理可知

倍^[1]。星载环境下应用的微波高功率设备基本上不可避免地满足了微放电效应建立的必要条件,所以如何有效地进行微放电防护是星载微波功率设备普遍面对的一道难题。

考虑到复合渡越时间模式,从两平板间的电子运动方程开始进行分析

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = eE \sin(\omega t + \varphi) \quad (1)$$

对式(1)的末级积分,即可得出电子到达平行板相反电极的终端电压:

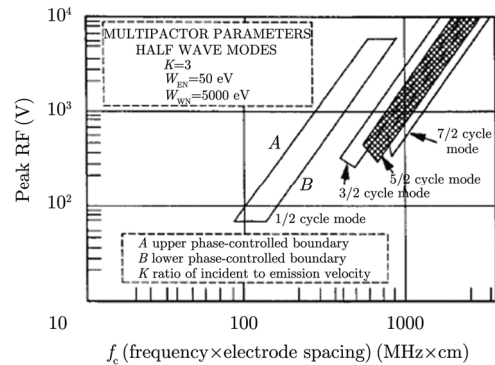


图4 平行板间可能发生微放电的区域

Fig. 4 Possible multipactor areas between parallel-plate

$$F = m_e a = m_e \frac{dv_e}{dt} = q_e E_0 \cos \omega t \quad (5)$$

式中: F 为电磁力, m_e , q_e , a , v_e 为电子的质量, 电荷量, 加速度和瞬时速度, E_0 为电场强度, ω 为频率, 积分后得出自由电子在电场作用下的运动距离 L 为:

$$v_e = \frac{E_0 q_e}{m_e \omega} \sin \omega t \quad (6)$$

$$L = \int_0^{T/2} v_e dt = \frac{E_0 q_e}{m_e \omega} \int_0^{T/2} \sin \omega t dt = \frac{2E_0 q_e}{m_e \omega} \quad (7)$$

式中: q_e / m_e 为常数 1.76×10^{11} C/kg。

当自由电子的运动距离 L 大于星载功放内部的

间隙尺寸 d , 且电子渡越时间正好是电场半周期的奇数倍时, 极易诱发微放电。从前面的论述已经得出, 星载功放内的间隙尺寸 d 受到电路设计和设备小型化的限制, 难以消除或无限增大, 那么自由电子的运动距离 L 就是是否诱发微放电效应的关键因素。根据式(7), $q_e/m_e, \omega$ 均为常数, 运动距离 L 只与电场强度 E_0 成正比。这样就可以得出, 如果需要降低整个星载固态功放的微放电风险, 提高微放电阈值, 就是要尽可能地降低功放内部的辐射场强 E_0 。

对星载高功率固态功放进行全面的场仿真, 其仿真结果可见图 5。因为采用了开放式的微带电路和较高的峰值载波功率, 功放的总输出端存在最大的辐射场强, 该处是多路大功率的耦合点, 且无源器件之间的连接存在结构缝隙, 微波信号的传输连续性不佳, 该处的高场强必然导致自由电子的运动距离增大, 是整个功放内部最易发生微放电的部位。

在微带电路上传输大功率信号时, 功率传输的连续性相当重要, 一旦存在较大的间隙就会造成驻波恶化、谐振、失配等现象, 于是反射功率和耦合信号在空间叠加造成很高的辐射场强从而很容易发生微放电。星载高功率固态功放中, 内部电路布局紧密, 但由于无法采用一体化成形设计, 不同微波器件之间难免存在缝隙, 从而产生了不连续。固态功放是输出峰值功率超过 500 W 的大功率设备, 需要重点优化内部场强较大处的微波传输性能。

现采用了一种跨接特制金属片的方式来实现性能的优化。设计中在固态功放输出端均加装了特制金属片, 加装的金属片采用良好导电材料制作, 并进行封胶处理。同样地, 对功放内部其它需要优化的部分也采用了类似的处理方式。

对加装金属片后的固态功放进行场仿真, 结果如图 6 和表 4 所示。

由图 6 和表 4 可见, 固态功放的内部电场强度明显下降, 这样使得自由电子的运动距离得到了有效约束, 该项措施在不影响固态功放的电性能和体

表 4 星载高功率固态功放优化前后仿真结果

Tab. 4 Satelliteborne high power solid state PA simulation results before and after optimization

状态	平均场强(V/m)
优化前	4.3486e ³
优化后	2.0444e ²

注: 表中数据为功放输出端仿真值

积重量的前提下等效扩大了间隔尺寸, 相对提高了微放电阈值。

(3) 电磁兼容设计

星载高功率固态功放内部的电信号较复杂, 存在着高频电路和低频电路以及数字电路和模拟电路, 加上结构尺寸上的限制, 很难做到物理隔离, 这样就会存在着各种电磁干扰。固态功放内各级放大器是以微带电路进行匹配和传输, 微带电路上方的开放空间会导致功率信号的空间耦合, 使得微带电路之间或者微带电路与低频电路之间存在互耦和串扰, 尤其是功率量级最高的末级放大器, 大功率的射频信号与直流电源、数字控制信号混存, 相互之间叠加的干扰显得尤为严重。

此外, 由于卫星天线时常暴露在空间环境下, 太空中的沉降粒子会使得天线表面充电至高电位, 当累积到一定程度之后, 充电电压超过介质本身的放电阈值将发生静电放电现象, 产生的数千伏高压电通过馈电网络直接导入固态功放, 对固态功放将是毁灭性的打击, 星载高功率固态功放的电磁兼容问题必须重点关注。

基于以上这些问题, 在整个功放的电磁兼容设计中特别考虑了以下几点:

(1) 接地

良好的接地是为了抑制电流流经公共地线时所产生的耦合干扰以及地电流环路所形成的耦合干扰。在接地设计中, 微波电路和低频电路是要区别对待的。微波电路对接地性能的好坏极为敏感, 一

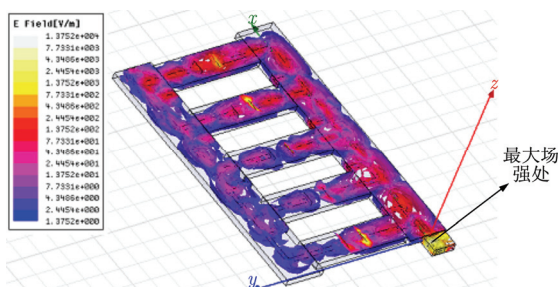


图 5 星载高功率固态功放场仿真
Fig. 5 Satelliteborne high power solid state PA field simulation

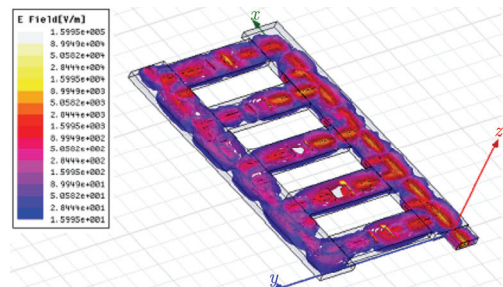


图 6 星载高功率固态功放优化后场仿真
Fig. 6 Satelliteborne high power solid state PA field simulation after optimization

且接地阻抗变大, 电路就演变成了天线, 于是在设计中对微波电路全面采用多点接地的手段以消除共阻抗耦合干扰。另外为了保证接地阻抗尽可能小, 要求电路中所有微波模块的底面平面度必须小于 0.1 以减小接触电阻, 同时对固定微波模块的螺钉要求均匀分布, 其间距应满足:

$$S < \frac{\lambda}{4} \quad (8)$$

以 S 波段工作频率按 3 GHz 计算, 为了保证良好的接地, 安装螺钉的间距应小于 100 mm, 实际选取约 10~25 mm。低频电路的接地方式主要采用单点接地, 以避免形成地回路。

(2) 谐振腔

星载高功率固态功放的各级放大器封闭在狭小的金属腔体内, 如果金属腔体的尺寸选择不适当, 空间辐射出来的微波信号将在腔体内部不断反射最终引起谐振, 造成大功率晶体管过占空比或连续波工作, 以致器件烧毁^[4]。

通常采用粘贴吸波材料的手段来衰减空间中的耦合信号减轻谐振, 此外还需要通过合理的腔体设计来进一步优化结构, 解决电路谐振的问题^[5]。为了解决空间耦合信号, 星载高功率固态功放内的各级放大器均放置在相对独立的腔体中, 腔体采用导电性良好的金属材料制作, 各个腔体不共用盖板, 以取得更好的屏蔽效果。但是, 放置放大器的矩形腔体在加上盖板后一定程度上就形成了谐振腔, 微带电路上寄生的高次模为谐振提供了条件^[6]。矩形腔体在谐振后的电磁场分布为:

$$\left. \begin{aligned} E_y &= -\frac{2\omega\mu\alpha}{\pi} H_0 \sin\left(\frac{\pi}{a}x\right) \sin\left(\frac{\pi}{b}z\right) \\ H_x &= j\frac{2\alpha}{l} H_0 \sin\left(\frac{\pi}{a}x\right) \cos\left(\frac{\pi}{b}z\right) \\ H_z &= -2jH_0 \cos\left(\frac{\pi}{a}x\right) \sin\left(\frac{\pi}{b}z\right) \\ E_x &= E_z = H_y = 0 \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

对固态功放而言, 内部放大链中各个腔体内都存在电场、磁场的分量, 这些分量与谐振腔模式下分布场的幅相一致时, 就发生了谐振, 对应的谐振频率 f 有:

$$f = \frac{c}{2} \times \sqrt{\frac{1}{a^2} + \frac{1}{b^2}} \quad (10)$$

式中 c 为光速, a 为腔体的宽, b 为腔体的长。

通过式(10)就可以计算出腔体的谐振频率, 从而根据工作频率改变腔体的结构尺寸, 使得放大器的工作频率远离谐振频率, 再配合吸波材料的使用, 模拟开放空间的场边界条件, 可以大大降低谐振的发生概率。

(3) 静电放电

静电放电效应包含两种传播途径: 传导和辐射。对星载高功率固态功放来说, 空间中带电粒子注入天线形成诱导电流, 随后经过馈网传导至固态功放, 传导模式是静电放电产生的主要途径^[7]。诱导电流通常为脉冲形式, 脉宽可达数微秒, 在脉冲接收回路中激起的瞬态过程中伴随着幅度衰减形成振铃波, 其衰减振荡特性与整个放电回路的阻抗特性相关, 诱导电流波形如图 7 所示。

由基尔霍夫电压定律可以计算出诱导电流为:

$$I = -V(t)e^{\delta} \sin \omega t / \omega L \quad (11)$$

式中 $\delta = R/2L$, $\omega^2 = 1/LC - (R/2L)^2$, R 为回路的特征阻抗, 一般取 50Ω 。

在星载高功率固态功放中, 对诱导电流最敏感的就是微波功率晶体管, 为了保护微波功率晶体管不受静电效应损伤, 设计必要的低损耗放电回路是必要的。

在固态功放中, 通过增加隔离电容和短路线的手段来规避静电放电所造成的风险, 静电放电回路如图 8 所示。

当诱导电流从天线导入后, 在星载高功率组件内部存在两个放电回路。回路 1 中的电流通过电感短路到地, 回路 2 中的电流被微波功率晶体管后端的隔直电容阻断, 不会对功率晶体管造成损伤, 隔直电容的耐压值在 1000 V 以上, 保证了即使高压

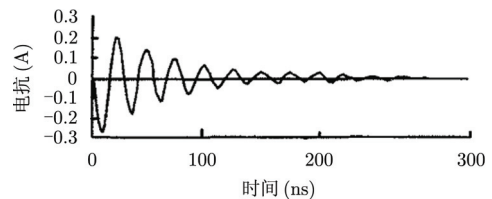


图7 诱导电流振荡波形

Fig. 7 Induced current oscillating waveform

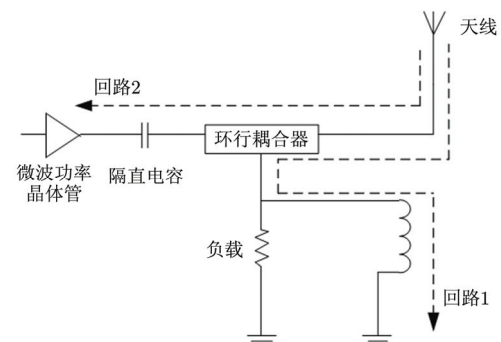


图8 星载高功率固态功放静电放电回路

Fig. 8 Satelliteborne high power solid state PA electrostatic discharge loop

静电放电也可不会被击穿。该放电回路的设计可以有效保护微波功率晶体管不受静电放电效应的影响，经试验验证可耐受高压静电放电。

3 试验验证

3.1 检测方法

根据上述手段设计出的星载高功率固态功放，其热设计、微放电阈值、电磁兼容性等是否满足空间环境的要求是不能完全确定的。而且工程应用中，生产、加工、装配、调试、运输等都会影响最终产品的状态，因此，必须对固态功放进行全面的空间环境试验验证。

根据需要验证的试验种类，搭建了完整的真空环境试验验证系统。在这个验证系统中，采用高压冷阴极自由电子源来激发足够的自由电子诱发微放电，在固态功放的输入端连接专用的微放电监测系

统实时监测。另外通过在固态功放上粘贴热电偶的方式检测各个关键器件的工作温度，并利用耦合信号监测固态功放的全温电性能稳定性，确认电磁兼容设计的有效性。该试验能够考核和验证星载高功率固态功放的真空环境适应性，试验框图如图9所示。

3.2 试验结果

星载高功率固态功放在真空试验中的热设计实测数据见表5，微放电验证数据见表6，电磁兼容性验证数据见表7。

4 结论

本文从热设计、微放电防护设计、电磁兼容设计等方面阐述了星载高功率固态功放的关键技术及其解决方法。本高功率固态功放的成功研制，实现了S波段最大功率的星载固态功放，并成功装备于SAR 固态发射机随整星开展应用。

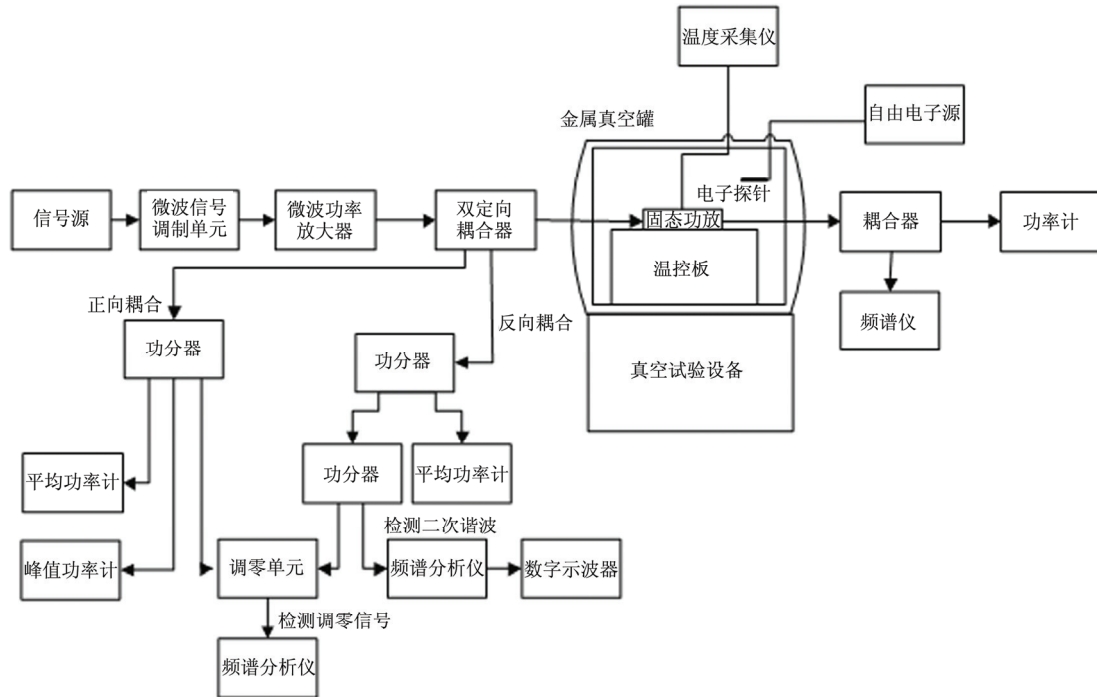


图 9 星载高功率固态功放真空环境试验框图

Fig. 9 Vacuum environment experiment diagram of satelliteborne high power solid state PA

表 5 固态功放真空环境试验数据 1

Tab. 5 Vacuum environment experiment data 1 of solid state PA

元器件名称	监测温度(最大值) (°C)	I 级降额要求 (°C)	是否满足 I 级降额
隔离器	46.9	70	是
功率晶体管	99.5 (结温)	115	是
功放模块	58.6(结温)	70	是
稳压器	45.5	80	是
负载	49.9	70	是

表 6 固态功放真空环境试验数据 2

Tab. 6 Vacuum environment experiment data 2 of solid state PA

工作频率	峰值功率(W)	是否微放电
f_1 (低端频点)	515	否
f_2 (中心频点)	526	否
f_3 (高端频点)	513	否

注：试验温度：40°C，真空度：1.3 × 10⁻⁴ Pa

表7 固态功放真空环境试验数据3

Tab. 7 Vacuum environment experiment data 3 of solid state PA

工作频率	真空度: 1.3×10^{-4} Pa					
	-15°C		20°C		40°C	
	杂散抑制(dBc)	谐波(dBc)	杂散抑制(dBc)	谐波(dBc)	杂散抑制(dBc)	谐波(dBc)
f_1 (低端频点)	61	32	64	31	63	33
f_2 (中心频点)	64	34	65	31	63	34
f_3 (高端频点)	65	32	66	32	65	35

参考文献

- [1] 邓云伯. 固态平面电路的抗微放电技术[J]. 微波学报, 2007, 23(B08): 120-122.
Deng Yun-bo. Anti-multipaction technology of the solid state planar circuit[J]. *Journal of Microwaves*, 2007, 23(B08): 120-122.
- [2] 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, 5(5): 1-5, 12.
Cao Gui-ming and Wang Ji-qin. Multipactor in microwave system in space[J]. *Journal of Astronautic Metrology and Measurement*, 2002, 5(5): 1-5, 12.
- [3] ECSS-E-20-01A[S]. Space Engineering Multipaction Design and Test, 5 May 2003.
- [4] 王玉田, 张友. 星用固放电磁兼容设计[J]. 半导体情报, 1999, 36(4): 59-61, 50.
Wang Yu-tian and Zhang You. EMC design in satellite solid state power amplifier[J]. *Semiconductor Information*, 1999, 36(4): 59-61, 50.
- [5] 乔艳红. 固态发射机功放组件的电磁兼容性设计[J]. 现代电子, 2002, (2): 13-16.
Qiao Yan-hong. EMC design of RF module in solid state transmitter[J]. *Modern Electronics*, 2002, (2): 13-16.
- [6] 陈荣兆. 雷达发射机的电磁兼容设计[J]. 现代电子, 1999, (2): 32-36.
Chen Rong-zhao. EMC design of radar transmitter[J]. *Modern Electronics*, 1999, (2): 32-36.
- [7] 王立, 秦晓刚, 李凯, 等. 空间静电放电传导干扰分析技术研究[J]. 中国空间科学技术, 2004, 9(5): 51-55.
Wang Li, Qin Xiao-gang, Li Kai, et al. Reserch on analysis method of conducted interference induced by space electrostatic discharges[J]. *Chimese Space Science & Technology*, 2004, 9(5): 51-55.

作者简介



武小坡(1982-), 男, 工程师, 主要研究方向为星载固态发射技术。
E-mail: wxp0220@sina.com



奚松涛(1980-), 男, 江苏扬中, 2002年获南京大学学士学位, 南京电子技术研究所高级工程师, 主要研究方向为雷达馈电网络设计。
E-mail: xst_zy_xst@sina.com.cn



赵海洋(1974-), 男, 高级工程师, 主要研究方向为星载固态发射技术。
E-mail: njzhhywl@sina.com