

# 中华人民共和国国家军用标准

FL 0109

GJB 150.24A-2009

代替 GJB 150.24-1992

## 军用装备实验室环境试验方法 第 24 部分：温度—湿度—振动—高度试验

Laboratory environmental test methods for military materiel—  
Part 24: Temperature-humidity-vibration-altitude test

环境试验箱生产厂家：广州精秀热工

业务电话：13247333419 黄先生

官网：[www.jxthermotex.com](http://www.jxthermotex.com)

Baidu 百度 广州精秀热工 百度一下

网页 资讯 贴吧 知道 视频 音乐 图片 地图 文库 更多»

百度为您找到相关结果约5,220个 搜索工具

高低温湿热试验箱|快速温变环境试验箱|三综合振动试验-精秀热工...

 广州精秀热工设备厂专业产销各种整车气密性试验台/高低温湿热试验箱/三综合振动试验箱/快速温变环境试验箱等产品,自有2000平方工厂,可非标准定制,保质2年,厂家...

[www.jxthermotex.com/](http://www.jxthermotex.com/) V1 - 百度快照 - 评价

2009-05-25 发布

2009-08-01 实施

中国人民解放军总装备部 批准

## 目 次

前言	II
1 范围	1
2 引用文件	1
3 目的和应用	1
3.1 目的	1
3.2 应用	1
3.3 限制	1
4 剪裁指南	2
4.1 选择试验方法	2
4.2 选择试验程序	2
4.3 确定试验条件	4
4.4 试件的技术状态	8
5 信息要求	8
5.1 试验前需要的信息	8
5.2 试验中需要的信息	8
5.3 试验后需要的信息	8
6 试验要求	9
6.1 试验设备	9
6.2 试验控制	9
6.3 试验中断	9
6.4 数据分析	9
6.5 试件的安装与调试	9
7 试验过程	9
7.1 概述	9
7.2 试验准备	9
7.3 鉴定试验循环	10
8 结果分析	11

## 前 言

GJB 150《军用装备实验室环境试验方法》分为 28 个部分：

- a) 第 1 部分：通用要求；
- b) 第 2 部分：低气压(高度)试验；
- c) 第 3 部分：高温试验；
- d) 第 4 部分：低温试验；
- e) 第 5 部分：温度冲击试验；
- f) 第 7 部分：太阳辐射试验；
- g) 第 8 部分：淋雨试验；
- h) 第 9 部分：湿热试验；
- i) 第 10 部分：霉菌试验；
- j) 第 11 部分：盐雾试验；
- k) 第 12 部分：砂尘试验；
- l) 第 13 部分：爆炸性大气试验；
- m) 第 14 部分：浸渍试验；
- n) 第 15 部分：加速度试验；
- o) 第 16 部分：振动试验；
- p) 第 17 部分：噪声试验；
- q) 第 18 部分：冲击试验；
- r) 第 20 部分：炮击振动试验；
- s) 第 21 部分：风压试验；
- t) 第 22 部分：积冰/冻雨试验；
- u) 第 23 部分：倾斜和摇摆试验；
- v) 第 24 部分：温度-湿度-振动-高度试验；
- w) 第 25 部分：振动-噪声-温度试验；
- x) 第 26 部分：流体污染试验；
- y) 第 27 部分：爆炸分离冲击试验；
- z) 第 28 部分：酸性大气试验；
- aa) 第 29 部分：弹道冲击试验；
- bb) 第 30 部分：舰船冲击试验。

本部分为 GJB 150 的第 24 部分，代替 GJB 150.24-1992《军用设备环境试验方法 温度-湿度-振动-高度试验》。

本部分与 GJB 150.24-1992 相比，主要变化如下：

- a) 增加了“剪裁指南”，删除了 GJB 150.24-1992 中的“试验条件”；
- b) 增加了试验信息的要求；
- c) 试验目的增加了“考核机电装备安全性、完整性和性能的综合影响”；
- d) 改变了试验程序，细化了“鉴定试验循环”；
- e) 删除了 GJB 150.24-1992 中“引用本标准应规定的有关事项”；
- f) 将 GJB 150.24-1992 中“故障分析”改为“结果分析”。

本部分由中国人民解放军总装备部电子信息基础部提出。

本部分起草单位：北京航空航天大学、空军装备研究院雷达与电子对抗研究所、中国航空综合技术研究所、航天科技集团一院 702 所、信息产业部电子第五研究所、总装 31 基地。

本部分主要起草人：姜同敏、李晓钢、王德言、陈 明、傅 耘、李宪珊、纪春阳、章淑珍、姚金勇。

本部分所代替标准的历次版本发布情况为：

GJB 150.24-1992。

# 军用装备实验室环境试验方法

## 第 24 部分：温度—湿度—振动—高度试验

### 1 范围

本部分规定了军用装备实验室温度—湿度—振动—高度试验的目的与应用、剪裁指南、信息要求、试验要求、试验过程和结果分析的内容。

本部分适用于对军用装备进行温度—湿度—振动—高度试验。

### 2 引用文件

下列文件中的有关条款通过引用而成为本部分的条款。凡注明日期或版次的引用文件，其随后的任何修改单(不包括勘误的内容)或修订版本都不适用于本部分，但提倡使用本部分的各方探讨使用其最新版本的可能性。凡不注明日期或版次的引用文件，其最新版本适用于本部分。

- GJB 150.1A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第 1 部分：通用要求
- GJB 150.2A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第 2 部分：低气压(高度)试验
- GJB 150.3A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第 3 部分：高温试验
- GJB 150.4A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第 4 部分：低温试验
- GJB 150.9A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第 9 部分：湿热试验
- GJB 150.16A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第 16 部分：振动试验
- GJB 1172 军用设备气候极值
- GJB 4239 装备环境工程通用要求

### 3 目的和应用

#### 3.1 目的

本试验的目的在于确定温度、湿度、振动及高度对机载电子和机电装备在地面和飞行工作期间的安全性、完整性以及性能的综合影响。本试验的某些部分可以应用于地面车辆，在这种情况下一般不考虑高度。

#### 3.2 应用

- 3.2.1 本方法可评价装备在空中(或高海拔地区)受到温度、湿度、振动的综合作用时可能引发的故障。
- 3.2.2 本方法可用于工程研制试验、飞行或使用支持试验、鉴定试验和其他类似目的的试验，主要用于在空中工作的装备，如飞机、导弹等。
- 3.2.3 本方法为振动和气候因素或者气候因素之间的综合试验提供了一种选择。综合环境试验模拟装备在服役寿命期内经常遇到的叠加环境效应。本试验可以代替 GJB 150.2A—2009、GJB 150.3A—2009、GJB 150.4A—2009、GJB 150.9A—2009 和 GJB 150.16A—2009 等单应力试验。为了成功代替单应力试验，使用 4.1 中的剪裁方法以保证本试验包含整个试验范围。

#### 3.3 限制

- 3.3.1 本试验不适用于飞行器上作为货物运输的不工作装备。
- 3.3.2 经裁剪的试验剖面不应包括持续时间短的振动和发生频率很低的事件，如航炮射击、极端的机动飞行和硬着陆时的冲击。对这些事件的试验应分别采用其他的试验方法。
- 3.3.3 某些程序允许进行单应力或某些应力综合试验，应力值也可以超过装备实际使用中的极限，但这样做可能减少或消除综合应力的叠加或抵消效应，也可能诱发出实际使用条件下不会发生的故障。

## 4 剪裁指南

### 4.1 选择试验方法

#### 4.1.1 概述

分析有关技术文件的要求,应用装备(产品)订购过程中实施 GJB 4239 得出的结果,确定装备寿命期内温度、湿度、振动、高度环境出现的阶段,根据下列环境效应确定是否需要进行本试验。只在用综合试验来考虑温度、湿度、振动和高度各应力的关联时,才使用本试验。如果合适,可以将贮存热环境应力剪裁到综合环境应力循环中;或用单应力试验去分别完成。当确定需要进行本试验,且本试验与其他环境试验使用同一试件时,还需确定本试验与其他试验的先后顺序。

#### 4.1.2 环境效应

温度、湿度、振动和高度的综合作用可以导致装备发生下列典型故障:

- a) 玻璃器皿和光学设备破裂(温度/振动/高度);
- b) 运动零部件卡死或松动(温度/振动);
- c) 组分分离(温度/湿度/振动/高度);
- d) 由于参数漂移引起的电子元器件性能下降(温度/湿度);
- e) 由于水或霜的快速凝结引起光电部件结雾或机械故障(温度/湿度);
- f) 爆炸物中固体颗粒或药柱破裂(温度/湿度/振动);
- g) 不同材料的膨胀或收缩率差异引起的故障(温度/高度);
- h) 部件变形或破裂(温度/振动/高度);
- i) 表面涂层开裂(温度/湿度/振动/高度);
- j) 密封部件泄漏(温度/振动/高度);
- k) 散热不充分引起的故障(温度/振动/高度)。

#### 4.1.3 选择试验顺序

##### 4.1.3.1 一般要求

见 GJB 150.1A-2009 中的 3.6。

##### 4.1.3.2 特殊要求

程序 I——工程研制,应在设计定型前实施。如果将各环境应力分开进行,则振动应力应先于其他环境应力。

### 4.2 选择试验程序

#### 4.2.1 概述

本试验包括 3 个试验程序:

- a) 程序 I——工程研制;
- b) 程序 II——飞行或使用支持;
- c) 程序 III——鉴定。

#### 4.2.2 选择试验程序考虑的因素

选择试验程序应考虑装备服役期间的温度、湿度、振动和高度环境及试验目的。一般情况下,试验程序取决于试验目的。

#### 4.2.3 各程序的差别

##### 4.2.3.1 概述

虽然所有的试验程序都涉及同样类型的环境应力,但其不同点在于各试验程序反映的装备所处研制阶段不同,加速引起的试验严酷度不同和所包含的试验剖面范围不同。

##### 4.2.3.2 程序 I——工程研制

在工程研制阶段,程序 I 用于查找设计缺陷。该程序是针对故障的加速试验,与严酷度较低的程序相比,更有利于暴露设计缺陷。采用综合环境应力试验可以更好地达到此目的,这是因为没有必要去确

定本试验中四种环境因素哪一个最重要,而且本程序允许做相应剪裁。可以用本程序中的单应力试验来验证设计裕度。本程序可以通过去除严酷度较低的环境条件或采用比装备在外场可能经受的更严酷的应力量级来实现加速。这种试验的持续时间宜反映全部预期工作寿命。应集中关注 4.1.2 所列举的具体环境效应,而忽略不太关注的环境效应。然而,当进行单应力或某些应力综合试验并且应力值超过装备实际使用中的极限时,可能会减少或消除综合应力的叠加或抵消效应,也可能会诱发出实际使用条件下不会发生的故障。考虑以上因素,采用 7.2.1 中的 a)、b)和 d)~l)。

#### 4.2.3.3 程序 II——飞行或使用支持

本程序可以在飞行或使用支持试验的准备阶段、试验期间和试验后进行。可以利用实验室试验替代飞行试验,其目的是更快地评价飞行试验中发现的环境应力引起的问题。这种试验是不加速的,试验对装备造成的累积损伤不快于使用或飞行试验。因此,研制的硬件可以在实验室和飞行或使用之间交替进行试验。当在飞行或使用试验中发生一些异常的问题时,可以将装备带到实验室,通过试验确定是哪种环境因素引发的故障。一般来说,一个循环就足够核实问题,其试验持续时间以能够确定装备的性能为准,而不是装备的全部预期寿命。采用 7.2.1 中的 a)、b)、e)和 g)~l)。

#### 4.2.3.4 程序 III——鉴定

鉴定试验是验证装备是否符合合同要求。通常,鉴定试验是强调最重要的环境应力条件的加速试验。鉴定试验应包括每个应力的最大量值和装备工程研制试验中发现的任何重要的特殊应力综合。鉴定试验的持续时间应能反映装备的全部预期寿命。采用 7.2.1 中的所有步骤。

### 4.2.4 选择综合环境

#### 4.2.4.1 概述

可以将所有适当的环境应力综合成一个试验来完成,也可以通过一系列分开进行的综合试验来完成。当采用分开进行的综合试验时,最常见的综合应力试验为:温度/振动、温度/湿度/高度和带有辅助冷却的温度/湿度。

#### 4.2.4.2 温度/振动

采用 GJB 150.16A-2009 推荐的振动试验条件和持续时间,并与 GJB 150.3A-2009 和 GJB 150.4A-2009 中的温度试验条件和持续时间综合进行鉴定试验,其量值应按 4.3 提供的信息进行剪裁。

#### 4.2.4.3 温度/湿度/高度

这种试验尤其适用于设备舱和驾驶舱的设备。在确定装备预期使用期间的最高和最低温度时,应尽可能根据 4.3.4.3 的分析方法获得这些温度值;如果不可能,则采用表 4 和表 5 提供的值。在使用表 4 和表 5 时应注意下列问题:

- a) 表 4 和表 5 中的数值是以测得的自然环境数据为依据,不一定反映装备的响应温度。
- b) 确定装备将要经历的最大高度。通常,驾驶舱和设备舱的气压(高度)因舱内增压而与飞机外的气压是不一样的,如果没有进行分析,应采用最大飞行高度。如果最大飞行高度也不确定,应将最大高度定为 16km。
- c) 图 3 推荐的应力持续时间是以预期极端情况暴露的时间为基础,不推荐强迫使试件达到温度稳定。与实际使用一样,装备的质量和功率负载将决定其接近环境温度的程度。
- d) 湿度应力应以实际使用中可能经历的合理量级为基础。建议采用表 3 中的量级,除非经分析表明设备舱或驾驶舱内的湿度值明显高于或低于表 3 中的量级。
- e) 对以下装备考虑高度模拟:
  - 1) 非气密密封的装备。
  - 2) 使用增压冷却管路来传热的装备。
  - 3) 含有真空部件的装备。
  - 4) 有足以在稀薄空气中引起电弧放电的电压的装备。
  - 5) 需要对流机箱、风扇冷却的装备及其他适用情况的装备。所有需要使用辅助气流作为冷却

介质的装备要通冷却空气。

#### 4.2.4.4 辅助冷却空气的温度、湿度和质量流量

这种试验环境适用于直接流过装备的辅助冷却气流。尽可能采用 4.3.4.3 和 4.3.4.4 描述的分析方法来确定冷却空气的温度、湿度和质量流量；否则，推荐将表 5 中的量值和 7.3 中的规定结合使用。

#### 4.2.4.5 电应力

除有其他规定外，应采用 4.3.4.6 规定的电应力条件。

#### 4.2.4.6 试件工作

除设备舱或驾驶舱发生的最高或最低浸泡温度之外，每个试验过程中，试件应按 7.3 中的要求工作。如果进行一系列分开的试验，试件的通断电应与所有环境应力综合在一起的试验相同。

### 4.3 确定试验条件

#### 4.3.1 概述

选定本试验(见 4.1)和相应程序(见 4.2, 并根据试件的技术文件和剪裁程序), 确定合适的试验参数量级、特殊的试验条件及试验技术, 完成剪裁过程。根据要求文件、寿命周期环境剖面、使用环境文件及本程序所提供的信息来进行剪裁。确定试验条件时应考虑以下内容:

- a) 确定装备在温度、湿度、振动和高度综合环境中应完成的功能, 然后确定装备微环境的参数量级, 如温度、湿度、振动、高度、冷却气流、电应力、变化速率和应力循环等。
- b) 根据 7.2 以及本节内容制定试验实施计划。

#### 4.3.2 试验循环的构成

试验循环的定义是模拟不同气候条件下的几种任务剖面的一个时间单元。通常情况下, 一个试验循环有三个不同的温度/湿度段: 干冷、温湿和干热。每一段都可能模拟几种不同的任务剖面。任务剖面由平台的性能、环境条件和时间历程确定。例如, 一架战斗机可能主要飞行三种不同的任务: 空中优势、地面支援和拦截, 所以, 这架飞机有三个任务剖面, 每个任务剖面又可以分成几个飞行阶段, 如起飞、巡航、战斗、低空突防等(见图 1 和图 2)。在一个试验循环中, 应适当地变化温度、湿度、振动、高度和通风冷却气流的量值。地面车辆可能有类似的任务, 如火力支援/撤退或前进与敌人接触, 试验循环的构成与飞机类似, 但不考虑高度。

#### 4.3.3 选择任务剖面

选择要使用的任务剖面(见图 1)。一个单独的平台设计为在一组规定的作战任务包线(马赫数/高度范围)和剖面(见图 2)中使用。例如, 一架飞机可以执行许多不同的飞行任务, 如训练、空中优势、突防、地面支援等。此外, 还可以在特殊的模拟高威胁作战环境下飞行, 高威胁作战通常会产生更极端的环境。任务剖面的选择方法如下:

- a) 常规部署。通常, 试验循环不必包含所有的任务, 确定两个或三个最常用或最严酷的任务剖面作为一组, 近似合理地体现所有任务的总体效应(包括低机动战斗条件), 这可以充分模拟常规部署寿命周期。选择任务剖面时, 建议采用以下方法:
  - 1) 确定平台所有任务和每个任务在使用寿命中所占的百分比, 从飞机机组使用的操作指令或飞行手册可以获得这些信息。对于在研装备, 得不到实际飞行数据时, 可以参考期望的设计包线、设计任务剖面 and 每种任务的设计使用率。
  - 2) 确定构成全部常规任务的主要部分, 即日常使用任务(可能的话, 为总飞行任务的 80%)。为此, 应检查所有任务剖面的预计使用率, 并将它们按高低顺序依次排序, 将使用率高的任务剖面作为综合环境试验剖面的设计基础。可以将具有相似功能和飞行特性的任务合并起来, 这样使生成剖面的个数最少。表 1 以战斗机为例, 给出了一个任务分布的例子。
- b) 高威胁部署。为了模拟高威胁环境, 应分别确定在实战技术训练课目下飞行的各任务。可以从使用方得到环境数据。一旦获得这些数据, 就可以按 4.3.2 所述来构造两个不同的试验循环。其中一个试验循环使用 a) 中的任务剖面来模拟常规用途; 另一个试验循环使用实战训练任务



剖面来模拟战斗或战斗训练条件下的用途。交替使用这两个试验循环,可能比其他应力剖面的严酷条件更能代表实际情况。每个选定的任务剖面都应确定高度和马赫数与时间的对应关系,如图 2 所示。使用任务剖面中的这些参数计算环境应力。

表 1 是一个利用任务剖面制定试验循环的例子,因为前 3 个任务占总使用率的 80%,所以选择这 3 个任务剖面来设计综合环境试验剖面。如果其他任务中包括前 3 个任务未遇到的极端或经常出现的环境条件,则极端或经常出现的环境条件也应在制定试验循环时予以考虑,这样会引起试验剖面产生很大的差异。如果所选的第一项任务的使用率为另外两个任务的两倍,则每个循环中该任务所占比例应为其他任务的两倍。

表 1 任务剖面利用率示例

任 务	使用率, %
对地攻击, 训练	40
对地攻击, 作战	20
防御机动	20
搜索和救援	10
功能检查	5
训练循环	5
合计	100

#### 4.3.4 环境应力

##### 4.3.4.1 概述

确定环境应力,包括温度、湿度、振动、高度、辅助冷却通风和电应力。

按 4.3.4.2~4.3.4.6 规定的方法,由任务剖面的信息确定每种应力的试验量级,可能还需要其他信息,如发动机转速或平台环境控制系统(ECS)的数据。

##### 4.3.4.2 振动应力

振动应力适用于所有飞行器(包括高空飞行或以火箭发动机为动力的平台)和地面车辆。

- a) 试验循环中应考虑振动应力是指由沿着飞行器外表面的附着和分离的气动扰流、喷气发动机噪声、飞行器的推进器或直升机的桨叶的压力脉冲等引起的振动。仔细应用测得的数据来确定任务剖面中每一段的振动谱和振动量级。
- b) 在许多情况下,若从具体飞机、装备在飞机上的位置或飞行阶段得不到外场/机群的飞行数据,则可按下列分析技术来确定振动试验的条件(见 GJB 150.16A-2009):
  - 1) 如果依据其他平台的不同安装位置或不同飞行条件获得的数据来推导振动试验条件,则必须非常谨慎。因为这些数据之间存在着大量的非线性关系,且能够利用的数据是非常有限的。例如:由机动飞行诱发的振动条件一般不能通过巡航振动数据预计。更稳妥的做法是采用 GJB 150.16A-2009 中的线性动压模型。
  - 2) 在所有情况下,外场/机群飞行振动数据应以 1/3 倍频程分析,或 20Hz 或更窄的等带宽分析的加速度功率谱密度形式给出。经验表明,应用 GJB 150.16A-2009 所提供的标准振动谱型进行量级修正后得到的试验谱,对暴露装备缺陷有很好效果。应尽可能使用实测谱。
- c) 由于振动控制仪器的特性,很难连续平滑地改变振动量级和谱型,因此,为了进行试验,要将任务剖面分段并假设每段的振动量级和谱型是不变的。
- d) 对于安装在喷气式飞机上的所有装备应采用随机振动。
- e) 对于安装在螺旋桨飞机上的所有装备应采用随机振动或随机加正弦振动。对于地面车辆,应采用随机加正弦或窄带随机加随机振动。
- f) 在试验循环中模拟任务剖面时,应连续施加相应的量级和谱型的振动应力。
- g) 若无外场/机群数据,则可利用 GJB 150.16A-2009 中的表和图来确定振动条件,但不包括表 2

做出修改的条件。

表 2 推荐的喷气式飞机振动暴露的随机振动试验准则

见 GJB 150.16A-2009 中表 C.3。b 的数值采用公制单位。
$b=2.70 \times 10^{-8}$ ，对于安装在驾驶舱仪表板上的装备和与光滑连续外表面相邻的舱内结构上的装备。
$b=6.11 \times 10^{-5}$ ，对于安装在靠近舱内不光滑外表面的结构上的装备或紧接尾部的舱内装备(空腔、机舷、马刀天线、减速板等)或机翼后缘、机翼、尾桨和发射架下游机身的舱内装备。
马赫数修正见 GJB 150.16A-2009 中表 C.3。
对于螺旋桨式飞行器和直升机，使用 GJB 150.16A-2009 中合适的表格。

- h) 由于振动/高度或振动/湿度的叠加效应较小，因此一般不考虑振动-高度或振动-湿度综合。
- i) 试验循环中不应包含持续时间很短的振动或冲击和发生频率很低的事件，这些事件包括航炮射击、车辆穿越障碍和硬着陆产生的冲击。对这些事件应分别采用其他相应的试验方法。
- j) 对于振动谱型相似的任务段，采用下列分析方法来减少振动试验量级的数量，其依据是 GJB 150.16A-2009 中推荐的喷气式、旋翼或螺旋桨飞机的谱型。
- 1) 根据每项任务的高度和马赫数曲线，确定每一个任务段的振动量级  $W_0$  ( $g^2/Hz$ ) (注意：为了达到试验目的，在任务的任意时刻都应使用气动产生的  $W_0$  或喷气发动机噪声产生的  $W_0$  中的较大者)。并确定每项任务中出现的最大  $W_0$  值。
  - 2) 将处于最大振动量值 ( $W_{0MAX}$ ) 至  $-3dB$  之间的所有任务段的  $W_0$  取为  $W_{0MAX}$ 。将处于  $W_{0MAX} - 3dB$  和  $W_{0MAX} - 6dB$  之间的所有任务段的  $W_0$  取为  $W_{0MAX} - 4.5dB$ 。将简化振动量级的过程(整个过程中将  $W_0$  视为恒值，其值由量级区间的中点值来确定)一直进行下去，直至算出  $W_0$  的值小于  $0.001g^2/Hz$  为止。为便于试验，算出  $W_0$  的值小于  $0.001g^2/Hz$  的段可取为  $0.001g^2/Hz$ 。分别求得每一量级段对应的任务时间，将它们加在一起得到  $T(MAX)$ 、 $T(-4.5dB)$  等，然后在试验中再按它们各自的时间施加振动。可以应用 GJB 150.16A-2009 的试验加速公式得到单一振动量级，但与温度综合在一起考虑叠加效应时不适用。

#### 4.3.4.3 温度应力

##### 4.3.4.3.1 装备在执行任务期间经受的温度应力

装备在执行任务期间经受的温度应力取决于关键设备舱的环境条件、飞行条件、功率要求以及对装备的辅助冷却效果，此时温度应力的确定方法如下：

- a) 对于热天、温湿和冷天环境，采用如表 3、表 4 和表 5 所示的外部环境空气条件。用这些温度值作为外部环境条件，进行热力学分析以确定任务剖面试验条件。用于本试验的地面冷/热浸温度不一定与实际测量数据相关，本试验通常并不叠加和使用地面冷/热浸温度。表 6 所示的值是使用过的极值条件，作为加速应力并用以缩短各任务之间的转换时间。当得不到其他数据时，这些值也适用于鉴定试验。
- b) 任何装备的具体试验环境条件取决于其所在舱段的冷却类型(空调、强迫空气冷却、对流冷却等)。通常，航空电子和车载电子设备(系统)由多个单元(黑盒子)组成，并且这些单元处于不同环境中(如不同的飞机舱段)。例如，由两个单元构成的系统，其中一个靠辅助空气或流体冷却，另一个靠环境空气冷却，只要能适当模拟每个单元周围环境温度和高度，那么就可以在同一个试验箱内进行试验。可以认为这种热模拟是真实的，因为环境空气冷却的单元主要受环境温度的影响，而需要辅助冷却的单元主要受辅助空气或流体的影响。应确保试验箱的大小能满足试件的热负荷要求。
- c) 对于本试验，以下类型的热力学分析是足够的。如果需要，也可以采用更详细的分析。
  - 1) 根据 4.3.3，分析任务剖面高度和马赫数的时间历程，确定高度或马赫数斜率发生变化处

的每个转折点(见图 2);

- 2) 根据稳态热力学关系, 对每个转折点进行热力学分析;
- 3) 在每两个转折点之间, 对每种应力进行线性内插, 建立每种环境应力的连续剖面;
- 4) 在每个转折点, 根据 4.3.4.3.2 确定修正后的系统温度应力试验条件。

#### 4.3.4.3.2 舱条件

按下述方法确定舱条件:

- a) 冲压空气冷却舱段或外部安装系统。利用本条确定冲压空气冷却或者环境空气冷却的航空电子设备或系统的舱内温度。根据式(1)确定冲压空气冷却舱段内的温度应力:

$$T_{\text{eff}} = (T_{\text{amb}} + 273) [1 + 0.18M^2] - 273 \dots \dots \dots (1)$$

式中:

$T_{\text{eff}}$  ——被流动空气冷却效应改变后的温度, 即试验循环使用的温度;

$T_{\text{amb}}$  ——飞行高度的环境空气温度(°C)(表 3、表 4 和表 5);

$M$  ——飞行马赫数。

- b) 环境控制系统调节的辅助空气冷却舱段。利用本条确定采用环境控制系统冷却的航空电子或车载电子设备的舱内温度, 为任务剖面中每个转折点确定辅助冷却空气的质量流量和温度。根据环境控制系统的主要部件(例如压力调节器、热交换器、涡轮机、水分离器等)来建立环境控制系统的模型。如果这些设备的热负载很大, 则在计算中应考虑注入舱内的质量流量和其他设备的位置。采用以下简化热力学假设计算舱内温度应力:

- 1) 假设稳态热力学关系有效;
- 2) 假设恒定, 但通过良好涡轮机和热交换机设计也只能达到名义上的或典型的效率恒定;
- 3) 忽略环境控制系统部件的次要影响(如热交换器中的压力损失, 导管中的温度损失)。

- c) 辅助冷却的温度应力。利用本条确定需要从平台得到的辅助冷却对设备的影响。这种冷却可以是空气或液体冷却或者通过冷却板冷却。确定的方法与确定设备舱产生热效应的方法相同, 另外, 还应继续进行热力学分析, 以确定直接注入装备内的冷却空气或流体的温度和质量流量。

#### 4.3.4.4 湿度应力

装备经受的湿度应力取决于周围环境湿度条件和环境控制系统水分离器的性能(某些装备不用环境控制系统进行冷却, 其湿度应力只取决于周围环境的湿度条件)。如果平台有环境控制系统, 则对于温湿天环境应使用环境控制系统的设计规范。当环境控制系统的效果未知时, 采用下面提到的近似技术。对于本试验模拟热天环境, 露点温度应小于或等于表 3 中的值。对于冷天环境, 湿度不控制, 但应小于或等于表 4 中的露点温度。对于温湿天环境, 高度在 10km 以下, 露点温度应大于或等于表 5 中的值; 高度高于 10km, 露点温度应低于或等于表 5 中的值。

注: 综合环境试验期间试件表面结霜或游离水的形成可能是正常现象。只要试件的温度比环境控制系统或强迫冷却输送的露点温度低时, 就可能会发生这种现象。在某些任务剖面中, 游离水可能结冰, 引起活动部件的卡死、密封降级、表面裂纹扩大, 在车载试件上可能更加明显。如果合适, 提倡采用雾化水喷在冷的部件上模拟严重的结霜或结冰的情况。

#### 4.3.4.5 高度应力

当空气压力的变化影响装备性能时, 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、需要对流冷却的非气密密封单元、用气压维持密封的真空元件以及气压变化可能改变元件参数或产生电弧的装置等都应采用高度模拟。当要进行高度效应试验时, 应按试验所选用的任务剖面施加高度应力或折算的压力变化。压力变化速率应反映飞机在进行不同的飞行任务阶段时爬升或下降的速率。试验中使用的最高压力应是试验所在地地面高度的压力。任务剖面中的高度应力可利用式(2)和式(3)进行计算:

$$0 < H \leq 20 \quad P = 101.33 \left( \frac{288 - 6.5H}{288} \right)^{5.2558} \dots\dots\dots (2)$$

$$H > 20 \quad P = 101.33 \left( \frac{304 - 6.5H}{304} \right)^{5.2558} \dots\dots\dots (3)$$

式中:

$P$  ——压力, kPa;

$H$  ——高度, km。

#### 4.3.4.6 电应力

##### 4.3.4.6.1 概述

电应力是装备输入端的供电参数及与其标称值之间的预期偏差。试验程序必须模拟到需要的程度,使用中正常工作(任务剖面)时所有可能出现与环境有叠加作用的电应力都要模拟。另外,在每个试验条件下适当考核试件的功能运行。本试验的目的不是模拟特殊情况下规定的极值或代替特殊的电应力试验,仅在有要求的时候才模拟特殊条件,如飞机电气/电子系统中某些装备的应急使用。模拟的程度可以从精确再现特定飞机特定任务剖面中特定的供电条件,到一般应用中的标准化的简化剖面,这取决于要求和能得到的数据。为了确定装备的使用和可靠性是否受到影响,应考虑以下条件和效应:

- a) 交流系统正常工作应力;
- b) 装备工作时的正常开/关循环;
- c) 直流系统正常工作应力;
- d) 电气系统中与任务相关的瞬态变化诱发的电应力。

##### 4.3.4.6.2 交流和直流系统正常工作应力

装备工作状态的电应力应以±10%标称输入电压的幅度循环变化,即第一个试验循环输入电压为标称值的110%,第二个试验循环为标称值,第三个循环为标称值的90%。三个试验循环中输入电压变化构成一个完整的电应力循环。在整个试验过程中连续重复此电应力循环,当认为有装备故障时,应中断此电应力循环。

##### 4.3.4.6.3 装备工作时正常的开/关循环

根据相应的技术手册规定的装备操作程序开、关试件,以模拟正常使用。

#### 4.4 试件的技术状态

见 GJB 150.1A-2009 中 3.9。

### 5 信息要求

#### 5.1 试验前需要的信息

一般信息见 GJB 150.1A-2009 中的 3.8,特殊信息如下:

- a) 试验目的,例如:工程研制、飞行或使用支持、鉴定等;
- b) 需要同时施加的温度/湿度/振动/高度环境因素的组合。

#### 5.2 试验中需要的信息

一般信息见 GJB 150.1A-2009 中的 3.11,特殊信息如下:

- a) 按顺序输入的温度、湿度、振动、高度量级的完整记录;
- b) 与应力施加顺序相关的试件功能的完整记录。

#### 5.3 试验后需要的信息

一般信息见 GJB 150.1A-2009 中的 3.14。特殊信息是任何会影响试验结果评价的应力施加顺序中的异常因素。

## 6 试验要求

### 6.1 试验设备

使用能提供所要求的综合环境应力的试验设备，见单应力试验(GJB 150.2A-2009、GJB 150.3A-2009、GJB 150.4A-2009、GJB 150.9A-2009 和 GJB 150.16A-2009)用的设备指南。确保试验设备满足 GJB 150.1A-2009 中 3.4 的要求。

### 6.2 试验控制

保证试验设备校准和试验条件允差分别符合 GJB 150.1A-2009 中 3.4.2 和 3.3 的要求。

### 6.3 试验中断

#### 6.3.1 一般要求

见 GJB 150.1A-2009 中 3.12。

#### 6.3.2 特殊要求

##### 6.3.2.1 欠试验中断

参见单应力试验(即温度、湿度、低气压和振动)中的中断指南。

##### 6.3.2.2 过试验中断

参见单应力试验(即温度、湿度、低气压和振动)中的中断指南。

### 6.4 数据分析

对数据进行详细的分析，以核查试件的输入和对试件的响应监测符合试验方案。

### 6.5 试件的安装与调试

见 GJB 150.1A-2009 中 3.9。

## 7 试验过程

### 7.1 概述

以下步骤(单独或综合)为收集试件在温度、湿度、振动和高度综合环境中的必要信息提供了基础。试验应从试验方案规定的第一个程序开始。

### 7.2 试验准备

#### 7.2.1 试验前准备

试验开始前，根据有关文件确定试验程序、试件安装状态、循环数、持续时间、参数等级等。每个程序都应按以下步骤进行准备：

- a) 确定平台任务和试件的安装位置；
- b) 确定任务剖面；
- c) 选择排在前面的占总使用率 80%的任务剖面(如表 1)(仅对程序 III)；
- d) 选择最严酷的任务剖面(除了短时间和瞬态的事件，如炮振、硬着陆时的冲击等)(程序 I 和程序 III)；
- e) 通过任务剖面确定振动量值；
- f) 将高使用率的振动剖面“归一化”，使用严酷任务剖面的振动量级(使用 GJB 150.16A-2009，见 4.3.4.2)(程序 I 和程序 III)；
- g) 建立一个马赫数/高度关系表，并确定热/干、温/湿和冷/干条件任务剖面的温度/高度环境(见 4.3.3)；
- h) 确定试件的冷却环境(见 4.3.4.3)；
- i) 对于热/干、温/湿和冷/干条件，给出预期最严酷的环境下的温度、湿度、振动和高度剖面(见 4.3.4)，(温度/振动可以另外进行)；
- j) 确定试件最严酷的工作条件，并将其纳入综合环境剖面(见 4.3.4.2~4.3.4.6)；
- k) 确定试件最严酷的冷却环境，并将其纳入综合环境剖面(见 4.3.4.3.2)；

l) 编制一份包括四种环境应力综合/部分环境应力综合的试验方案(见 4.2.3)。

### 7.2.2 初始检测

试验前所有试件均需在标准大气条件下进行检测,以取得基线数据。检测按以下步骤进行:

- a) 在标准大气环境条件下将试件装入试验箱。
- b) 按技术文件的规定,安装传感器。
- c) 对试件进行全面的目视检查,特别注意应力区,如铸件拐角部位。记录检查结果。
- d) 按技术文件的规定,进行工作性能检测。记录检测结果。
- e) 若试件正常工作,则继续相应的试验程序;若试件不能正常工作,则应解决问题,并重复 d)。

### 7.3 鉴定试验循环

鉴定试验循环步骤如下(见图 3):

- a) 变化到冷/干——试件不工作,将试验箱内温度以  $5^{\circ}\text{C}/\text{min}$  的速率或者环控系统能提供的最大速率从常温降到最低非工作温度。
- b) 冷/干 浸泡——允许试件在最低非工作温度下浸泡至温度稳定或者 4h(以长者为准)。如果在本步骤中要进行振动,则从低空、大马赫数飞行条件(综合的温度/振动可能另外进行)推导出振动量值。地面车辆采用严酷的路面/外场振动量值。
- c) 冷/干 温升——以试件的最低工作电压使其工作。如果在本步骤中提供辅助冷却,按带走热量最少的原则剪裁辅助冷却参数(例如,采用空气冷却,在试验箱内温度等于或高于试件最低工作温度时,空气温度和流量应最小)。保持该条件直至规定的最短升温时间。
- d) 冷/干 性能检查——完成 c)后立即进行性能检查,确认试件是否按要求进行工作。
- e) 变化到冷/干高度——试件保持工作状态,将试验箱内的压力由当地压力降低到最大巡航高度对应的压力(利用式(2)和式(3)推导该高度的压力)。以试验设备的最大速率进行降压,但不要超过预计的平台速率。本步骤不适合地面车辆。
- f) 冷/干 高度——保持最大巡航高度 30min。如果本步骤要进行振动,使用高空、大马赫数飞行条件推导出的振动量值。本步骤不适合地面车辆。
- g) 变化到温/湿——将试验箱内的条件从步骤 f)的温度升高到  $32^{\circ}\text{C}$ ,压力升至当地气压,从不控制湿度变为相对湿度 95%。以试验设备最大速率进行温度/湿度/高度的变化,但不要超过预计的平台变化速率。本步骤模拟从高空快速下降,并允许用高度试验箱模拟从高空下降到一个湿/热的着陆地点。本步骤不适合地面车辆。
- h) 温/湿 保持——保持  $32^{\circ}\text{C}$ 、当地气压和 95%的相对湿度 30min。如果本步骤要进行振动,则使用低空、大马赫数飞行条件推导出的振动量值。地面车辆根据不同的路面情况采用综合的振动量值。
- i) 变化到热/干——将试验箱内的温度升高至试件最高工作温度,相对湿度降低到小于 30%。试件以最高工作电压工作。同时,提供最严酷热条件的辅助冷却(例如温度最高、流量最小的空气冷却)。以试验设备最大速率进行该温度/湿度变化,但不要超过预计的平台速率。
- j) 热/干 浸泡——允许试件在最高工作温度下浸泡直至达到温度稳定或者 2h(以长者为准)。如果本步骤要进行振动,则使用起飞/爬升或低空/大马赫数(如果合适)的条件推导出的振动量值中较大的振动量值。地面车辆采用综合的越野振动量值。
- k) 热/干 性能检测——使试件工作并记录数据,以便和试验前的数据进行比较。
- l) 变化到热/干 高度——将试验箱内的压力由当地气压降低到最大巡航高度(利用式(2)和式(3)推导该高度的压力)。以试验设备的最大速率进行降压,但不要超过预计的平台速率。本步骤不适合地面车辆。
- m) 热/干 高度——试件工作,保持试件最高工作温度和最大巡航速度直至试件达到温度稳定或者 4h(以长者为准)。如果本步骤要进行振动,则使用高空(或超高空,如果合适)、大马赫数

的飞行条件推导出的振动量值。本步骤不适合地面车辆。

- n) 热/干 高度 性能检测——进行性能检测，以检查试件是否按要求工作。
- o) 变化到实验室环境条件——将试验箱内的环境条件从试件最高工作温度和最高巡航高度快速恢复到室温和当地气压，不控制湿度。以试验设备的最大速率进行温度/压力变化，但不要超过预计的平台速率。变化结束后，试件停止工作，并停止辅助冷却。
- p) 根据需要，重复循环 a)~o) 以满足技术文件对试验持续时间的要求或达到 10 个循环(以长者为准)。

## 8 结果分析

利用 GJB 150.1A-2009 中 3.17 提供的指南评价试验结果。详细分析试件不能满足产品规范要求的每一种故障。如果试验中试件失效，在分析本试验的试验结果时应考虑以下方面：

- a) 应力。可能导致故障的直接物理机理，如疲劳、微粒引起的短路等。
- b) 加载机理。确定导致故障的物理加载机理以及到故障出现时的总时间或循环数(例如结构共振模态、振型、应力分布，温度场引起的静态形变、湿气的侵入等)。
- c) 责任。故障是否发生在承制方提供的试件；试验实施是否正确，例如试验条件超出允差范围等。
- d) 故障源。故障是否由制造工艺、设计缺陷和薄弱零件等引起。
- e) 危险程度。故障是否会危及友军、影响战斗、或者储备物资在交付以前需要维修。

表 3 外部环境空气温度 热大气模型

高度 km	世界范围内的数据 ℃	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	0
8	-11	<100	-11
10	-20	<100 <sup>a</sup>	-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	-39	<100	-38
28	-36	<100	-36
30	-33	<100	-33
地面热浸 <sup>b</sup>	71	<10	26

<sup>a</sup> 湿度不控制(尽可能干燥)。  
<sup>b</sup> 地面冷/热浸温度不一定与所测量的数据有关，而是取极值以缩短地面冷/热浸时间。

表4 外部环境空气温度 冷大气模型

高度 km	世界范围内的数据 ℃	相对湿度 %	露点温度 ℃
0	-51	<100 <sup>a</sup>	-51
1	-49	<100	-49
2	-31	<100	-31
4	-40	<100	-40
6	-51	<100	-52
8	-61	<100	-61
10	-65	<100	-65
12	-67	<100	-57
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 <sup>b</sup>	-54	<100	-54

<sup>a</sup> 湿度不控制(尽可能干燥)。  
<sup>b</sup> 地面冷/热浸温度不一定与所测量的数据有关, 而是取极值以缩短地面冷/热浸时间。

表5 外部环境空气温度 温湿大气模型

高度 km	世界范围内的数据 ℃	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 <sup>a</sup>	-38
12	-52.0	<100	-52
14	-67.0	<100	-67
16	-78.0	<100	-78
18	-73.0	<100	-73
20	-65.0	<100	-65



表 5(续)

高度 km	世界范围内的数据 ℃	相对湿度 %	露点温度 ℃
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
地面冷/热浸 <sup>b</sup>	43.0	<75	37

<sup>a</sup> 湿度不控制(尽可能干燥)。  
<sup>b</sup> 地面冷/热浸温度不一定与所测量的数据有关,而是取极值以缩短地面冷/热浸时间。

表 6 综合环境试验剖面示例

试验阶段 定义	温度 ℃	相对湿度 %	振动	辅助冷却空气 ℃	高度	试件工作状态	持续时间 min	
地面冷天	任务 1	-54 <sup>a</sup>	<100 <sup>a</sup>	关/开 <sup>a</sup>	-54 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务 2	-54 <sup>a</sup>	<100 <sup>a</sup>	关 <sup>a</sup>	-54 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务 3	-54 <sup>a</sup>	<100 <sup>a</sup>	关 <sup>a</sup>	-54 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务... <sup>b</sup>							
转为温湿天							>20	
地面温湿天	任务 1	43 <sup>a</sup>	<75 <sup>a</sup>	关 <sup>a</sup>	43 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务 2	43 <sup>a</sup>	<75 <sup>a</sup>	关 <sup>a</sup>	43 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务 3	43 <sup>a</sup>	<75 <sup>a</sup>	关 <sup>a</sup>	43 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务... <sup>b</sup>							
转为热天							>20	
地面热天	任务 1	71 <sup>a</sup>	<10 <sup>a</sup>	关 <sup>a</sup>	71 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务 2	71 <sup>a</sup>	<10 <sup>a</sup>	关 <sup>a</sup>	71 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务 3	71 <sup>a</sup>	<10 <sup>a</sup>	关 <sup>a</sup>	71 <sup>a</sup>	实验室高度 <sup>a</sup>	不工作 <sup>a</sup>	60 <sup>a</sup>
	任务... <sup>b</sup>							
转为冷天							>20	

<sup>a</sup> 由飞机任务剖面确定。  
<sup>b</sup> 根据 4.3 确定每段中不同任务的个数。

表 7 典型辅助冷却空气参数

冷却方式	最低温度 ℃	最低工作温度 ℃	最高温度 ℃	最高工作温度 ℃	最大湿度 RH	质量流量 kg/min	
设备舱	辅助冷却	-54	-40	60	54	43℃时 75%	——
	冲压空气冷却	-54	-40	60	54		——
	无空调	-54	-40	60	54		——

表 7(续)

冷却方式		最低温度 ℃	最低工作温度 ℃	最高温度 ℃	最高工作温度 ℃	最大湿度 RH	质量流量 kg/min
乘员舱	敞开区域	-54	-40	60	25		——
	仪表板后面	-54	-40	100	100	43℃时 75%	——
	对设备的辅助冷却气流	-51	-51	54	54	43℃时 75%	设计点 <sup>+0%</sup> <sub>-80%</sub>

表 8 典型试验安排表

步骤	时间 <sup>a</sup> min	温度	高度	湿度 RH	设备冷却	设备电源	性能检查	振动 <sup>e</sup>
1	15	变化速率 <sup>c</sup>	试验室高度	环境湿度	—	关		低空
2	240 <sup>b</sup>	最低工作温度	试验室高度	环境湿度	—	关		低空
3	15	最低工作温度	试验室高度	环境湿度	<sup>d</sup>	最小		低空
4	5	最低工作温度	试验室高度	环境湿度	<sup>d</sup>	最小	<sup>d</sup>	低空
5	10	最低工作温度	变化速率	环境湿度	<sup>d</sup>	最小		高空
6	30	最低工作温度	最大	环境湿度	<sup>d</sup>	最小		高空
7	10	变化速率	变化速率	变化速率	<sup>d</sup>	最小		高空
8	30	最大湿度温度	试验室高度	95	<sup>d</sup>	最小		低空
9	15	变化速率	试验室高度	变化速率	最差情况	最大		低空
10	120 <sup>b</sup>	最高工作温度	试验室高度	<30	最差情况	最大		低空
11	5	最高工作温度	试验室高度	<30	最差情况	最大	<sup>d</sup>	低空
12	10	最高工作温度	变化速率	<30	最差情况	最大		超高空
13	240 <sup>b</sup>	最高工作温度	最大	<30	最差情况	最大		超高空
14	5	最高工作温度	最大	<30	最差情况	最大	<sup>d</sup>	超高空
15	10	变化速率	变化速率	变化速率	最差情况	最大		超高空

<sup>a</sup> 这些时间仅是典型例子。实际试验时间根据剪裁和设备极限能力确定。

<sup>b</sup> 允许试件温度达到稳定有足够时间。

<sup>c</sup> 变化速率根据剪裁和设备极限能力确定。

<sup>d</sup> 是否可用取决于具体试件和平台。

<sup>e</sup> 振动量级使用所指出的高度与大马赫数综合情况的量值(见 4.3.3.2)。湿度应力取决于实际使用中可能经受的合理量级。除非分析(如 4.3.4.4 所述)表明设备舱或座舱环境非常潮湿或者非常干燥, 否则推荐使用表 6 中的量级。

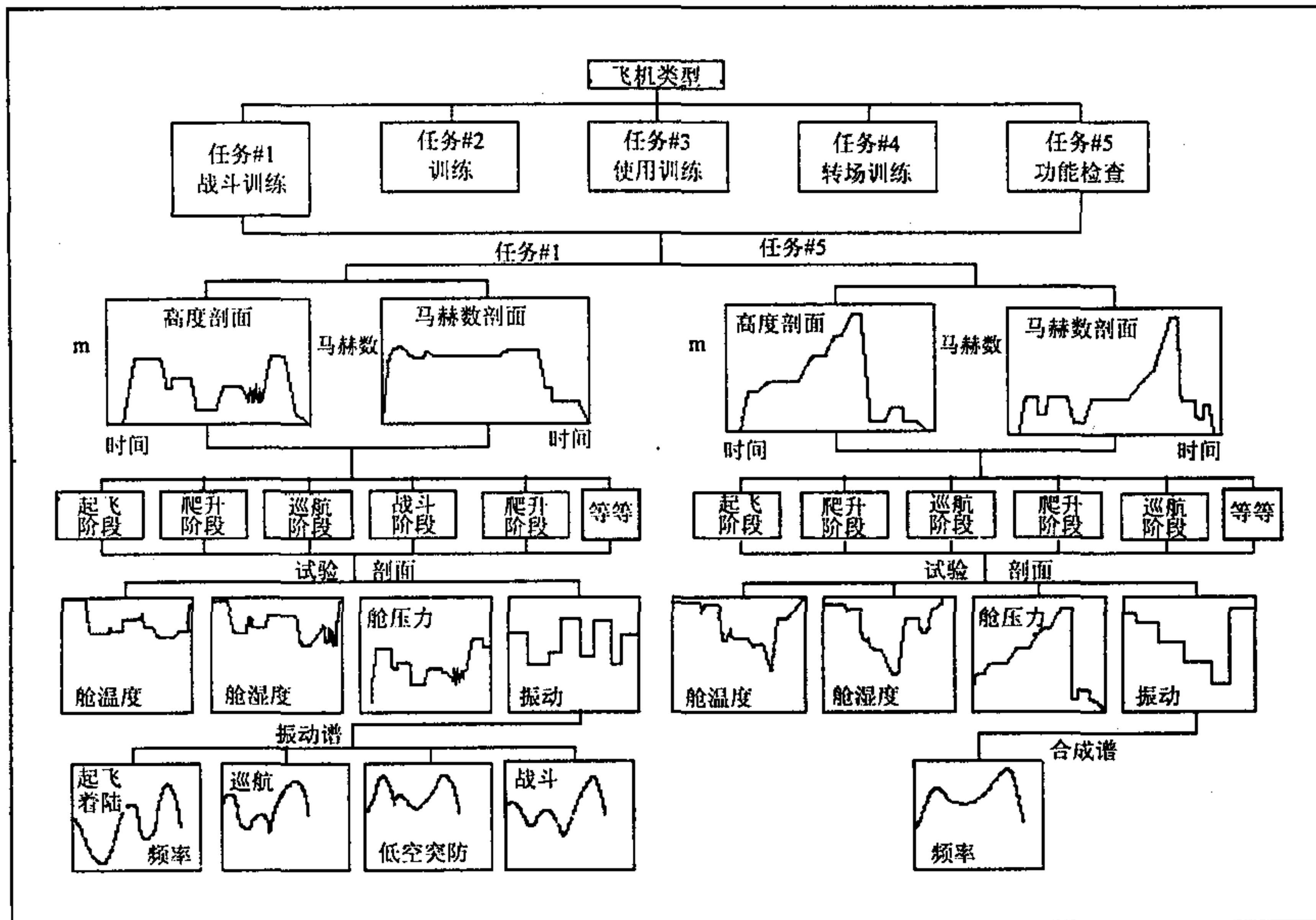


图 1 试验剖面生成流程图

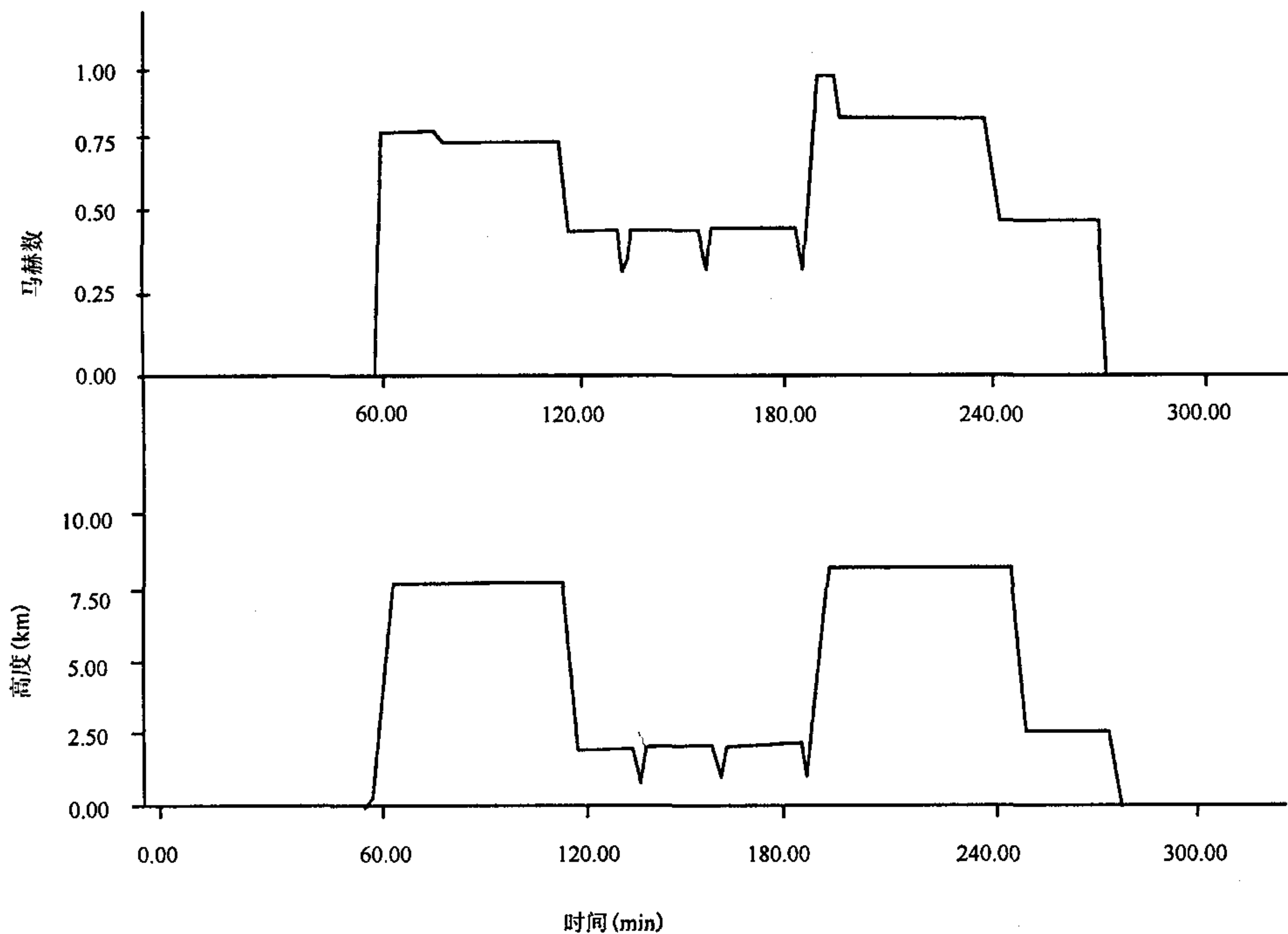
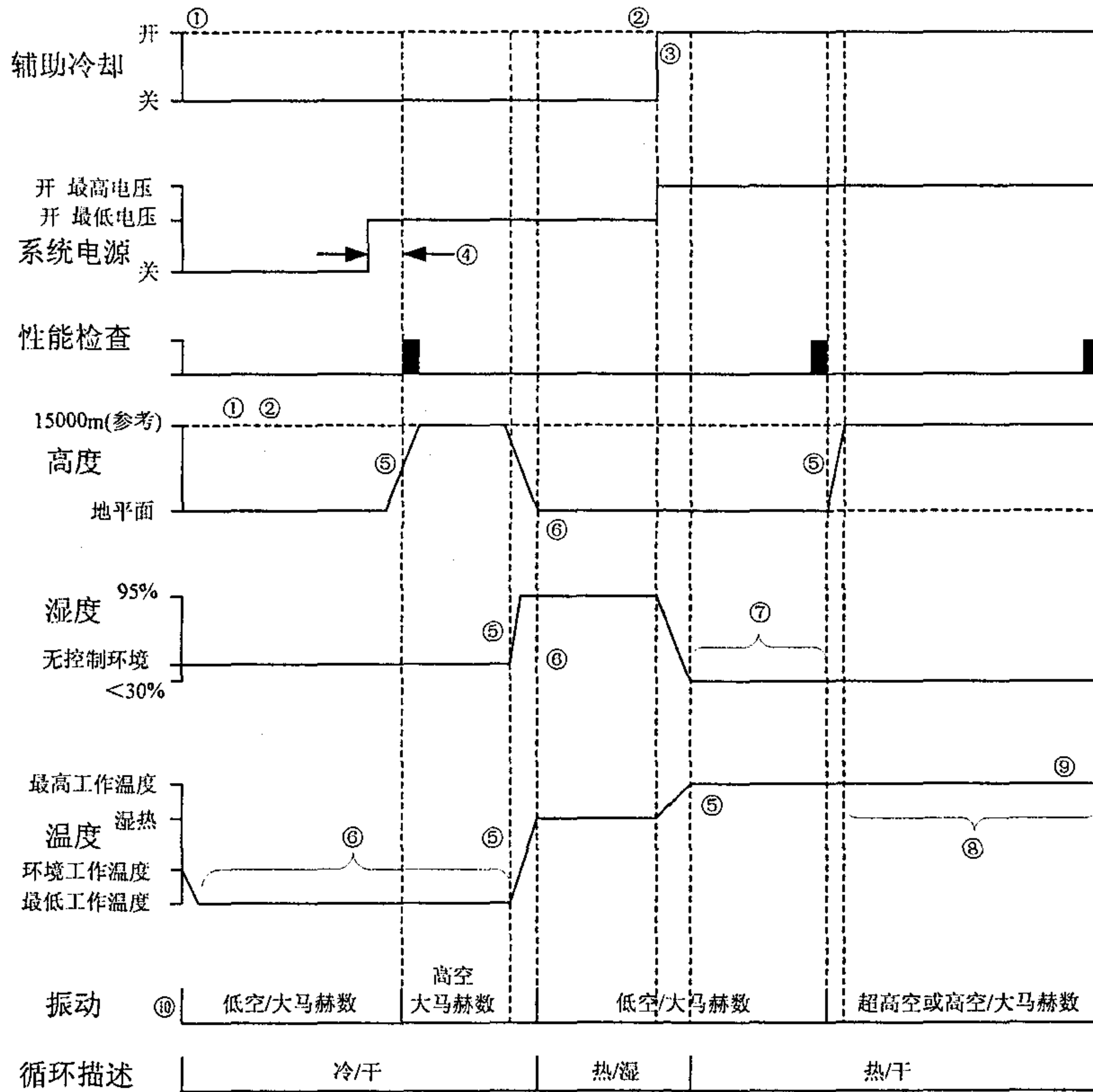


图 2 任务剖面示意图，高度和马赫数(对地攻击)



- ① 剪裁辅助冷却的温度和流量，以提供最差的散热情况。
- ② 仔细剪裁平台/产品具体因子。
- ③ 最小 20°C/min。
- ④ 产品升温时间。
- ⑤ 以试验设备最大能力进行转换。
- ⑥ 理想的，在达到所有的温度、高度和湿度条件后接着放热/湿空气进入试验箱减少浸泡(4.3.4.3.1 b)。
- ⑦ 系统热稳定或 2h，以长者为准。
- ⑧ 系统热稳定或 4h，以长者为准。
- ⑨ 仔细剪裁高空工作温度。
- ⑩ 振动可以单独与温度一起施加。

图 3 鉴定试验循环

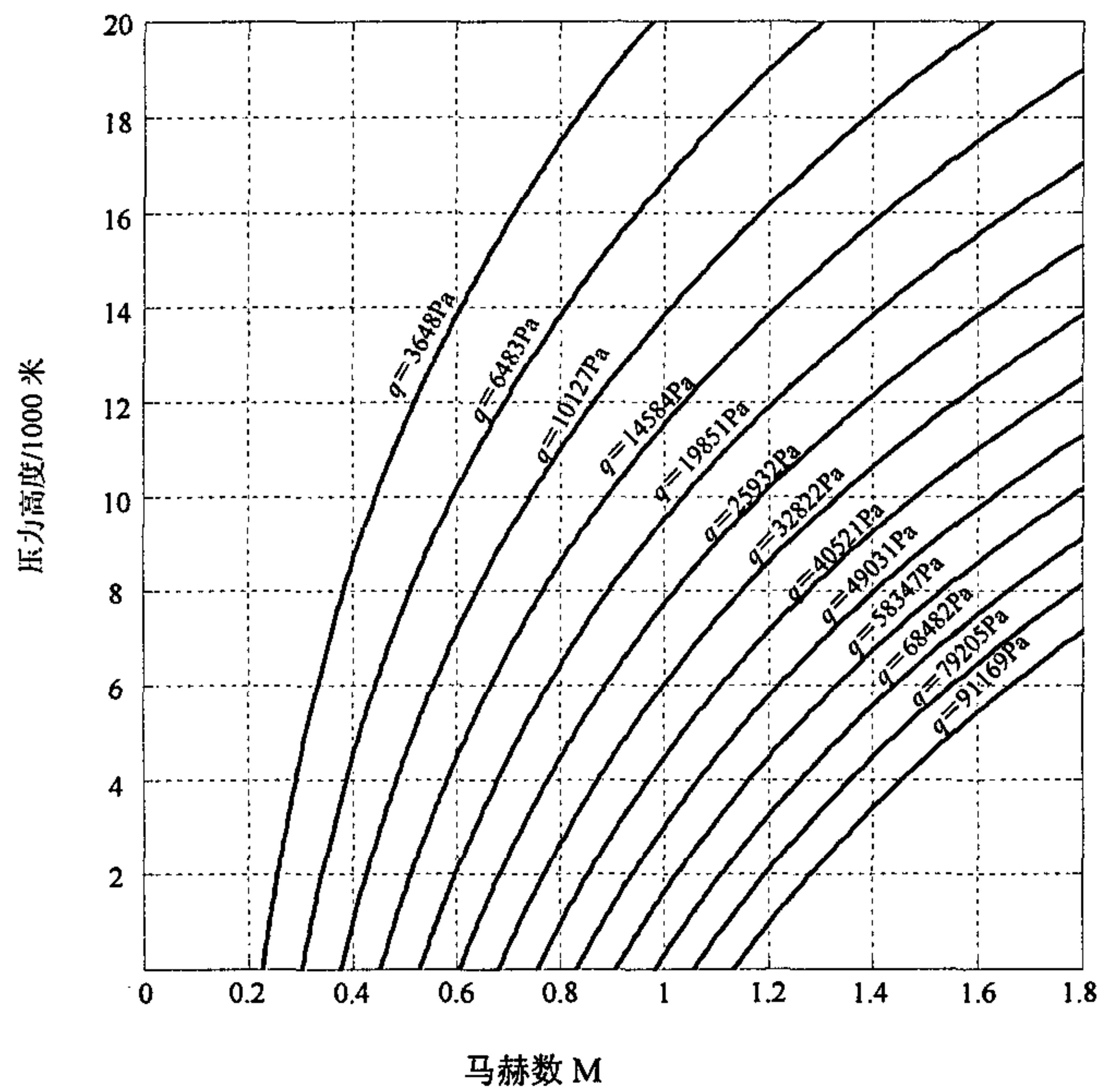


图 4 动压 ( $q$ ) 是马赫数和高度的函数