

一种适用于不同航天器电子产品的热循环试验的循环次数确定方法

纪欣言^{1,2}, 向树红², 刘国青², 王晶²

(1.北京航空航天大学, 北京 100191; 2.北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: **目的** 给不同航天器电子设备提供合适的常压热循环试验条件, 使其在不同的循环次数和温度范围下获得相等的应力筛选, 提出一种定制化的热循环次数的确定方法。**方法** 基于热疲劳理论, 分析典型航天器热致故障机理, 并综合考虑航天器设计、材料、工艺的特点以及历史故障数据分布的影响, 引入综合疲劳加速指数和故障沉淀率, 形成航天器综合疲劳寿命等效等式。最后以某航天器典型电子设备为例, 给出该方法所确定的试验条件。**结果** 该方法能降低航天器欠试验或过试验的风险。

关键词: 热循环试验, 热疲劳, 试验条件

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.11.001

中图分类号: V416 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2018)11-0001-06

Method for Determining Cycling Number for Thermal Cycling Tests of Different Spacecraft Electronics

Ji Xin-yan^{1,2}, Xiang Shu-hong², Liu Guo-qing², Wang Jing²

(1. Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

ABSTRACT: Objective To provide proper conditions for thermal cycling test at ordinary temperature of different spacecraft electronic devices to obtain equal stress screening for spacecraft electronic devices under different cycling numbers and temperatures ranges and propose a customized method for determining the cycling number. **Methods** Based on the thermal fatigue theory, the typically failure thermal-mechanism were analyzed, and the integrated fatigue acceleration exponent and failure precipitation efficiency were introduced to establish an equivalent fatigue life equation of spacecraft cycling testing, which covers the characteristics of design, material and workmanship, and the history failures data statistics of spacecrafts. The tailored testing condition of typical electronic equipment was given as an example to provide the test condition determined by this method. **Results** This method can reduce the spacecraft risk of under-testing and over-testing.

KEY WORDS: thermal cycling test; thermal fatigue; test condition

航天器热试验主要是对飞行器单机、分系统、有效载荷和整器在热环境和飞行条件中的功能和性能进行验证。飞行器系统级热试验包括热循环试验(TCT, Thermal Cycling Testing)、热真空试验(TCT, Thermal Vacuum Testing)和热平衡试验(TBT,

Thermal Balance Testing), 单机级热学试验包括热循环试验和热真空试验^[1]。其中, 常压热循环试验证明了电工和电子组件在验收试验中耐受温度循环应力的能力, 以及在超过鉴定温度范围内运行的能力。典型的常压热循环试验系统和剖面如图1及图2所示^[2]。

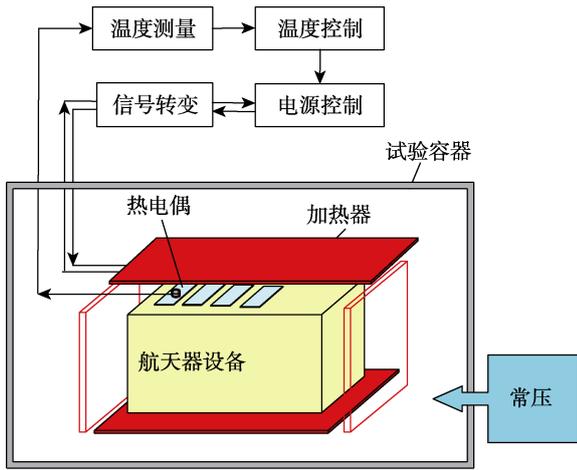


图1 典型的常压热循环试验系统

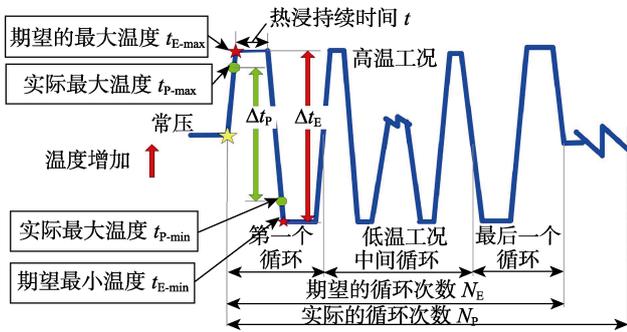


图2 典型的热循环试验工况剖面

从1970年开始，一系列文献定义并描述了航天器热试验的军用标准^[2-5]。1982年，MIL-STD-1540B^[2]作为MIL-STD-1540A^[3]的升级版，目标导向为低风险、长寿命的飞行器，为建立试验温度给出了统一的基线程序。对热循环试验产生影响的重要试验参数包括温度范围和循环次数、高低温持续时间、升降温速率和运行条件^[4-5]。

19世纪80年代到90年代，围绕故障率和循环次数的关系研究做了大量工作^[6-8]，研究目标是在军用标准中为低风险项目确定循环次数提供依据。本质上来说，MIL-STD-1540C保留了MIL-STD-1540B中的等效热循环试验^[8]，但是出于剪裁的目的，MIL-STD-1540C提出了循环次数 N 和温度范围 Δt 的等效关系：

$$N(\Delta t)^{1.4} = \text{Constant} \tag{1}$$

或：

$$N_p = N_E \left(\frac{\Delta t_E}{\Delta t_p} \right)^{1.4} \tag{2}$$

式中： N_E 和 Δt_E 是期望的循环次数和温度范围。常数 Δt_E 指的是试验最高温度 t_{E-max} 和最低温度 t_{E-min} 的差。 t_{E-max} 和 t_{E-min} 是分析的期望值加上了温度不确定余量。常数 N_E 是一个基于“浴盆曲线”早期失效的统计值。 Δt_p 是实际允许使用的温度范围， N_p 是使用式(2)运算法则进行剪裁后的循环次数。图3列

出各种标准，包括MIL-STD-1540B、MIL-STD-1540C和MIL-STD-1540E标准和军用标准对该剪裁公式的相关程度^[3,8-9]。

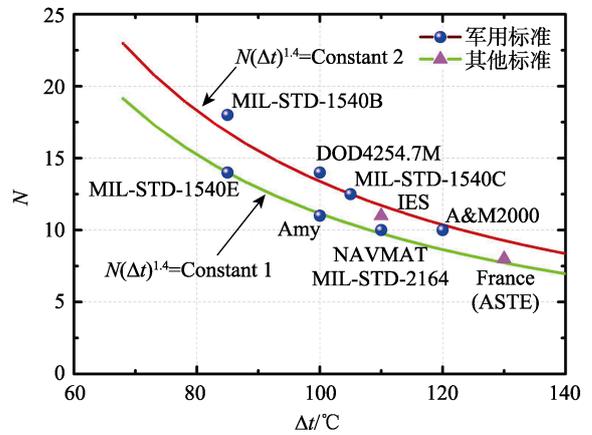


图3 不同热循环验收试验标准的 $N-\Delta t$ 剪裁准则

值得注意的是，式(1)和式(2)都是基于试验标准温度和疲劳系数而建立的。式(2)中的指数1.4是基于Aerospace公司焊点疲劳统计数据所选取的最低值^[10]，对于电子组件该值通常取2.0值2.6^[11]。对于典型金属的疲劳失效来说，这个指数会更大，通常在2.0至2.8之间^[12]。在所有航天器分系统热循环试验中都可以使用的统一的指数1.4进行剪裁，但如果对不同类型的航天器电子设备都使用同一个准则去剪裁循环次数，就有可能导致试验过应力或者欠应力。

目前没有一个普遍适用的热循环次数和温度范围的关系式，为不同电子设备提供定制化的试验条件，使其在不同的热循环和温度范围下获得相等的应力筛选。为了弥补传统方法的不足，文中引入了一种新的疲劳加速指数，覆盖了不同类型的电子设备在热循环寿命期间的热致故障类型、材料和工艺，并且基于故障沉淀率(Precipitation Efficiency)和疲劳寿命公式建立了综合的循环次数和温度范围的关系式，形成了适用于不同航天器常压热循环试验的循环次数确定方法。

1 方法概述

本研究建立的常压热循环次数的确定方法充分考虑了航天器的历史故障数据、典型热致故障机理，以及航天器工艺、材料特性^[13]。在该方法中，不同航天器电子设备常压热循环试验的循环次数由综合剪裁模型确定，该模型是基于热真空和试验的故障机理研究和数据统计研究建立的，并且最终的循环次数满足了试验对故障沉降率的需求。

如图4所示，该方法包含三个步骤，第一是综合疲劳加速指数计算^[1]，是通过常压热循环试验中的热致故障机理、国内的航天器历史故障数据及单机设

备材料、工艺特性等进行分析,以获得不同热致故障类型的疲劳加速指数、故障分布及材料系数等进行综合疲劳加速指数计算所必须的参数,该指数的计算对于剪裁循环次数来说非常有必要。第二是循环次数预

估,基于对故障沉淀率需求,根据 MIL-HDBK-344 中 PE 和循环次数及温度范围的关系^[14]对期望温度范围下的循环次数进行预估。第三,使用前两步确定的参数,通过综合疲劳寿命等式对循环次数进行剪裁。

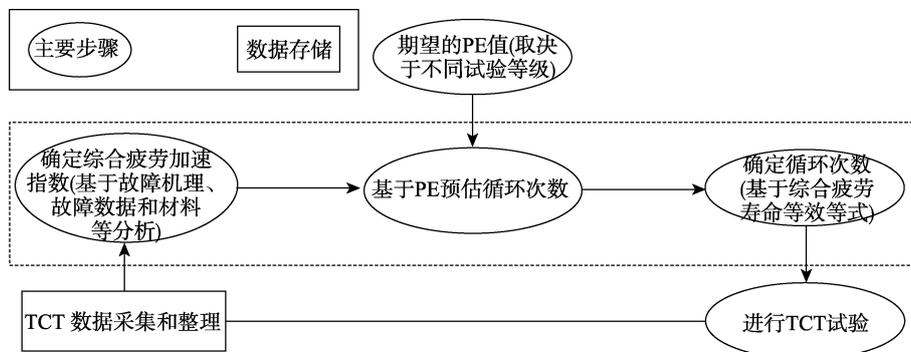


图 4 综合常压热循环试验循环次数确定方法

2 常压热循环试验次数确定过程

2.1 综合疲劳加速指数的确定

通过对故障数据、热致故障机理分析、及单机材料特性分析,获得综合疲劳加速指数的基础参数。空间热环境对航天器电子设备的影响主要表现在温度水平、温度交变和温度差三个方面。与温度交变和温度差相关的热致失效机理的核心是由于材料的热膨胀系数 (Coefficient of Thermal Expansion) 不同导致机械应力 (包括疲劳) 产生。其中,温度差是导致应力产生的根源,而温度交变则导致材料疲劳。首先,对航天器分系统中的电子设备在验收级热循环试验中的故障进行了调查,并梳理了在我国航天器常压热循环试验中航天器电子产品的典型热致机械故障类型,主要包括焊点缺陷、导线缺陷、基板变形、涂层缺陷、镀层缺陷、器件缺陷等五类。其次,对不同典型热故障机理进行分析,针对不同热致故障机理类型建立了不同的热疲劳模型^[1],确定热真空和热循环试验中所有典型热致故障类型的底层疲劳加速指数,例如如果故障类型总数为 m ,材料总数为 n ,那么疲劳加速指数 b 可以被定义为:

$$b = (b_{1i}, b_{ji}, \dots, b_{ni}) \quad (3)$$

确定单机的材料参数,对于第 i^{th} 种故障类型中 n 种材料的贡献系数可以被定义为:

$$q = (q_{i1}, q_{ij}, \dots, q_{in}) \quad (4)$$

式中: q_{ij} 和 b_{ji} 分别为第 i^{th} 种故障类型中的第 j^{th} 种材料的贡献系数和疲劳加速指数。再次,需要根据热循环试验的历史数据,确定不同故障类型的权重系数 a :

$$a = (a_1, a_i, \dots, a_m) \quad (5)$$

式中: a_i 和 n_i 分别为第 i^{th} 种故障类型的故障权重和材料总数。

因为对于确定的航天器试件,不同故障机理、故障分布和材料特性都会对试验条件的实际剪裁产生影响,所以使用加权平均的方法,引入综合疲劳加速指数 \bar{b} :

$$\bar{b} = \sum_{i=1}^m a_i \sum_{j=1}^{n_i} q_{ij} b_{ji} \quad (6)$$

当航天器试件故障机理、材料或者工艺更加复杂,工作环境更为恶劣,需要考虑更具有针对性及有效性更高的热试验方案时,综合疲劳加速指数的方法可以为不同的航天器电子设备提供定制化的试验条件,包括传统的卫星和飞船,也包括微小卫星和深空探测器等。对于技术成熟度较高的传统航天器电子设备,在实际运用该方法时,为了便于应用,可以根据航天器自身情况取 1.4~3 之间的值。

2.2 基于 PE 循环次数的预估

试验的预测效率被定义为在一定应力条件下,将缺陷转换为潜在故障以使故障得以暴露的能力,是一个重要的试验评估标准。MIL-HDBK-344 给出了 PE 的表达式,可以用来确定在保证 PE 值不降低时,试验所需要的循环次数。对于特定的温度范围 Δt_E ,为了获得特定的 PE 值,所期望的循环次数 N_E 可由式 (5) 计算获得。

$$N_E = -1/k [\ln(1-PE)] \quad (6)$$

式中: k 为应力常数; PE 是一个期望值,取决于试验验证需求。在验收试验中, PE 值常取为 0.95。对于热循环试验, k 可由式 (8) 确定:

$$k = 0.0017(\Delta t + 0.6)^{0.6} [\ln(R+e)]^3 \quad (8)$$

式中: R 为升降温速率, $^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 。

2.3 循环次数的确定

在实际试验中,由于升温时受到硬件或热性能的

限制, 实际试验温度范围 Δt_p 会达不到标准中所要求的温度范围 Δt_E , 或者超出了标准的温度范围。此时就可以用疲劳寿命等效来获得相同的热循环应力筛选需求, 因此实际的循环次数 N_p 可以由式 (9) 确定。

$$N_p = N_E (\Delta t_E / \Delta t_p)^{\bar{b}} \quad (9)$$

3 常压热循环试验次数的计算和讨论

3.1 确定综合疲劳加速指数 \bar{b}

基于我国建立的首个航天器试验有效性数据库 STED 中统计的航天器故障数据^[13-14], 对典型航天器

电子设备常压热循环试验故障数据进行研究。以 TTC (Telemetry, Tracking and Command) 分系统的电子设备为例, 根据航天器常压热循环试验的历史故障统计数据, 计算式 (3) 中的五种不同故障类型的权重系数 a , 表 1 给出了 a 的取值结果。

针对不同热致故障机理类型建立了不同的热疲劳模型^[1], 以焊点为例, 在温度循环下, 焊点连接界面处的热膨胀不匹配会导致机械应力和元器件封装尺寸的变化^[15], 循环往复从而导致焊点出现热致疲劳失效。基于 Coffin-Manson 热疲劳寿命理论^[16], 疲劳加速指数 b 可由式 (10) 确定。

表 1 TTC 电子设备中的参数 a_i , b_{ji} 和 q_{ij}

故障类型	a_i	$i=1, 2, 3, 4, 5$	b_{ji}	$i=1, 2, 3, 4, 5$	q_{ij}	$j=1, 2, 3$
焊点缺陷	a_1	0.5	b_{j1}	(1.4, 1.9, 2)	q_{1j}	(0.6, 0.33, 0.07)
元器件缺陷	a_2	0.12	b_{j2}	(1.5, 0, 0)	q_{2j}	(1, 0, 0)
基板变形	a_3	0.04	b_{j3}	(3, 4.5, 5)	q_{3j}	(0.47, 0.23, 0.30)
导线缺陷	a_4	0.2	b_{j4}	(2.5, 0, 0)	q_{4j}	(1, 0, 0)
涂层缺陷	a_5	0.14	b_{j5}	(5, 7.2, 8.9)	q_{5j}	(0.6, 0.33, 0.07)

$$b = -\frac{1}{c} \quad (10)$$

式中: c 为疲劳延性指数, 经验数据表明, 对于常用焊点金属材料来说典型的 c 的范围一般为 $-0.5 \sim -0.7$, 这就意味着指数疲劳加速指数 b 的取值范围为 $1.4 \sim 2.5$ 。对于涂层镀层疲劳损坏故障, 式 (8) 同样适用。经验数据表明, 对于常用涂层镀层来说 c 的变化范围为 $-0.11 \sim -0.17$, 这就意味着指数 b 的取值范围为 $5 \sim 9$ 。对于电路板热变形故障来说, c 的变化范围是 $-0.20 \sim -0.33$, b 为 $3 \sim 5$ 。对于元器件潜在缺陷和线路不良接触来说, $N, \Delta t$ 指数 b 为 1.5 和 2.5 。每种故障类型的材料系数, 需要基于分析实际的电子设备材料分布获得。根据式 (6) 和表 1 中的参数取值, 可得 TTC 电子设备的综合疲劳加速指数为 2.2 。

3.2 不同等级试验的对比

根据式 (5) 和式 (6) 计算不同试验等级时的循环次数, 如验收级试验时有 $PE=0.95$, $\Delta t_E=85^\circ\text{C}$, $R=5^\circ\text{C}/\text{min}$, 期望的循环次数 $N_E=14$, 鉴定、预鉴定和验收热试验时不同 PE 值下对应的热试验条件参数见表 2 和图 5。

表 2 不同试验等级 PE 对应的循环次数和温度范围

符号	物理意义	鉴定级	准鉴定级	验收级
N_E	期望的循环次数	27	27	14
$\Delta t_E/^\circ\text{C}$	期望的温度范围	105	95	85
PE	故障沉淀率	0.9984	0.9976	0.9467

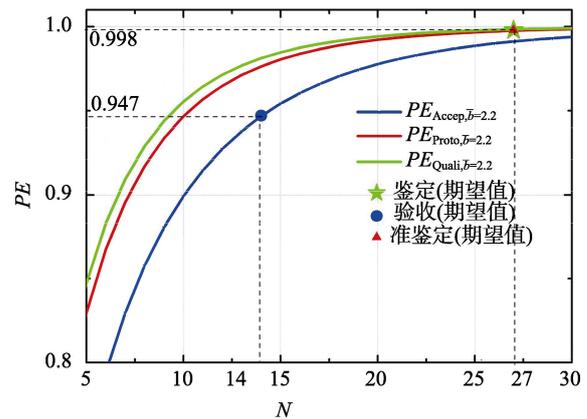


图 5 不同等级试验循环次数 N 和试验有效性 PE 的关系

3.3 循环次数的确定

根据 3.2 节疲劳加速指数的计算结果, TTC 电子设备的 $N-\Delta t$ 等式可表示为:

$$N_p = N_E (\Delta t_E / \Delta t_p)^{2.2} \quad (11)$$

将表 2 中的试验条件带入式 (9), 可得 $N-\Delta t$ 的计算结果为:

$$\text{验收 } N_p = 14(85 / \Delta t_p)^{2.2} \quad (12)$$

$$\text{准鉴定 } N_p = 27(95 / \Delta t_p)^{2.2} \quad (13)$$

$$\text{鉴定 } N_p = 27(105 / \Delta t_p)^{2.2} \quad (14)$$

即当验收级热试验 $PE=0.95$, $N_E=14$, $\Delta t_E=85^\circ\text{C}$ 时, 疲劳加速指数 $\bar{b}=2.2$, 相应的剪裁等式为式 (12), 对应的 $N-\Delta t$ 曲线如图 6 所示。

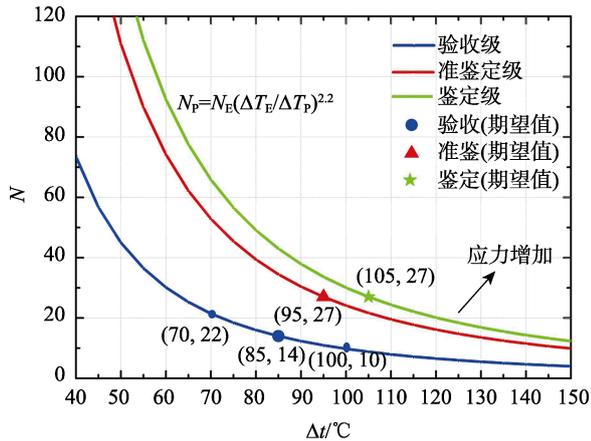


图 6 TTC 电子设备常压热循环试验 $N_p-\Delta t_p$ 的关系

图 7 对 $\bar{b}=2.2$ 和 $b=1.4$ 的 $N-\Delta t$ 曲线进行了对比, 结果表明, 试验应力的变化趋势如下: 疲劳加速指数 \bar{b} 越小, 对标准试验参数的剪裁越保守。即无论是在高于或者低于试验标准温度时, $b=1.4$ 时被剪裁或增加的循环次数 $\Delta N_{1.4}$ 总是小于 $\bar{b}=2.2$ 时被剪裁或增加的循环次数 $\Delta N_{2.2}$, 即对于 TTC 电子设备, 采用 $b=1.4$ 剪裁会导致过试验或欠试验。

$$\Delta N_{1.4} = N_{1.4} - N_E \quad (15)$$

$$|\Delta N_{1.4}| < |\Delta N_{2.2}|, \Delta T \in (0, +\infty) \quad (16)$$

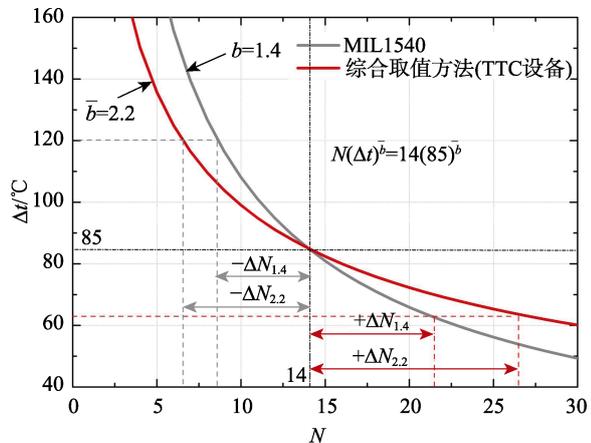


图 7 $\bar{b}=2.2$ (TTC) 和 $b=1.4$ 时 $N-\Delta t$ 的关系

4 结论

基于航天器常压热循环试验故障统计研究和典型电子设备热致故障疲劳机理研究, 建立了综合循环次数剪裁模型, 并提供了基础参数的选择依据。同时基于该方法, 对验收、鉴定和准鉴定级试验需求进行了分析, 并对循环次数预估和循环次数确定等步骤进行了讨论, 最后和 MIL-STD-1540E 中的剪裁方法进行对比。

1) 不同航天器电子设备都有其最适合的疲劳加速指数值 \bar{b} 。当实际温度范围低于期望温度范围时,

\bar{b} 值越高, 所需要的循环次数越多; 当实际温度范围高于期望温度范围时, \bar{b} 值越高, 所需要的循环次数越少。对于技术成熟度较高的传统航天器电子设备, 为了便于应用, 在实际运用该方法时, 可以根据航天器自身情况, \bar{b} 值取 1.4~3 之间。

2) 不同等级的试验即验收、鉴定和预鉴定试验, 试验级别越高对应的试验故障沉淀率 PE 越大, 在相同的 \bar{b} 值下, 试验级别越高, PE 值越大。

3) 新的方法和 MIL-STD-1540 传统方法相比, 能减少航天器欠试验和过试验风险。具体来说, 对于 TTC 电子设备, 当 $\Delta t > \Delta t_E$ 时, $b=1.4$ (MIL-STD-1540) 确定的循环次数高于综合疲劳加速指数 $\bar{b}=2.2$ 确定的循环次数, 说明此时传统方法存在过试验。当 $\Delta t < \Delta t_E$ 时, $b=1.4$ 所需的循环次数少于 $\bar{b}=2.2$, 说明传统方法存在欠试验。

文中建立的常压热循环次数确定方法考虑了航天器试验需求、故障机理、材料和工艺特点, 因此对于有不同试验需求的复杂航天器来说, 更有效且更有针对性。该方法可应用于传统的卫星飞船等航天器, 同时也可应用于含有微小焊点, 电路集成度高或在轨时间短的微小卫星, 以及工作温度范围和常规航天器差异较大的深空探测器等。

参考文献:

- [1] JI X Y, LI Y Z. An Integrated Tailoring Model for Thermal Cycling Tests of Spacecraft Electronics[J]. IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems, 2016, 52: 2685-2696.
- [2] MIL-STD-1540A, Test Requirements for Space Vehicles[S].
- [3] MIL-STD-1540B, Test Requirements for Space Vehicles[S].
- [4] HAMBERG O, GRAZIADEI J D, JEPSEN L L. MIL-STD-1540B Revision Test Requirements for Space Vehicles[C]// Proceedings of the 9th Aerospace Testing Seminar, the Aerospace Corporation and USAF. [s.l.]: Institute of Environmental Sciences, 1985.
- [5] HAMBERG O, TOSNEY W F, BRACKIN C A. The Effectiveness and Cost Benefits of Satellite Environmental Acceptance Tests[C]//Proceedings of the International Symposium on Environmental Testing for Space Programs ESTEC. The Aerospace Corporation. The Netherlands:[s.n.] 1990.
- [6] ESA PSS-01-802 Draft 1, Test Requirements Specification for Space Equipment[S].
- [7] Welch J W. Investigation of Thermal Test Effectiveness for Spacecraft Electronic Units Using Precipitation Efficiencies of MIL-HDBK-344[C]// AIAA. The Aerospace Corporation, 2009: 2409-2415.
- [8] MIL-STD-1540C, Test Requirements for Launch, Up-

- per-Stage, and Space Vehicles[S].
- [9] MIL-STD-1540E, Test Requirements for Space Vehicles[S].
- [10] WELCH J W. Summary of Thermal Requirements in MIL-STD-1540E[J], in 22nd Aerospace Testing Seminar, Test Relevance into the Next Generation 22nd, 2005.
- [11] IPC-SM-785, Guidelines for Accelerated Reliability Testing of Surface Mount Solder Attachment[S].
- [12] MIL-HDBK-340A, Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles, vol 1: Baselines[S].
- [13] 纪欣言. 一种综合航天器热循环试验条件剪裁方法: 中国, 201610565236.9[P]. 2016-01-05.
- [14] MIL-HDBK-344, Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles, Vol 1: Baselines[S].
- [15] 纪欣言, 杨晓宁, 王晶. 基于 STED 的航天器故障数据挖掘研究[C]// 航天可靠性学术交流会. 上海: 中国宇航学会质量与可靠性专业委员会, 2017.
- [16] 纪欣言, 王晶. STED 航天器试验有效性数据库及应用[C]// 航天器试验鉴定学术会议. (余不详) 2016.
- [17] CHALOUKKA A C, SANDBORN P A. Thermal Cycling Ramifications of Lead-free Solder on Electronic Assembly Repair Process[J]. IEEE Trans Components, Packing and Manufacturing Technology, 2011(1): 964-974.
- [18] COFFIN L F. A Study of the Effects of Cyclic Thermal Stress in a Ductile Metal[J]. ASME Transactions on, General Physics Unit, Knolls Atomic Power Lab, 1954(1): 931-950.