

LRM 模块载荷分解方法研究

卢凉

(中国电子科技集团公司第十研究所, 成都 610036)

摘要: **目的** 根据综合模块化航空电子设备的特点, 研究 LRM 模块的载荷分解方法。**方法** 通过仿真和试验方法, 对 LRM 模块所承受的温度和振动载荷进行分解, 并详细论述两种方法的具体实现过程。**结果** 将模块载荷分解方法成功运用于某工程系统中, 验证了方法的有效性。**结论** LRM 模块的载荷分解方法能够指导其他类似综合模块化航空电子设备的载荷分解, 推动 LRM 模块合理的独立环境试验及交付。

关键词: 综合模块化; LRM; 振动载荷分解; 温度载荷分解

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2016.03.019

中图分类号: TJ430

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2016)03-0116-05

Loads Decomposition Method for LRM

LU Liang

(The 10th Research Institute of CETC, Chengdu 610036, China)

ABSTRACT: **Objective** Based on the properties of integrated modular avionics equipment, the method of loads decomposition for LRM was studied. **Methods** By simulation and test method, the temperature and vibration load of LRM were decomposed, and the realization process of both methods was discussed in detail. **Result** The module loads decomposition method was successfully applied in an engineering project, and the validity of methods was verified. **Conclusion** The method of LRM module loads decomposition can be used to guide the loads decomposition of other similar integrated modular avionics equipment, and at the same time to promote the reasonable independent environment test and delivery of LRM module.

KEY WORDS: integrated modular avionics; LRM; vibration loads decomposition; temperature loads decomposition

航空电子设备由分立式发展到综合模块化后, 独立的电子设备被功能更加强大和复杂的外场可更换模块 (简称 LRM, Line Replaceable Module) 所替代。航空电子设备与载机的安装接口方式也产生了很大的变化, 由各个分立设备分别通过各自的机械和电气接口与载机连接改为各个 LRM 首先安

装在一个模块化集成机架 (简称 MIR, Modular Integrated Rack) 中, 然后整个 MIR 与载机实现机械和电气的互联。

以前各成品厂商只需按照飞机平台提供的对分立设备的环境适应性条件来研制产品, 而现在由于 LRM 在机架上的安装位置不同, 其平台机械及

收稿日期: 2016-01-15; 修订日期: 2016-02-27

Received: 2016-01-15; Revised: 2016-02-27

基金项目: 总装预研研究项目 (513181501)

Fund: Supported by Pre Research Project of General Armament Department (513181501)

作者简介: 卢凉 (1976—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为航空电子设备总体结构设计及环境适应性设计。

Biography: LU Liang(1976—), Male, Senior engineer, Research focus: overall structural design and environmental adaptability design of avionics equipment.

自然环境条件经过 MIR 的集成传递后发生了很大的变化,继续使用飞机平台提供的对机架上的总体环境适应性条件来要求 LRM 的研制是不尽合理的,会明显出现 LRM 过试验或欠试验的问题,即通过模块试验的 LRM 装入系统 MIR 后会暴露出问题。因此系统总体或平台厂商将会面临向下一级分承方提供 LRM 模块研制需要的环境条件(主要是机械振动及温度环境条件)的问题。这就需要系统总体或平台厂商将关于整个机架的环境载荷分解到各个具体的 LRM 上,以便于分承方开展 LRM 的环境试验工作。

1 LRM 模块载荷分解技术

目前国内综合模块化航空电子设备对 LRM 模块环境载荷的要求基本都是按整机的条件要求,这种方法严格上说不合理的。由于 LRM 安装在机架上的不同位置,受机架本身动态特性及温度分布不同的影响,LRM 所承受的实际环境载荷将不同于系统整体所面对的环境条件。当 LRM 作为一个独立的产品单元交验的时候,需要确定一个合理的、经由机架传递分解而来的环境条件,以确保将来组成系统后能通过设备整体的环境试验。

文中采用环境预示技术来实现 LRM 模块的载荷分解。环境预示是通过对环境数据的统计分析来确定某个设备或结构所受的环境载荷,从而指定出合适的环境条件。目前,环境预示主要应用于航空、航天领域,对飞机^[1]、卫星^[2]、运载工具的飞行载荷^[3-5]和内部动力学^[6-10]、热力学环境^[11]进行预示。

1.1 振动载荷

LRM 模块振动载荷分解方法主要有试验方法和仿真方法。

1.1.1 试验方法

试验方法即通过直接的实验测量,归纳给出 LRM 经受的振动环境条件。该方法给出的结果较符合设备的真实情况。该方法一般包括三个步骤:测试空间分区;试验数据采集;数据归纳处理。

测试空间分区的目的在于使基础数据的采集更具有目的性,从而使得采集的数据更加有效。振动载荷分解的目标是获得 MIR 内部任意位置的振动环境数据,但不可能对设备内部空间无穷多的位

置点进行测量。因此在此参照主机单位提供振动环境条件的方式,即根据设备在飞机上不同的安装区域来规定设备需要耐受的振动环境条件。对 MIR 内部同样划分成若干区域,通过实验测量和归纳处理后得到该区域的振动环境条件,即可作为安装在该区域所有 LRM 的振动环境试验条件。某机架进行振动环境条件分解测试时的分区实例情况如图 1 所示。

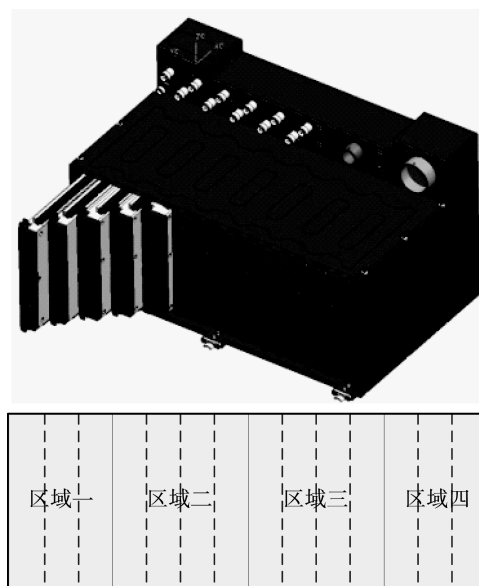


图 1 某机架的分区情况

Fig.1 Partitioning of MIR

试验数据采集是利用数据采集设备(如动态信号分析仪、加速度传感器等)对 MIR 内每个区域内的不同测量点进行振动响应数据的采集。

数据归纳处理是将每个区域里获得的若干分布测点的 PSD 数据通过一定的方法,将单个区域分布点的 PSD 数据归纳出该区域的振动环境。数据的归纳处理一般采用两种方法,极值法和平均法。极值法是取某一区域各个测点 PSD 数据在各频率点上的最大值,组合形成该区域的振动环境。平均法是将某一区域各个测点 PSD 数据在各频率点上取平均值,组合形成该区域的振动环境。

MIR 内部不同区域的振动环境表达谱线一般情况下较复杂,如图 2 中曲线 3 所示,并不适合于作为振动环境实验条件使用,需要进行规整。这就需要对振动环境表达谱线进行包络处理,依次以折线连接谱线中的一些最大值点,形成一条尽量贴近原谱线的包络线,如图 2 中曲线 2 所示,然后对特定固定频谱的功率谱密度量级进行调整,使给定的均方根振动量级可比于相应实测的均方根量级,最后

得出 LRM 的振动试验条件, 如图 2 中曲线 1 所示。

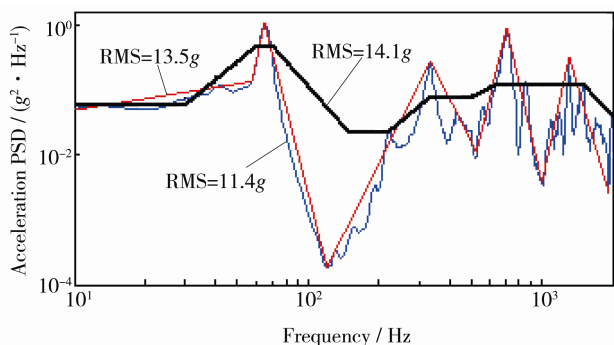


图 2 振动环境谱

Fig.2 Vibration environment spectra

1.1.2 仿真方法

仿真方法是采用有限元分析法, 针对设备的数字模型进行动力学响应仿真分析, 获取设备内部各区域的振动环境条件。仿真方法是一种确定性方法, 它是根据结构的物理参数、联接方式、载荷状况等信息, 来建立确定性的有限元动力学模型。该模型能够比较准确地描述结构的刚度和质量特性, 从而可以根据需要随时方便地计算得到结构任意位置的振动响应数据。该方法一般包括三个步骤: 仿真分析; 空间分区; 数据归纳处理。

仿真分析首先要建立整体结构的有限元模型, 这一过程包括结构数字三维模型的简化、定义参数、划分网格、定义各种边界条件等。需要注意的是, 最后仿真结果的可信度很大程度上受这一过程的影响, 特别是对一些边界条件的处理。如楔形锁紧连接、螺钉连接等, 应根据结果精度的要求结合计算量的大小确定模型的处理方式; 然后以给定的外界振动环境条件施加到分析模型之上, 利用合适的仿真软件通过仿真计算 (如瞬态响应分析、随机振动 PSD 响应分析等) 得到结构的振动响应结果; 最后利用仿真软件的后处理程序, 提取分布点的响应结果数据, 一般要得到关注点的 PSD 响应谱线。由于仿真模型为确定性模型, 因此只需进行一次仿真运算即可得到确定的结果, 并且仿真得到的谱线相对于实验结果要平滑简洁一些。某机架内一点的 PSD 响应仿真分析结果如图 3 所示。

空间分区的目的与试验方法分区目的相同, 利用提取得到的仿真结果数据, 将设备内部合理分成若干区域。数据归纳处理与试验方法的数据归纳处理过程相同, 对仿真得到的数据进行取极值或取平均值得到振动环境谱线, 然后进行包络和规整处理, 最终得到适合实际应用的振动环境试验谱线。

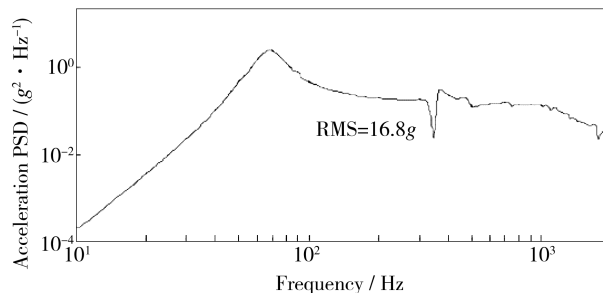
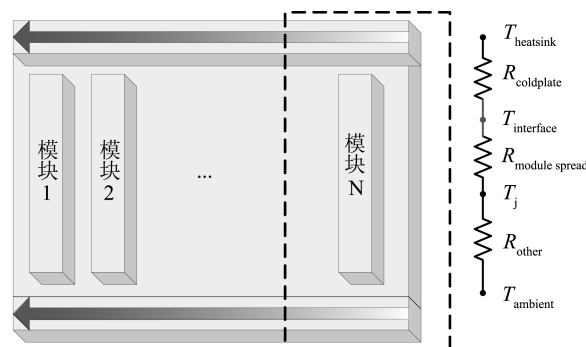


图 3 某机架 PSD 响应谱

Fig.3 PSD response spectrum of MIR

1.2 温度载荷

LRM 模块温度载荷分解实质上是由已知的外部温度环境条件来进行设备内部不同区域的温度环境预示。综合模块化系统设备热路特点如图 4 所示。



$T_{heatsink}$ —热沉平均温度; $T_{interface}$ —模块与冷板的界面温度; $T_{ambient}$ —环境温度; T_j —模块中所关心器件的结温; $R_{coldplate}$ —冷板综合热阻 (包括了模块与其的接触热阻); $R_{module\ spread}$ —模块扩散热阻; R_{other} —器件结到环境的其它热路综合热阻。

图 4 典型综合模块化设备热路

Fig.4 Typical integrated modular equipment hot road

综合模块化设备机架、模块以及 PWA 组成的整个系统是一个热阻网络系统。对于航空电子设备而言, 可分解为机架级、模块级及板级; 对于系统集成商而言需要分解的对象是机架级、模块级, 其中模块级包括了板级。由于温度是由网络中热阻决定的, 实际上需要分解的是各个系统组成部分的热阻而不是温度。

这就需要先进的热阻测试工具, 目前使用 Mentor 的 T3ster 可采集模块级的热阻, 对每个分承制方, 均可在设计初期通过 T3ster 的测试获得模块相关关键器件对热沉得热阻。T3ster 的运作方式如图 5 所示: 第一步改变输入功率; 第二步获取瞬

态温度变化;第三步得出包括热容和热阻的结构函数; 第四步由结构函数获得热容与热阻参数。

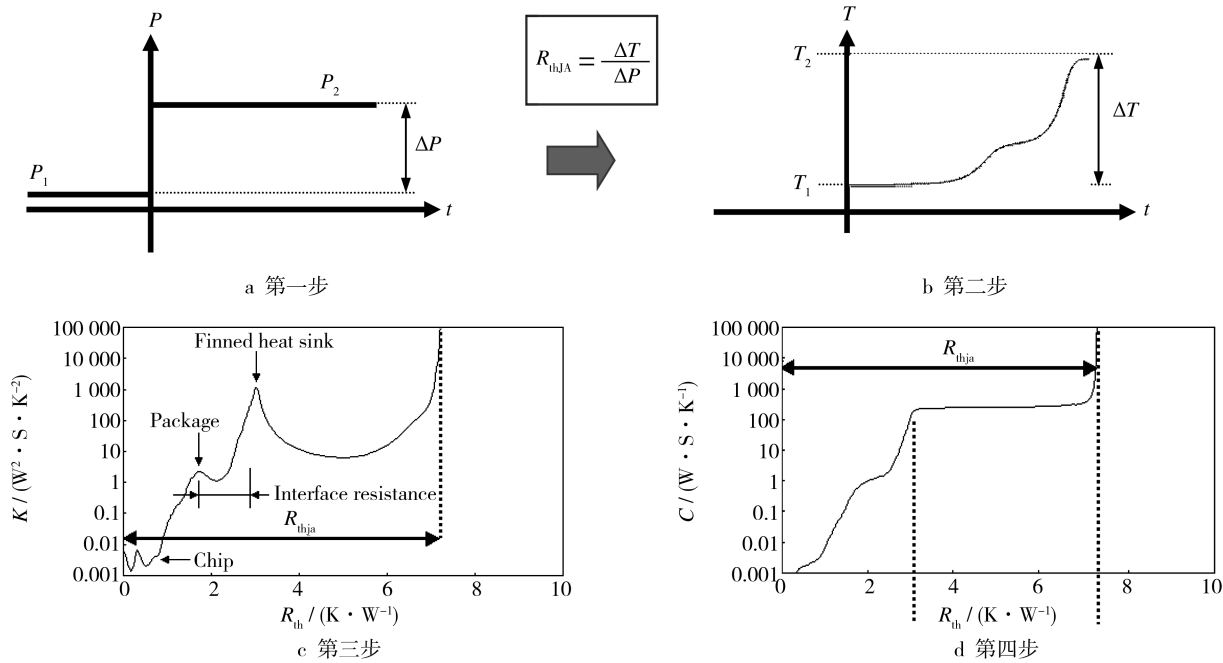


图 5 T3ster 热阻测试步骤
Fig.5 Thermal resistance test procedure of T3ster

T3ster 是利用半导体节点位置处电流与温度的关系对节温进行测量,通过卷积反演获得系统的阻容特性。只要获得了各模块各关键芯片的热阻特性,即可通过解析方式计算或仿真分析获得各模块关键器件对应的模块界面温度,并可利用这个温度对其进行试验或验收。整个分解流程如图 6 所示。

可以分两步进行。在数字化样机设计阶段,可以利用仿真方法进行载荷分解,支撑 LRM 模块环境适应性设计。后期通过试验方法修正载荷分解条件,在工程研制中不断完善分解条件,最终得到准确合理的载荷分解条件,从而保证 LRM 模块的设计、试验和交付。

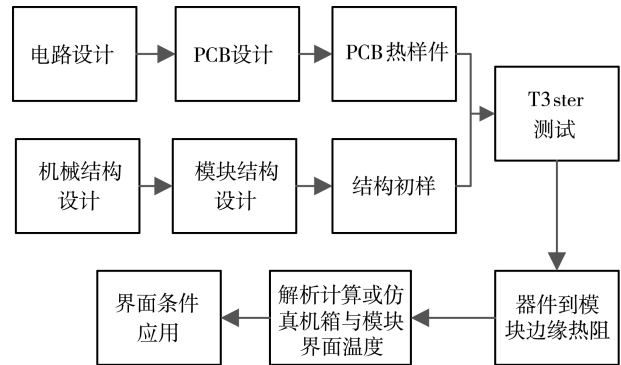


图 6 T3ster 热阻测试流程
Fig.6 Thermal resistance test process of T3ster

再利用仿真分析软件,对研究对象进行建模分析,获取分解界面温度值,反求获得对应热阻。同测试热阻值进行比对修正,进而实现热阻载荷分解。

1.3 LRM 模块载荷分解方法的应用

在工程研制中,对 LRM 模块的载荷分解方法

2 工程应用

LRM 模块载荷分解方法已经成功运用于某工程系统中。在系统研制过程中,根据系统装载平台的具体环境,通过振动和温度载荷分解方法,得到了 LRM 模块的独立振动和温度条件,保证 LRM 模块独立环境试验的准确实现。

3 结语

航空电子设备向综合模块化发展后,LRM 模块的独立交付是必然的,如何给出模块合理的环境试验条件是综合模块化发展必须解决的问题。文中从综合模块化航空电子设备的特点出发,提出了 LRM 模块的载荷分解的方法,详细论述其具体实现过程,并将成果应用到了某工程项目中,得到工

程验证。该 LRM 模块的载荷分解方法能够指导其他类似综合模块化航空电子设备的载荷分解,推动 LRM 模块合理的独立试验及交付。

参考文献:

- [1] 王光芦, 徐明. 飞机飞行振动预计技术研究[J]. 装备环境工程, 2010, 7(6): 13—15.
WANG Guang-lu, XU Ming. Study of Aircraft Flight Vibration Prediction Technology[J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(6): 13—15.
- [2] 孙目, 潘忠文. 卫星整流罩噪声环境预示与降噪设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2008, 296(4): 6—10.
SUN Mu, PAN Zhong-wen. Noise Environment Prediction and Anti-acoustic Design of Payload Fairing[J]. Missile And Space Vehicle, 2008, 296(4): 6—10.
- [3] 杜骧刚. 飞行器在气动噪声作用下的振动环境预示方法[J]. 装备环境工程, 2008, 5(6): 65—67.
DU Li-gang. Vibration Environment Prediction Method for Spacecraft under Pneumatic Noise Condition[J]. Equipment Environmental Engineering, 2008, 5(6): 65—67.
- [4] 李春丽, 邓克文. 关于航天器最高预示环境的探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2008, 297(5): 35—37.
LI Chun-li, DENG Ke-wen. Discussion on the Maximum Expected Environment of Spacecraft[J]. Missile And Space Vehicle, 2008, 297(5): 35—37.
- [5] 邹元杰, 韩增尧, 张瑾. 航天器全频域力学环境预示技术研究进展[J]. 力学进展, 2012, 42(4): 445—452.
ZOU Yuan-jie, HAN Zeng-yao, ZHANG Jin. Research Progress on Full-Frequency Prediction Techniques of Spacecraft's Mechanical Environment[J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(4): 445—452.
- [6] 房桂祥. 喷流噪声引起的结构振动环境预示研究[J]. 强度与环境, 2006, 33(3): 7—10.
FANG Gui-xiang. Foreshowing Study of The Vibration Environment Caused by Engine Jet Noise[J]. Structure & Environment Engineering, 2006, 33(3): 7—10.
- [7] 张瑾, 邹元杰, 韩增尧. 声振力学环境预示的 FE-SEA 混合方法研究[J]. 强度与环境, 2010, 37(3): 14—20.
ZHANG Jin, ZOU Yuan-jie, HAN Zeng-yao. Research on FE-SEA Hybrid Method for Vibroacoustic Prediction in Dynamic Environment[J]. Structure & Environment Engineering, 2010, 37(3): 14—20.
- [8] 王其政. 声振预示与试验统计与置信限分析[J]. 强度与环境, 2001, 28(2): 27—31.
WANG Qi-zheng. Vibroacoustic Prediction and Test Vibration Level Statistic and Confidence Interval Analysis[J]. Structure & Environment Engineering, 2001, 28(2): 27—31.
- [9] 聂旭涛, 熊飞峤. 运用统计能量分析法预示空空导弹舱内动力学环境[J]. 振动与冲击, 2007, 26(4): 140—143.
NIE Xu-tao, XIONG Fei-qiao. Predicting Dynamic Environment of Air to Missile Module with Statistical Energy Analysis Method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2007, 26(4): 140—143.
- [10] 陈凯, 黄波, 张正平. 振动系统反共振点的力谱预示[J]. 强度与环境, 2010, 37(3): 21—27.
CHEN Kai, HUANG Bo, ZHANG Zheng-ping. The Force Limited Spectrum Indicate in Vibration Test Antiresonant[J]. Structure & Environment Engineering, 2010, 37(3): 21—27.
- [11] 孙目, 王小军, 潘忠文. 统计能力分析在飞行器动力学环境预示中的应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2009, 301(3): 11—14.
SUN Mu, WANG Xiao-jun, PAN Zong-wen. Applications of Statistical Energy Analysis in Prediction of Flight Dynamics Environment[J]. Missile and Space Vehicle, 2009, 301(3): 11—14.
- [12] 麻慧涛, 华诚生. 通信卫星平台热分析建模方法研究及温度预示[J]. 中国空间科学技术, 2002(5): 54—59.
MA Hui-tao, HUA Cheng-sheng. Research of Thermal Modeling Method and Temperature Prediction for Communication Satellite Platform[J]. Chinese Space Science and Technology, 2002(5): 54—59.