小型化机载指令发射机的结构设计*

李 康1,邵奎武2,王恒海2

(1. 海军驻南京地区雷达系统军事代表室, 江苏南京 210038;2. 南京电子技术研究所, 江苏南京 210039)

摘 要:小型化指令发射机安装于发动机上方的飞机垂尾根部,振动剧烈,安装空间非常有限,飞机能提供的冷却风很少,难以满足发射机的散热需要。文中通过模块化方法对发射机进行了整体结构设计,利 用数值仿真对发射机进行了抗振和强度设计,并针对发射机的特点对其进行了热设计和高压绝缘设计。 实验结果表明,该发射机具有良好的工作稳定性和可靠性。

关键词:机载雷达;发射机;结构设计;强度设计;热设计

中图分类号:TN36;TH122 文献标识码:A 文章编号:1008-5300(2012)03-0020-04

Structure Design of Small Airborne Command Transmitter

LI Kang¹, SHAO Kui-wu², WANG Heng-hai²

Navy Radar System Military Representative Office Stationed in Nanjing District, Nanjing 210038, China;
Nanjing Research Institute of Electronics Technology, Nanjing 210039, China)

Abstract: Small airborne command transmitter is installed above the engine, at the root of the vertical tail. Installation space is very limited and vibration is severe. Cooling air that aircraft can provide is very few. It is difficult to meet the cooling requirements of the transmitter. In this paper, overall structural design is performed by modular method. Vibration and strength are analyzed by means of numerical simulation. Thermal design and high voltage insulation design are carried out according to the characteristics of the transmitter. Test results show that the transmitter has good working stability and reliability.

Key words: airborne radar; transmitter; structure design; strength design; thermal design

引 言

指令制导系统是在机载雷达上增加无线电修正通 道,实时修正导弹的航向以达到制导的目的,它是一种 既能保证导弹的作用距离,又具有较高制导精度的较 先进的制导方式^[1-2]。

机载指令发射机就是用于完成指令制导的短时间工作的高功率密度、高电位梯度的电子设备。

本文研究的指令发射机为某主战飞机指令制导发 射机,其安装在发动机上方的飞机垂尾根部,振动剧烈, 安装空间非常有限,飞机能提供的冷却风很少,难以满 足发射机的散热需要。目前国内类似产品均是安装在 前设备舱,安装在垂尾根部的还没有,在输出平均功率 基本相同的情况下,本文研究的发射机要求体积和重量 均比以前的指令发射机小很多。安装在类似位置、环境 条件如此恶劣的发射机在国外还未见报道。因此,对此 指令发射机的结构设计的研究具有重要意义。

1 设计指标

根据设计安装要求,设计指标如下:

1)安装位置:飞机垂尾前缘根部。

2)外形尺寸及重量:由于安装空间限制,其最大外 形尺寸为320 mm×140 mm×206 mm,重量不大于13 kg。

3)输出功率大于 85 W(实验室条件下不小于 90 W)。

4)效率 η≥20%。

5)冷却方式为风冷,采用冲压涡轮供风,在严酷 状态下,风温 35 ℃时,风量为 30 kg/h。冷却风不足

^{*} 收稿日期:2012-02-13

部分自行解决。

6)工作形式:一个飞行架次满功率工作时间累积 不超过6 min。

结构设计的指导思想是在保证发射机电讯指标及 总体结构指标的前提下,尽量提高其可靠性,并注重实 用性、经济性、以及造型美观等因素。这就需要在发射 机整体结构美观紧凑的基础上,提高发射机的抗振能 力,满足行波管和高压电源的冷却散热需求,满足电磁 兼容和绝缘要求^[3]。

2 发射机组成及布局

指令发射单元是短时间工作的大功率电子设备。 具有电位梯度较高,短时间产生大量热量两个特点。 苛刻的环境条件,严格的体积重量限制,以及飞机环控 系统冷却能力的限制,给结构设计带来了很大难度。 综合考虑各方面因素后,为了减轻重量,决定采用部分 密封结构,即高电位部分灌油密封,低电位部分做成非 密封结构。为了减轻重量,发射机尽量采用质刚比大 的铝合金材料。

本文指令发射机的结构设计采用了模块化方法, 模块化设计就是将发射机分成几个组件,各组件在电 路和结构上具有一定的独立性,便于在大批量生产时 单独调试和维护,同时也便于模块化换装^[4-5]。本文 所述发射机主要包括:高压包箱体、高压电源组件(含 聚焦极电源和灯丝电源)、冷板、控保组件、行波管等。

组件的布局应考虑空间利用、重量分配、重心位 置、高压电位、电磁兼容、热设计和各组成间的电讯连 接关系,并满足产品结构设计规范^[6-7]。发射机整体 外形如图1所示。



图1 发射机整体外形

图 2 为发射机的大致结构布局,图中下部为高压 包箱体,放置高压电源,中间为冷板,上面放置行波管、 控保等的整体结构形式,同时高压包箱体兼作发射机 固定用的结构件。此种结构形式中,冷板同时作为上 下元件的安装基板,可以节省较多的空间,结构紧凑, 提高了冷板的利用效率。高压包箱体采用高强度锻铝 整体锻造、铣削加工成型,质量轻,结构强度高,结构强度 $\sigma_{\rm b} \ge 400 \text{ N/mm}^2$,而且不易漏油。

3 抗振和强度设计

本文指令发射机采用刚性连接固定,没有隔振器, 其安装位置在发动机上方飞机垂尾根部,功能振动量 级约9g,耐久振动量级约15g,因此,其抗振、防冲设 计十分重要。

3.1 结构加固

为保证强度,设计时采取了如下加固措施:



图 2 发射机结构布局

 高压包箱体底部用于固定发射机的4个支耳 加宽、加厚,箱体侧面设置加强筋,加强筋与支耳相连, 以此提高壳体和支撑的刚度。

2)印制板组件通过设置散热条、加强框或加强条 来提高组件自身的刚度,控制器组件装楔形锁紧机构 并与面板相连以改变边界条件、提高连接刚度。

3) 凡组件中质量大于5g或引线直径小于0.3 mm 的元器件,不允许仅靠引线支撑,必须用辅助的固定夹 固定,或将元器件周围涂导热绝缘胶固定。质量小于 5g的元器件必须涂导热绝缘胶固定。

3.2 风管的抗振措施

指令发射机的风管是通过铝钎焊成直角形式再与 冷板钎焊成型的。研制试飞过程中,发射机风管与冲 压涡轮风管对接时,因安装位置的误差,曾出现发射机 风管严重变形、开裂的现象。由于发射机风管与冲压 涡轮风管轴线存在位置偏差,连接两风管的军用夹布 胶管的管壁较厚,硬度较大,风管焊接处焊接质量不 好,钎焊连接的强度较差,风管连接后,指令发射机风

· 21 ·

管受到较大的静力作用,加上飞机垂尾振动环境恶劣, 所以风管很可能会断裂。

经过研究和试验,改进了风管的加工成型方法,采 用手工氩弧焊,提高焊缝处的强度;将连接发射机和冲 压涡轮法兰的军用夹布胶管改为橡胶波纹管。这些措 施解决了风管开裂的问题。

3.3 抗振仿真分析

为了验证结构设计是否满足强度要求,对发射机整体进行了仿真分析。经过合理简化分析模型,最终,发射机安装于振动台夹具上的分析模型网格图如图3所示。



图 3 夹具和发射机的网格图

对指令发射机进行了随机振动数值模拟分析,其 随机振动试验曲线如图4所示。



图 4 发射机随机振动试验曲线

经过数值模拟分析,发射机1阶模态振型如图5 所示,Y方向随机振动的应力云图和应变云图分别如 图6和图7所示。

由分析结果可知,最大应力出现在 Y 方向振动时,为 88.6 MPa, Y 方向最大应变为 0.19 mm,满足设 计要求。

经过多轮试验,结果表明此设计方案满足抗振要求。

4 热设计

雷达发射机的热设计就是通过不同的冷却方式, 对发射机的功率管、发热元器件进行冷却,保证发射机 及其元器件工作在允许的温度范围内^[8]。







图 5 发射机 1 阶模态振型

图 6 发射机 Y 方向应力云图



图 7 发射机 Y 方向应变云图

发射单元作为高功率密度的电子设备,发热量大、 局部温度高。特别是行波管,发热量和发热密度都很高,大部分热耗都集中在收集极处。本文所述指令发 射单元在飞机上的安装位置受到限制,其环境条件较 为恶劣,最大工作温度可高达 70 ℃,因此发射机的热 设计非常重要。飞机为指令发射单元提供的冷却风 为未经处理的冲压风,温度不超过 35 ℃,流量不超 过 30 kg/h。

针对上述限制条件,结合结构尺寸设计要求,将 发射机上冷板的内部设计为空腔结构,冷板对应行 波管收集极部位采用锯齿翅片钎焊焊接,其余部位 采用加强肋。将行波管直接安装在冷板上,冲压风 直接吹冷板。行波管的热量传到冷板上,再通过对 流换热由冲压风带走。冷板兼作高压包箱体的盖 板,高压电源真空灌油密封,控制器壳体加厚至8 mm后直接焊接在冷板上。高压电源中整流滤波部 分的开关管、整流桥直接固定在控制器壳体上,它们 产生的热量传导至冷板后由冷却风带走;高压电源 其余部位的热量通过硅油自然对流换热至冷板。冷 板的三维外形图如图8所示。



图 8 冷板三维外形图

本发射单元所使用的行波管为小型管,其效率 η≥25%,在输出功率为100W的情况下,行波管的总 热耗为

$$Q = \frac{P(1-\eta)}{\eta}$$

其值约为1083.6 kJ/h。

经计算,设计的冷板能带走的热耗为 604.8 kJ/h, 显然单靠冷却风是不够的。

发射机在一个飞行架次只工作6 min,采用相变吸 热技术可以很好地解决散热不足的问题。所以,最终 的冷却方案采用强迫风冷加相变冷却的方法。

经多方调研比较,决定采用某化物所的相变材料。 具体做法是,在指令发射单元行波管的收集极内放置 一定数量的高相变温度、高相变焓的相变材料,用它们 再吸收一部分热量。经研究,指令发射机可以灌装 200 g 的相变材料,所用相变材料的熔化焓为233.52 J/g, 比热为2.73 J/g·K(液态)。利用公式 Q₂ = θ·m+C·m·Δt 可得,6 min 内相变吸热可达65.94 kJ,满足散热要求。

5 高压绝缘设计

机载电子设备受体积与重量的限制,而且环境条件 恶劣,如潮湿、低气压等。对于高安装密度、高功率密 度、高电位的高压电源组件,这些因素使得可靠的结构 设计十分困难。这些组件往往由许多分离元器件组合 而成,且组合复杂、外形奇特、各点电位相差很大,并且 分布很不均匀,从而导致组件内部电场分布十分复杂, 使得绝缘设计困难重重。在高电位差的电极间,稍有不 慎就会出现电晕放电现象,从而恶化组件的电性能,更 为严重的是导致绝缘击穿,产生不可逆转的破坏。

5.1 高压绝缘介质的选择

发射机具有高压、大功耗等特点,高压电源工作是 否稳定可靠对整机的性能十分重要。机载雷达发射机 须同时满足体积小、重量轻、结构紧凑等要求,还要承 受比地面设备更为恶劣的环境条件(如振动、冲击、高 低温、低气压等),因而其结构设计难度较大。高压组 件采用灌油密封结构可以很好地解决结构紧凑和耐压 绝缘的矛盾,而且提高了发射机的综合性能。硅油的 电击穿强度较高,纯净硅油可大于 40 kV/2.5 mm;工 作温度为-60 $C \sim +150 C$;硅油的其他电特性也较 好,耐电弧、耐热性好,电气指标较稳定,介质损耗指数 小;硅油的化学稳定性也很好,对一般金属和塑料均无 腐蚀作用;而且硅油的凝固温度比其他矿物油或液体 介质低,为-65 C。因此,本文发射机采用硅油作为高 压绝缘介质。

5.2 结构布局

发射机采用硅油作为绝缘介质必然会比空气绝缘 增重很多,而机载发射机对体积重量有严格限制,因此 在结构设计时整体布局非常重要,既要有可靠的绝缘 结构设计,又要满足体积重量的指标。本发射机的结 构设计尽量减小了密封箱体的体积,采用高电位组件 和低电位组件分开布置。行波管放置在冷板上,位于 密封箱体的外部。行波管的高压引线通过高压转接器 同高压电源组件相连。高压电源组件电位区域划分见 图9。



图 9 高压电源组件电位区域划分

导体表面的电场强度与其表面电荷的密度成正 比。在电极的边缘或尖端,由于曲率半径最小,表面电 (下转第35页) 当取抗倾覆安全系数为2时,反算得计算风速为 38 m/s。计算风速除以阵风因子1.37得平稳风速为 27.74 m/s。为保护雷达设备安全,建议当风速超过 25 m/s时,应收起雷达天线。

4.4 工作时的抗滑移分析

在风速 40 m/s 时,雷达车抗滑移的安全系数按下 式计算:

$$n_3 = F_{\mathbb{B}} / F_{\mathbb{A}} \tag{6}$$

式中: $F_{\mathbb{P}}$ 为雷达车与地面的摩擦力; $F_{\mathbb{Q}}$ 为天线收起 状态下雷达所受的风阻力。 $F_{\mathbb{P}} = G\mu = 145\ 000 \times 0.4 =$ 58 000 N, $F_{\mathbb{Q}} = 17\ 398 + 3\ 742 = 21\ 180$ N。代入式(6) 得: $n_3 = 58\ 000/21\ 180 \approx 2.7 > 2$ 。可见雷达车抗滑移是 安全的。

5 结束语

该综合气象保障雷达集成了1部X波段测雨雷达、1部L波段测风雷达和1台自动气象站,目前在国

内还没有这种高度集成的气象保障雷达,1 部雷达能 满足全部基本的气象探测要求。该雷达外观为一整体 方舱形式,全机外形美观,布局协调合理,满足公路、铁 路以及航空运输要求,方舱内部空间利用合理,布局美 观,符合人机工程学,满足用户的使用要求。

参考文献

- [1] 袁海平,宋士勤.X 波段车载型多普勒天气雷达天线座系 统设计[J].电子机械工程,2004,20(3):36-38.
- [2] 李忠于.某雷达天线升降机构技术研究[D].西安:西安 工业大学,2008.
- [3] 朱海波. 机动式多普勒天气雷达结构总体设计[J]. 电子 机械工程,2006,22(3):34-38.

许家民(1981-),男,硕士,工程师,主要从事雷达 结构总体设计工作。

(上接第23页)

荷密度最大,电场强度最高,容易发生局部放电。这种 现象称为边缘效应与尖端效应。所以,不论电极处于 高电位还是接地,都必须改善电极形状,特别是在发射 机的高电位区,不能使用曲率半径过小或带尖角的结 构。因此,本发射机在绝缘设计时尽量对高电位区的 结构件倒圆角,使其表面光滑无毛刺,并且使高压器件 上的螺钉与其同电位。由于发射机高电位区各器件间 的电位差很大,因此,对这些带电器件布局时,将器件 按电位聚集分布。这样不仅有利于空间利用,也有利 于高低电压电缆的布局,使内部电场更加均匀。

6 结束语

针对小型化指令发射机工作环境恶劣的情况,对 发射机进行了整体结构布局设计,对其抗振和强度设 计、热设计和高压绝缘设计的方案进行了详细的阐述。 实验结果表明,本发射机工作正常,且具有良好的工作 稳定性和可靠性。

参考文献

[1] 黄槐. 制导雷达技术 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2006.

- [2] 张中南,马雷挺,李晓.指令制导航空导弹抗干扰技术研 究[J].航天电子对抗,2006,22(1):24-26.
- [3] 平丽浩,黄普庆,张润逵.雷达结构与工艺(上、下册)[M].北京:电子工业出版社,2007.
- [4] 吴在东,肖海红.二维相控阵雷达模块化结构设计与实现[J].电子机械工程,2006,22(1):17-19.
- [5] 蔡桂玲,郭利松,王大海.电子设备模块化设计探讨[J]. 光电对抗与无源干扰,2003(1):27-29,31.
- [6] 汤长岭.新型固态发射机结构设计[J].现代雷达,2006, 28(2):81-84.
- [7] 蒲小兵,张镝,张焱.一种新的 X 波段通用收发系统结构 设计探讨[J].火控雷达技术,2001,30(4):21-26.
- [8] 郑新,李文辉,潘厚忠. 雷达发射机技术[M]. 北京:电子 工业出版社,2006.

李 康(1980-),男,工程师,主要从事电子设备 研制与技术管理工作。