



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 114441201 A

(43) 申请公布日 2022. 05. 06

(21) 申请号 202111489861.7

(22) 申请日 2021.12.08

(71) 申请人 中国人民解放军96901部队22分队

地址 100094 北京市海淀区北清路109号

(72) 发明人 邓冠前 吕瑛洁 齐少军 苑云

韩心中 邝溯琮

(74) 专利代理机构 中国和平利用军工技术协会

专利中心 11215

专利代理师 刘光德

(51) Int. Cl.

G01M 99/00 (2011.01)

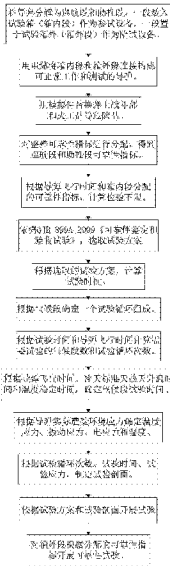
权利要求书2页 说明书7页 附图2页

(54) 发明名称

一种巡航导弹整弹可靠性试验方法

(57) 摘要

本发明提出一种巡航导弹整弹可靠性试验方法。包括以下步骤：首先将巡航导弹根据其试验箱大小、导弹功能组成和 workflows 分解为两部分，装入箱内的作为参试设备，置于箱外的作为陪试设备，将箱外段和箱内段通过电缆连接构成可正常工作和测试的导弹。然后，确定试验方案、试验应力、试验剖面。最后，开展可靠性试验。箱外段试验方法如此类似。采用本方法可有效消除因各单机之间存在错综复杂的耦合和连接关系、单机试验应力和实际所受应力不一致、各单机评估模型差异大等带来的各种误差，从而极大地提高整弹可靠性指标评估结果准确性。



1. 一种巡航导弹整弹可靠性试验方法,其特征在于,所述方法包括如下步骤:

步骤1:根据试验箱尺寸和待测导弹体积,对导弹按功能分为导弹核心段和导弹辅助段,将待测的导弹核心段放入试验箱内;

步骤2:对导弹飞行可靠性指标按照功能进行分配,分为核心段可靠性指标和辅助段可靠性指标;核心段可靠性指标用于试验箱内检测,辅助段可靠性指标在试验箱外检测;

步骤3:制定试验流程,所述试验流程包括:确定试验气候段、确定各气候段的时间长度、计算总的试验时间、选取试验应力和确定循环次数;根据试验循环次数、各段试验时间和试验应力绘制试验剖面图;

步骤4,根据步骤3所确定的试验方案和试验剖面对核心段和辅助段执行试验。

2. 如权利要求1所述的方法,其特征在于,步骤1包括子步骤:

步骤1.1,将导弹按原有舱段分解为巡航舱段和助推舱段,其中巡航舱段作为核心段装入试验箱内测试,助推舱段置于试验箱外作为辅助段;

步骤1.2,用模拟件替换巡航舱段和助推舱段的战斗部和火工品;

步骤1.3,使用电缆连接巡航舱段和助推舱段。

3. 如权利要求1所述的方法,其特征在于,步骤3所述的计算试验时间包括以下子步骤:

步骤3.1,根据核心段分配的可靠性指标 R_1 和导弹飞行时间 t ,计算检验单位时间可靠性下限 θ_1 ;

$$\theta_1 = -t / \ln R_1$$

步骤3.2,综合考虑研制进度、试验经费和风险,选取试验方案;

步骤3.3根据选取的试验方案,计算试验时间 T 。

4. 如权利要求3所述的方法,其特征在于,步骤3所述的确定试验气候段包括以下步骤:

步骤3.4,确定试验气候包括:冷天、标准天和热天,一个试验循环包含:冷天、标准天、热天、标准天和冷天的气候循环。

5. 如权利要求4所述的方法,其特征在于,步骤3中所述的确定气候段的时间长度包括以下子步骤:

步骤3.31,根据冷天温度稳定时间、升温时间和导弹飞行时间之和确定冷天试验时间,

步骤3.32,根据标准天温度稳定时间、升温时间和导弹飞行时间,确定标准天试验时间;

步骤3.33根据热天温度稳定时间、升温时间和导弹飞行时间,确定热天时间试验时间。

6. 如权利要求5所述的方法,其特征在于,步骤3所述的选取试验应力计包括:选取并确定试验的温度应力、湿度应力、振动应力和电应力,试验应力值根据导弹实际工作中经受的应力确定。

7. 如权利要求6所述的方法,其特征在于,所述振动应力为导弹飞行阶段遭受的随机振动应力,包括:飞行初段振动应力、飞行中段振动应力和飞行末段振动应力。

8. 如权利要求6所述的方法,其特征在于,所述温度应力包括冷天温度、标准天温度、热天温度和温度变化率。

9. 如权利要求6所述的方法,其特征在于,所述电应力为在循环试验中依次执行的供电方式为:标称电压上偏、标称电压和标称电压下偏;电应力施加时间为导弹飞行时间。

10. 如权利要求9所述的方法,其特征在于,标称电压的上偏和下偏分别为导弹标称电

压的 $\pm 10\%$ 。

一种巡航导弹整弹可靠性试验方法

技术领域

[0001] 本发明属整机测试技术领域,尤其涉及一种巡航导弹整弹可靠性试验方法。

背景技术

[0002] 可靠性是产品的固有属性和重要质量特性,它是保证产品实现其功能的前提和基础。地地导弹,包括弹道导弹、巡航导弹和滑翔导弹,其可靠性指标包括飞行可靠度和发射可靠度,为进行可靠性指标评估并完成鉴定,需要开展可靠性试验,试验方式包括飞行试验和地面可靠性试验。采用搭载飞行试验的方式可以最真实地考核导弹飞行可靠度,但要求达到一定数量的飞行试验样本(通常需要数十枚),由于地地导弹价格昂贵,试验成本高、保障难度大,这使得仅依靠飞行试验评估可靠性指标不太现实。因此,目前地地导弹可靠性指标评估仍以在实验室开展地面可靠性试验为主,同时利用飞行试验数据进行综合评估。

[0003] 目前通常的做法是先对导弹各单机分别开展可靠性试验,然后根据单机可靠性试验数据进行指标评估,最后综合评估整弹可靠性指标。采用这种方式评估存在较大误差,主要原因有:一是导弹系统庞大、组成繁多,各单机之间存在错综复杂的耦合和连接关系,而开展单机可靠性试验直接忽略了上述连接关系;二是由于导弹实际发射或飞行时传导给各单机的应力不尽相同,使得单机可靠性试验应力与其实际所受应力很难保证一致;三是导弹各单机评估模型差异较大,例如电子产品通常采用指数寿命模型,机电产品通常采用威布尔寿命模型,机械产品通常采用应力-强度模型,火工品通常采用成败型模型,发动机药柱等通常服从正态分布,而导弹可靠性指标要求很高,利用各单机评估结果对整弹可靠性指标进行综合评估时容易导致累计误差大。

[0004] 随着大容量综合环境应力试验箱的不断出现,使得地地导弹部分舱段进入试验箱成为了可能,但如何开展目前缺方法支撑。因此,亟需研究整弹可靠性试验方法。

发明内容

[0005] 为解决上述技术问题,本发明提出了一种巡航导弹整弹可靠性试验方法,包括如下步骤:

[0006] 步骤1:根据试验箱尺寸和待测导弹体积,对导弹按功能分为导弹核心段和导弹辅助段,将待测的导弹核心段放入试验箱内;

[0007] 步骤2:对导弹飞行可靠性指标按照功能进行分配,分为核心段可靠性指标和辅助段可靠性指标;核心段可靠性指标用于试验箱内检测,辅助段可靠性指标在试验箱外检测;

[0008] 步骤3:制定试验流程,所述试验流程包括:确定试验气候段、确定各气候段的时间长度、计算总的试验时间、选取试验应力和确定循环次数;根据试验循环次数、各段试验时间和试验应力绘制试验剖面图;

[0009] 步骤4,根据步骤3所确定的试验方案和试验剖面对核心段和辅助段执行试验。

[0010] 进一步的,步骤1包括子步骤:

[0011] 步骤1.1,将导弹按原有舱段分解为巡航舱段和助推舱段,其中巡航舱段作为核心

段装入试验箱内测试,助推舱段置于试验箱外作为辅助段;

[0012] 步骤1.2,用模拟件替换巡航舱段和助推舱段的战斗部和火工品;

[0013] 步骤1.3,通过电缆连接巡航舱段和助推舱段。

[0014] 进一步的,步骤3所述的计算试验时间包括以下子步骤:

[0015] 步骤3.1,根据核心段分配的可靠性指标 R_1 和导弹飞行时间 t ,计算检验单位时间可靠性下限 θ_1 ;

[0016] $\theta_1 = -t/\ln R_1$

[0017] 步骤3.2,综合考虑研制进度、试验经费和风险,选取试验方案;

[0018] 步骤3.3根据选取的试验方案,计算试验时间 T 。

[0019] 进一步的,步骤3所述的确定试验气候段包括以下步骤:

[0020] 步骤3.4,确定试验气候包括:冷天、标准天和热天,一个试验循环包含:冷天、标准天、热天、标准天和冷天的气候循环。

[0021] 进一步的,步骤3所述的确定气候段的时间长度包括以下子步骤:

[0022] 步骤3.31,根据冷天温度稳定时间、升温时间和导弹飞行时间之和确定冷天试验时间,

[0023] 步骤3.32,根据标准天温度稳定时间、升温时间和导弹飞行时间,确定标准天试验时间;

[0024] 步骤3.33,根据热天温度稳定时间、升温时间和导弹飞行时间,确定热天时间试验时间

[0025] 进一步的,步骤3所述的选取试验应力计包括:选取并确定试验的温度应力、湿度应力、振动应力和电应力,试验应力值根据导弹实际工作中经受的应力确定。

[0026] 进一步的,所述振动应力为导弹飞行阶段遭受的随机振动应力,包括:飞行初段振动应力、飞行中段振动应力和飞行末段振动应力。

[0027] 进一步的,所述温度应力包括冷天温度、标准天温度、热天温度和温度变化率。

[0028] 进一步的,所述电应力为在循环试验中依次执行的供电方式为:标称电压上偏、标称电压和标称电压下偏;电应力施加时间为导弹飞行时间。

[0029] 优选的,标称电压的上偏和下偏分别为导弹标称电压的 $\pm 10\%$ 。

[0030] 采用本发明可以取得以下有益效果:

[0031] 1.把整弹分为巡航段和助推段,通过电缆连接构成了完整的工作和测试环路,有效避免了单机可靠性试验忽略了各单机之间,以及单机与弹体之间错综复杂的耦合和连接关系带来的误差;

[0032] 2.分段试验保持了各单机及与弹体的真实固定和连接关系,有效保证了各单机所承受的试验应力与实际遭受的应力相一致;

[0033] 3.有效避免了单机试验无法真实地执行整弹飞行工作流程的问题。

附图说明

[0034] 图1是本发明巡航导弹飞行可靠性试验流程图。

[0035] 图2是本发明巡航导弹可靠性试验随机振动功率谱密度曲线图。

[0036] 图3是本发明巡航导弹可靠性试验剖面。

[0037] 注: 试验剖面中, t_{11} 为冷天温度稳定时间、 t_{12} 为冷天升温时间、 t 为任务时间, t_{b1} 为标准天温度稳定时间、 t_{b2} 为标准天升温时间, t_{r1} 为热天温度稳定时间、 t_{r2} 为热天升温时间。

具体实施方式

[0038] 针对现有技术中的缺陷, 本发明的目的是提供一种巡航导弹整弹可靠性试验方法。本发明要解决的技术问题: 针对地地导弹单机可靠性试验与评估存在误差大和可信度低的问题, 提供一种巡航导弹整弹可靠性试验方法。巡航导弹由前舱、油箱舱、冲压发动机舱和助推器舱组成, 其中前舱、油箱舱、冲压发动机舱构成巡航段导弹, 本发明首先对巡航导弹的功能组成、结构特点、工作流程、试验应力, 以及试验箱尺寸等进行分析, 将巡航导弹分解为巡航段导弹和助推器两部分, 巡航段导弹装入箱内作为参试设备, 助推器置于箱外作为陪试设备, 将箱外段和箱内段通过电缆连接构成可正常工作和测试的导弹。然后, 确定试验方案、试验应力、试验剖面。最后, 开展可靠性试验。箱外段试验方法如此类似。这样可有效消除因各单机之间存在错综复杂的耦合和连接关系、单机试验应力和实际所受应力不一致、各单机评估模型差异大等带来的各种误差, 从而极大地提高整弹可靠性指标评估结果准确性。

[0039] 根据本发明提供的一种巡航导弹整弹可靠性试验方法, 包括如下步骤:

[0040] 步骤S1: 导弹分段;

[0041] 1、根据导弹工作流程、结构特点和试验箱大小将导弹按舱段分解为巡航段和助推段两段, 巡航段装入试验箱称为箱内段作为参试设备, 助推段置于试验箱外称为箱外段作为陪试设备;

[0042] 2、通过电缆连接巡航段和助推段成可正常工作和测试的导弹;

[0043] 3、用模拟件替换弹上战斗部和火工品等危险品。

[0044] 步骤S2: 可靠性指标分配;

[0045] 对导弹飞行可靠度指标R进行分配, 得到箱内段可靠性指标 R_1 和箱外段可靠性指标 R_2 ;

[0046] 步骤S3: 试验剖面制定;

[0047] 1、试验时间计算

[0048] 1) 根据箱内段分配的可靠性指标 R_1 和导弹飞行时间 t , 计算检验下限 θ_1 ;

[0049] $\theta_1 = -t / \ln R_1$

[0050] 2) 依据GJB899A-2009《可靠性鉴定和验收试验》, 考虑研制进度、试验经费和双方风险等, 选取试验方案;

[0051] 3) 根据选取的试验方案, 计算试验时间T;

[0052] 2、气候段确定

[0053] 1) 气候段包括冷天、标准天和热天, 选取冷天→标准天→热天→热天→标准天→冷天作为一个试验循环;

[0054] 2) 根据试验时间T和导弹飞行时间 t 计算需要试验的气候段数 n 和试验循环次数N;

[0055] $n = \lceil T/t \rceil, N = \lceil n/6 \rceil$

[0056] 3、气候段时间

[0057] 1) 根据冷天温度稳定时间 t_{11} 、升温时间 t_{12} 和导弹飞行时间 t ,确定冷天时间 $t_1, t_1 = t_{11} + t_{12} + t$;

[0058] 2) 根据标准天温度稳定时间 t_{b1} 、升温时间 t_{b2} 和导弹飞行时间 t ,确定标准天时间 $t_b, t_b = t_{b1} + t_{b2} + t$;

[0059] 3) 根据热天温度稳定时间 t_{r1} 、升温时间 t_{r2} 和导弹飞行时间 t ,确定热天时间 $t_r, t_r = t_{r1} + t_{r2} + t$ 。

[0060] 4、试验应力选取

[0061] 1) 试验应力包括温度应力、湿度应力、振动应力和电应力,试验应力值根据导弹实际遭受的应力确定;

[0062] 2) 振动应力为导弹飞行阶段实际遭受的随机振动应力,包括飞行初段振动应力、飞行中段振动应力和飞行末段振动应力。

[0063] 3) 温度应力包括冷天温度、标准天温度、热天温度,以及温变率,冷天温度取 -45°C 、标准天温度取 $+15^{\circ}\text{C}$ 、热天温度取 $+80^{\circ}\text{C}$,升温速率取不大于 $5^{\circ}\text{C}/\text{min}$;

[0064] 4) 电应力采取上拉偏、标称电压,下拉偏电压,上拉偏、下拉偏电压分别为导弹标称电压的 $\pm 10\%$,第一个试验循环在导弹标称电压基础上施加上拉偏电压,第二个试验循环在导弹标称电压基础上施加下拉偏电压,第三个试验循环施加标称电压,如此循环,电应力施加时间为导弹飞行时间;

[0065] 5) 湿度不加控制,但不允许进行除湿操作;

[0066] 5、根据试验循环次数、试验时间、试验应力制定试验剖面。

[0067] 步骤S4:依据试验方案和试验剖面开展试验;

[0068] 步骤S5:对箱外段根据分配的可靠性指标 R_2 采用上述类似的方法开展试验。

[0069] 以下结合附图对本发明的具体实施方式作出详细说明。

[0070] 图1是本发明开展巡航导弹整弹可靠性试验的流程图,步骤如下:

[0071] 第1步,分析导弹工作流程、结构特点和试验箱大小,考虑到巡航导弹一般由巡航段导弹和助推器组成,两者通过连接舱连接,助推器点火后在为导弹提供一定初速度后脱落。因此,把导弹分解为巡航段导弹和助推段,巡航段导弹作为参试设备放入试验箱称为箱内段,助推器作为陪试设备置于试验箱外称为箱外段;

[0072] 第2步,两者用电缆连接,构成可正常工作和测试的导弹;

[0073] 第3步,为保证安全,用模拟件替换弹上战斗部和火工品等危险品;

[0074] 第4步,对导弹飞行可靠度指标 R 进行分配。例如,某型巡航导弹飞行可靠度为 0.85 ,置信度为 $\gamma = 0.8$,通过分配得到巡航段导弹飞行可靠度为 $R_1 = 0.8933$,助推器飞行可靠度为 $R_2 = 0.9515$;

[0075] 第5步,根据参试设备分配的可靠性指标 $R_1 = 0.8933$ 和导弹飞行时间 $t = 0.5\text{h}$,计算检验下限 $\theta_1, \theta_1 = -t/\ln R_1 = -0.5/\ln 0.8933 = 4.4\text{h}$;

[0076] 第6步,依据GJB899A-2009《可靠性鉴定和验收试验》,根据研制进度、试验经费和双方风险等,选取试验方案。对于巡航导弹来说,选用短时高风险方案20-1;

[0077] 第7步,根据选取的试验方案, $\beta = 1 - \gamma = 0.2$,计算试验时间 $T, T = 1.61 \times \theta_1 = 1.61 \times 4.4 = 7.2\text{h}$ 。巡航段导弹试验时间如表1所示;

[0078] 表1巡航段导弹试验时间

[0079]

产品	项目	统计 试验 方案	使用 方风 险 β	拒收 故障 数	接收 故障 数	试验时间 (θ_1 的倍 数)	θ_1	有效试 验 时间
巡航 段导 弹	飞行 可靠 度	20-1	0.2	1	0	1.61	4.4h	7.2h

[0080] 第8步,气候段包括冷天、标准天和热天,选取冷天→标准天→热天→热天→标准天→冷天作为一个试验循环;

[0081] 第9步,根据试验时间T和导弹飞行时间t计算需要试验的气候段数n和试验循环次数N。巡航段导弹试验时间为T=7.2h, $n = \lceil \frac{T}{t} \rceil = \lceil \frac{7.2}{0.5} \rceil = \lceil 14.4 \rceil = 15$, 因此共需进行15个气候段试验。试验循环次数N, $N = \lceil \frac{n}{6} \rceil = \lceil \frac{15}{6} \rceil = \lceil 2.5 \rceil = 3$, 试验共需3个循环;

[0082] 第10步,根据冷天温度稳定时间 t_{11} 、升温时间 t_{12} 和导弹飞行时间t,确定冷天时间 t_1 , $t_1 = t_{11} + t_{12} + t$ 。根据标准天温度稳定时间 t_{b1} 、升温时间 t_{b2} 和导弹飞行时间t,确定标准天时间 t_b , $t_b = t_{b1} + t_{b2} + t$ 。根据热天温度稳定时间 t_{r1} 、升温时间 t_{r2} 和导弹飞行时间t,确定热天时间 t_r , $t_r = t_{r1} + t_{r2} + t$ 。升温速率为5℃/min。温度稳定时间具体根据设备冷透或热透时间确定;

[0083] 第11步,根据所述导弹实际遭受环境应力确定试验应力。对导弹飞行可靠度来说,包括温度应力、湿度应力、振动应力和电应力,试验应力值根据导弹实际遭受的应力确定。

[0084] a) 温度应力确定:飞行阶段热天温度取+80℃,标准天温度取+15℃,冷天温度取-45℃;

[0085] b) 湿度应力确定:湿度不加控制,但不允许进行除湿操作;

[0086] c) 电应力确定:导弹工作标称电压为28.5V,电应力上限为标称电压的110%,即31.5V,下限为标称电压的90%,即25.5V。导弹工作状态的电应力按以下要求进行变化:第一个循环在导弹标称电压基础上施加上限电应力,第二个循环在导弹标称电压基础上施加下限电应力,第三个循环施加标称电压。整个试验期间,重复这一电应力循环;

[0087] d) 振动应力确定:导弹可靠性试验随机振动功率谱密度如图2所示。

[0088] 导弹飞行包括飞行初段、飞行中段和飞行末段。按在巡航导弹巡航段前弹身和后弹身刚度和强度较大处各至少选取一个激振点采用两点或多点激励方式施加振动应力,激振点具体根据导弹实际响应和激励仿真结果确定激振点数量和位置确定。前弹身和后弹身振动条件如表2-表7所示。1) 导弹巡航段前弹身和后弹身振动条件

[0089] (1) 飞行初段前弹身振动应力

[0090] 表2飞行初段前弹身振动应力

[0091]

频率 (Hz)	功率谱密度 (g^2/Hz)	均方根值 (g)	持续时间 (min)
10-178	0.0083	4.78	2
178-300	4dB/oct		
300-1000	0.0166		
1000-2000	-6dB/oct		

[0092] (2) 飞行中段前弹身振动应力

[0093] 表3飞行中段前弹身振动应力

频率 (Hz)	功率谱密度 (g^2/Hz)	均方根值 (g)	持续时间 (min)
10-178	0.0034	3.08	27
178-300	4dB/oct		
300-1000	0.0069		
1000-2000	-6dB/oct		

[0095] (3) 飞行末段前弹身振动应力

[0096] 表4飞行末段前弹身振动应力

频 率 (Hz)	功率谱密度 (g^2/Hz)	均方根值(g)	持 续 时 间 (min)
10-178	0.0124	5.84	1
178-300	4dB/oct		
300-1000	0.0248		
1000-2000	-6dB/oct		

[0098] 2) 导弹巡航段后弹身振动条件

[0099] (1) 飞行初段后弹身振动应力

[0100] 表5飞行初段后弹身振动应力

频率 (Hz)	功率谱密度 (g^2/Hz)	均方根值 (g)	持续时间 (min)
10-178	0.0166	6.76	2
178-300	4dB/oct		
300-1000	0.0333		
1000-2000	-6dB/oct		

[0102] (2) 飞行中段后弹身振动应力

[0103] 表6飞行中段后弹身振动应力

频率 (Hz)	功率谱密度 (g^2/Hz)	均方根值 (g)	持续时间 (min)
10-178	0.0069	4.37	27
178-300	4dB/oct		
300-1000	0.0139		
1000-2000	-6dB/oct		

[0105] (3) 飞行末段后弹身振动应力

[0106] 表7飞行末段后弹身振动应力

频率 (Hz)	功率谱密度 (g^2/Hz)	均方根值 (g)	持续时间 (min)
10-178	0.0248	8.26	1
178-300	4dB/oct		
300-1000	0.0496		
1000-2000	-6dB/oct		

[0108] 第12步, 根据气候段、试验循环、冷天时间 t_l 、标准天时间 t_b 、热天时间 t_r 、试验应

力,制定试验剖面,绘制巡航段导弹可靠性试验剖面如图3所示;

[0109] 第13步,依据试验方案和试验剖面开展试验;

[0110] 第14步,对箱外段根据分配的可靠性指标 R_2 开展可靠性试验。

[0111] 最后应说明的是,以上实施方式仅用以说明本发明实施例的技术方案而非限制,尽管参照以上较佳实施方式对本发明实施例进行了详细说明,本领域的普通技术人员应当理解,可以对本发明实施例的技术方案进行修改或等同替换都不应脱离本发明实施例的技术方案的精神和范围。

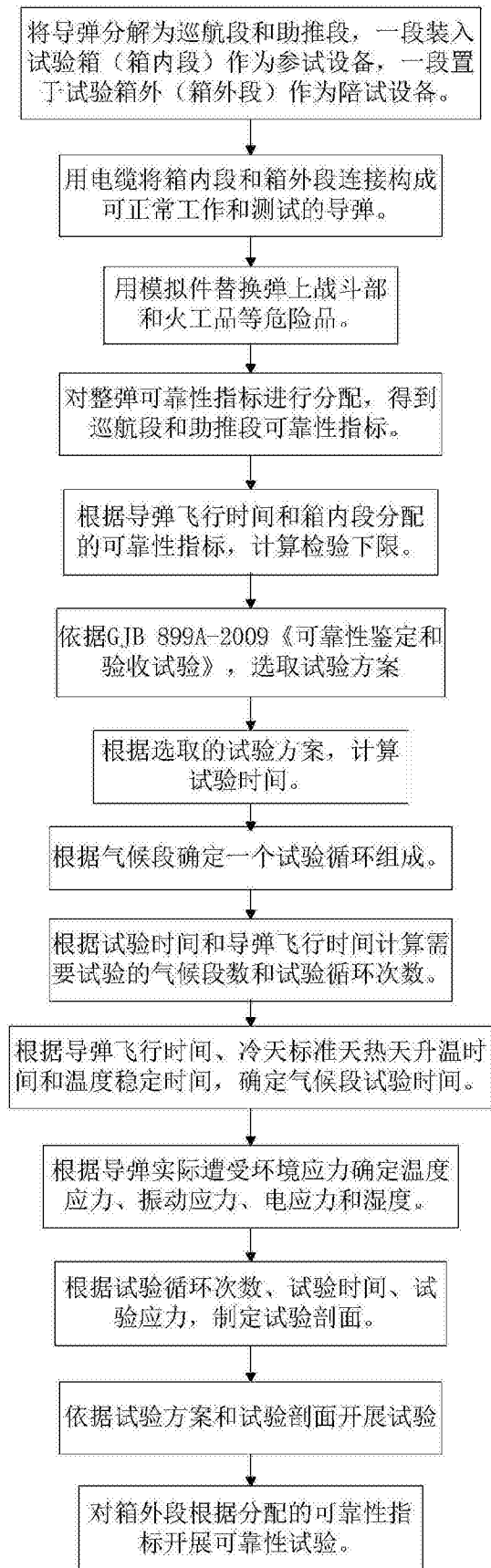


图1

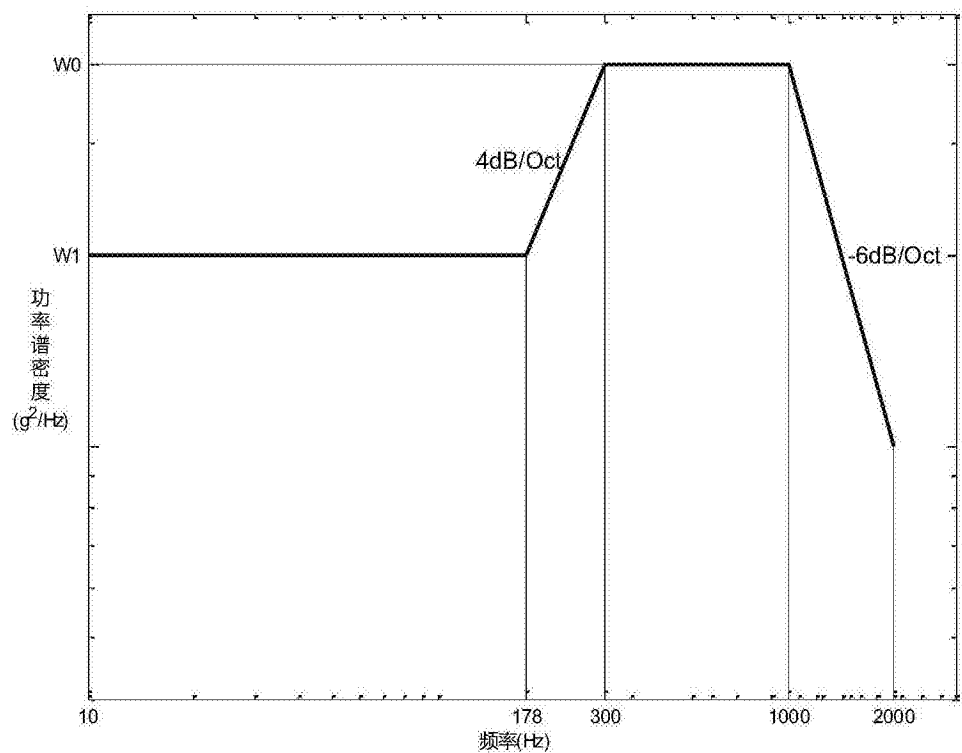


图2

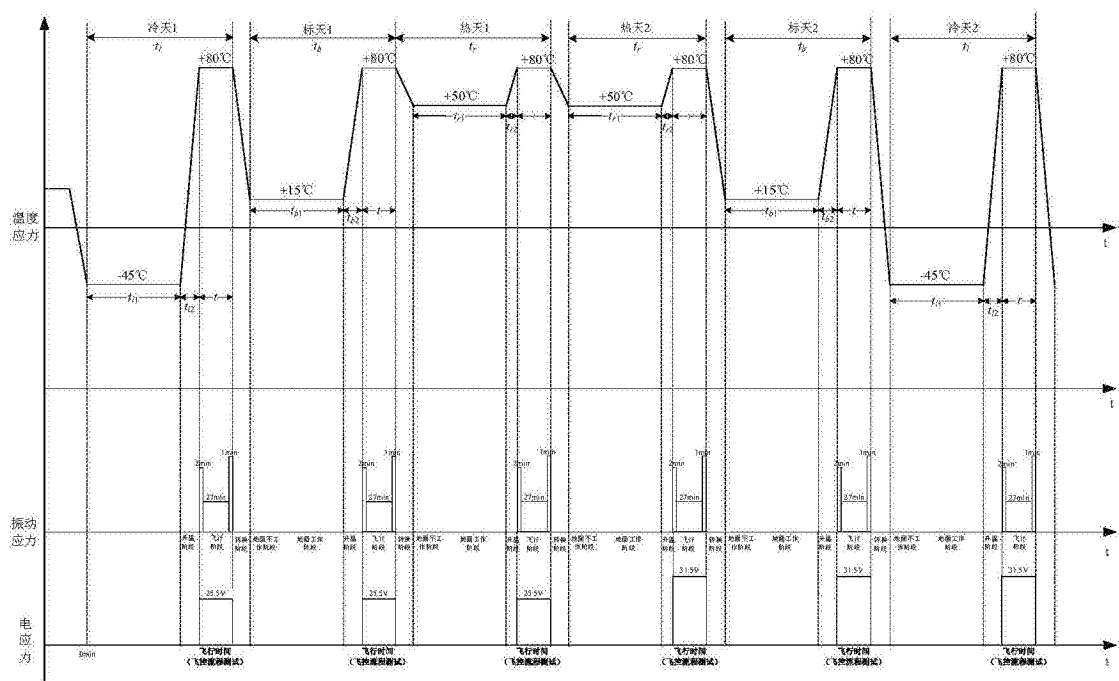


图3