

文章编号:1001-893X(2011)03-0014-04

综合因素对模块封装设计的影响^{*}

程劲嘉

(中国西南电子技术研究所,成都 610036)

摘要:讨论了综合模块化航空电子系统中影响现场可更换模块(LRM)封装的各个关键要素,重点分析了这些要素间的关联性,以及外部因素对模块封装的综合性影响。同时,对国内新一代飞机平台上的航空用 LRM 封装标准化提出了一些看法和建议。

关键词:综合模块化航空电子;现场可更换模块;封装设计;综合影响

中图分类号:TN803.5 **文献标识码:**A **doi:**10.3969/j.issn.1001-893x.2011.03.004

Influences of Integrated Design Factors on Modular Packaging Design

CHENG Jin-jia

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

Abstract: The detailed mechanical factors influencing the line replacement module(LRM) in integrated modular avionics(IMA) are discussed, the inter-relationships between these factors and the integrated influence of external factors on module packaging are analysed, some views and suggestions about the packaging of the avionic LRM for China's new generation avionic system are given.

Key words: integrated modular avionics(IMA); line replacement module(LRM); packaging design; integrated influence

1 引言

新一代航空电子体系结构的发展明确了综合化、资源共享、系统重构和二级维护等要求^[1],这些要求又突出了此类航电系统中模块化的特点。这种综合模块化的航空电子以模块化为核心,模块不再单单是安装有电路元器件的 PCB 板上加上金属壳体的简单概念,而是在高级软件程序控制下的具有标准结构形式和接口的现场可更换模块(LRM)。

从结构设计的角度来看,综合模块化航空电子系统(IMA)的结构模型可以简单描述为 LRM 加模块化综合机架(MIR),其中的 LRM 需要提供电气接口、机械接口和环境接口,这三个方面的内在因素共同确定了 LRM 外形尺寸、安装和使用方式、性能等,这些具体影响的综合及体现在 LRM 物理结构的详细规定就是模块的封装。

作为电气功能的物理载体,模块的封装成为热、振动和电磁等多个学科高度融合、关联设计的成果,其实质是多种内部、外部因素彼此影响、协调、关联的综合结果。本文将对这些综合性的因素进行深入探讨。

2 国内外模块封装概况

最初开展模块化工程的是美国。从 20 世纪 60 年代起,美国海军就针对船用和潜艇用电子设备开始模块化技术研究,先后发布了 MIL-M-28787D《标准电子模块总体规范》,并配合 MIL-STD-1389D《标准电子模块设计要求》和 MIL-STD-1378E《标准电子模块使用要求》,定义了代号为 SEM 的 LRM 模块,并在地面、海上和航空领域得到了广泛使用^[2]。

20 世纪 70 年代,美国开展了“宝石柱”(Pave Pil-

^{*} 收稿日期:2010-10-14;修回日期:2011-01-10

lar)计划,对以超高速集成电路和通用模块为基础的综合式航电系统进行了初步研究。至 90 年代,作为前者延续的“宝石台”(Pave Pace)计划则为 F-22 战斗机任务电子系统的研制打下了坚实的基础。SEM-E 模块标准随这些计划得到了应用和充实^[2]。

其后的 F-35 项目中,美国军方为降低成本更多地推广 COTS 技术,在航电系统中采用了欧式板卡的模块标准 VITA。

20 世纪 90 年代初期,欧洲主要军事强国(英、法、德三国)组建了联合标准航电体系委员会(ASAAC),开始发展自己的模块标准体系,分 I、II 两个阶段开展研究工作,于 2005 年完成了全套标准草案。

国内相关单位在 20 世纪 90 年代初期就已开展了 LRM 模块的技术摸索工作,但到目前为止仍未系统地建立起有关 LRM 的完整标准体系。

国内对模块标准的应用主要参考了 SEM-E 和 ASAAC 的封装尺寸要求,而对模块功能的定义还停留在按系统划分的模式,属于安装有集成块和元器件的印制电路板,符合以往联合式航电系统中 LRU 的设备构成习惯。往往随航电系统的不同,采用不同标准,包括机械接口、环境接口和电气接口等方面。

国内通过对 SEM 模块标准的直接翻译、引用,制定了 GJB 1422-1992《标准电子模块总规范》、HB 7091-94《机载设备标准电子模块的设计要求》和 HB 7092-94《机载设备标准电子模块的采用要求》等标准,对航空电子模块的封装、使用等进行了初步的规范^[2]。

3 模块封装因素分类

关键因素对 LRM 封装的影响可以用图 1 来表达。

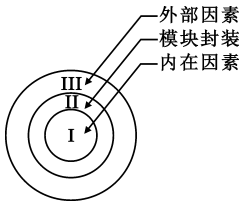


图 1 影响 LRM 封装因素的层次

Fig.1 The hierarchy factor of the LRM package

内在因素和外部因素对模块封装构成了约束关系。

一个 LRM 提供的完整封装所包含的要素内容主要体现为接口,即机械接口、电气接口和环境接口

3 个方面。其中,机械接口是指 LRM 的结构外形、安装使用及电气和环境接口的物理尺寸规定,电气接口是 LRM 对外实现电气信号传输、接收的电连接器规定,环境接口则是 LRM 上定义的满足外部振动、冲击、冷却、电磁兼容等要求的规定。这是 LRM 封装内在因素的直观物理表达。

作为电子系统独立功能载体的 LRM 需要满足系统应用平台的安装与拆卸、电子元器件的排布、电气互连与信号传输、环境适应性、功能指标的测试、重量分配与限制等方面的要求。同时,标准化、兼容性及社会技术支持度也给 LRM 的封装带来了制约性的影响。这些构成了 LRM 封装形成的外部因素。

应该看到的是外部因素、模块封装和内在因素之间的关系不能简单地理解为图 1 中 3 个圆面积的嵌套,三者之间是由内向外和由外向内各因素互动约束、叠加和妥协的关系。

4 模块封装的构成

LRM 封装的物理模型可以用图 2 所示的示意图来描述。

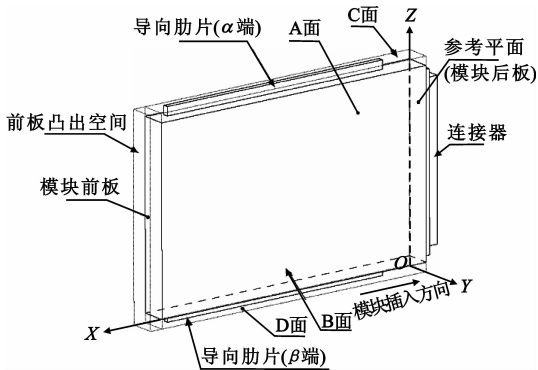


图 2 LRM 封装模型

Fig.2 Package model of LRM

在空间坐标系中,一个典型的 LRM 需要在 X、Y、Z 3 个轴向的尺寸上定义一个可以支持结构标准化设计的要素。通常,我们是将图 2 中 LRM 沿 Z 轴从 D 面到 C 面的尺寸 z_1 和沿 X 轴从模块后板到模块前板的尺寸 x_1 加以规定,并将 $z_1 \times x_1$ 作为 LRM 封装的形状因子。然后,在这一封装因子的基础上加入连接器、锁紧装置、插拔装置、模块厚度、导向定位及模块冷却等各个方面的定义,从而以这些外围因子与形状因子的集合构成完整的模块封装规定。这一模块封装思路可用图 3 来表示。

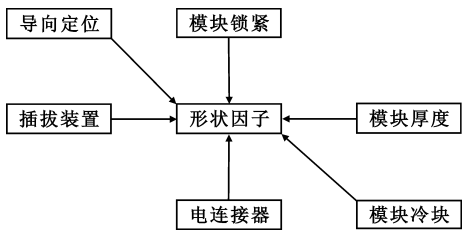


图 3 LRM 封装思路

Fig.3 The way to package implementation of LRM

模块封装的外围因子中,模块厚度和电连接器的规定是以电子系统对模块功能分类、内部元器件规格、信号数量和类型以及系统软件框架要求为基础的,这两类封装因子是构成 LRM 结构系列化的原因,而其它封装因子(包括模块的形状因子)则是 LRM 实现标准化的基础。

在最理想的状态下,模块封装中的厚度和电连接器两个因子唯一确定时,电子系统的 LRM 实现了最高程度的标准化。这种状态的模块化还连带实现了模块化集成安装机架的标准化,最大程度地简化了结构设计,可从产品设计、制造、管理和质量多个方面获得极大的经济效益。

5 封装因子的关联

模块封装因子的具体结果是对模块封装各类因素的反映,是由后者约束和决定的。同时,各个封装因子之间又是相互联系而非独立作用的。

模块的导向定位、锁紧装置、插拔装置、电连接器的外框结构、模块形状因子和模块厚度形成了模块的机械接口。

模块的导向定位由模块导向肋片和定位销来实现,承载模块的机架/机箱提供安装槽、间隙和定位孔。为了简化结构设计、提高定位精度,通常采用模块导向肋片完成初步导向,模块后端电连接器外框上的定位/识别装置完成精确定位的方式,这样就将电连接器和导向定位两个封装因子关联起来。

模块的锁紧装置一般采用膨胀性的楔形锁紧条,安装于模块导向肋片上实现模块的紧固安装;而导向肋片同时又提供模块冷却界面的作用;模块后板位置的电连接器与机架/机箱母板连接器的啮合也构成了模块的固定环节。这 3 个因子之间彼此关联影响,提供了模块的环境接口,满足模块在系统所处外部环境条件下的工作。

模块的冷却方式主要有传导、风冷和液冷 3 种,因模块热耗散功率的不同进行选择。不管采用何种

散热方式,模块内部元器件的热量均要通过相应的热流通路传导至机箱/机架提供的热沉带走。热流通路可以是模块导向肋片、模块壳体散热齿或者是穿透式液冷冷板,而这些都反映在模块厚度因子的规定上。

模块在机架/机箱上的插入与拔出需要通过特定的装置来实现,其结构形式多有不同,但设计上尺寸要素需要与连接器的配合尺寸关联。

模块封装的形状因子一方面决定于载机平台对机架/机箱^[4]的空间、安装和重量的要求,另一方面受到元器件、集成度和工艺水平等社会支持度的制约。前者将形状因子和模块厚度压缩,后者则使其放大。

模块封装各个因子之间复杂的关联以及外部因素的限制,使得实现模块封装的完美设计几乎不可能。最终确定模块封装的方式必须是由外部因素为主,各个因子之间配合、妥协的结果。

6 模块封装的设计过程

模块封装的设计过程不是简单的封装选用,其步骤如图 4 所示。

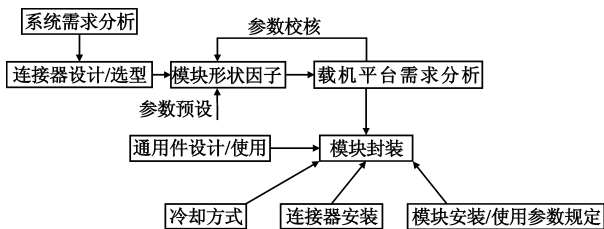


图 4 模块封装设计步骤

Fig.4 The design process of package

第一,进行系统的需求分析。结合系统架构完成模块分类、模块数量和模块功能需求^[3]。电子系统的模块分类是最为重要的环节,反映的是系统总体的设计思路,通常可考虑两种划分方式:一种是以硬件划分为主,在继承已有综合化系统 LRU 类型设备结构构成的基础上进行模块分类,并完成模块数量统计及功能需求,如图 5 所示;另一种则是以系统功能划分为主,通过系统软件实现各个模块的调用和组合实现对应功能的集成,如图 6 所示。

两种方式中,前者所依赖的技术成熟,可靠性高,同时比较符合国内的设计习惯和技术能力,后者对软件及模块的通用性设计要求更高。

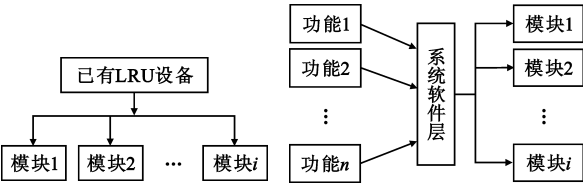


图 5 模块分类设计方法 1
Fig.5 Classified design methodology 1 of the module

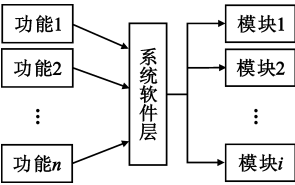


图 6 模块分类设计方法 2
Fig.6 Classified design methodology 2 of the module

第二,连接器的设计/选型^[1]。连接器是 LRM 电气功能实现的关键环节,也是 LRM 封装的重要内容。模块连接器的具体设计及选型反映的是模块功能需求对信号数量、类型的要求,对系统的设计者而言,这方面的要求很大程度上取决于社会广泛的技术支持度。当模块的功能需求造成电气互联关系复杂而超出了连接器设定状态时,通常应对模块的分类进行调整。

第三,模块封装的形状因子。欧美国家已有 LRM 封装标准对模块封装的定义是我们进行模块形状因子预设的参考。SEM - E 和 ASAAC 是国内借鉴最多的模块设计。在预设模块形状因子参数后可以完成预期的 LRM 和机架/机箱方案设计,对载机平台提出初步装机需求。

第四,载机平台的需求分析。国内航空平台正处于加速更新换代的阶段,涉及到航电系统的产品标准尚未固化下来。平台对电子系统的安装空间、安装方式、电气连接以及环控资源的限制很大。以某产品为例,其结构形式为图 7 所示的双层模块化综合机架。

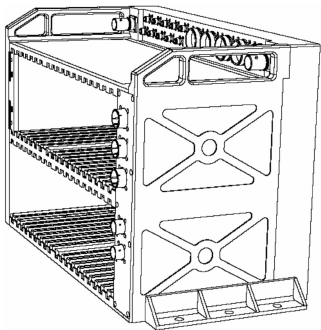


图 7 双层模块化综合机架
Fig.7 Integrated two-layer modularization rack

机架结构形式上所反映的空间尺寸及接口要求均来自于飞机平台的严格限制,并将这种限制层层加载到模块的封装上^[4]。

第五,完成模块的封装标准。最终阶段模块封装标准的完成,还需明确通用件设计/使用、冷却方式、连接器安装和模块在机架安装使用相关参数的

规定。

LRM 封装设计的完成应以实现系统 90% 以上功能模块的标准化设计为目标,对于系统中确有特殊要求的 LRM 应选用其它封装标准或是设计成特殊尺寸的模块。这种方式可以有效避免因过多考虑系统 LRM 统一标准化而造成的技术难度、重量、体积和成本增加等多方面的难题。

7 结 论

LRM 模块封装设计是受到多种因素的综合性影响的,应该根据模块封装因子要素及其对应的已有成熟技术的技术支持度,有倾向性地选择构成。特别是应充分考虑各个封装因子所受外部、内在因素的约束,确定以某一因子为核心,考虑其对应因素类型,然后再选择实现其它封装因子。

目前,适合新一代战斗机平台的模块封装设计还处于早期阶段,国外的模块封装标准应该只作为设计的参考标准,必须立足于国内元器件和加工制造等基础领域的实际水平,必要时完全可以采用新的形状因子来开展 LRM 模块封装的研究工作。

参考文献:

[1] 任苏中.下一代航空电子液冷式模块结构设计[J].电子机械工程,1995(1):1-11,14.
REN Su - zhong. Design of the Next Generation Avionics Chiller Modular Structure[J]. Electro - Mechanical Engineering, 1995(1):1-11,14. (in Chinese)
[2] 毕国榭.模块化是航空电子综合化发展的基础[J].航空标准化与质量,1996(4):10-13.
BI Guo - xuan. Modularization is Foundation of Avionics Integrative Development[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 1996(4):10-13. (in Chinese)
[3] 崔学华.模块化结构的基本原理和方法[J].航空标准化与质量,1997(5):3-6.
CUI Xue - hua. Theory and Methodology of Modular Structure [J]. Aeronautic Standardization & Quality, 1997(5):3-6. (in Chinese)
[4] 徐德好,平丽浩.军用航空电子模块结构设计[J].电子机械工程,2001(2):16-18.
XU De - hao, PING Li - hao. Structural Design of LRM in Military Avionics[J]. Electro - Mechanical Engineering, 2001(2):16-18. (in Chinese)

作者简介:

程劲嘉(1977-),男,四川犍为人,工程师,主要研究方向为电子设备结构设计。

CHENG Jin - jia was born in Qianwei, Sichuan Province, in 1977. He is now an engineer. His research concerns structure design of electronic equipment.

Email: tolda77@163.com