

高可靠元器件的使用环境、试验条件和失效机理

陈颖, 孙博, 谢劲松, 康锐

(北京航空航天大学可靠性工程研究所, 北京 100083)

摘要: 为了对高可靠元器件进行可靠性试验提供设计依据, 对包括航天、军事和汽车等在内的高可靠应用领域中的典型环境条件和要求进行了研究。这些环境条件包括高低温、温度循环、湿度、振动以及辐射等。总结了应用于高可靠领域的电子元器件的实验条件和相关标准, 分析了高可靠应用环境条件对电子元器件失效的影响及其失效机理。

关键词: 电子元器件; 高可靠; 环境条件; 试验条件; 失效机理

中图分类号: TN306

文献标识码: A

文章编号: 1672-5468 (2007) 06-0023-08

Typical Use Environmental Conditions, Test Conditions and Failure Mechanisms of High Reliability Electronic Components

CHEN Ying, SUN Bo, XIE Jing-song, KANG Rui

(BUAA, Beijing 100083, China)

Abstract: The typical environmental conditions and requirements of high reliability applications, including aerospace, military and automotive are studied. These environmental conditions include high temperatures, low temperatures, temperature cycles, humidity, vibration and radiation. Test conditions and standards for high reliability electronic components are summarized. Effects of the environment on the failure of electronic components and the failure mechanisms are also analyzed. The results will be useful for defining the reliability test of high reliability electronic components.

Key words: electronic components; high reliability; environmental specifications; test condition; failure mechanism

1 引言

高可靠领域的应用一般包括航天(空间)、军事、汽车等^[1-5], 要求电子元器件应具备在极端的温度循环条件下、超长任务期内的热耐久性/稳定性, 以及抗剧烈的机械冲击和振动、空间辐射、真

空环境、电磁干扰等能力, 因此, 对元器件的质量提出很高的要求。“长寿命、高可靠”是这些应用领域的主要特征要求^[1-5], 通常要求元器件应达到20年以上的寿命。例如: 我国自主研制的首型载人运载火箭(CZ-2F), 其独特之处在于首次按高要求的可靠性、安全性进行研制, 可靠性指标由不

收稿日期: 2007-05-29 修回日期: 2007-11-14

作者简介: 陈颖(1977-)女, 河北丰润人, 北京航空航天大学可靠性工程研究所博士后, 主要从事电子元器件失效物理、电子产品失效分析技术研究工作。

载人运载火箭的 0.91 提高到 0.97 (置信度为 0.7 的情况下), 元器件的失效率指标必须达到 $1 \times 10^{-9}/h$ 以下^[6-7]。用于高可靠环境的元器件既可以是专为高可靠环境而设计、制造的, 也可以利用现有的商业级元器件 (COTS)。前者需要的成本较高, 后者的性能不断提高, 并且容易获得, 因此, 逐步被应用于高可靠环境中, 实现“更快、更好、更便宜”的目标。例如: 国际空间站 (ISS) 的 EXPRESS (Expedite the Processing of Experiments to Space Station Rack) 项目^[8]第一次将满足空间辐射性能要求的 COTS 器件应用于高可靠的环境。

不同的应用对“长寿命”、“高可靠”的要求也不同。本文主要是对空间、军事、汽车等领域的典型高可靠应用环境、实验条件和失效机理进行研究。通过总结高可靠应用环境的温度、湿度、振动、辐射等典型的环境以及实验条件, 给出了高可靠环境下元器件的失效机理。本文的目的在于为今后的高可靠元器件试验提供设计和条件确定的依据。

2 典型的高可靠应用环境

2.1 空间应用的环境条件与环境标准

与其它产品相比, 高可靠元器件要经历地面、空中、空间的各种自然环境, 可分为组装/运输/发射、穿越大气层、近地轨道 (LEO: Low-Earth Orbit)、地球同步轨道 (GEO, Geosynchronous Earth Orbit) 等阶段; 探月、火星飞行器还要经历月球、火星的环境。各阶段环境条件的参考值如表 1 所示。美国与欧洲对运载器、航天器能承受的自然环境都制定了标准, 包括空间自然环境标准和陆地自然环境标准, 范围从零公里的地面或海面一直到几万公里以上的空间。这些标准主要有 MIL-STD-1809《美国空军航天器空间环境》、ECSS E-10-04A《空间环境标准》以及 NASA-HDBK-1001《用于航空航天运载器研制的陆地环境(气候)标准手册》等^[9]。

为了对所有应用于空间计算机模块的电子器件提供统一的、可重复的试验条件, IEEE 制定了

表 1 典型的高可靠应用环境^[13-14]

典型的应用环境	主要的环境要求									
	温度循环 (t/)	振动 / 冲击 (g·s ⁻¹)	气压 (/Pa)	湿度 / %RH	重量/g	粒子撞击 (m ² /年)	紫外线辐射 (W/m ²)	空间电荷/eV	原子氧/eV	
组装/运输	+18.3 ~+26.7	8.7 ~15.8	1.01 ×10 ⁵	8- 100	1	N/A	N/A	N/A	N/A	
穿过大气	- 200 ~+260	8.7 ~15.8	1.01 ×10 ⁵ ~ 1.0 ×10 ⁻¹¹	N/A	1 ~10 ⁻⁶	N/A	118	N/A	4.3- 4.4	
空间	近地轨道 (LEO)	- 65 ~+125	N/A	1.33 ×10 ⁻⁸	N/A	< 10 ⁻⁶ ~10 ⁻³	11 ~26	118	0.1 ~0.2	4.3- 4.4
	地球同步轨 (GEO)	- 196 ~+128	N/A	1.0 ×10 ⁻¹¹	N/A	< 10 ⁻⁶ ~10 ⁻³	<11	118	120 ~295	4.3- 4.4
	月球	- 171 ~+111	N/A	1.33 ×10 ⁻⁶ ~ 1.33 ×10 ⁻¹⁰	N/A	0.165	0.01 ~1.2 ×10 ⁻⁴	1 371	N/A	N/A
	火星	- 143 ~+27	N/A	600~1 500	N/A	0.38	N/A	649	N/A	N/A
航空	- 5 ~+20 (10 668 m 飞机不加压舱内)	N/A	随高度增加而降低	N/A	1	N/A	N/A	N/A	N/A	
水下潜艇	- 28 ~+65	N/A	每深 10 m 增加 1.01 ×10 ⁵	85 ~99	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	
水面舰船	- 7 ~+47	N/A	N/A	79 ~99	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	
武器	N/A	N/A	1.01 ×10 ⁵	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	
汽车	- 40 ~+140	N/A	1.01 ×10 ⁵	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	

电子产品在空间环境应承受的最低环境条件标准, 即 IEEE STD 1156.4-1997《关于宇宙空间应用计算机模块环境规范》^[10]。主要包括热、机械冲击和振动、电子以及辐射应力等。其中 1) 热, 包括工作状态和非工作状态下的温度范围, 尤其是在真空环境以及温度循环环境; 2) 压力和湿度, 包括压力、压力变化率、湿度; 3) 机械, 包括动态参数, 如爆炸冲击、随机振动 (不包括正弦振动); 4) 辐射, 包括总电离辐射剂量、单粒子效应条件, 还包括瞬态反转率、位移损伤等。由于从发射升空到轨道运行, 空间环境会随着任务阶段的不同而发生很大的改变, 而环境试验条件的强度会直接影响费用、重量以及性能等, 因此, 该标准中确定了 4 种性能水平所应承受的环境条件要求, 每种等级对应于特定的、典型的应用。所有的元器件或模块都要求其具有额定的环境性能水平 (等级), 可以承受标准中规定的环境条件。

在 NASA JPL 实验室对空间数据存储系统的研究中, 提到系统应满足特定的环境要求, 表征从地面、发射升空以及空间的环境^[11]。美国 NASA GSFC 针对 PEMs 器件在空间环境的应用进行了研究, 例如: 宇宙飞船中不同部位的 PEM (太阳能电池和面板、加热控制单元和电源控制单元等) 会暴露在 -180 ~ +125 范围的环境条件下^[12]; 其它元器件的空间环境如表 2 所示。

表 2 几种电子元器件的工作温度^[13]

元器件	指标 (t_1 /)		接受值 (t_2 /)		实际工作 (t_3 /)	
	最低	最高	最低	最高	最低	最高
能量控制单元	-23	+50	-13	+40	-8	+35
电池	-5	+35	-5	+25	0	+20
太阳能电池和面板	-180	+85	-170	+75	-165	+7
加热控制电子部分	-35	+65	-25	+55	-20	+50
S-Band 前置放大器	-20	+55	-15	+43	-10	+45

美国马里兰大学 CALCE 中心对 laptop 中采用的元器件在高空环境下 (10 668 m 高度飞机不加压的驾驶舱内) 的失效机理进行了研究。该环境的

典型条件为大气压力降为 0.28 pa, 温度范围为 5~20 , 相对湿度保持在最少 45 %^[14]。

2.2 军事应用的环境条件与环境标准

在军事应用方面, 美军标 MIL-STD-210B 规定了各种军用设备的环境气候条件和环境标准^[15]。例如: 导弹是长期贮存, 一次使用的武器。因此, 贮存期是导弹的一个重要战术技术指标。导弹的储存环境要求很高, 需严格按照有关技术规定进行, 要防酸、碱、盐和氮、硫、碳等氧化物的侵蚀以及机械负荷、生物因素的影响。例如: 美国的洲际导弹、战术导弹在长期储存时, 相对湿度要低于 60 %^[15]。另外, 舰船设备的气候环境受海域、季节、设备位置的影响, 通常海洋环境恶劣, 要求各类舰船电子设备能承受的周期为 9~12 s 的横摇 $\pm 45^\circ$; 长期横倾 $\pm 15^\circ$; 长期纵倾 $\pm 10^\circ$; 一般在 6 级海情下要正常工作, 8 级海情下不被破坏; 具有防湿热、防盐雾、防霉菌性能, 能在环境温度为 +65~28 、相对湿度为 85 %~99 % 的温湿度交变频繁的环境中正常工作^[15]。

2.3 汽车应用的环境条件与环境标准

在汽车中, 电子产品分布在车体的各处, 使用环境十分恶劣, 经常在高温、振动、灰尘、潮湿、水淋等环境下工作。例如: 排气管、发动机组以及刹车装置等部位, 常处于高的绝对温度环境下, 温度通常可高达 200 , 并且占用整个操作时间的 10 %^[16]。湿度与温度的相互作用使得电子装置的绝缘被破坏、工作性能下降, 机件腐蚀和材料性能恶化, 老化速度加快。汽车中不同位置上电子产品封装表面可能遇到的极端高温和振动情况如表 3 所示^[17]。因为功率耗散的原因, 模块内部的温度可能更高。IC 芯片的典型结温比基板高 10~15 , 功率器件要高 25 。

表 3 汽车电子典型的工作环境^[17]

部位	高温/	振动/g
发动机	140	>10
发动机加长进气管	125	>10
发动机舱靠近发动机位置	120	3~5
发动机舱远发动机位置	105	3~5
车外位置	70	3~5
乘客舱	70-80	3~5

另外, 发动机和传动装置上所受的冲击包括一个加速度为 30 g 的正弦扫描分量和一个加速度大小为 10 g 的高频随机分量^[17]。

对于汽车的电气和电子设备环境条件, ISO 16750 系列标准给出了道路车辆——电气和电子设备环境条件, 包括一般要求、电气负荷、机械负荷、气候负荷、化学负荷、系统综合等部分环境条件标准。

3 高可靠元器件的试验条件

3.1 空间应用

包括空间应用在内的早期的高可靠应用项目中, 性能要求已超过了当时电子工业的制造水平能力。如军用级微电子器件通常采用陶瓷封装, 以避免湿气的进入而侵害电路, 并且具有更好的耐冲击和抗辐射能力^[2]。为了保证使用器件的质量, 美国政府和军方在 20 世纪 60 年代分别颁发了军用标准 MIL-STD-883 (对应于 GJB 548A) 和 MIL-STD-810 (对应于 GJB 150), 用于指导电子元器件及电子设备的环境试验和筛选, 这个标准目前仍在使用^[16, 18-20]。通过元器件环境应力筛选 (ESS) 可以有效地筛选出不合格的元器件, 使得系统由于元

器件造成的问题大幅度降低。也可以用来分别筛选出宇航级、军品级以及商业级的电子元器件。

对于大多数电子产品而言, 温度循环是“启动-关闭”状态下的典型环境条件, 因此是衡量产品可靠性水平的重要因素。包括 NASA 在内的各机构对几种元器件进行温度循环试验的数据如表 4 所示。

振动/冲击、湿度试验的数据相对较少。美国 NASA 的 JPL 实验室, 对用于空间飞行环境的 BGA 封装器件进行了环境实验, 模拟发射时的环境, 其中随机振动实验条件为 0.2 g²/Hz, 机械冲击 2 000 g (50 ms)^[7]。NASA 对 COB 进行的温度湿度偏压实验条件为 85 /85 %RH, 5 V/-5 V。

太阳辐射试验标准主要分为两种体系: 1) 以 MIL-STD-810 为代表的美国体系标准; 2) 以 IEC 68-2 出版物为代表的欧洲体系标准。前者只适用于设备, 后者既可用于设备, 也可用于元器件和材料。文献 [6] 中进行的辐射试验是以 Co60 作为辐射源, 辐射率由 1 Krad/h 开始, 以 10 为步进, 直到 1 Mrad/h, 裸露时间近似为 1 h/步进, 累积辐射剂量为 1 Mrad。

3.2 军事应用

导弹贮存试验一般有两种方式: 1) 加速贮存试验; 2) 自然贮存试验。美国军标 MIL-R-22732 规定了对舰艇电子设备的可靠性要求。我国的舰用电子设备必须在安装前根据国军标 GJB 4 的要求完成各项目的严格试验, 主要包括高、低温试验, 恒定湿热、脚变湿热试验, 振动试验, 颠簸试验, 冲击试验, 霉菌试验, 盐雾试验, 日光辐射试验, 外壳防水试验。

美国 Corning 公司在为具有高的耐机械冲击和振动能力的水下武器系统开发的光学连接器

表 4 几种元器件的温度循环试验^[13]

文献/单位	器件	高/低温	温度冲击/循环
NASA JPL ^[7]	BGA封装器件	低温 -55 ±2 ; 高温 100 ±2 保持 30 min	温度变化率 5 /min, 200 个循环
NASA JPL ^[22]	PBGA和 CCGA	N/A	-55~125 , 2~5 /min, 159 min/循环, 200~6 000 个循环;
NASA GSFC ^[23]	板上芯片 COB 的封装材料	N/A	-55~125
加州理工大学 ^[4]	CSP	N/A	-65~150 (焊点) -55~100 (表贴)
加州理工大学 ^[18]	BGA	(1) -30~100 , 82 min/循环; (2) -55~100 , 保持 45 min, 246 min/循环; (3) -55~125 , 高/低温保持 10 min, 159 min/循环; (4) -55~125 , 10~15 /min, 高低温保持 20 min, 68 min/循环。	
NASA GSFC ^[9]	可编程多芯片组件 (MCM)	25 , 8 256 h; 85 , 10 176 h 125 , 6 576 h	N/A
美 UTRC ^[9]	无源器件	200 (5 000 h)	-55~200
美国空军 ^[24]	电连接器	-65 +振动; 175 +振动(500 h)	-65~175

的封装可靠性试验中使用的条件分别为：长时间温度耐久性试验，采用的温度为-40，65，85；长时间温度循环试验条件（-40~85）；短时间随机正弦振动试验，3个平面内2000 Hz~20 GHz；浸水试验；机械冲击，90 g^[9]等。

3.3 汽车应用

汽车电子设备试验的标准主要有美国汽车电子协会所推出的 AEC-Q100 标准，包括环境压力加速测试、使用寿命模拟测试、封装组装整合测试、芯片晶圆可靠度测试等。我国对汽车电子试验制定了规范，定义了车内的电子部件的高温试验、热冲击、振动、沙尘、温湿度、盐雾等试验条件。

4 与高可靠应用相关的元器件失效机理

按常见的电子元器件封装结构，不同的结构部分在不同的环境条件作用下可能发生的失效机理如

表 5 所示^[25-29]，包括基本的失效机理和高可靠环境下的特殊失效机理。

4.1 基本的失效机理

发生在芯片层次的失效机理包括慢俘获、热电子、电过应力、静电放电、电介质失效、氧化层击穿以及电迁移等。而一级封装失效通常来源于腐蚀（湿气和污染）、键合材料间的热膨胀系数（CTE）不匹配、较大的温度变化范围等。

高温将直接导致器件的开裂、失效、污染以及性能退化等。在空间的温度循环条件下，没有大气来形成对流条件，只能通过传导的方式进行冷却。当处于太阳直射的位置时温度达到最高极值，而在背对太阳的时候，由于没有对流作用而不能保温，将处于温度最低值。这种高低温极值的循环加重了具有不同 CTE 材料间的热膨胀不同的差距。热膨胀会产生机械应力，并最终导致 PEM 的分层或破

表 5 典型环境条件下的典型失效机理关系矩阵表

典型的封装要素	典型的失效机理								
	污染	相对湿度	稳态温度	湿度循环	温度循环	温度冲击	辐射	振动/机械冲击	电压/电流/电荷
外壳	J	J	Z			Q, J	O, G	Q, R, M	Z
芯片	Y, U	J	Y, X, T, U V, W, J, AA AB, AC, AD AE, AM, AN		A, R, M	A, R, M	F, P G, S	A, R, M	J, K, L, X, T
粘贴层			Z		A, B, Q, R, M	A, B, Q, R, M	G	A, B, C, R, M	
倒装焊焊点	J	J	L		A, B, H, R, M	A, B, C, Q, R H, J, N	G	A, B, Q, P, M	N
互连 载带焊焊点	J, K	J, K	L		B, E, Q, R, M	A, B, C, E, Q R, J, K, N	G	A, C, D, E, R, M	K, N, X
引线键合互连	Q, J, L	J, Q	L, AH		A, B, E, Q, R M, AK	A, B, C, E, Q R, M, L		A, C, D, E, Q R, M	J, L, X
封装引线	J, K	J, K	J, K, AL		B, R, M	A, B, C, M, J	O	A, B, C, M	J, K, M, X
引线胶封	Q, J	J, AF		J	A, Q, R, M	A, Q, R	O	A, Q, M	
端盖胶封		AG			A, Q, H, AJ	A, Q, H		A, H	
衬底					A, R, M	A, B, R, M		A, B, R, M	J

注：过应力型失效机理：A.脆性断裂；B.塑性断裂；C.屈服；D.弯曲；E.大弹性变形；F.单粒子反转/软失效；G.辐射引起的热击穿；O.绝缘失效；Q.界面脱胶；X.EOS/ESD；Y.离子污染；AG.密封剂反相相变（对于塑封）；AK.相互扩散引起的键合断裂；AM.芯片热击穿；AN.二次击穿。

耗损型失效机理：H.蠕虫；J.腐蚀；K.枝晶长大；L.相互扩散；M.疲劳裂纹扩展；N.扩散；P.漏电流过大；R.疲劳裂纹初始；S. Frenkel 缺陷；T.电迁移；U.金属化迁移；V.应力引起的扩散孔隙（SDDV）；W.电荷异常（热电子、慢俘获）；Z.氧化降解；AA.小丘形成；AB.contact spiking；AC.constraint cavitation；AD.时间相关的绝缘氧化层击穿（TDDB）；AE.表面电荷扩散；AF.应力腐蚀裂纹；AH.Kirkendall 孔隙；AJ.密封剂裂纹（对于塑封）；AL.金属间化合物形成。

裂。这样，就为湿气和化学污染物的侵入提供了便利。温度相关的失效机理可以分为3类：1) 机械失效，如引线键合疲劳、芯片断裂、芯片分层疲劳；2) 电失效，如慢俘获、热电子、电过应力失效、静电放电、氧化层击穿、电介质失效、电迁移；3) 腐蚀失效，如湿气进入、电解聚合、电化和离子腐蚀^[20]。机械类失效主要是由于键合材料等的热膨胀系数不一致，在温度随时间发生较大的变化或具有较大的空间温度梯度时，会产生拉应力、压应力、弯曲应力、疲劳和断裂等失效现象。环境条件中的相对湿度和温度决定了湿气进入的速率，从而也会影响湿气在封装中的诱导时间。封装的腐蚀失效前时间取决于湿气进入的时间，也取决于湿气进入过程的时间。一般来说，随着温度的升高，湿气进入的速率增大，诱导时间因此而降低^[20]。腐蚀失效发生在达到水气含量的临界点时。腐蚀引起的失效机理包括电解形成、电化及离子污染。腐蚀失效机理主要与污染、温度、湿度以及偏压等有关。该失效发生时，封装内部的温度低于露点，而导致封装内部凝结。在存在离子污染时，该湿气将提供一个导电通路，导致电泄漏，这个通路存在于相邻导体之间、金属化系统腐蚀以及键合焊盘之间。在工作过程中，芯片产生的热量足以使温度升高到露点之上，这样，使得电解液蒸发，温度因素也因此起了腐蚀过程的“开关”作用^[23]。如PEM封装会从周围的环境吸收湿气，当超过0.11%（以重量计）时，会产生一系列的问题。如果湿气带有任何离子污染物，芯片金属化系统都会受到侵蚀。在开始发生侵蚀时，金属化系统开始腐蚀的位置从焊盘开始。且高温以及工作电压会加速这个过程。并且由于湿气和污染物的存在，焊盘本身也会受到侵蚀。焊盘腐蚀不会直接引起失效，但可以导致接触电阻的增大，并最终导致PEM失效。离子污染可以水解，并与焊盘金-铝金属间相中的铝发生反应。键合引线和芯片金属化系统受到腐蚀后的失效模式有电参数漂移、漏电流过大、短路以及开路等。

4.2 空间环境下的特殊失效机理

与汽车、医疗、陆上通讯等高可靠应用环境不同，空间应用环境中存在各种类型的辐射。宇宙空间的辐射粒子主要包括高能电子、质子、阿尔法粒子以及重离子等。辐射环境下的失效主要包括：

a) 总剂量效应

当电离性射线长期照射电子器件时，原子被高能离子击中而脱离原来的晶格位置，造成晶格缺陷，导致电路中晶体管性能恶化，直至出现永久故障。总剂量效应会造成航天器材料的机械性能下降、强度变坏；造成材料光学、热学、电学等性能退化。经验表明，未加屏蔽的系统可以暴露在10 Mrad的辐射环境下，简单屏蔽的系统可以成量级地增加。器件可以承受的辐射剂量与IC的结构，如栅氧化层厚度、多晶硅的临界尺寸、组成相关。

b) 单粒子翻转 (SEU)

这是指高能质子或重离子穿过电子器件时，沉淀在器件中的电荷部分被结电容或电极吸收，造成逻辑状态改变。宇宙射线和太阳粒子可以在一个器件内部敏感的区域通过电离作用产生足够多的自由电荷，从而引起状态的改变。

c) 单粒子门锁 (SEL)

当重粒子离子照射到CMOS-LSI（如体硅CMOS）内部寄生的PNPN结上，有可能产生CMOS本身所特有的“门锁”现象。其结果是，只要不断电，CMOS-LSI就持续通过大电流直至烧毁；

d) 单粒子烧毁 (SEB)

这是指锁定事件时通过器件的电流过大，或其它原因造成的器件烧毁。单粒子烧毁为硬故障，不能恢复。单粒子翻转一般为软故障，通过断电、重新启动措施后可以恢复，但如果电路设计中无限流措施，器件中通过的电流较大，也会造成器件的损坏，将转化为硬故障。

英国国防部评估与研究局的研究中提到，将COTS器件用于空间应用环境需要特别考虑的因素包括：真空环境引起的损伤包括所谓的“出气作用”（Outgassing）所致的光表面堆积，以及放电和击穿等问题。

5 MEMS的失效机理

MEMS器件具有轻质、小型化、低能耗等特点，因而在空间应用领域具有非常良好的前景。MEMS器件应用于空间系统要求在困难的条件下工作。美国1999年1月3日发射的NASA-JPL火星探测器中应用了COTS MEMS微机械加速度计。JPL实验室在MEMS器件的研究中提到，虽

然 MEMS 采用与 IC 封装相类似的技术, 但是 MEMS 器件的封装、标准化并非易事。因为 MEMS 封装既要考虑保护 MEMS 器件免于周围环境的影响, 又要考虑周围环境进行交互作用, 如测量或控制物理/化学参数。MEMS 器件中微观运动零件也是需要考虑的特殊因素。因此, 不能采用与 IC 相同的方法进行 MEMS 器件的可靠性试验。

MEMS 器件的失效机理主要包括^[30]:

a) 黏附和磨损

在传统的 IC 系统中, 焊点失效、热循环疲劳失效通常为最主要的失效机理。而在 MEMS 失效中, 黏附和磨损是两个主要原因。当两个表面开始接触时引起的微观粘附, 产生微观分层, 微观颗粒被微零件“捕获”后会阻止这些零件的运动。同时周围腐蚀环境也会引起的磨损。

b) 环境引起的失效

主要是指由于热循环、振动、冲击、湿度、辐射效应等引起的失效。MEMS 器件由于具有机械运动零件而较 IC 封装系统更易受到这些环境的影响。

c) 机械循环疲劳

这种失效对于梳齿结构或膜结构的 MEMS 来说更为重要, 因为其材料要处于交替作用的负载情况下。即使在负载明显低于引起失效的负载极限, 该应力也可以引起材料属性的退化。例如: 弹性属性的变化将影响梁的共振和阻尼特性进而产生 MEMS 传感器的输出退化。

d) 潮湿效应

对于 IC 封装来说, 潮湿效应并不重要, 但对于可运动的零件在共振频率下工作的 MEMS 器件却非常重要。潮湿效应可以由于很多因素造成, 如空气中存在杂质气体。密封良好可减少这类失效。

6 结束语

本文对包括航天、军事和汽车等高可靠应用领域中的典型环境条件、实验条件和失效机理进行了研究。总结了高可靠环境下典型的温度、振动、湿度、辐射等环境条件以及各种应用环境标准。根据以上的研究, 可以得到以下结论:

1) 高可靠应用环境主要包括温差为 $-200 \sim 260$, 振动条件 $8.7 \sim 15.8 (g \cdot s^{-1})$ 等;

2) 各种典型高可靠应用环境条件下元器件可靠性和寿命的基本要求包括: 器件使用寿命 $15 \sim 20$ 年以上, 失效率 $1 \times 10^{-8} \sim 1 \times 10^{-9}/h$ 以下, 可靠度 99

%~99.99 % 以上。

参考文献:

- [1] KAYALI S. Reliability and Qualification of III/V Semiconductor Devices for Space Applications [J]. *Electronic Packaging & Space Parts News: EEE Links*19995 (4): 14-19.
- [2] SCHMITT P PRESSECO F LAFONTAN X. Reliability Issues of an Accelerometer under Environmental Stresses [J]. *Proceedings of SPIE* 20045345: 22-30.
- [3] YOUNG D R MORROW A J GADKAREE K. Packaging of High Reliability Couplers [C] // *Proceedings of IEEE Electronic Components and Technology Conference*. Washington: DC 1994: 1004-1006.
- [4] GHAFFARIAN R. Assembly Reliability of Ball Grid Array and Chip Scale Packages for High Reliability Applications [C] // *Proceedings of IEEE Aerospace Conference Snowmass at Aspen, USA: CO* 1998: 359-367.
- [5] GRZYBOWSKI R R. Long Term Behavior of Passive Components for High Temperature Applications- an Update [C] // *IEEE HITEC*. 1998: 207-214.
- [6] BANKER J BUCKINGHAM J CAFFREY R et al. Fast and Flexible Development of Multichip Modules for Space and other High-reliability Applications [C] // *16th DASC AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference*.1997: 26-30.
- [7] BARR S L MEHTA A. Dimpled Ball Grid Array Qualification Testing for Space Flight Applications [C] // *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*. 2001: 2391-2400.
- [8] BLUMER J H. Lessons Learned Using COTS Electronics for the International Space Station Radiation Environment [J]. *AIP Conf. Proc. Space Technology and Applications International Forum* 2001552: 1203-1209.
- [9] 张小达吕维鉴. 国外运载器、航天器从地面到空间自然环境标准综述 [J]. *航天标准化* 2001 (1): 29-33.
- [10] IEEE Std 1156.4-1997 IEEE Standard for Environmental Specifications for Spaceborne Computer Modules [S].
- [11] KATTI R R. Space Data Storage Systems and Technologies [J]. *IEEE Transactions on Magnetics* 1994 30 (6): 4194-4199.
- [12] The Use of Plastic Encapsulated (PEMs) in Space Flight Application has been Long Standing Issue [J/OL]. *NASA GSFC*20051-3. <http://misspiggy.gsfc.nasa.gov/tva/pems/esapems.htm>.
- [13] PLANTE J LEE B. Environmental Conditions for Space Flight Hardware - A Survey [M]. *NASA Electronic Parts*

- and Packaging (NEPP) Program 20041- 15.
- [14] BLATTAU N HILLMAN C. Failure Mechanisms in Electronic Products at High Altitudes [J/OL] . CALCE20041-5. <http://www.calce.umd.edu/articles/abstracts/2004/high.htm>.
- [15] 杜志瀛. 船用硬件的环境条件- 温度和湿度 [J] . 抗恶劣环境计算机 1990 (4): 20- 28.
- [16] CASIER H MOENS P APPELTANS K. Technology Considerations for Automotive [C] //Proceeding of the 34th European Solid- State Device Research Conference. 2004: 37- 41.
- [17] TUMMALA R R. 微系统封装基础 [M] . 南京: 东南大学出版社 2004: 269- 271.
- [18] GHAFARIAN R. Shock and Thermal Cycling Synergism Effects on Reliability of CBGA Assemblies [J]. Aerospace Conference Proceedings 2000 (5): 327- 333.
- [19] COLBY F B URSCH R R. Environmental and Life Testing of High Reliability Magnetic Components [J] . IEEE Transactions on Parts Materials and Packaging 19651 (1): 109- 114.
- [20] WALL J SINNADUARAI N. The Past Present and Future of EEE Components for Space Application COTS- the Next Generation [C] // Proceedings of the IEEE International Frequency Control Symposium. 1998: 392- 404.
- [21] GHAFARIAN R. Thermal Cycle Reliability and Failure Mechanisms of CCGA and PBGA Assemblies with and without Corner Staking [C] // Electronic Components and Technology Conference. 2005: 391- 398
- [22] LE B Q NHAN E MAURER R H et al. Evaluation of Die Coating Materials for Chip- on- board Technology Insertion in Spaceborne Applications [C] //6th International Conference on Multichip Modules. 1997: 142- 147.
- [23] MUELLER R J. New Electrical Connector Specification Answers Space- Age Environmental Needs [J] . IEEE Transactions on Component and Manufacture Technology- Part A199518 (1): 248- 256.
- [24] HU J M BARKER D DASGUPTA A. et al. Role of Failure- Mechanism Identification in Accelerated Testing [C] // Proceedings of the IEEE Annual Reliability and Maintainability Symposium. 1992: 181.
- [25] PECHT M LALL P WHELAN S J. Temperature Dependence of Micro- Electronic Device Failures [J] . Quality and Reliability Engineering International 1990(6): 275- 284.
- [26] PECHT M LALL P. The Influence of Temperature on Integrated Circuit Failure Mechanisms [J] . Quality and Reliability Engineering International 1992 (8): 167- 175.
- [27] Material Failure Mechanisms and Damage Models [J] . IEEE Transaction on Reliability 1991 40 (5): 531- 536.
- [28] LALL P PECHT M HAKIM E B. Characterization of Functional Relationship Between Temperature and Micro- electronic Reliability [J] . Microelectronic Reliability 1995 35 (3): 377- 402.
- [29] RAMESHAM R GHAFARIAN R KIM N P. Reliability Issues of COTS MEMS for Aerospace Applications [J] . SPIE Conference on MEMS Reliability for Critical and Space Applications 1999 3880: 83- 88.

信息与动态

中国电子学会可靠性分会第十四届学术年会通知

中国电子学会可靠性分会第十四届可靠性学术年会定于2008年11月1日-5日在广西桂林市召开,特向广大可靠性与质量管理技术工作者征集学术论文。征文内容如下:

- 1) 可靠性与质量管理的理论与实践;
- 2) 可靠性、维修性、安全性工程设计、预计、增长与鉴定;
- 3) 生产质量管理、可靠性与环境试验技术;
- 4) 可靠性物理及网络、软件可靠性。

会议征文及参会回执截止日期: 2008年9月1日。

另外, 本届年会还将同时召开可靠性分会会员代表大会

会和第七届委员会成立大会,热诚欢迎全国可靠性与质量管理技术工作者参加会议。会议具体通知将在2008年9月发出。

会议秘书处: 广州市1501信箱34分箱盛志森 (510610)

电话/传真: 020- 87237183、87236363、31396322

中国电子学会可靠性分会

2007年7月1日