

文章编号: 1001 - 893X(2012)09 - 1532 - 05

机载电子设备可靠性与结构一体化设计方法*

胡 云

(中国西南电子技术研究所, 成都 610036)

摘 要:开展了可靠性与结构一体化设计方法的研究。通过对机载电子设备数字样机进行应力分析发现设计薄弱环节,并根据薄弱环节对设备进行了设计优化,从而满足设备的环境适应性要求。在此基础上,进行设备的潜在故障分析与可靠性优化,提升设备的可靠性指标。某机载电子设备的应用实践与试验验证表明了这种一体化设计方法在电子设备设计中的适用性。

关键词:机载电子设备;结构设计;可靠性设计;应力分析;一体化设计;优化设计

中图分类号:TN703 **文献标志码:**A **doi:**10.3969/j.issn.1001-893x.2012.09.023

Reliability and Structure Integrated Design Method for Airborne Avionics

HU Yun

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

Abstract: Integrated design of reliability and structure is proposed in this paper. The requirements for environmental adaptability can be satisfied by optimization design of vulnerability detected through stress analysis. On this base, reliability of avionics can be improved by potential fault analysis and reliability optimization. The method of integrated design has been validated by following application and tests.

Key words: airborne avionics; structure design; reliability design; stress analysis; integrated design; optimization design

1 引 言

在机载电子设备的结构设计过程中,普遍存在着“结构设计—可靠性设计—可靠性试验—改进与完善—可靠性试验”的串行工作模式,通常是在设计完成后,通过可靠性预计、试验等手段对设备进行可靠性评价与完善。这种设计方式存在的主要不足是在设备的结构设计过程中没有充分考虑可靠性要求,结构与可靠性设计脱节^[1],使设备的可靠性设计与结构设计不能同步完成,导致设计过程的多次迭代,甚至有可能在试验中出现不满足可靠性指标的情况。

因此在设备的设计过程中,如何将可靠性与结构设计融为一体,实现可靠性与结构设计同步,是目前的一个迫切需求^[2]。而本文提出的可靠性与结构一体化设计方法正好能满足这方面的需求,它通过分析在设计过程中寻找设备的薄弱环节,根据薄弱环节对设备进行结构优化设计以提升可靠性水平。

2 一体化设计方法概述

随着电子设备可靠性设计与分析技术的不断发展,可靠性与性能的融合设计越来越受到重视。以可靠性为主的多学科一体化设计是近年来可靠性工程中的一个新兴研究领域。该方法充分利用产品已

* 收稿日期:2012-05-29;修回日期:2012-07-23

有的性能模型和 CAD 工具,在性能模型与性能分析的基础上建立可靠性模型,然后以此模型为基础进行可靠性综合优化设计,以实现可靠性与性能同步设计。基于这种理念,我们在机载电子设备的设计过程中将设备的可靠性与结构设计进行综合考虑,将可靠性仿真与评价融入到设备的整个结构设计过程中,从而形成了可靠性与结构一体化设计方法。如图 1 所示,该设计方法运用应力分析结果,在设备的设计阶段对设备进行潜在故障分析与可靠性评价,并根据潜在故障分析中发现的设计薄弱环节对设备进行优化设计,从而在设备的设计阶段不断提高设备的固有可靠性,并降低设备在试验过程中出现不满足可靠性指标的风险。

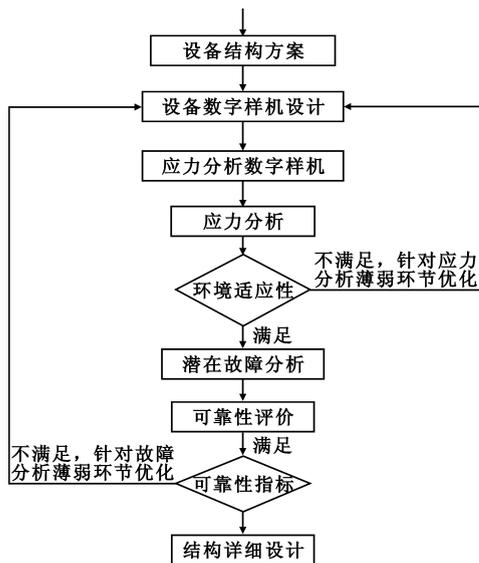


图 1 可靠性与结构一体化设计流程

Fig.1 Integrated design flow of reliability and structure

根据这一流程,本文以某机载电子设备为例,详细介绍可靠性与结构一体化设计方法。

3 设备方案与数字样机设计

某机载电子设备是航电系统的重要组成部分,能够对飞机上的信息进行综合化管理与处理。该设备通过安装架固定在飞机上,结合其安装位置与状态,并参照其实际环境条件,进行减振与整体轻量化等方面的结构设计;该设备的可靠性指标平均故障间隔时间(MTBF)要求值不低于7 500 h,需要在结构设计过程中重点考虑,从而确保可靠性指标。

该设备由机箱和内部模块构成,各模块详细信

息如表 1 所示,其数字样机可参见图 2。该设备采用上下开盖与模块上下插拔的方式。整个机箱采用框架结构,由铝板焊接而成,从而确保其稳定性。机箱内规划了隔板与导槽,用于各个模块的安装;模块 5 和母板通过螺钉与机箱连接,其余模块通过楔形锁紧组件固定在机箱的导槽内。大部分功能模块(模块 2~5)通过电连接器与母板相连;模块 1 为子板,通过与主板(模块 2)对插实现电连接。

表 1 设备的模块构成
Table 1 Modules of avionics

模块名称	数量	说明
模块 1、2	各 2	印制板模块
模块 3、4	各 1	印制板模块
模块 5	1	屏蔽盒模块
母板	1	印制板模块

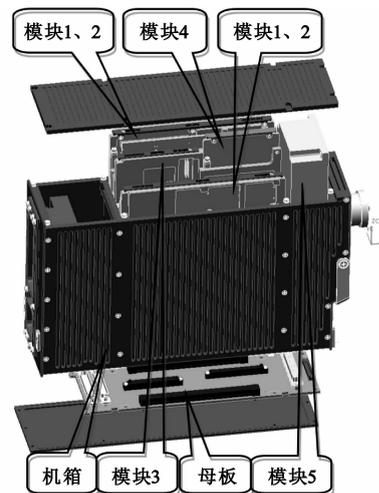


图 2 某机载电子设备内部布局

Fig.2 Layout of the airborne avionics

4 应力分析与设计优化

电子设备的故障是在一定的环境条件与工作载荷的激发下出现。故障的出现一般与设计裕度不足有关,可以通过电子设备的健壮设计来消除或者抑制。而健壮设计的关键在于设计薄弱环节的加强;在设计阶段,薄弱环节的发现依赖于应力分析。应力分析主要包括热、振动等应力分析。

根据环境条件与工作载荷,某机载电子设备承受的振动应力较小,其应力以热应力为主。在这里,以热应力分析为例对应力分析方法进行说明。

该设备的散热方式为自然散热,要求在环境温

度为70℃时能正常工作。其整机功耗较大,约为67W,内部模块的功耗分布比较集中,其中采用对插结构的模块1与模块2的功耗之和为21.5W,其余模块的功耗较小。该设备主要通过热传导和热辐射方式向外散热,在结构设计中采取相应的措施来提高设备的热传导和热辐射能力,确保设备内部各个模块的散热路径畅通。

在加入这些热设计信息的基础上,采用热分析软件FLOTHERM进行设备的应力分析数字样机建模。为确保应力分析数字样机的准确性,可在有条件的情况下通过设备实物温度测试进行模型验证^[3]。参照环境条件对该设备进行热分析,从而得到设备内部的器件壳温与结温、模块温度分布以及设备的整机温度分布^[4]。通过这些温度分布,可以发现器件、模块,乃至设备是否存在热应力薄弱环节。针对热应力薄弱环节,对该设备进行设计优化,避免设备内的器件与模块在高温时出现热疲劳失效,从而提高整个设备的环境适应性与可靠性。下面分别以模块4上的器件A、模块1与模块2、设备整机为例进行说明。

模块4的印制板布局对比如图3所示。

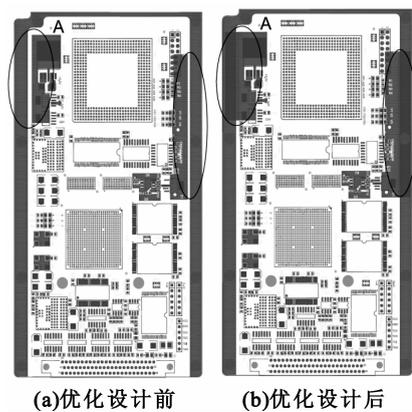


图3 模块4的印制板布局对比
Fig.3 Comparison of PCB layout for module 4

图3(a)为模块4在优化设计前的印制板布局,图中的圆圈都存在大功耗器件,整个模块中温度最高的器件A位于左边圆圈内。经分析,优化前器件A的壳温为97.7℃,其许用极限壳温 T_A 为120℃,取降额系数0.8,推荐使用壳温 T_A 最高为96℃,器件A的壳温已超出推荐范围。从图3(a)可以看出,器件A底部的覆铜层未与印制板周边覆铜层连接,而周边覆铜层与冷板接触,因此器件A无

法直接向冷板传热。为降低其壳温,将器件A的封装换成底部带导热金属片的形式,导热片与器件底部覆铜层焊接;将器件A底部覆铜层与周边覆铜层连成一片,如图3(b)所示,这样就畅通了散热路径,器件A的热量直接传递到了冷板。对优化后的模块进行仿真,可以得到器件A的壳温降到了89.8℃,满足器件A的推荐使用要求。

优化设计前的模块1与模块2的组合情况如图4(a)所示。两个模块的热量都通过中间的冷板传至机箱隔板,再传递到机箱外壳。两个模块的发热器件都布于冷板两侧,热量比较集中。通过仿真可以得出这两个模块中各个器件的最高壳温为101.1℃。由于这个器件(器件B)的极限壳温 T_A 为125℃,取降额系数0.8,推荐使用壳温 T_A 最高为100℃,因而器件B壳温超出推荐范围。为缩短散热路径,分散发热器件,增加了一块冷板,如图4(b)所示,将模块2的发热器件挪到新增冷板一侧,新增冷板与机箱的接触面由两侧边改为中间大面积与机箱外壳直接接触,减小传导热阻;另一块冷板通过楔形锁紧组件和机箱隔板将热量传递到机箱外壳上。采取这些措施后,器件B的壳温变为96.7℃,符合器件B的推荐使用要求。通过这种设计优化方式,其余温度较高器件也可以得到类似结论,都在推荐使用温度范围内,因此,模块1与模块2满足高温环境使用需求。

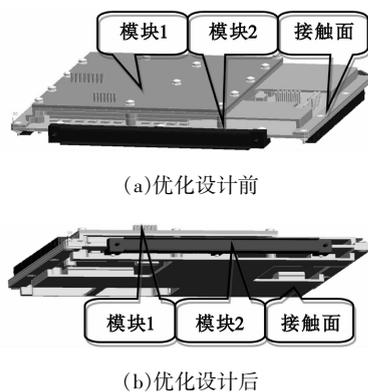


图4 模块1和模块2冷板优化前后对比
Fig.4 Comparison of module 1 and 2 before and after optimization

对设计优化后的设备进行热分析,可以得到设备内部的温度分布云图如图5所示。从图中可以看出,设备内部没有温度特别高的器件,并且温度较高器件的分布也比较合理,说明采取了相关设计优化措施后,该设备满足环境适应性要求。

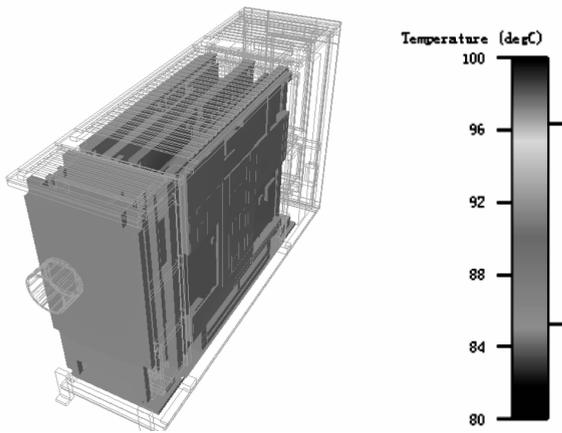


图 5 设备整机温度分布云图

Fig.5 Image of temperature distribution for avionics

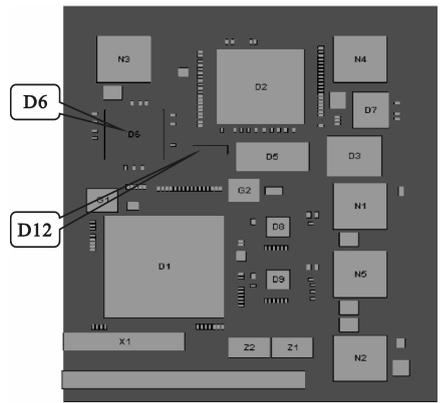


图 6 模块 1 的潜在故障分布

Fig.6 Potential fault distribution of module 1

5 潜在故障分析与可靠性优化

某机载电子设备的可靠性优化设计是建立在潜在故障分析与可靠性评价基础之上的。应用前述应力分析结果,进行基于故障物理分析方法的潜在故障分析,可以得到设备内部各个潜在故障位置、故障模式、故障机理、故障时间等潜在故障信息。根据平均故障时间最短的“薄弱链原理”确定设计薄弱环节及其故障信息^[5]。针对设计薄弱环节及相应的故障信息,对设备进行进一步设计优化来防止故障出现,从而提升设备的可靠性指标。

在得到该设备的主要故障信息后,可以据此进行可靠性评价。根据主要故障信息,假定各故障模式相互独立并服从 Weibull 分布^[6],利用 Monte Carlo 方法,可以计算出设备故障时间分布^[7],然后据此评价设备的可靠性水平。

前面的热应力分析反映出模块 1 和模块 2 的温度较高,下面就以模块 1 为重点,对潜在故障分析与可靠性优化的流程进行详细说明。在加入前述相关数据的基础上,建立模块 1 的故障物理数字样机,基于前面的应力分析结果开展潜在故障分析,采用故障物理分析软件 CALCE 分析 1 000 次可以得到的模块 1 的故障分布情况,如表 2 和图 6 所示。

表 2 模块 1 的主要故障信息
Table 2 Fault information in module 1

故障器件	故障模式	故障机理	预计故障时间/h
D6	焊点开裂	热疲劳	18 000
D12	焊点开裂	热疲劳	21 000

故障分布情况表明模块 1 的设计薄弱环节为器件 D6、D12,均为热疲劳造成的焊点开裂。器件 D6 的功耗偏大,壳温较高;器件 D12 自身功耗较小,但属于热敏感元件。为了提高该模块的可靠性,需要对这两个器件进行处理,以降低这两个器件承受的热应力。通过冷板优化将模块 1 的冷板覆盖到器件 D6 上方,扩大器件 D6 底部及四周覆铜层面积来增强其散热能力,降低壳温,从而提高其故障时间。器件 D12 右移以远离热源器件 D6。潜在故障分析结果显示改进后器件 D6、D12 的故障机理和模式都没有变化,预计故障时间分别提高到 27 000 h 和 28 000 h。

在设计优化完成后,根据设备的主要故障分布,开展设备的可靠性评价。模块 1 的平均故障间隔时间评估值约为 17 000 h。以模块分析结果为基础,可以得到整个设备的平均故障间隔时间评估值为 12 000 h,符合该设备可靠性指标的要求。

6 试验验证

某机载电子设备已通过了包含高低温试验在内的各项环境试验,符合环境适应性要求;对设备中各个高温器件进行温度测试,可以得到器件 A 和器件 B 的壳温分别为 89.2 °C 和 95.6 °C,都在器件推荐工作温度范围内,与应力分析中的结论基本相符,其余温度较高器件也可以得到类似结论。

按照规定的载荷,该设备通过可靠性试验对指标进行了验证。根据设备在设定时间内出现的故障数量,可以计算出设备的平均故障间隔时间为 11 000 h,表明可靠性评价结论与试验结果基本一致,进一步证实了可靠性与结构一体化设计方法的

有效性。

7 结束语

基于可靠性的一体化设计是近年来发展比较迅速的一个新兴领域,也是可靠性设计分析技术研究中的一个热点。本文以可靠性指标提升为目的,提出了适用于机载电子设备的一体化设计思路,对可靠性与结构一体化设计方法进行了研究。该方法通过定位设备的设计薄弱环节,并据此进行结构设计优化,从而实现可靠性与结构性能的同时提升。典型案例的应用实践证明该方法的可行性。

该方法改进了传统模式中可靠性与结构设计脱节的不足,确保设备可靠性指标在设计阶段得到切实提升,降低了设备的试验风险,有利于缩短设备研制周期。对于目前高可靠电子设备的设计工作,该方法具有重要参考价值,并可在其他电子设备的基于可靠性的多学科综合一体化设计中应用。

参考文献:

- [1] 王晓林,任晓军. 飞航导弹用舵系统性能与可靠性一体化设计技术探讨[J]. 战术导弹控制技术, 2010, 27(1):31-35,25.
WANG Xiao-lin, REN Xiao-jun. The discuss about integrating design of performance and reliability for rudder-control system in winged missile[J]. Control Technology of Tactical Missile, 2010, 27(1):31-35,25. (in Chinese)
- [2] 苏多,张建国,李强,等. 多学科优化技术在空间结构锁可靠性设计分析中的应用[J]. 航空学报, 2008(1):95-101.
SU Duo, ZHANG Jian-guo, LI Qiang, et al. Application of Reliability Based Multidisciplinary Design Optimization in Structure Latches[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sini-

ca, 2008(1):95-101. (in Chinese)

- [3] 孙简,丁耀根,陈仲林. 电子线路板热可靠性分析方法的研究[J]. 电子与信息学报, 2009, 31(4):1013-1016.
SUN Jian, DING Yao-gen, CHEN Zhong-lin. Research on the Thermal Analysis of PCB Circuit[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2009, 31(4):1013-1016. (in Chinese)
- [4] 尤黎钢. 表贴功率管的散热技术[J]. 电讯技术, 2003, 43(4):120-125.
YOU Li-gang. Radiating Technology of Surface Mount Power MOSFETs [J]. Telecommunication Engineering, 2003, 43(4): 120-125. (in Chinese)
- [5] Li Yong-hong, Wang Hao, Xu Ming. Virtual Qualification of the Aircraft Computer Based on Physics-of-Failure Reliability Assessment Approach [C]//Proceedings of the 4th International Conference on Quality and Reliability. Beijing: [s.n.], 2005:1-5.
- [6] 程皖民,冯静. Weibull分布航天产品可靠性评估的MMLE-Bayes方法[J]. 电讯技术, 2006, 46(6):22-27.
CHENG Wan-min, FENG Jing. MMLE-Bayes Reliability Assessment Method for Aerospace Products with Weibull Distribution[J]. Telecommunication Engineering, 2006, 46(6):22-27. (in Chinese)
- [7] Claudio M, Rocco Sa, Enrico Zio. Solving advanced network reliability problems by means of cellular automata and Monte Carlo sampling[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2005, 89(2):219-226.

作者简介:

胡云(1981—),男,四川渠县人,2006年获硕士学位,现为工程师,主要研究方向为电子设备结构设计。

HU Yun was born in Quxian, Sichuan Province, in 1981. He received the M.S. degree in 2006. He is now an engineer. His research concerns structure design of avionics.

Email: huyun_10@163.com