有限元仿真在振动结构疲劳分析中的应用

刘龙涛[1]，李传日[1]，马甜[1]，乔亮[2]
（1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院，北京 100191；
2. 空军驻北京地区军事代表室，北京 100009）

摘要：为了对某机载产品进行结构疲劳分析，采用有限元分析软件ANSYS对产品结构进行了模态分析和随机振动分析，结合模态试验修正了有限元模型。由随机振动分析得到应力响应功率谱，最后利用频域方法计算结构的疲劳损伤。仿真结果基本吻合强化试验结果，并给出了产品结构设计改进方案。

关键词：有限元；疲劳损伤；频域法
DOI：10.7643/issn.1672-9242.2013.04.007
中图分类号：V215.5+2　　**文献标识码：**A
文章编号：1672－9242(2013)04－0023-07

Application of Finite Element Simulation in Vibration Structure Fatigue Analysis

LIU Long-tao[1], *LI Chuan-ri*[1], *MA Tian*[1], *QIAO Liang*[2]
(1. School of Reliability and System Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Military Representative Office of Air Force at Beijing Prefecture, Beijing 100009, China)

Abstract: Modal analysis and random vibration analysis of airborne product structure was carried out using the finite element analysis software ANSYS for its fatigue analysis. The finite element model was corrected with modal test. Stress response power spectrum was obtained from random vibration analysis. Fatigue damage of the structure was calculated using frequency domain method. The simulation results are in agreement with the reliability enhancement testing results. An optimization scheme for the product structure design was given.

Key words: finite element; fatigue damage; frequency domain method

机载产品在飞机起飞、巡航、战斗及降落过程中将历经较为严酷的振动环境，振动疲劳失效成为机载产品失效的一个主要失效机理。采用有限元仿真对某机载产品进行了振动疲劳分析和结构设计改进。

基于有限元的虚拟试验技术以较低成本实现了对机载产品的考核，获取的信息远较物理试验丰富，更重要的是可以在设计的初始阶段提供改进设计所需的信息，优化产品设计、提高产品可靠性。可靠性仿真试验技术特别适用于高成本、长寿命、高可靠性以及系统级产品的可靠性评估。美国国防部“防务采办系统DoDD500.1”中指出，应将“建模仿真—物理实验—模型改进”贯穿于装备研制的全过程。美国陆军装备系统分析中心AMSAA与马里兰大学CALCE中心合作，对基于失效物理的虚拟试验技术

收稿日期：2013-02-20
作者简介：刘龙涛(1988—)，男，湖北黄冈人，硕士研究生，主要研究方向为可靠性试验技术及有限元仿真方法。

进行研究，并应用在美国空军F/A18，F16，F22等第三代和第四代战斗机的研制中。郭永辉[1]运用有限元仿真软件对火箭支架进行拓扑优化，在保证足够强度下减去武器质量。乔亮[2]采用有限元仿真的虚拟试验方法对某机载产品在研制初期的产品设计进行优化改进。

1 虚拟试验方法

利用有限元软件，将产品使用条件和环境条件作为输入载荷进行计算。对分析所得的应力结果，应用故障物理模型进行应力损伤分析。在产品设计的早期阶段及时发现薄弱环节，为产品的可靠性优化设计提供依据。

实际中对机载设备进行分析时，通过收集产品的各项信息建立虚拟试验数字样机，并结合实际物理样机的模态实验进行数字样机的校正。结合产品寿命周期内使用条件和环境条件，进行虚拟试验数字样机的振动分析。最后利用振动仿真分析结果并根据相应的失效物理模型，进行产品故障预计和可靠性评估。虚拟试验主要内容如图1所示。

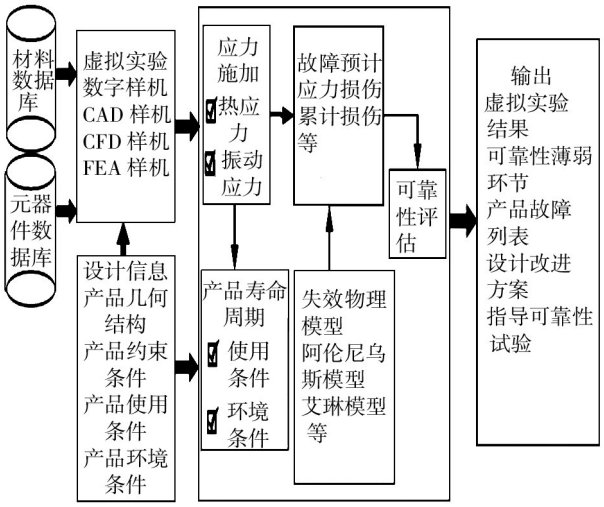

图 1　虚拟试验主体框架

Fig.1　The main frame of virtual test

2 有限元建模及仿真

2.1 有限元建模

基于有限元分析软件ANSYS，结合产品结构CAD模型建立有限元FEM模型。为了减小计算资源，在不改变结构力学特性和计算精度的基础上，对CAD模型进行局部化简和修正，例如去除倒角、螺栓、螺孔、小圆孔等[3]。选择合适的网格划分方法进行网格划分，设置好接触关系和约束条件并进行材料属性设置，见表1，得到可以进行分析的有限元模型，如图2所示。

表1　材料属性

Table 1　Material properties

材料	密度/(kg·m^{-3})	杨氏模量/Pa	泊松比
钢	7800	2.1×1011	0.3
塑料	1020	1.8×109	0.394
FR-4	3150	1.3×1010	0.28

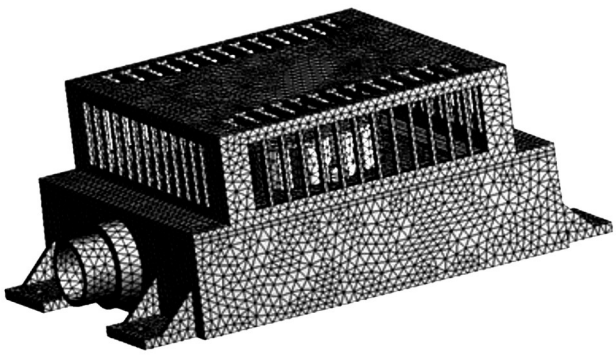

图2　有限元模型

Fig. 2　The finite element model

2.2 模态试验及有限元模型校正

为了检验有限元模型的准确性，采用模态试验方法，通过比较模态试验结果和有限元仿真模态分析结果(对比模态频率和振型)，如图3所示，可以检验有限元模型的准确性。

基于美国SD系统和StarModal分析软件进行模态试验。首先在产品表面均匀布置56个测试点，利用柔性绳悬挂产品，力锤敲击产品，传感器测量测试点响应。分析测试数据，得到自由边界条件下产品整机的模态结果，前三阶模态频率及振型见表2，如图4所示。采用MAC函数来表示模态振型相似程度[4]，越接近1振型越一致。

有限元模态分析得到自由边界条件下前三阶模

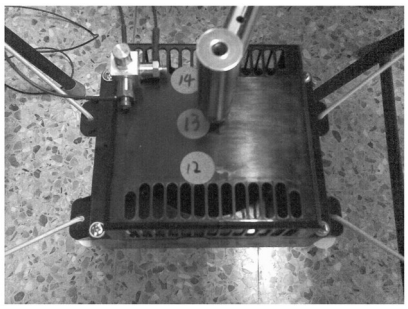

图3　模态试验

Fig. 3　Test set-up of the modal analysis

表2　模态分析结果

Table 2　Modal frequency

阶数	模态频率/Hz		MAC
	模态试验	有限元方法	
1	328.92	354.32	0.71
2	425.43	440.63	0.75
3	586.86	546.37	0.001

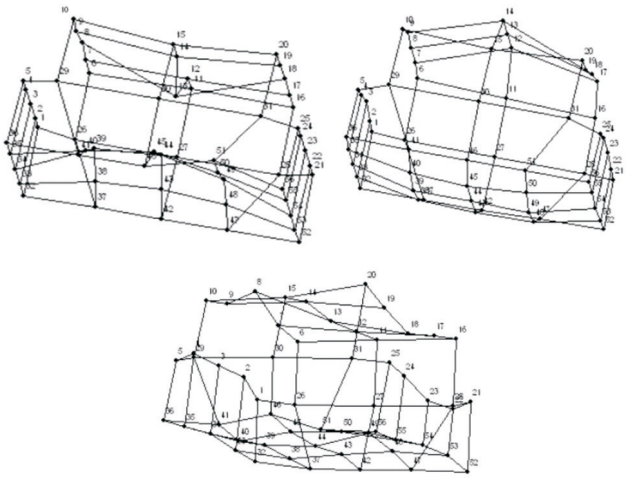

图4　模态试验前三阶振型

Fig. 4　Front three order modal shape of modal test

态结果,见表2,如图5所示。对比模态试验结果与有限元仿真结果,发现一、二阶相似,第三阶差异很大,而且在有限元仿真结果中没有发现外罩两弯的振型。由于产品结构形式简单,初步分析导致模型不准确的原因有两个:1)产品几何模型简化不当;2)实际中外罩与底座采用螺栓连接,仿真中螺栓连接刚度模拟不准确。

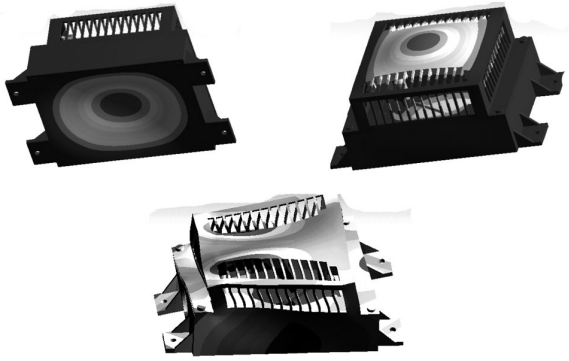

图5　有限元仿真前三阶振型

Fig. 5　Front three order modal shape of FEA

分别对底座和外罩进行自由约束条件下实物模态试验和有限元仿真分析,见表3,其模态振型如图6—7所示。由结果可知有限元建模及化简方法基本符合要求。因此,整机的模态分析与仿真不相符是由有限元仿真对螺栓连接模拟不恰当导致的。

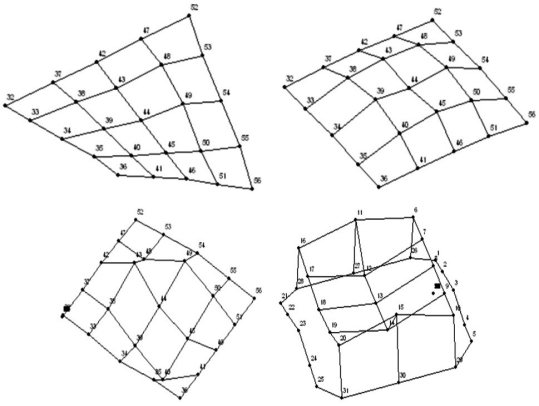

图6　底座与外罩模态试验模态振型

Fig. 6　Modal shapes of base and cover in modal test

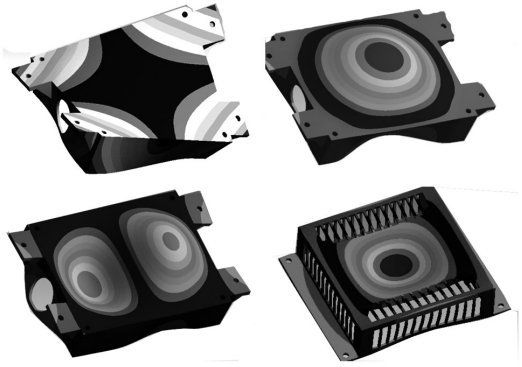

图7　底座与外罩仿真试验模态振型

Fig. 7　Modal shapes of base and cover in simulation

表3　底座与外罩模态频率结果

Table 3　Modal frequency of modal test and simulation for the base and cover

部件	阶数	模态频率/Hz		MAC
		模态试验	有限元方法	
底座	1	88.56	89.19	0.88
	2	336.76	335.16	0.86
外罩	3	527.88	535.9	0.71
	1	496.87	492.88	0.85

整机的仿真结果表明，在相同的振型下仿真频率比模态试验频率偏高，而且没有找到外罩二弯的振型。分析是由于实际产品中外罩与底座是采用四个M5的螺栓固定，而在仿真中外罩与底座的装配面约束条件采用固支处理即约束了两个装配面的六个自由度，导致其连接刚度增大。修正有限元模型，采用实体建立螺栓模型，设置好螺栓与外罩、底座接触面的约束方式，在螺杆表面施加预应力来模拟螺栓固定方式[5]，如图8所示。

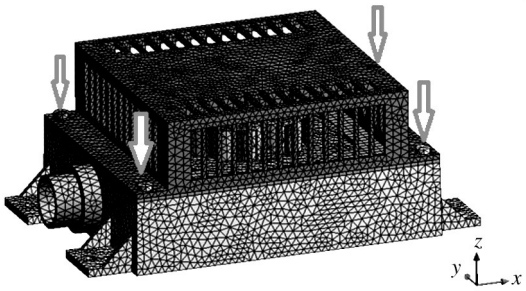

图8　带有预紧力的螺栓固定方式

Fig. 8　Bolt mounting mode with prestress

对修正后的有限元模型重新进行模态分析，得到模态结果见表4，如图9所示。比较表4、图6及图9，可知采用施加预紧力方式能够很好地模拟螺栓固定方式。

表4　修正后模型的模态频率比较

Table 4　Comparison of modal frequency after modification

阶数	仿真频率/Hz	试验频率/Hz	MAC
1	320.61	328.92	0.83
2	408.89	425.43	0.86
3	590.04	586.86	0.84

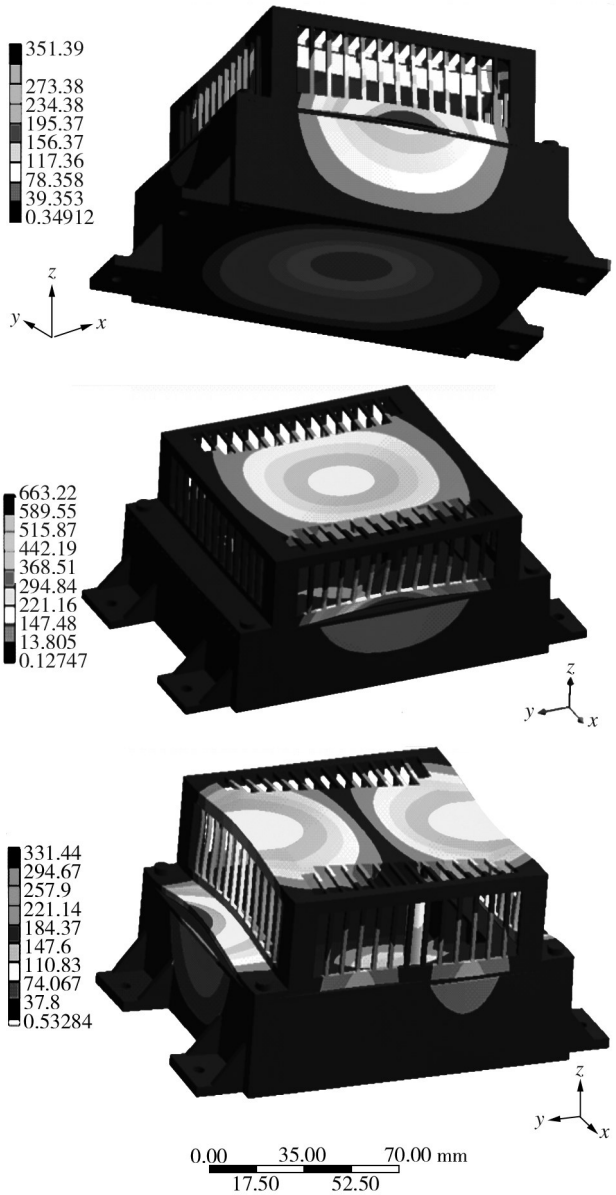

图9　修正后模型前三阶振型

Fig. 9　Front three order modal shape after modification

2.3　随机振动分析

有限元模型校正后，对产品进行随机振动分析，仿真采用的振动载荷谱如图10所示。

3　振动疲劳分析

3.1　强化试验故障情况

产品在北京航空航天大学航空可靠性综合重点

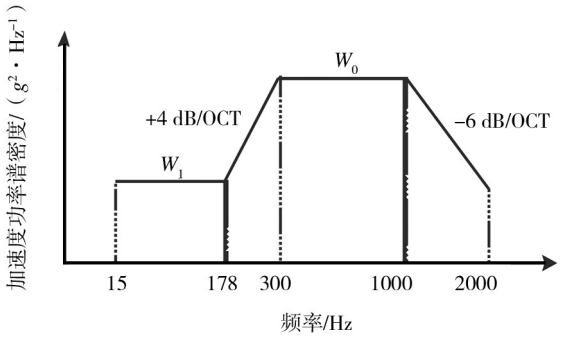

图10　振动载荷PSD谱

Fig. 10　PSD of vibration loads

实验室实施了强化试验,产品在振动步进试验(谱型如图10所示)后发现产品的“迷宫”连接处挂钩从根部折断,如图11所示。更换“迷宫”并对两个挂钩处采用涂胶加固方式,进行综合环境试验,试验结束后发现挂钩根部处完好,但挂钩与端面结合处断裂,如图12所示。因此产品主要薄弱环节在于“迷宫”结构安装方式。

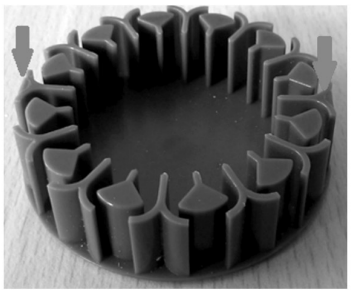

图11　挂钩根部断裂

Fig. 11　Fracture in bottom of hooks

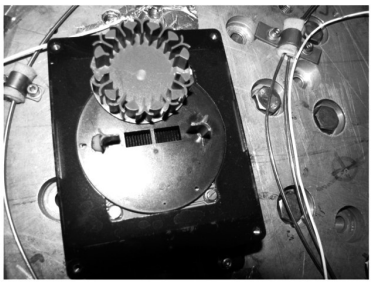

图12　挂钩与端面结合处断裂

Fig. 12　Fracture in joint of hook and end face

3.2　振动疲劳计算

随机振动下结构疲劳分析方法主要有时域和频域两种方法。时域方法通过采集和提取应力集中位置的应力应变时域数据,结合雨流计数和应力寿命曲线(S–N曲线),得到疲劳累积损伤。时域法计算量较大,在工程实践中应用受到很大限制。频域方法利用应力功率谱密度(PSD)和应力分布密度函数近似估计应力循环次数从而得到疲劳寿命。

采用基于Dirlik模型的频域方法,进行疲劳计算。针对宽带信号,Dirlik[6]给出了幅值概率密度函数的经验公式,见式(1)。

$$P(S) = \left(\frac{D_1}{Q}e^{\frac{-z}{Q}} + \frac{ZD_2}{R^2}e^{\frac{-z^2}{2R^2}} + D_3 Z e^{-\frac{z^2}{2}}\right)/2\sqrt{m_0} \tag{1}$$

式中:D_1,D_2,D_3,Q,e,z,R为谱型形状不规则因子;m_0为随机振动过程的应力均方值。根据Miner原理[7]得到连续载荷下疲劳累积损伤计算式:

$$D = \frac{E(P)}{k}t\int_{\sigma_c}^{\sigma_u} P(S)S^b \mathrm{d}S \tag{2}$$

式中:$E(P)$为随机响应信号峰值频率期望值;t为随机响应的作用时间;σ_c为材料的高周疲劳极限;σ_u为材料的低周疲劳极限;$P(S)$为应力幅值S的概率密度函数;k与b为材料常数。

根据强化试验的振动步进试验实施流程,对产品进行了相应的随机振动分析,可以发现不作加固处理时迷宫挂钩处应力较大,如图13所示;在挂钩处进行两点涂胶处理后,发现挂钩与端面结合处应力较大,如图14所示。

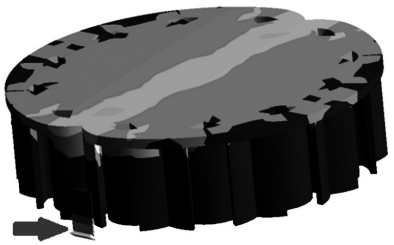

图13　挂钩根部应力云图

Fig. 13　Stress contour of bottom of hook

提取相应故障位置的单元应力响应PSD谱,结合材料的S–N曲线进行疲劳计算,如图15—16所示。通过对响应PSD谱进行数据处理,发现在谱宽系数ε均大于0.6,属于随机宽带信号,因此Dirlik模型适合文中疲劳计算。

利用式(1)和式(2)分别计算振动步进应力试验

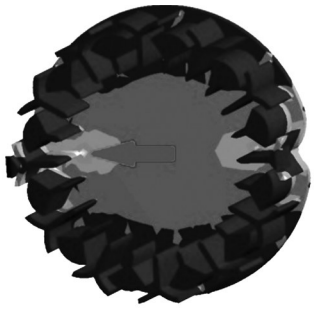

图14　挂钩与端面结合处应力云图

Fig. 14　Stress contour of joint of hook and end face

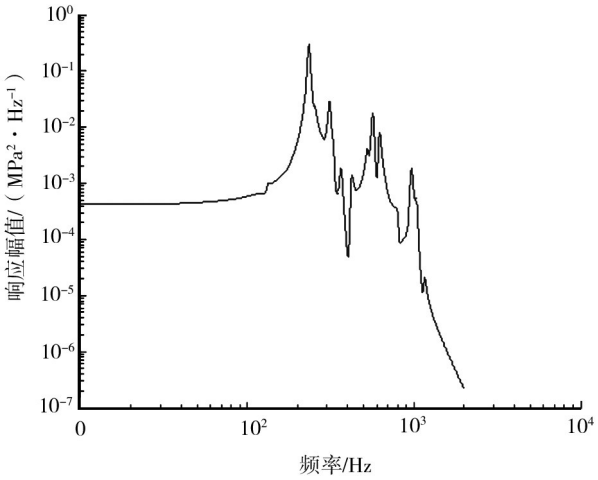

图15　应力响应PSD谱

Fig. 15　PSD of stress responding

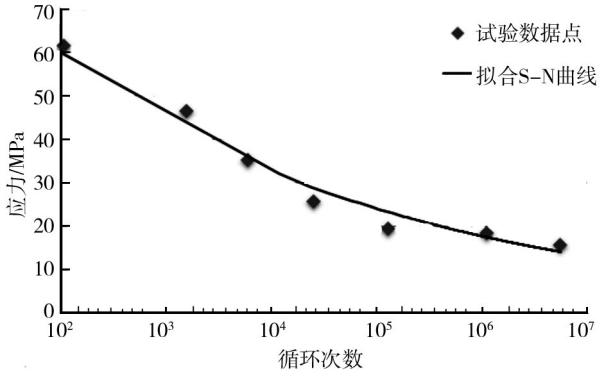

图16　塑料PC的$S-N$曲线

Fig. 16　$S-N$ curve of plastic

下挂钩根部疲劳损伤，结果为1.07；综合环境试验下采用两点涂胶加固后挂钩根部及挂钩与端面结合处，疲劳损伤为2.72。根据Miner原理[7]知当累积损伤大于1则结构会发生断裂失效。因此疲劳损伤计算的结果与强化试验结果相吻合。

基于上述分析结果发现采用两点涂胶方式仍然无法满足结构强度要求，因此进一步改进设计方案。在“迷宫”的12个侧壁支柱与“迷宫”外表面的交接处涂胶，共粘接12个点。仿真分析发现，采取12点涂胶后在载荷振动应力量值为最大时，挂钩及结合面处应力均小于材料的疲劳极限。根据$S-N$曲线知当应力低于疲劳极限，循环应力几乎不会造成损伤。计算得到在综合环境试验下振动累积损伤为2.15×10^{-10}，远小于1，预计试验中结构不会发生断裂失效。此结论通过后续安排的强化试验中回归验证试验得到验证，试验结束后结构没有发生断裂，如图17所示。

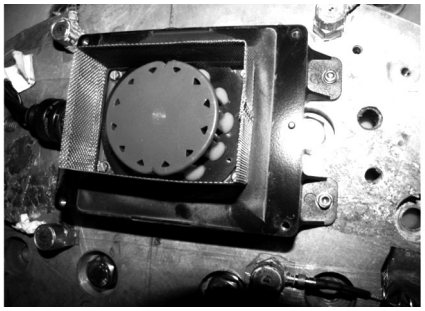

图17　采用12点涂胶结构无断裂

Fig. 17　No fracture with 12 points gluing

4　结论

采取有限元方法对某机载产品进行动力学分析，通过实物模态试验校正了有限元模型，保证了模型的准确性，给出了螺钉固定方式有限元模拟的方法。采用频域方法进行结构疲劳分析，针对产品结构设计存在的薄弱环节给出了设计改进方案。有限元仿真分析的结果通过强化试验得到验证，与试验结果基本吻合。

参考文献：

[1]　郭永辉，路志峰，范新中. 火箭支架的有限元分析与优化设计[J]. 强度与环境，2011，38(1)：9—14.

[2]　乔亮，李传日，刘龙涛. 基于故障物理的可靠性仿真试验的应用[J]. 装备环境工程，2012，9(2)：7—11.

[3] AMY R A, AGLIETTI G S, RICHARDSON G. Accuracy of Simplified Printed Circuit Board Finite Element Models[J]. Microelectronics Reliability, 2010, 50(1): 86—97.

[4] XU Fei, LI Chuan-ri, JIANG Tong-min. Dynamic Modeling and Vibration Analysis of Airborne Electronic Cases[C]// Computational Intelligence and Bioinformatics Proceeding, 2011: 26—32.(余不详)

[5] KIM J, YOON J C, KANG B S. Finite Element Analysis and Modeling of Structure with Bolted Joints[J]. Applied Mathematical Modelling, 2007, 31(5): 895—911.

[6] DIRLIK T. Application of Computers in Fatigue Analysis [D]. Coventry: University of Warwick, 1985.

[7] MINER M A. Cumulative Damage in Fatigue[J]. Journal of applied mechanics, 1945, 12(3): 159—164.

(上接第12页)

3 结论

1) 预腐蚀LY12CZ铝合金的疲劳断口主要由粗糙程度差异明显的疲劳裂纹源区、疲劳裂纹稳态扩展区与疲劳裂纹瞬断区组成。在裂纹源区和稳态扩展区断面相对光滑,瞬断区则相对粗糙。LY12CZ铝合金断口疲劳源呈现多源性,预制裂纹根部和腐蚀坑都会萌生裂纹。

2) 在裂纹源区,存在解理台阶,表现为脆性断裂模式;在裂纹源区向裂纹稳态扩展区的过渡区,存在放射状条纹、解理台阶和塑性亮痕,呈现出脆性与塑性混合断裂形貌特征;在裂纹稳态扩展区、稳态区向瞬断区的过渡区以及瞬断区,存在大量韧窝和塑性滑移痕迹,主要表现为塑性断裂模式。

3) LY12CZ铝合金时效过程中Fe, Mn, Mg, Si等微量元素形成粗大质点强化相,提高了材料的强度,降低了塑性。由于强度塑性不匹配反而会造成局部弱化,有利于裂纹扩展,使得材料的抗疲劳性能下降。合金化过程中要控制LY12CZ中Fe, Mn, Mg, Si等元素的含量。

参考文献:

[1] 王新坤,王东蜂,闫旭. 飞机硬铝合金构件战时表面划伤电刷镀快速修复[J]. 表面技术, 2005, 34(3): 48—53.

[2] 文邦伟,李继红. 铝及铝合金在热带海洋地区大气腐蚀[J]. 表面技术, 2004, 33(6): 21—23.

[3] 闻勃,郭兴伍,陈洁,等. 2024铝合金表面微弧氧化及封孔处理对其疲劳性能的影响[J]. 表面技术, 2012, 5: 014.

[4] 王荣. 金属材料的腐蚀疲劳[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2001: 61—62.

[5] XUE Y, EL Kadiri H, HORSTEMEYER MF, et al. Micro Mechanisms of Multistage Fatigue Crack Growth in a High-strength Aluminum Alloy[J]. Acta Mater, 2009, 55 (2): 1975—1984.

[6] 刘新灵. 疲劳断口的定量分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2010: 42—43.

[7] 蒋祖国. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京:航空工业出版社, 1991: 10—58.

[8] 赵光菊,钟蜀晖,邓建华. TA6V钛合金疲劳断口形貌及断口分析[J]. 贵州工业大学学报(自然科学版), 2007, 36 (6): 25—28.

[9] WANG X S, LI X D, REN H H, et al. SEM in-situ Study on High Cycle Fatigue of SnPb-Thereforelder Joint in Electronic Packaging[J]. Microelectron Reliab, 2011, 51 (2): 1377—1384.

[10] 美国金属学会. 金属手册 断口金相与断口图谱(上册)[M]. 北京:科学出版社, 2007.

[11] 李旭东,穆志韬,刘治国,等. 基于分形理论的6A02铝合金腐蚀损伤评估[J]. 装备环境工程, 2012, 9(4): 27—30.

[12] LI Xu-dong, WANG Xi-shu, REN Huai-hui, et al. Effect of Prior Corrosion State on the Fatigue Small Cracking Behavior of 6151-T6 Aluminum Alloy[J]. Corrosion Science, 2012, 55: 26—33.

[13] HULL Derek. 断口形貌学[M]. 李晓刚,董超芳,译. 北京:科学出版社, 2009: 221—261.

[14] 李旭东,刘治国,穆志韬. 基于短裂纹的LD10CZ铝合金腐蚀疲劳裂纹扩展研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2013, 28(1): 47—52.