



中华人民共和国国家军用标准

GJB 150.24—92

军用设备环境试验方法 温度—湿度—振动—高度试验

Environmental test methods for military equipments
Temperature—humidity—vibration—altitude test

1992—10—28 发布

1993—06—01 实施

国防科学技术工业委员会 批准

中华人民共和国国家军用标准

军用设备环境试验方法

温度—湿度—振动—高度试验

GJB 150.24—92

Environmental test methods for military equipments

Temperature—humidity—vibration—altitude test

本标准规定了军用设备温度—湿度—振动—高度试验方法,是制定军用设备技术条件或产品标准等技术文件相应部分的基础和选用依据。

GJB 150.1《军用设备环境试验方法 总则》的规定适用于本标准。

本标准主要适用于安装在飞机上(以下简称机载)的电子设备。

本标准不适用于作为飞机货物运输的电子设备。

1 试验目的

用于暴露或再现机载电子设备在地面运行和飞行条件下,由温度、湿度、振动、高度或其综合环境引起的故障,也可用于其它类似的目的。

2 试验条件

2.1 试验类别

2.1.1 第Ⅰ类—工程研制试验

用于发现研制阶段新设备的设计和工艺缺陷。试验应采用综合环境,并通常以加速或强化的方式进行。

2.1.2 第Ⅱ类—飞行或运行保障试验

在飞行或运行试验准备过程中和进行飞行或运行试验期间进行本试验,可尽量避免由于环境因素拖延飞行大纲的实施进度。本试验不是加速试验,损伤的累积速度不快于飞行或运行试验,因此使试验室试验的研制样品与飞行或运行试验的研制样品可以互换,并能在试验室内对飞行或运行试验中出现的异常问题进行研究,以鉴别环境因素对其引起的作用。

2.1.3 第Ⅲ类—合格鉴定试验

用于验证设备能否满足合同要求,它通常以加速试验突出影响最大的环境应力条件,不推荐使用第Ⅰ类试验的方法。合格鉴定试验中所施加的各个环境应力的最大幅值以及各种环境应力的特定综合及其使用应是已在第Ⅰ类试验中得到证实的。

2.2 试验条件的选择

2.2.1 第Ⅰ类—工程研制试验

按2.2.2条的分析方法确定实际环境应力的等级、持续时间和变化率。在此基础上可以删除试验剖面图上应力较小的部分,也可加大环境应力的幅值,以加速故障出现。

对于设计成熟,性能稳定的试验样品,建议进行短持续时间的第Ⅱ类试验,检验哪个环境应力是重要的。

2.2.2 第Ⅱ类—飞行或运行保障试验

综合环境试验是按照实际使用情况,将温度、振动、湿度、必要时还有高度和冷却气流等环境应力综合在一起的一种试验。任务剖面是确定环境应力的依据。从综合环境试验获取的故障数据会有助于对产品采取纠正措施,预防产品在使用环境中发生故障。通常,综合环境试验是模拟设备使用寿命期内有重要作用的环境因素。

2.2.2.1 确定试验剖面的方法

从任务剖面导出试验剖面的流程见图1“确定试验剖面的流程图”。

2.2.2.2 试验循环

试验循环是模拟不同大气条件下若干任务剖面的一个单元时间。一个试验循环至少应包括三种大气状态,其组成次序如下:干冷、湿热和干热。在试验循环的每种大气状态内,可以模拟若干的任务剖面。任务剖面是描述飞机能够飞行的一种马赫数、高度和时间的关系曲线。例如,一架战斗机可主要完成三种不同的任务,即空中优势、地面支援和拦截,因此有三个任务剖面。每个任务剖面包括几个飞行阶段,如起飞、巡航、战斗和低空突防等(见图2“试验循环图”)。在试验循环期间,应改变温度、振动、湿度、高度和冷却空气流。对于采用气密密封的试验样品、使用增压冷却管路散热的试验样品、含有内真空的零部件的试验样品以及带有高电位电压并在稀薄空气中执行任务时或在某些适宜条件下会产生电弧的试验样品,应采用高度模拟。所有使用辅助气流的试验样品均需要冷气流。

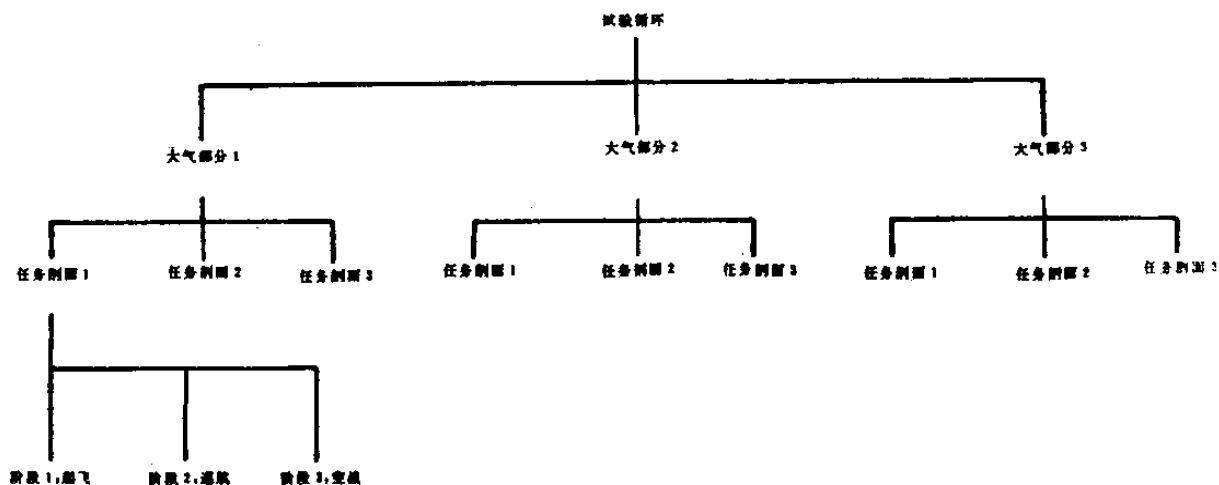


图2 试验循环图

2.2.2.3 任务剖面的选择

选择任务剖面是制定综合环境试验的第一步。一架飞机有许多不同的任务剖面,如训练、空中优势、拦截和地面支援等。另外,还要在模拟严酷战斗环境的条件下飞行,还要设计一些战斗技术训练科目,在实战条件下训练部队。

一般情况下,试验循环中不需要包括飞机的全部飞行任务可以确定两三个利用率很高,又能较好地体现飞机所有飞行任务整体影响的任务剖面作为一组,以便模拟例行的使用寿命。另外,将实战训练科目作为任务剖面的一部分时,要着重模拟设备的战斗条件。建议按下列方法选择所用的任务剖面:

a. 确定飞机的全部任务及每项任务的利用率。对于研制中的飞机,若无实测飞行数据时,应使用设计飞行包线、设计任务剖面 and 每个任务的设计利用率。

b. 确定能包括绝大部分(最好是总飞行任务的80%)任务利用率的几个任务。为此,要调查飞机所有任务剖面的利用率,将所有任务剖面按其利用率由高到低依次排列,然后选取那些能包括绝大部分利用率的几个任务剖面,并将它们作为综合环境试验的任务剖面。有关任务剖面利用率的分布示例见表1“任务剖面利用率示例”。

c. 为了模拟严酷环境,应单独确定实战训练科目的飞行任务。有关这方面的资料应由采购单位提供。

按照2.2.2.2条将所获取的数据组成两个独立的试验循环。一个试验循环根据2.2.2.3条b.中的任务剖面拟定,以模拟例行用途;另一个试验循环根据2.2.2.3条c.中的任务剖面拟定,以模拟战斗或战斗训练条件下的用途。

对所选定的每个任务剖面都应得出高度和马赫数对时间的关系曲线,其示意图见图3“高度和马赫数任务剖面示意图”。应利用任务剖面的这些参数来计算环境应力。

2.2.2.4 环境应力

制定综合环境试验的第二步是确定环境应力,即确定振动、温度、辅助冷却、湿度、高度和

电应力。每个应力的试验等级应根据任务剖面资料和其它资料(例如飞机环境控制系统的数
据或发动机转速)确定。

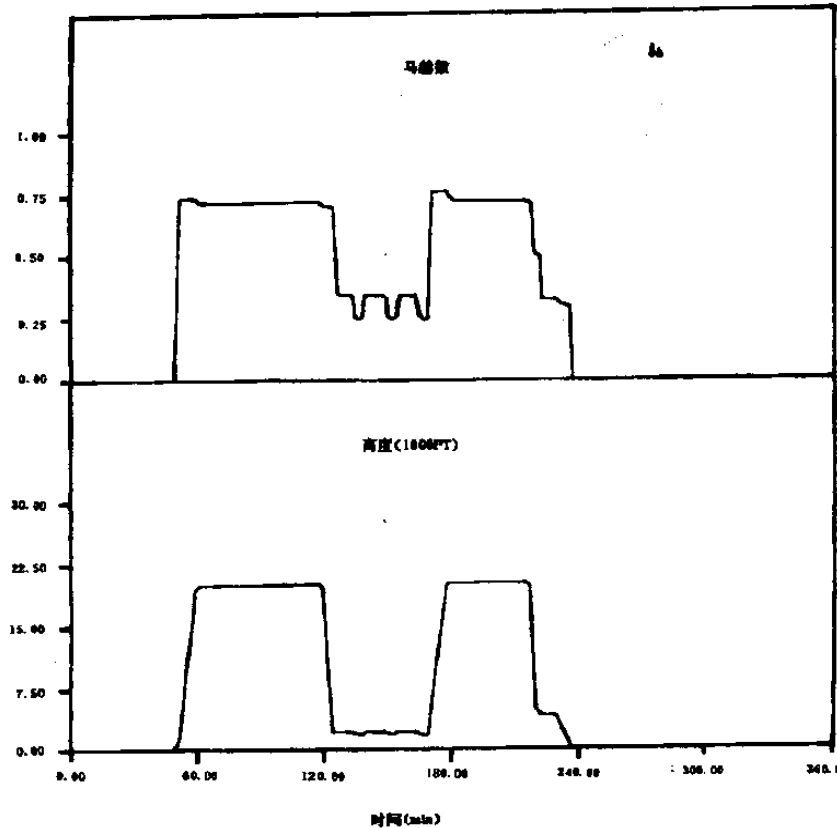


图3 高度和马赫数任务剖面示意图

2.2.2.4.1 振动应力

对安装在喷气式飞机上的设备应施加随机振动。对安装在螺旋桨飞机上的设备应施加随机振动或随机振动迭加正弦振动。在模拟试验循环的任务剖面期间应连续施加相应等级和功率谱形状的振动。若无实测数据,则建议按GJB 150.16中相应的图和表确定振动条件,但其中的部分数据应按下述“推荐用于机载电子设备随机振动试验的准则”内容进行相应的修改。

喷气式飞机

使用GJB 150.16的公式(2)、(3),图26和27时,应作如下修正;

对于仪表板上的设备和安装在舱内结构(结构附近的外表面光滑而无突变)上的设备:

$$k = 2.85 \times 10^{-10}$$

对于安装在舱内结构(结构靠近或直接与有突变的外表面,如空腔、机身边条、刀状天线、减速板相连)上的设备,安装在机翼、吊舱、安定面、翼根处和机身后部的设备:

$$k = 1.47 \times 10^{-9}$$

如马赫数不在0.8到0.95范围内,则将计算得到的量级降低5dB。

对于螺旋桨飞机和直升机,使用 GJB 150.16 相应的部分。

对于具有相同振动频谱的那些部分,可采用下述方法进行处理,以减少振动等级的数量。下面将根据 GJB 150.16 对于喷气式飞机、旋翼或螺旋桨飞机所推荐的频谱形状进行讨论。

就试验而论,根据每项任务的高度和马赫数曲线可以确定任务各部分的振动等级 W_0 。(见 GJB 150.16 的公式(2)和(3))。(就试验而言,气动力引起的 W_0 或发动机噪声引起的 W_0 中的较大者可用于任务中的各个时刻)。应确定每个任务中所出现的最大值 W_{0max} 。任务中所有 W_0 最大值不大于 3dB 的所有部分都应看作具有一个固定的 W_0 值,并按 $W_{0max} - 3dB$ 确定。任务中动压值 $W_{0max} - 3dB$ 和 $W_{0max} - 6dB$ 之间的所有部分应看成具有一个固定的 W_0 值,并以 $W_{0max} - 4.5dB$ 确定。确定动压值 3dB 的这个过程一直到所计算的 W_0 值小于 0.1 时为止,在整个过程中将 W_0 视为常数,其值根据带宽中点的动压值确定。就试验而言,对 W_0 的计算值小于 0.1 的各部分可规定为 0.1。

试验循环中不需要包括机炮发射、飞机硬着陆冲击之类的瞬态振动和偶然振动。这一类振动环境可按 GJB 150 中相应试验方法分别进行试验。

试验循环所应考虑振动应力是机体外表面气动扰流产生的应力,喷气发动机噪声产生的应力或螺旋桨或直升机旋翼对飞机结构施加的脉动压力所产生的应力。在确定任务剖面各个部分的振动频谱和振动等级时应谨慎地利用所测得的数据。因为不同的飞机、不同的飞行条件、不同位置之间差异很大,往往是非线性关系。

在所有情况下,实测的飞行振动应进行三分之一倍频程带宽分析或 20Hz 或更窄的固定带宽分析,并用加速度功率谱密度(PSD)形式表示。

为便于试验,应把任务剖面分成几部分,并假设各部分的振动等级和功率谱形状固定不变。

2.2.2.4.2 机舱热应力

执行任务期间机载电子设备所受的热应力取决于周围条件、飞行条件和环境控制系统的性能。关于热、湿热和冷大气状态下的外部环境空气条件见表 2(“外部环境空气温度”)。表 2 所列值均是极值条件,在制定任务剖面的试验条件时可用来作为进行热力学分析的环境条件。

试验项目的特定环境试验条件与设备所在舱的冷却方式(空调或冲压空气冷却)有关。由一个以上的黑盒子所组成的电子设备系统,对其每个黑盒子的环境试验条件有不同的要求,例如,当黑盒子位于不同的机舱时。对于由两个黑盒子组成的系统,如果其中一个黑盒子用辅助空气或液体冷却,另一个黑盒子用周围的空气冷却,只要每个黑盒子的振动和高度都能得到恰当的模拟,则这两个黑盒子可放在一个箱子内试验。因为用周围空气冷却的黑盒子对其周围温度的模拟有响应,而与此同时,需要辅助冷却的另一个黑盒子主要对辅助冷却空气或液体产生响应,故热激励是真实的。

应对 2.2.2.3 条中任务剖面的高度和马赫数与时间的关系进行分析,找出高度或马赫数曲线斜率改变的每个转折点。根据稳态热力学关系式对每个转折点进行热力学分析。在每两个转折点之间对每个环境应力进行线性内插以使每个环境应力构成连续剖面。按下述内容确定每个转折点的热应力试验条件。

2.2.2.4.2.1 冲压冷却舱温

冲压冷却舱内的舱温由下式确定：

$$T = T_0(1 + 0.18M^2)$$

式中： T_0 ——飞行高度上的环境空气温度，以 K 表示，取自于表 2；

M ——飞行的马赫数。

2.2.2.4.2.2 辅助空气冷却舱温

为确定由飞机环境控制系统冷却的机载航空电子系统舱的舱温，需确定任务剖面中各个转折点的辅助空气的质量流量和温度。机上的环境控制系统可通过它的压力调节器、热交换器、涡轮机、水分离器等主要部件进行模拟。此外，还要计算流经舱内和其它系统所在位置的质量流量，以确定来自这些系统的热负荷是否需要考虑。可采用下列简化的热力学分析方法计算舱内温度：

- a. 假设稳态热力学关系式仍然有效；
- b. 假设涡轮机和热交换器的设计很成功，从中得到的效率系数不仅是标准的或典型的，而且是恒定的；
- c. 不考虑环境控制系统零部件的次要影响（如热交换器中的压力损失，导管中的温度损失）。

2.2.2.4.2.3 设备的辅助热应力

本条的目的是确定需要强迫冷却或辅助冷却的航空电子系统的气流温度和质量流量。为此，建议使用 2.2.2.4.2.2 条的方法，并增加下述条件：要连续不断地进行热力学分析，确定直接流经机载电子系统的气流温度和质量流量。

2.2.2.4.3 湿度应力

机载航空电子系统所承受的湿度应力取决于环境湿度条件和环境控制系统的水分离器性能。某些飞机不用环境控制系统的空气冷却设备，因此，这种设备仅受到环境湿度条件的影响。就本试验而言，无论什么时候模拟冷天环境时，对湿度都不加控制，但露点温度要小于或等于表 2 的露点温度。对于热环境，露点温度要小于或等于表 2 中的值。在湿热天气的环境下，10km 或 10km 以下时，露点温度要大于或等于表 2 中的值；10km 以上时，露点温度应小于或等于表 2 中的值。若平台设有环境控制系统，则湿热天气的湿度条件，应按水分离器的设计说明书确定。

注：综合环境试验期间，试验样品表面出现水珠或水气是一种正常现象。每当试验样品的温度低于来自环境控制系统或冲压空气流的空气的露点温度时，总会出现这种情况。

2.2.2.4.4 高度应力

当空气压力的变化会影响系统性能时，应采用高度模拟。例如用增压冷却部件来保持充分热交换的气压密封装置，用空气压力维持密封的真空元件，以及空气压力变化可能改变元件参数或产生飞弧的装置等都应采用高度模拟。检验高度影响时，所施加的高度应力或大气压力应按试验所选定的任务剖面确定。最初用高度或降压模拟飞机起飞，接着按照相应于从爬升到着陆的各种不同飞行阶段的压力变化继续进行试验。压力变化率应反映飞机执行各种不同飞行阶段中的爬升率和下降率，试验中所用的最大压力（最小高度）应是试验现场地面的压力（海拔高度）。

2.2.2.4.5 电应力

电应力是指设备接线处的电源参数与其标称值的偏差。试验程序必须保证在执行任务(任务剖面)中正常工作期间所出现的一切电应力得到符合要求的模拟。

本条的目的不是模拟特定状态下规定的极值,也不是代替特定的电应力试验。对于某些特殊情况,象电气电子系统中某些飞机设备的应急运行,也仅在需要时才进行模拟。电应力模拟的精确程度与数据的要求和可获取的情况有关,可以精确复现特定飞机飞行稳定任务剖面时的特定电源条件,也可以简化成能反映基本使用特征的标准化剖面的任务剖面。

必须考虑下列情况对受试设备的运行和可靠性有无影响:

- a. 交流系统的正常工作应力;
- b. 设备运行的正常开、关循环;
- c. 直流系统的正常工作应力;
- d. 电气系统中与任务有关的瞬变所诱发的电应力。

2.2.2.4.5.1 交流系统的正常工作应力

从一试验循环到另一试验循环时,电压变化是准稳态变化。第一试验循环的输入电压应是标称值的 110%,第二试验循环应为标称值,第三试验循环应为标称值的 90%。在整个试验期间应连续不断地重复这种循环顺序。但是,若对故障有怀疑,为了重复输入电压条件,可以中断这种顺序。

2.2.2.4.5.2 设备运行的正常开、关循环

设备应按有关技术条件所规定的设备运行程序进行开和关,以模拟正常使用状态。

2.2.2.4.5.3 直流系统的正常工作应力

- a. 电压变化 见 2.2.2.4.5.1;
- b. 电压波动 波动是在稳态直流电系统运行期间围绕直流电压平均值的周期变化。数值应取自实际飞行数据,若无飞行数据,则应取自可以运用的系统规范。在模拟每个试验循环的任务剖面期间应连续不断地施加脉动电压。

2.2.2.4.5.4 电气系统中与任务有关的瞬变所诱发的电应力

电气系统中,除自带的电源不受瞬变影响的设备或完全不受瞬变诱发电应力影响的设备以外,都必须重现与任务有关的瞬变所诱发的电应力。重现应包括所有瞬态过程,例如电源浪涌、电压峰值、电流变化、相间不平衡等。这些情况是由于作为一个整体的飞机电气和电子设备在进行与任务有关的运行时所产生的(开关型设备的开或关、改变电源输出的运行、系统短时过载、改变发电机转速、调节装置的运行等),对试验中的设备可能产生影响。

试验应精确地重现所测量的瞬态。若无条件,则应分别计算每类瞬变的容差。对于设备比较敏感的应力,其容差应小,反之亦然。计算的依据应是文件所规定的应力值要求,即设备在正常运行期间所必须能承受的应力值,只要实际测得的电气系统的应力不超过这些极值即可。

在无法模拟电源线路瞬变的情况下,设备应在进行性能测量的同时进行循环,然后回到每个地面停机阶段结束而转入正常起动之前的状态,时间不少于 5min。

2.2.3 第Ⅲ类—合格鉴定试验

可采用下列方式进行合格鉴定试验:或将所有有关的环境应力综合成单个试验,或采用一

系列独立试验,不推荐用独立的环境试验。若选用独立的环境试验时,则推荐下述单一的和综合的环境应力:如振动试验;温度、高度和湿度综合试验;把质量流量、温度和湿度作为试验参数的辅助冷却气流综合试验。建议每一独立试验参考以下导则。

2.2.3.1 振动应力

合格鉴定试验应按 GJB 150.16 所推荐的试验条件和持续时间进行。

2.2.3.2 温度—高度—湿度试验

本试验用以模拟设备舱或座舱内的条件。应确定试验样品在预期使用中所要经受的最高和最低温度。这些温度可按第 I 类试验的分析方法确定(见 2.2.2 条)。若不能按该分析方法确定,则使用表 4(“合格鉴定试验的极值条件”)、表 5(“合格鉴定试验循环”)和图 4(“气压—高度曲线”)。表 4 和表 5 的数值以测量数据为依据,代表了极端温度条件(空气温度,不是设备温度)。因此,这些试验等级使试验样品经受到充分的环境应力,具有合理的置信度。

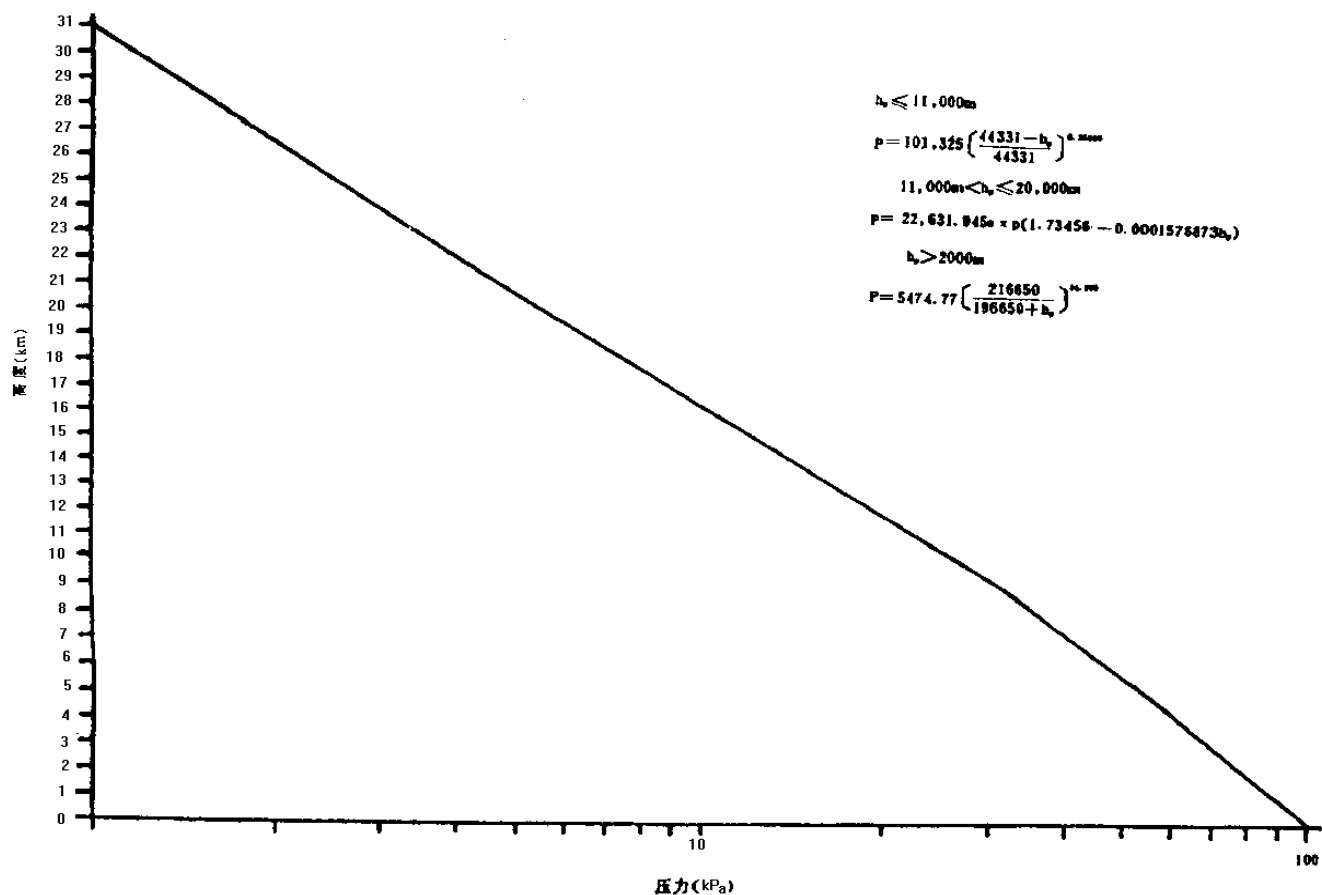


图 4 气压—高度曲线

受试样品所要经受的最大高度应按 2.2.2 条的分析方法确定。由于舱内增压,座舱或设备舱内的高度(空气压力)通常不同于飞机的飞行高度。若不能按 2.2.2 条确定,则使用最大飞行高度。若不知道最大飞行高度,则使用 16km。

表 5 所推荐的应力作用持续时间是以极端情况下所预计的工作持续时间为依据的,建议不迫使试验样品达到热稳定状态。

应以实际使用中可能经常遇到的湿度为依据确定湿度应力。如果按 2.2.2 条进行分析的结果表明,设备舱或座舱内的环境湿度不是明显地太高就是太低,则推荐使用表 4 的等级。

2.2.3.3 辅助冷却气流湿度、质量流量和温度试验

本试验用以确定直接流经设备系统的辅助冷却气流。温度、湿度和质量流量可按 2.2.2 条的分析方法确定。若该分析方法不适用,则推荐使用表 4 中的等级以及表 5 和图 5 的组合。

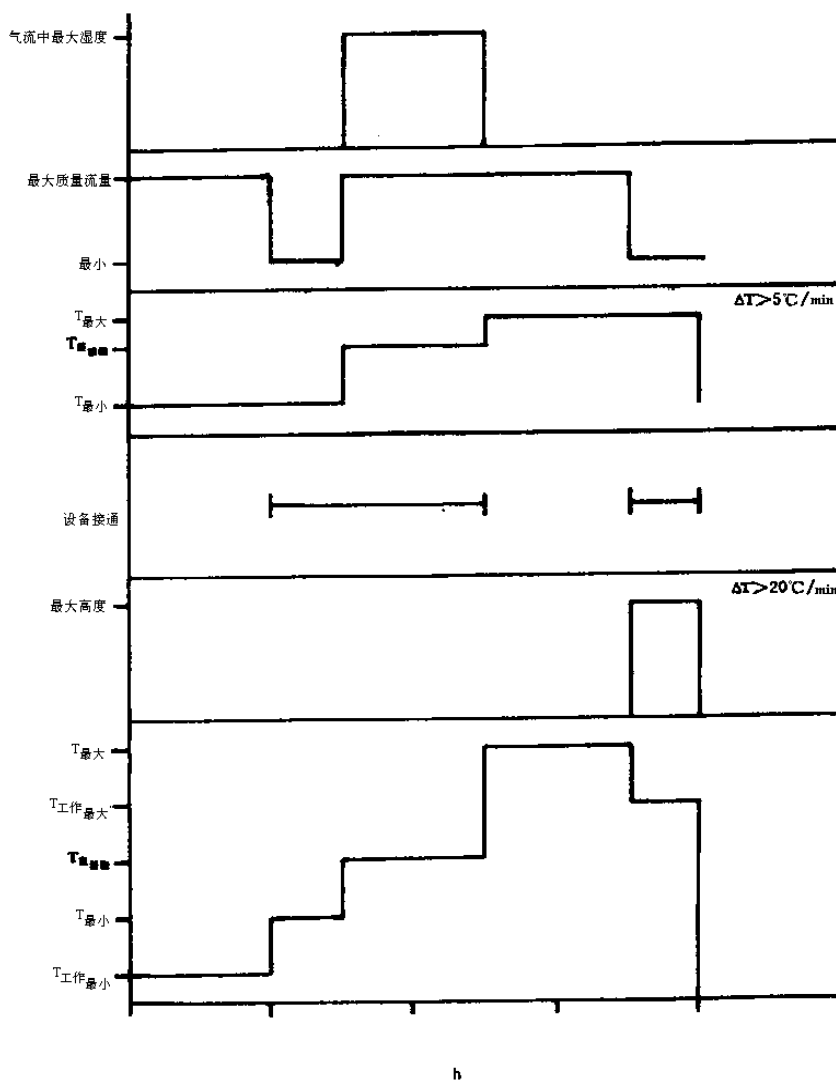


图 5 鉴定试验循环举例

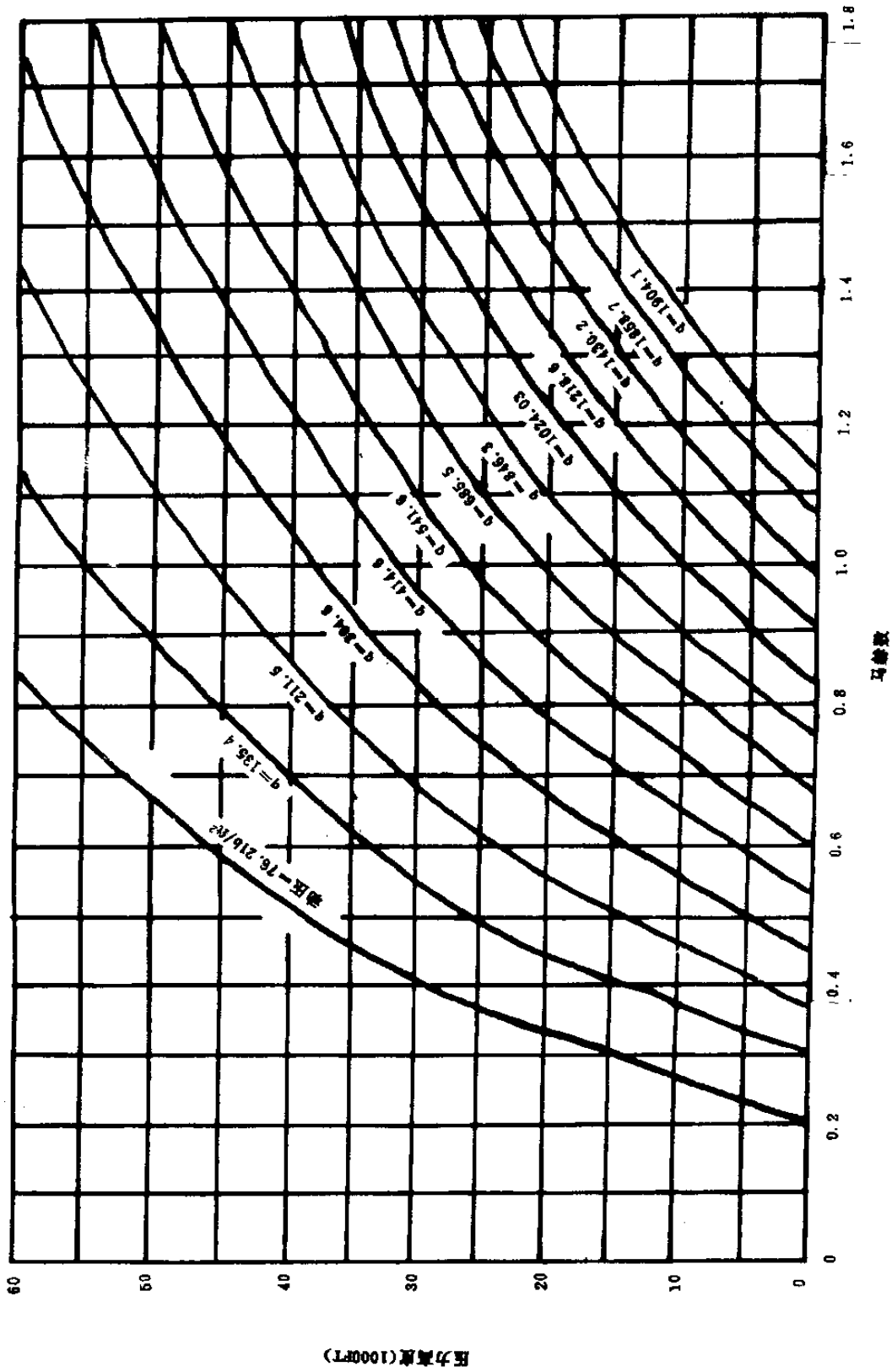


图 6 动压力(q)与马赫数(M)和高度的函数曲线

2.2.3.4 电应力

若无其它规定,可相应地使用 2.2.2.4.5.1 和 2.2.2.4.5.2 条中规定的电应力条件。

2.2.3.5 试验样品状态

除在设备舱或座舱的最高和最低温度下以外,每个试验的整个过程中试验样品都应工作。若进行独立试验,则试验样品应按试验环境全部综合时所规定的时间表工作或不工作。

2.3 试验持续时间

2.3.1 第 I 类试验

应根据缺陷的发生率,计划进度要求和经费情况来确定工程研制试验的持续时间。一般为 300~600 飞行小时。在不发生或很少发生故障时应终止试验。

2.3.2 第 II 类试验

持续时间应为足够长,以便做到:

- a. 提供根据,确信飞行试验大纲实施期间不会因环境因素而引起重大问题;
- b. 解决飞行或运行试验期间出现的问题。

2.3.3 第 III 类试验

应按图 5(“合格鉴定试验循环示例”)进行 10 个试验循环或 10 个试验循环的等效试验(施加环境应力 40h,其中设备工作 30h)。

3 试验设备

综合环境试验箱应能产生所需要的温度、高度、湿度、随机振动和冷空气质量流量的综合条件。所有仪表应能符合 GJB 150.1 有关精度的规定。

4 试验

4.1 试验准备

选择试验类别,确定是进行综合环境试验,还是一系列单因素的和适当综合的环境试验。并根据所选试验中涉及的环境应力从下列步骤中选取适用的步骤。

步骤 1 对于第 I 类或第 II 类试验中的振动试验,应使试验样品经受随机振动。振动轴向应选试验样品对振动敏感的轴向。若没有,可选飞机的轴向或便于试验的轴向。若有可能,可选通过试验样品质量中心的某一对角线(非正交轴),以达到单向激励,多轴振动的效果。对于第 III 类试验,按 GJB 150.16 进行振动试验。

步骤 2 对于不包含振动的试验,试验样品的安装方向与飞机停机状态时的安装一致。

步骤 3 对于第 I 类和第 II 类试验,在每个试验样品上至少安装 2 个振动传感器测量振动环境。关于振动传感器的安装、振动控制和数据分析技术,要遵守 GJB 150.16 的规定。

步骤 4 对于需要辅助冷却空气的试验样品,要测量质量流量、湿度和温度。测量这些参数的仪器尽可能装在靠近空气进入试验样品的位置。

步骤 5 按照有关标准的规定测量舱内设备周围的空气条件,并利用受试设备周围的空气温度来控制这个环境应力。

步骤 6 安装湿度传感器测量舱内的空气湿度。只要测量点的湿度不受试验样品的影响,

则可用单点测量。

4.2 试验步骤

4.2.1 第 I 类—工程研制试验

- 步骤 1 按 4.1 条安装试验样品和仪器。
- 步骤 2 检查试验样品能否工作。
- 步骤 3 开始试验并按 2.2.1 条制订的试验计划中所规定环境条件对加载进行检查。
- 步骤 4 进行试验并根据故障评定准则监测试验样品在整个试验过程中的性能。
- 步骤 5 继续试验直至出现故障(见第 6 条)。
- 步骤 6 分析故障并采取纠正措施。
- 步骤 7 按第 6 章和第 7 章的要求将故障记入文件。
- 步骤 8 继续试验直至完成规定的试验持续时间(见 2.3.1 条)。
- 步骤 9 对每个单一应力或应力综合重复步骤 1~8,直至综合完所有的应力。
- 步骤 10 按第 7 章的要求将整个试验情况记入文件。

4.2.2 第 II 类—飞行或运行保障试验

- 步骤 1 按 4.1 条安装试验样品和仪器。
- 步骤 2 检查试验样品能否工作。
- 步骤 3 从模拟地面冷天开始试验循环,按表 3(“综合环境试验循环的构成”)的顺序继续进行试验。
- 步骤 4 监测试验样品在整个试验过程中的性能。
- 步骤 5 继续试验直至出现故障。
- 步骤 6 按第 6 章和第 7 章的要求进行故障分析并将其记入文件。
- 步骤 7 继续试验直至至少有一个试验样品完成了规定的试验持续时间(见 2.3.2 条)。
- 步骤 8 按第 7 章的要求将整个试验情况记入文件。

4.2.3 第 III 类—合格鉴定试验

- 步骤 1 按 4.1 条安装试验样品和仪器
- 步骤 2 开始进行按 2.2.3 条制定的试验循环。
- 步骤 3 对试验样品施加环境应力同时对试验样品进行功能试验。
- 步骤 4 继续试验直至达到 2.2.3 条规定的试验循环数。
- 步骤 5 按有关规定检查试验样品的功能。
- 步骤 6 对 2.2.3 条规定的每个单一的或综合环境试验重复步骤 1~5。
- 步骤 7 按第 7 章的要求将试验情况记入文件。

5 试验中断处理

如果由于试验设备故障之类的意外事件而使试验中断时,建议进行如下处理。若试验样品没有失效,且无明显损坏时,则可继续进行试验;若意外事件发生时试验样品已损坏,则应在能够确定意外事件发生期间的应力综合作用与预期的使用环境发生的作用是否一样之后才能恢复试验;若故障的性质并不影响设备有效地运行,则可在中断点恢复试验,但已失效的试验样

品应在下个阶段试验开始之前拆除。

6 故障分析

对试验样品在试验过程中出现的不符合设备工作要求的所有事件应进行分析,确定它们产生的原因和影响,并按要求提出或实施纠正措施,使设备达到所要求的性能。

7 引用本标准应规定的有关事项

7.1 试验箱和传感器容差

GJB 150.1 第3章规定的精度适用于每个环境应力测量系统。试验箱控制规定应力条件的能力决定于试验箱的设计和传感器的布置。因此,在评估给定的综合环境试验容差时,试验计划应明确规定环境应力测量传感器相对试验样品的位置。

7.2 试验剖面容差

第Ⅰ类试验各阶段中各个环境应力的容差可根据设计规范进行推算。例如设计规范可能要求在6096~9144m之间进行巡航的一个阶段,对于这一试验任务,则可表示为高度为7620m,容差为±1524m。

7.3 试验资料记录要求

试验过程中应记录下述资料

- a. 按通用要求、各个试验规范和试验计划要求测得的试验前、试验期间和试验后的性能数据;
- b. 试验循环,包括施加的环境条件;
- c. 每个故障发生的试验时间及过程;
- d. 故障性质,包括环境影响;
- e. 在每个试验循环的任务部分的模拟期间所施加的直流脉动电压;
- f. 在每个试验循环的任务部分的模拟期间交流电压的变化情况;
- g. 环境应力测量传感器的型号、安装位置和方向;
- h. 数据记录和分析设备的说明和校准情况;
- i. 每个试验循环的任务部分的模拟期间所施加的电压调制;
- j. 每个试验循环的任务部分的模拟期间所施加的频率调制;
- k. 电气系统中与任务有关的瞬变诱发的电应力;
- l. 试验样品的履历;
- m. 纠正措施建议。

表1 任务剖面利用率示例

任 务	利 用 率 %
地面攻击,训练	40
地面攻击,战斗	20
防御机动	20
搜索和救援	10
功能检查	5
训练循环	5

说明:表中前三项任务剖面的利用率之和为80%,因而可以认为这是飞机的三个主要任务剖面,并将其作为综合环境试验的剖面。若第一项任务的利用率是其它两项任务利用率的和,则在实施试验循环时,任务1的运行时间也应是其它两项任务运行时间的和。例如本表中,任务1应运行2次,任务2和任务3各运行1次。

此外,为模拟严酷环境或特殊用途,也可选一些特定的任务剖面(如搜索和救援)并组成独立的试验循环。

表2 外部环境空气温度

热大气模型

高 度 km	全球空中飞 行温度℃	相对湿度 %	露点温度 ℃
0	43	<10	4
1	34	<10	-2
2	27	<10	-6
4	12	<10	-17
6	0	<100 ¹⁾	0
8	-11	<100	-11
10	-20	<100	-20
12	-31	<100	-31
14	-40	<100	-40
16	-40	<100	-40
18	-40	<100	-40
20	-40	<100	-40
22	-39	<100	-39
24	-39	<100	-39
26	-38	<100	-38
28	-36	<100	-36
30	-33	<100	-33
地面热浸 ²⁾	71	≤10	26

续表 2

冷大气模型

高 度 km	全球空中飞 行温度℃	相对湿度 %	露点温度 ℃
0	-51	<100 ¹⁾	-51
1	-49	<100	-49
2	-31	<100	-31
4	-40	<100	-40
6	-51	<100	-51
8	-61	<100	-61
10	-65	<100	-65
12	-67	<100	-67
14	-70	<100	-70
16	-82	<100	-82
18	-80	<100	-80
20	-79	<100	-79
22	-80	<100	-80
24	-80	<100	-80
26	-79	<100	-79
28	-77	<100	-77
30	-76	<100	-76
地面冷浸 ²⁾	-54	<100	-54

续表 2

湿热大气模型

高 度 km	全球空中飞 行温度℃	相对湿度 %	露点温度 ℃
0	32.1	≥85	29
1	25.0	≥85	22
2	19.0	≥85	17
4	4.0	≥85	2
6	-11.0	≥85	-13
8	-23.0	≥85	-25
10	-38.0	<100 ¹⁾	-38
12	-52.0	<100	-52

续表 2

高度 km	全球空中飞行温度℃	相对湿度 %	露点温度 ℃
14	-67.0	<100	-67
16	-78.0	<100	-78
18	-73.0	<100	-73
20	-65.0	<100	-65
22	-58.0	<100	-58
24	-53.0	<100	-53
26	-48.0	<100	-48
28	-43.0	<100	-43
30	-38.0	<100	-38
地面浸润 ²⁾	43.0	≥75	37

注:1) 湿度不控制(尽可能干燥)。

2) 地面浸润温度不一定与所测量的数据有关,但它是缩短地面浸润时间的极端温度。

表 3 综合环境试验循环的构成

试验阶段说明	温度 ℃	相对湿度 %	振动	辅助冷却 空气℃	高度	试验样品工作 或不工作	持续时间 min
地面冷天,任务 1	-54	<100	断开	-54	环境	不工作	60
地面冷天,任务 2	-54	<100	接通	-54	环境	不工作	60
地面冷天,任务 3	-54	<100	断开	-54	环境	不工作	60
转为热天			断开				>20
地面热天 任务 1	71	<10	断开	71	环境	不工作	60
地面热天 任务 2	71	<10	断开	71	环境	不工作	60
地面热天 任务 3	71	<10	断开	71	环境	不工作	60
转为湿热天气							>20
地面湿热天气 任务 1	43	75	断开	43	环境	不工作	60
地面湿热天气 任务 2	43	75	断开	43	环境	不工作	60
地面湿热天气 任务 3	43	75	断开	43	环境	不工作	60
转换到冷							>20

注:各任务的条件由飞机任务剖面确定。

各种大气状态下不同任务的编号是按 2.2.2.2 条确定的。

表4 合格鉴定试验的极值条件

冷却方式	最低温度	最低工作	最高温度	最高工作	最大湿度 (RH)	质量流量 (kg/min)
	℃	温度℃	℃	温度℃		
辅助冷却	-54	-40	60	54	75% (在43℃ 时)	设计流量 的0-28%
冲压空气冷却	-54	-40	60	54		
非空调区	-54	-40	60	54		
敞开区域	-54	-40	60	25	75%(在 43℃时)	
仪表面板后面	-54	-40	100	75		
设备的辅助冷却气流	-54	-51	54	54	75℃(在 43℃时)	

注:在无其它资料的情况下,建议使用表中的极值。

表5 合格鉴定试验循环

时间	温度	高度	湿度	辅助冷却空气			设备开 或关	
				温度	质量流量	湿度		
0	$T_{\text{最小}}$	最大 最大	最大相对湿度 最大相对湿度	$T_{\text{最小}}$	$M_{\text{最大}}$	最大相对湿度 最大相对湿度	关	
60	$T_{\text{最小}}$			$T_{\text{最小}}$	$M_{\text{最大}}$		开	
1)								
60	$T_{\text{工作最小}}$			$T_{\text{最小}}$	$M_{\text{最小}}$		开	
90	$T_{\text{工作最小}}$			$T_{\text{最小}}$	$M_{\text{最小}}$		开	
1)								
90	$T_{\text{湿控制}}$			$T_{\text{湿控制}}$	$M_{\text{最大}}$		开	
150	$T_{\text{湿控制}}$			$T_{\text{湿控制}}$	$M_{\text{最大}}$		开	
1)								
150	$T_{\text{最大}}$			$T_{\text{最大}}$	$M_{\text{最大}}$		关	
210	$T_{\text{最大}}$			$T_{\text{最大}}$	$M_{\text{最大}}$		关	
1)								
210	$T_{\text{工作最大}}$			$T_{\text{最小}}$	$M_{\text{最小}}$		开	
240	$T_{\text{工作最大}}$			$T_{\text{最小}}$	$M_{\text{最小}}$		开	
1)								
返回到时间 0								

注:1)温度跃变的时间取决于试验设备的变化率,不可计入4h试验循环内。

附加说明：

本标准由国防科学技术工业委员会综合计划部提出。

本标准由国防科学技术工业委员会军用标准化中心主办。

本标准由航空航天工业部六〇一所负责起草,七〇二所参加。

本标准主要起草人:施荣明、董欣、李宪珊、孟宪武。