

RTCA Incorporated
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036 USA

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

RTCA/DO-160G
代替RTCA/DO-160F
2010年12月8日

起草: SC-135
© 2010 RTCA Inc.

前 言

本文件由美国航空无线电技术委员会 (RTCA) 135 特别委员会 (SC-135) 制定, RTCA 项目管理委员会 (PMC) 于 2010 年 12 月 8 日批准。代替 2007 年 12 月 6 日颁布的 RTCA DO-160F。

RTCA 是一个致力于促进航空技术和航空电子系统更好地为公众服务的非赢利性协会。该组织的职能是作为联邦顾问委员会, 就当前航空领域中的问题提出建议。RTCA 的目标包括但不限于:

- 以协助政府及工业部门实现共同目标和责任的方式, 融合航空系统用户和供应商的技术要求;
- 分析航空领域在不断追求提高安全性、系统能力和效率过程中所遇到的技术问题, 并推荐解决方案;
- 促进那些满足用户和供应商要求的相关技术应用的一致性, 包括制定航空设备和航空电子系统的最低工作性能标准;
- 协助国际民航组织和国际电信联盟以及其他相应的国际组织在制定相应的技术文件方面提供依据。

本组织所提出的建议经常被用作政府和民营部门决策的依据, 也是联邦航空局 (FAA) 许多技术标准指令的基础。

RTCA 不是美国政府的官方机构, 除非美国政府强制执行, RTCA 的建议不应作为正式政府官方文件。政府机关或部门对是否采用 RTCA 所提出建议有最终的决定权。

这些标准已由 RTCA SC-135 特别委员会与欧洲民用航空设备组织 (EUROCAE) 进行了协商。EUROCAE 与 RTCA 就本文以下制定的环境条件和试验程序取得了一致意见。经 EUROCAE 批准, 本文件被联合命名为 RTCA DO-160G/EUROCAE ED-14G。

目 录

- 第 1 章 目的和适用范围
- 第 2 章 通用术语定义
- 第 3 章 试验条件
- 第 4 章 温度—高度
- 第 5 章 温度变化
- 第 6 章 湿热
- 第 7 章 工作冲击和坠撞安全
- 第 8 章 振动
- 第 9 章 爆炸大气
- 第 10 章 防水性
- 第 11 章 流体敏感性
- 第 12 章 砂尘
- 第 13 章 霉菌
- 第 14 章 盐雾
- 第 15 章 磁影响
- 第 16 章 电源输入
- 第 17 章 电压尖峰
- 第 18 章 音频传导敏感度—电源输入
- 第 19 章 感应信号敏感度
- 第 20 章 射频敏感度(辐射和传导)
- 第 21 章 射频能量发射
- 第 22 章 雷电感应瞬态敏感度
- 第 23 章 雷电直接效应
- 第 24 章 结冰
- 第 25 章 静电放电(ESD)
- 第 26 章 防火, 可燃性
- 附录 A 环境试验标识
- 附录 B 成员
- 附录 C 变更协调人员

注: 详细的目录在相应各章中。

RTCA Inc.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 1 章 目的和适用范围

第 2 章 通用术语定义

第 3 章 试验条件

重要提示

这三章中所包含的信息适用于本文件其它各章中阐述的所有试验程序。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

目 录

1.0	目的和适用范围	1-1
1.1	历史记录和用户通用指南	1-1
1.2	DO-160 用户手册	1-2
2.0	通用术语定义	2-1
2.1	设备温度稳定	2-1
2.2	最大负荷周期	2-1
2.3	不工作	2-1
2.4	温度控制或温度部分控制部位	2-1
2.5	总偏差	2-1
2.6	设备	2-1
2.7	高度	2-1
2.8	试验分类和说明	2-1
2.9	试验结果适用性	2-1
3.0	试验条件	3-1
3.1	设备的连接和定向	3-1
3.2	多件试验产品的试验顺序	3-1
3.3	组合试验	3-1
3.4	试验箱内空气温度测量	3-1
3.5	实验室环境条件	3-1
3.6	环境试验条件容差	3-1
3.7	试验设备	3-2
3.8	多单元设备	3-2
3.9	敏感性试验的 EUT 配置	3-2

1.0 目的和适用范围

本文件规定了机载设备一系列最低标准环境试验条件(类别)和相应的试验程序。这些试验的目的是用实验室试验的方法确定机载设备在其机载使用过程中遇到的典型环境条件下的性能特性。

本文件中的标准环境试验条件和试验程序,可结合有关设备性能标准一起使用,作为在这些环境条件下的最低规范,这样能够保证设备工作期间性能方面有足够的可信度。

注: 本文件包含的每个试验方法中,下列说法会经常出现:

确定是否符合有关设备性能标准。

“有关设备性能标准”可以查阅下列任意文献:

- a. 欧洲民用航空设备组织 (EUROCAE) 最低工作性能规范 (以前的最低工作性能要求) (MOPS/MOPR)
- b. RTCA 最低性能标准 (MPS) 和/或 RTCA 最低工作性能标准 (MOPS)。
- c. 相应的制造商设备规范。

本文件中有些环境条件和试验程序并不一定适用于所有的机载设备,由具体机载设备性能标准的编写者负责选择适当的和/或附加的环境条件和试验程序。

注:

1. 本文件没有列入特殊机载设备会遇到的一些其它环境条件(类别),它们包括但不限于:冰雹,加速度和声振;
2. 对那些通常仅与特殊种类机载设备有关的,在特定环境条件下对机载设备试验的程序,一般由该特定设备性能标准的编写者负责制定;
3. 本文中的初始数据值全部采用国际单位制 (SI)。某些情况下,若初始数据是由英制单位导出的,则这些初始数据值采用这些英制单位;
4. 按照 3.2 条内容的规定,允许使用多个试验样品。

本文中使用的“机载设备”一词,适用于绝大部分机载设备。凡要采用本文件的试验条件和试验程序者,负责确定这些试验条件和试验程序是否适用于预定安装在特殊的或一般种类的各类飞机上或飞机内的某一具体设备。

RTCA 为机载设备所制定的最低工作性能标准 (MOPS),有以下要求:必须确保该机载设备在航空器上安装后能够可靠工作。对机载设备的这些要求必须在周围环境条件和施加应力的环境条件下得到验证。最低工作性能标准 (MOPS) 一般包括推荐的周围环境条件下的台架试验方法,而施加应力的环境试验引用了 RTCA DO-160(《机载设备的环境条件和试验程序》)。DO-160 中规定的试验类别涉及到机载设备可能遇到的所有环境条件范围,从一般情况到极端恶劣环境。

这里规定的环境条件和试验程序,仅用来确定机载设备在这些环境条件下的性能,不打算用作确定承受这些试验的机载设备的使用寿命的手段。

对本文件的强制使用仅是有关政府(管理)部门的职责。

1.1 历史记录和用户通用指南

DO-160 及其前身 DO-138 从 1958 年开始就用作环境鉴定试验的标准。在具体设备设计的最低工作性能规范 (MOPS) 中一直引用本文件,联邦航空局咨询公告中也引用本文件作为技术标准指令 (TSO) 审定的环境鉴定方法。随着航空界不断提出更新的要求,以及试验技术的快速发展和对机载设备在实际环境条件下工作情况的深入了解,DO-160 一直在不断地更新和修订。

环境应力来源于自然应力或人为影响,利用设备安装的细节可降低这些影响。过去制定的那些试验

种类，反映了人们对环境应力的严酷程度以及安装设计在降低环境应力影响方面的效果了解的越来越多，人们认识到机载设备设计时必须考虑使设备足够健壮，以保证其在各种综合环境应力作用下能够正常工作。本文件较为成熟，为了充分利用本文件，安装的设备的设计师和主安装设计师，有必要在他们项目中尽可能早的考虑本文规定的试验类别。每一环境试验方法中规定的类别已被证明代表了实际安装要求和安装设备性能之间一组适用的边界条件。飞机总体设计师和机载设备设计师必须进行有效的沟通，以保证选用合适的环境试验。

1.2 DO-160 用户指南

本文件不同章节其实均包含用户指南材料，这些材料均出现在各自章节的后面。用户指南给出了 DO-160 主要正文部分中相关试验程序和要求背景信息。这些信息包含各要求的合理性、使用这些要求的指导、评注、可能的技术问题的解答以及来此于以前实验室的经验。这些信息打算用于帮助使用者理解这些要求，并让使用者在本文件规定的通用试验程序的基础上理解各分试验程序。为指导使用给出这些指南，但这些指南不包括要求。应用于 EUT 的仅为每部分正文中的试验程序。

在每部分主要正文中，用户指南均具有相同的通用格式，用户指南中重复的为主要正文章节号。

2.0 通用术语定义

本章列出了本文件使用的所有通用术语的定义。针对特殊章节的专用术语定义见相关章节。

2.1 设备温度稳定

a. 不工作

当受试产品具有最大热惯性的功能部件的温度与达到规定试验温度相差在 3℃ 以内时，则认为设备达到温度稳定。当无法测量内部最大质量处的温度时，最低可接受的温度稳定时间宜为 3h。

b. 工作

当受试产品具有最大热惯性的功能部件的温度变化 $\leq 2^\circ\text{C/h}$ 时，则认为设备达到了温度稳定。当无法测量内部最大质量处的温度时，最低可接受温度稳定时间宜为 2h。

2.2 最大负荷周期

周期性工作的机载设备，其最大负荷周期是设备进行设计最大额定容量下工作的最长时间和设备不工作(或处于最低工作容量)时间之间的关系。最大负荷周期应在设备规范中规定。

2.3 不工作

除非设备专用规范另有规定，否则不工作是指不给设备提供动力源。

2.4 温度控制或部分温度控制部位

温度控制或温度部分控制部位是指其空气温度依靠环境控制系统保持的飞机内部空间(见表 4-1 相关类别)。

2.5 总偏差

总偏差是指从正的最大值到负的最大值的总偏移量。

2.6 设备

术语“设备”包括使设备正确执行预定功能所必需的试验件和所有的零部件或单元件，具体由制造方确定。该设备应能代表使用中所用产品的水平。

2.7 高度

高度指设备在试验期间暴露于其中的相对于海平面的环境压力。

2.8 试验类别和说明

对于本文件中所叙述的每一项环境条件，设备供应商应从具体章节规定的类别中选择最能够代表设备使用寿命期间预期将经常遇到的最严酷环境。除试验类别 X 的使用在下面作了解释外，所选定的类别，应按照附录 A 中的指南，以环境合格鉴定表的形式表示出来。

环境合格鉴定表中所列的每种类别，可用于推断当设备暴露于被评估为不是足够严酷类别中设备也将能执行其预定的功能。

环境合格鉴定表中试验类别 X，与本文件中的任一环境试验程序一起使用，表示了一种保留备用情况，即，设备供应商希望表明在该具体程序所表述的试验条件下是否符合设备性能标准没有进行验证。

对某一特定的飞机的认证，如果环境合格鉴定表中所列的类别不能完全覆盖，可以要求增加其它试验。

在试验程序结束时或试验程序期间，凡是有“确定是否符合有关设备性能标准”这句话时，应理解为要将性能符合性和验证作为一项要求，用以证明设备能够在某一具体试验类别期间和/或之后执行其预定的功能。

2.9 试验结果的适用性

使用这些程序的试验结果仅对合格鉴定试验期间的试验配置(试验安装, 外部配置和内部配置)有效。相对于这一配置的任何变更, 无论是外部还是内部的(例如: PCB 的布局, 单元件内部部件变更, 安装布线, 等等)必须进行评估, 以确保试验结果仍然适用。如果评估没有表明结果仍然适用, 则要求重新进行试验。

3.0 试验条件

3.1 设备的连接和定向

除非另有说明，否则应按设备制造方推荐的正常使用安装方式对设备进行连接和定向(例如机械的和电气的)，包括任何冷却措施(完成试验需要时)，它与试验实施和确定是否符合有关设备性能标准一样重要。若未规定，连接电缆长度至少应为 1.5m，若捆扎成束后至少也应有 1.2m。受试设备与其它相关设备的任何输入和输出应予以连接，或用适当方法进行模拟。

注：若适用，19.3 和 20.3 中要求的连接电缆长度要大于以上规定的最小值。

3.2 多件试验产品的试验顺序

设备制造方负责在设备规范和试验计划中确定进行累积和组合试验的任何要求。在任何这类要求不能实现的情况下，可以使用多件试验产品，可以按任意顺序进行试验，可以用不同的试验件验证不同试验的符合性。

注：若要求累积试验，或将对单个试验件进行多项试验时，应按如下原则进行：

- a. 盐雾试验不应在霉菌试验之前进行；
- b. 沙尘试验不应在霉菌、盐雾或湿热试验前进行；
- c. 爆炸大气试验不应在 DO-160 的任何其他试验之前进行；
- d. 可燃性试验不应在 DO-160 的任何其他试验之前进行。

3.3 组合试验

允许采用将本文件描述的方法组合在一起而形成的替代试验方法，但要能够证明组合试验方法复现或超过了原来那些试验方法中规定的所有有关环境条件。若使用了替代试验方法，则有关的信息应随环境合格鉴定表一起提供(参见附录 A)。

3.4 试验箱内空气温度的测量

应在能直接代表设备周围空气状态的测量点测量试验箱的空气温度。由于温度滞后和试验箱壁的热传导，测量试验箱壁的温度是不合适的。

可以采用空气循环的方式来确保试验箱内空气温度分布均匀。若采用这一方式，应注意气流不能直接吹向受试设备，试验时，应保持气流流速最小且使箱内温度分布均匀。对不要求有辅助冷却的设备，其周围的空气流速应保持与自然通风中的空气流速一致。

对于那些设备安装说明书中规定需辅助冷却保证正常工作的设备，遵循以下原则：

- a. 若冷却介质是空气，除非设备制造商另有规定，所提供的冷却空气特性应与规定的试验箱空气特性相同；
- b. 若冷却介质不是空气，则设备制造方应规定介质及其温度。

注：对于安装位置已知，且与其他设备相对位置确定的设备，在试验中应该模拟热辐射源和/或正常对流阻碍状态。

3.5 实验室环境条件

除非另有规定，所有试验应在下列环境条件下进行：

- a. 温度：+15℃到+35℃；
- b. 相对湿度：不大于 85%；
- c. 大气压力：84kPa~107kPa(相当于+5000 英尺~-1500 英尺)(+1525m~-460m)。

当在不同于上述环境条件下进行试验时，应记录实际条件。

3.6 环境试验条件容差

除非另有规定，在除上述规定环境条件外的其它环境条件下进行试验时，试验条件容差规定如下：

- a. 温度：±3℃；
- b. 高度：规定压力的±5%。

3.7 试验设备

试验时用的所有激励和测量设备都应标有牌号、型号、编号和最新检定日期和/或相应的检定有效期。凡适用时，所有试验设备的检定标准应能追溯到国家和/或国际标准。

3.8 多单元件设备

如果受试设备由几个独立的单元件组成，这些单元件可以分别进行试验，但要保证按照相关设备规范中的规定保持其功能状况。

3.9 敏感性试验的 EUT 配置

按本文件，在电气和电子设备进行任何环境试验（如敏感性试验）期间，受试设备(EUT)应按在外场正常工作期间可能会遇到的最敏感功能模式进行配置。当设备嵌入了基本和/或应用软件时，必须对软件的功能运行(或激励)进行测试，以便显示出设备对测试环境的最大敏感度。对功能配置的描述和理由，包括软件，应在试验报告中提及或报告。

除非在相应的最低性能标准中另有规定。如果硬件和界面非常复杂，并且在已确认的要求基础上能很好地覆盖试验范围并且配置可控，特定目的的硬件/软件试验是可接受的。若使用，特定目的的硬件/软件试验将能完整地验证硬件功能。

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 4 章

温度—高度

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期: 2010 年 12 月 8 日

代 替: RTCA/DO-160F
起 草: RTCA SC-135

目 录

4.0 温度—高度	4—1
4.1 试验目的	4—1
4.2 概述	4—1
4.3 设备分类	4—1
4.4 术语定义	4—2
4.5 温度试验	4—3
4.5.1 地面低温耐受试验和低温短时工作试验	4—3
4.5.2 低温工作试验	4—3
4.5.3 地面高温耐受试验和高温短时工作试验	4—3
4.5.4 高温工作试验	4—3
4.5.5 飞行中冷却能力损失试验	4—3
4.6 高度、减压和过压试验	4—4
4.6.1 高度试验	4—4
4.6.2 减压试验	4—4
4.6.3 过压试验	4—4
表 4—1 温度和高度标准	4—5
表 4—2 不同压力高度等效的压力值	4—6
图 4—1 地面低温耐受试验和低温短时工作试验	4—6
图 4—2 低温工作试验	4—7
图 4—3 地面高温耐受试验和高温短时工作试验	4—7
图 4—4 高温工作试验	4—8
图 4—5 飞行中冷却能力损失试验	4—8
图 4—6 高度试验	4—9
图 4—7 减压试验	4—9
图 4—8 过压试验	4—10

4.0 温度—高度

4.1 试验目的

这些试验用于确定设备在表 4—1 中规定的温度和高度的相应类别和表 4—2 规定的压力下的性能特性。

4.2 概述

本章规定了几种温度和高度试验程序,每个程序均按照设备设计安装在飞机上使用时的类别(见 4.3 和表 4—1)进行选择。

注: 温度/高度类别的选择取决于设备在飞机内或飞机上的位置、飞机最高飞行高度和设备是否安装在温度和/或压力控制区内。设备设计人员在评估设备最终应用和使用所确定的这些要求时,必须考虑上述条件。

4.3 设备分类

以下类别包括了大多数种类飞机和安装部位上出现的多种环境。应该承认,这些设备类别并不能包括所有可能的温度和高度组合。4.5.5 规定了飞行中冷却能力失效的类别。

A1 类

预期安装在飞机上控温且增压区域内、而飞机的增压压力通常不低于海拔 15000 英尺(4600m)等效高度压力的设备定义为 A1 类。这一类别也适用于安装在飞行高度不高于海拔 15000 英尺(4600m)飞机上控温但非增压区内的设备。

A2 类

预期安装在飞机上部分控温且增压区域内、而飞机的增压压力通常不低于海拔 15000 英尺(4600m)等效高度压力的设备定义为 A2 类。这一类别也适用于安装在飞行高度不高于海拔 15000 英尺(4600m)飞机上部分控温但非增压区内的设备。

A3 类

预期安装在飞机上控温或部分控温且增压区域内、而飞机的增压压力通常不低于海拔 15000 英尺(4600m)高度等效压力,但该区域内温度比 A1 和 A2 类更严酷的设备定义为 A3 类。

A4 类

预期安装在飞机上控温且增压区域内、而飞机的增压的压力通常不低于海拔 15000 英尺(4600m)高度等效压力,但设备制造商规定的温度要求又不同于 A1 类的设备定义为 A4 类。这一类别也适用于安装在飞行高度不超过海拔 15000 英尺(4600m)飞机上控温但非增压区域内、而设备制造商规定的温度要求不同于 A1 类的设备。

B1 类

预期安装在飞行高度达海拔 25000 英尺(7620m)飞机上非增压、控温区内的设备定义为 B1 类。

B2 类

预期安装在飞行高度达海拔 25000 英尺(7620m)飞机上非增压、不控温区内的设备定义为 B2 类。

B3 类

预期安装在飞行高度达海拔 25000 英尺(7620m)飞机动力舱内的设备定义为 B3 类。

B4 类

预期安装在飞行高度达海拔 25000 英尺(7620m)飞机上非增压舱内,其温度要求不同于 B1 和 B2 类的设备定义为 B4 类。

C1 类

预期安装在飞行高度达海拔 35000 英尺(10700m)飞机上非增压、控温区内的设备定义为 C1 类。

C2 类

预期安装在飞行高度达海拔 35000 英尺 (10700m) 飞机上非增压、不控温区内的设备定义为 C2 类。

C3 类

预期安装在飞行高度达海拔 35000 英尺 (10700m) 飞机上动力舱内的设备定义为 C3 类。

C4 类

预期安装在飞行高度达海拔 35000 英尺 (10700m) 飞机上非增压舱内，其温度要求不同于 C1 和 C2 类的设备定义为 C4 类。

D1 类

预期安装在飞行高度达海拔 50000 英尺 (15200m) 飞机上非增压、控温区内的设备定义为 D1 类。

D2 类

预期安装在飞行高度达海拔 50000 英尺 (15200m) 飞机上非增压、不控温区内的设备定义为 D2 类。

D3 类

预期安装在飞行高度达海拔 50000 英尺 (15200m) 飞机上动力舱内的设备定义为 D3 类。

E1 类

预期安装在飞行高度达海拔 70000 英尺 (21300m) 飞机上非增压、不控温区内的设备定义为 E1 类。

E2 类

预期安装在飞行高度达海拔 70000 英尺 (21300m) 飞机上动力舱内的设备定义为 E2 类。

F1 类

预期安装在飞行高度达海拔 55000 英尺 (16800m) 飞机上非增压、控温区内的设备定义为 F1 类。

F2 类

预期安装在飞行高度达海拔 55000 英尺 (16800m) 飞机上非增压、不控温区内的设备定义为 F2 类。

F3 类

预期安装在飞行高度达海拔 55000 英尺 (16800m) 飞机上动力舱内的设备定义为 F3 类。

4.4 术语定义

低温工作温度

低温工作温度是设备正常暴露于其中并要求工作的最低温度。

高温工作温度

表 4-1 中给出的高温工作温度是在特殊安装区内，如仪表板后面的密闭空间、设备支架、动力舱区等的设备在正常工作条件下暴露于其中的最高温度值。

短时工作温度

这是设备在地面长时间放置后开始工作时的条件。由于在设备工作的同时会启动冷(热)空气循环或其它控温方式，可以预料，这些温度条件不常出现并且持续时间很短。

地面耐受温度

指飞机贮存或暴露于气候极值期间，设备预期通常会暴露于其中的最低和最高的地面温度。在这些规定的温度极值下，不要求设备工作，但要求设备能耐受这些温度而不被损坏。

飞行中冷却能力损失

这一条件表示通常给设备提供专用冷却的内部或外部系统失效后的情况。某些设备在没有冷却的情况下必须在某一限定的时间内不受损坏。这类设备的试验要求应在设备性能规范中规定。

4.5 温度试验

4.5.1 地面低温耐受试验和低温短时工作试验

在环境大气压力下，设备不工作，使其温度稳定在表 4-1 中规定的相应地面耐受低温，并保持这一温度至少 3h。然后在设备不工作状态下以最低为 2℃/min 的速率将温度升至表 4-1 中规定的短时工作低温温度。一旦达到此温度，保持 30⁺⁵min 或直至设备内部温度达到稳定。使设备进入工作状态，并保持试验箱内空气温度在表 4-1 中规定的相应短时工作低温，设备至少工作 30min，工作期间按注 1) 检测设备性能。试验剖面见图 4-1。

注：1) 该试验模拟飞机在地面时设备可能遇到的温度条件。为确定此试验期间的性能要求水平，必须在试验程序和报告或设备专用性能规范中说明具体设备或系统的工作要求；

2) 如果短时工作低温和工作低温相同，则不需要进行短时低温工作试验。即使短时工作低温与工作低温相同，地面低温耐受试验也不可以取消。在不通电情况下经受 4.5.1 规定的低温浸泡后，低温工作时应通电。

4.5.2 低温工作试验

在环境大气压力下，使设备处于工作状态，调节试验箱内空气温度到表 4-1 中规定的相应的工作低温。在设备达到温度稳定后，保持试验箱内空气温度在工作低温条件下使设备工作至少 2h。工作期间，确定是否符合有关设备性能标准。试验剖面见图 4-2。

4.5.3 地面高温耐受试验和高温短时工作试验

在环境大气压力下，设备不工作，使其温度稳定在表 4-1 中相应的地面耐受高温，并保持这一温度至少 3h。然后在设备不工作状态下以最低为 2℃/min 的速率将温度升至表 4-1 中规定的短时工作高温。一旦达到此温度，保持 30⁺⁵min 或直至设备内部温度达到稳定。使设备进入工作状态，并保持试验箱内空气温度在表 4-1 中规定的相应的短时工作高温，设备工作至少 30min，工作期间按注 1) 检测设备性能。试验剖面见图 4-3。

注：1) 该试验模拟飞机在地面时设备可能会遇到的温度条件。为确定此试验期间的性能要求水平，必须在试验程序和报告或设备专用性能规范中说明具体设备或系统的工作要求；

2) 如果短时工作高温温度和高温工作温度相同，则不需要进行短时高温工作试验。即使短时工作高温与高温工作温度相同，地面高温耐受试验也不可以取消。在不通电情况下经受 4.5.3 规定的高温浸泡后，高温工作时应通电。

4.5.4 高温工作试验

在环境大气压力下，使设备处于工作状态，调节试验箱内空气温度到表 4-1 中规定的相应高温工作温度。在设备达到温度稳定后，保持试验箱内空气温度在高温工作温度条件下使设备工作至少 2h。工作期间，确定是否符合有关设备性能标准。试验剖面见图 4-4。

4.5.5 飞行中冷却能力损失试验

飞行中冷却能力损失试验时间分类，由撤除冷却的时间确定：

V 类——最少 30min

W 类——最少 90min

P 类——最少 180min

Y 类——最少 300min

Z 类——按设备规范规定

使设备在试验室环境大气压力下工作，并按 3.4 规定的条件提供冷却空气，调节试验箱内空气温度到表 4-1 中冷却能力损失试验规定的值，并使设备达到温度稳定。关闭设备冷却空气源，保持试验箱内空气温度为表 4-1 中规定的值，使设备工作相应类别规定的时间。此期间，确定是否符合有关设备

性能标准。试验剖面见图 4-5。

注：此试验适用于 4.5.4 高温工作试验期间为保证正常工作需要冷却的设备，飞行冷却能力损失后造成的设备功能失效将构成或引起妨碍飞机继续安全飞行和着陆等故障状态，设备的冷却由外部提供或供电。

4.6 高度、减压和过压试验

高度见表 4-1，压力见表 4-2。

4.6.1 高度试验

在环境温度下进行这一试验，使设备以最大负荷周期工作，将试验箱内的压力降至表 4-1 规定的相应最高工作高度。使设备达到温度稳定。保持此压力至少 2h。在 2h 或最大负荷周期工作期间(以长者为准)，确定是否符合有关设备性能标准。试验剖面见图 4-6。

注：当设备制造商要求设备在高度上进行瞬间放电试验，可按 9.6a 和 9.6b 进行。如果这样的话，应在最大试验高度上进行 9.7 程序，而 3.3(组合试验)可能也适用。

4.6.2 减压试验

在环境温度下进行此试验，使设备工作，调节绝对压力至等效于海拔 8000 英尺(2400m)的高度，并使设备达到温度稳定。降低绝对压力至等效于设备将要安装飞机的最大飞行高度(见表 4-1)。减压在 15s 内完成。保持此降低了的压力至少 10min 或设备规范中规定的时间。在最大飞行高度期间，确定是否符合有关设备性能标准。试验剖面见图 4-7。

注：预期进行减压试验的设备如下：

- 1) 安装在飞机增压区内要求在压力紧急下降期间和之后工作的设备；
- 2) 安装有高压电气/电子电路的设备，如显示器等。

预期安装在部分增压区内的设备应按上述 4.6.1 进行试验。

4.6.3 过压试验

除非设备规范另有规定，在设备不工作状态下，使设备经受等效于-15000 英尺高度的绝对压力(170kPa)。保持这一条件至少 10min。使设备恢复至环境大气压力，确定是否符合有关设备性能标准。试验剖面见图 4-8。

- 注：**
- 1) 此试验适用于安装在增压区内设备，用于确定设备是否能经受住例行的飞机增压系统试验引起的舱内过压；
 - 2) 设备安装在增压区内，且其内部与外部增压区相通，过压试验期间应使其内部暴露于设备规范规定的压力下。

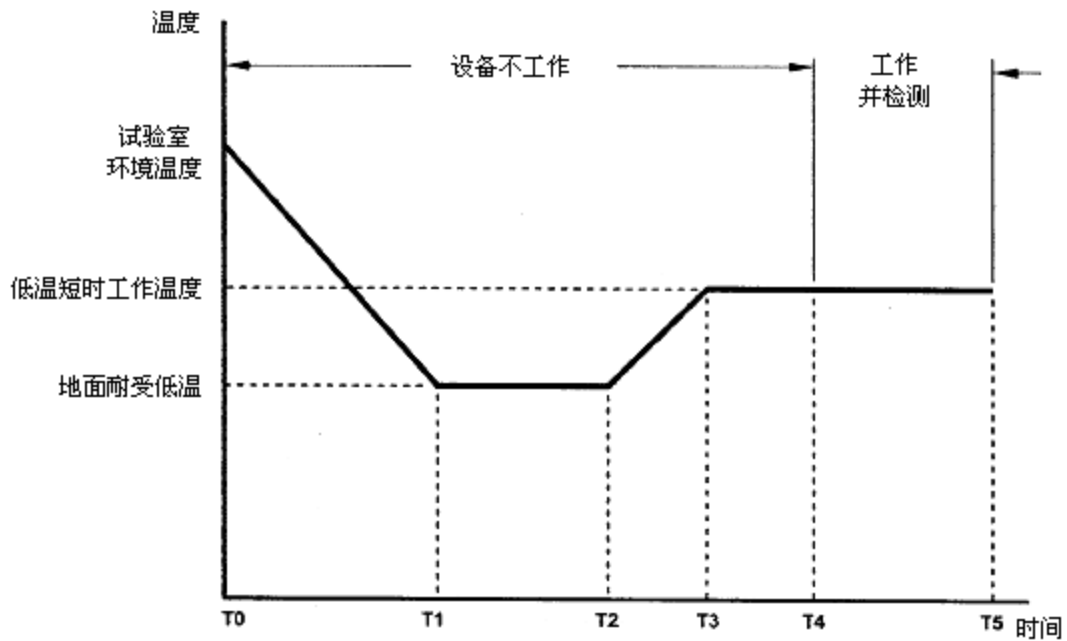
表 4-1 温度和高度标准

环境试验	设备类别(4.3)																			
	A				B				C				D			E		F		
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	1	2	1	2	3
低温工作温度(°C)	-15	-15	-15	-15	-20	-45	-45	注(4)	-20	-55	-55	注(4)	-20	-55	-55	-55	-55	-20	-55	-55
4.5.2																				
高温工作温度(°C)	+55	+70	+70	注(3)	+55	+70	注(3)	注(4)	+55	+70	注(3)	注(4)	+55	+70	注(3)	注(3)	注(3)	+55	+70	注(3)
4.5.4																				
低温短时工作温度(°C)	-40	-40	-40	注(3)	-40	-45	注(3)	注(4)	-40	-55	注(3)	注(4)	-40	-55	-55	-55	-55	-40	-55	-55
4.5.1																				
高温短时工作温度(°C)	+70	+70	+85	注(3)	+70	+70	注(3)	注(4)	+70	+70	注(3)	注(4)	+70	+70	注(3)	注(3)	注(3)	+70	+70	注(3)
4.5.3																				
冷却能力损失试验(°C)	+30	+40	+45	注(3)	+30	+40	注(3)	注(3)	+30	+40	注(3)	注(3)	+30	+40	注(3)	注(3)	注(3)	+30	+40	注(3)
4.5.5																				
地面耐受低温(°C)	-55	-55	-55	注(3)	-55	-55	注(3)	-55	-55	-55	注(3)	-55	-55	-55	-55	-55	-55	-55	-55	-55
4.5.1																				
地面耐受高温(°C)	+85	+85	+85	注(3)	+85	+85	注(3)	+85	+85	+85	注(3)	+85	+85	+85	注(3)	+85	注(3)	+85	+85	注(3)
4.5.3																				
高度																				
千英尺	15	15	15	15	25	25	25	25	35	35	35	35	50	50	50	70	70	55	55	55
千米	4.6	4.6	4.6	4.6	7.6	7.6	7.6	7.6	10.7	10.7	10.7	10.7	15.2	15.2	15.2	21.3	21.3	16.8	16.8	16.8
4.6.1																				
减压试验	注(1)	注(1)	注(1)	注(1)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.6.2	(4)	(4)	(4)	(4)																
过压试验	注(2)	注(2)	注(2)	注(2)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.6.3																				

- 注: 1) 减压试验所用的最低压力为设备将安装飞机的最大飞行高度压力;
 2) 绝对压力为 170kPa(-15000 英尺或 -4600m);
 3) 温度极值由设备制造厂说明;
 4) 由设备制造厂说明, 若有特殊的关键性准则时应在制造厂安装说明书中规定。

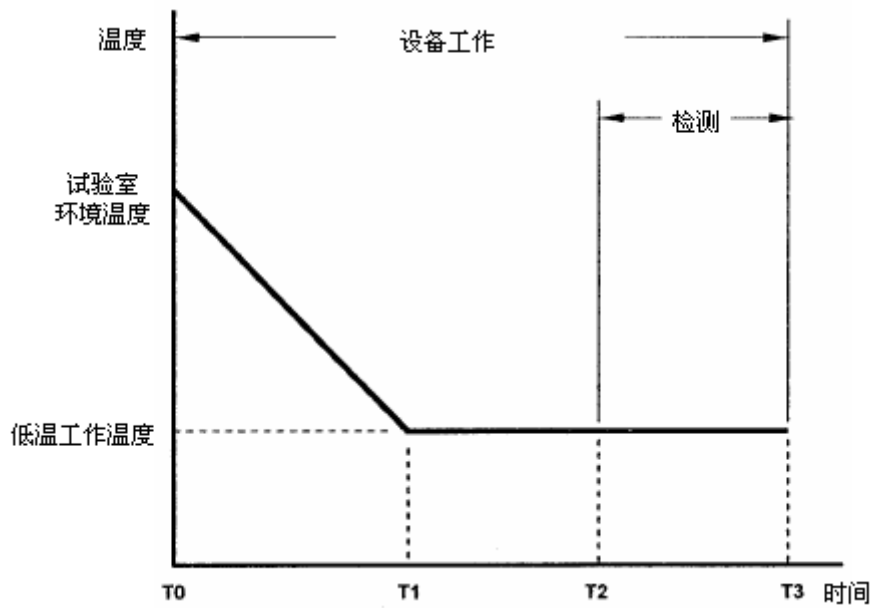
表 4-2 不同压力高度等效的压力值

压力高度	绝对压力			
	kPa	(mbars)	(in Hg)	mm Hg
-15, 000ft (-4, 572m)	169.73	1697.3	50.12	1273.0
-1, 500ft (-457m)	106.94	1069.4	31.58	802.1
0ft (0m)	101.32	1013.2	29.92	760.0
+8, 000ft (+2, 438m)	75.26	752.6	22.22	564.4
+15, 000ft (+4, 572m)	57.18	571.8	16.89	429.0
+25, 000ft (+7, 620m)	37.60	376.0	11.10	282.0
+35, 000ft (+10, 668m)	23.84	238.4	7.04	178.8
+50, 000ft (+15, 240m)	11.60	116.0	3.42	87.0
+55, 000ft (+16, 764m)	9.12	91.2	2.69	68.3
+70, 000ft (+21, 336m)	4.44	44.4	1.31	33.3



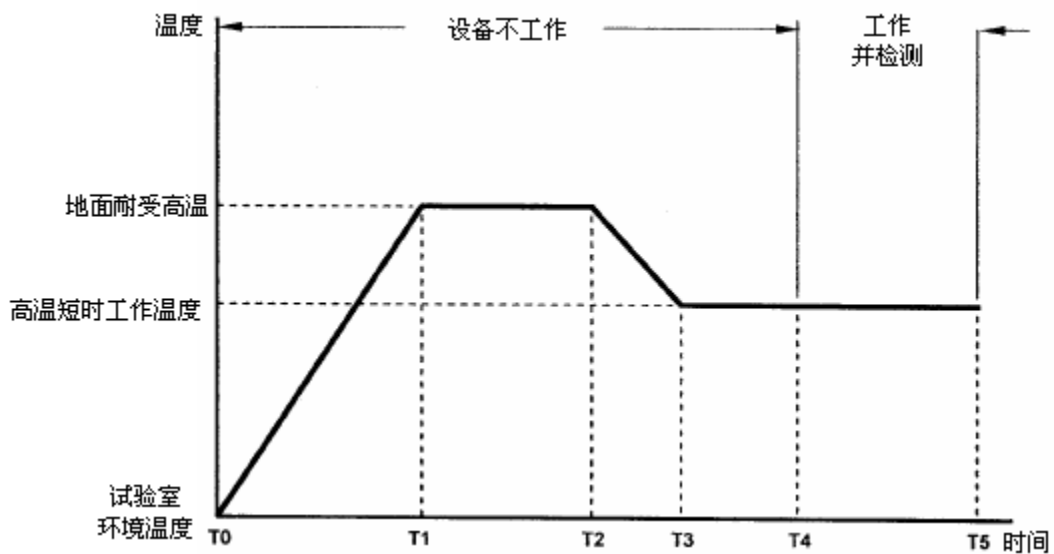
- 注：1) 从 T0 到 T1 温度变化速率不作规定；
 2) T1 到 T2 为设备达到温度稳定时间加上至少 3h；
 3) T2 到 T3 最小温度变化速率为 2°C/min；
 4) T3 到 T4 为 30₀min 或内部达到温度稳定时间；
 5) T4 到 T5 至少 0.5h；
 6) 如果地面耐受低温和短时低温相同，T2 到 T4 时间为零；
 7) 如果低温短时工作温度与低温工作温度相同，试验程序见 4.5.1 注(2)。

图 4-1 地面低温耐受试验和低温短时工作试验



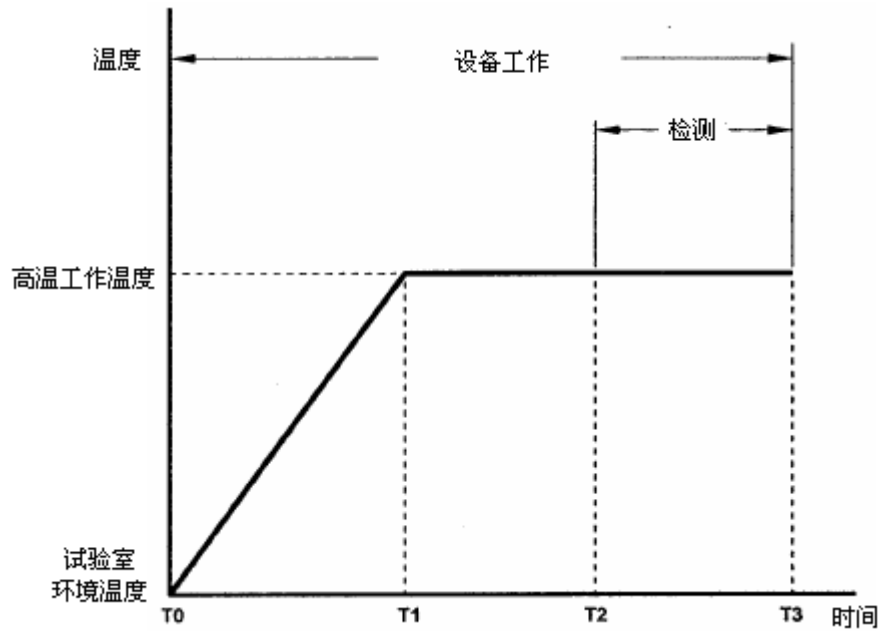
- 注：1) 从T0到T1温度变化速率不作规定；
 2) T1到T2为设备达到温度稳定时间；
 3) T2到T3至少2h。

图4-2 低温工作试验



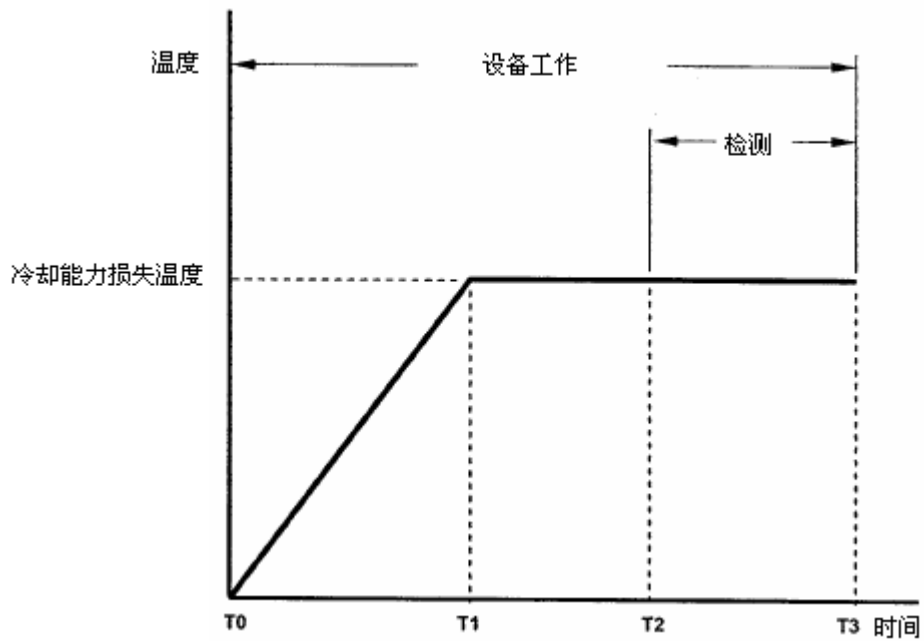
- 注：1) 从T0到T1温度变化速率不作规定；
 2) T1到T2为设备达到温度稳定时间加上至少3h；
 3) T2到T3最小温度变化速率为2°C/min；
 4) T3到T4为30₋₀⁺⁵min或内部达到温度稳定时间；
 5) T4到T5至少0.5h；
 6) 如果地面耐受高温和短时高温相同，T2到T4时间为零；
 7) 如果高温短时工作温度与高温工作温度相同，试验程序见4.5.3注(2)。

图4-3 地面高温耐受试验和高温短时工作试验



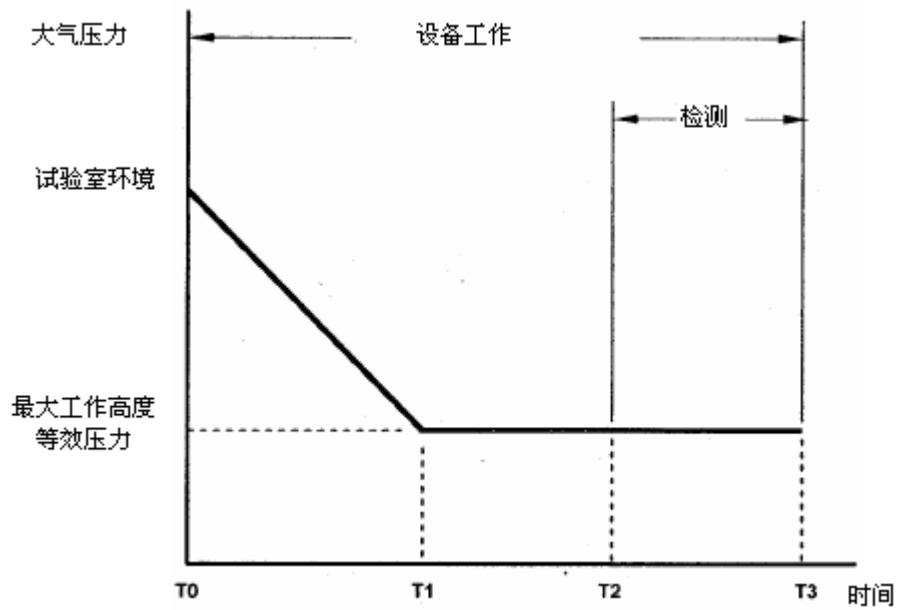
- 注：1) 从 T0 到 T1 温度变化速率不作规定；
 2) T1 到 T2 为设备达到温度稳定时间；
 3) T2 到 T3 至少 2h。

图 4-4 高温工作试验



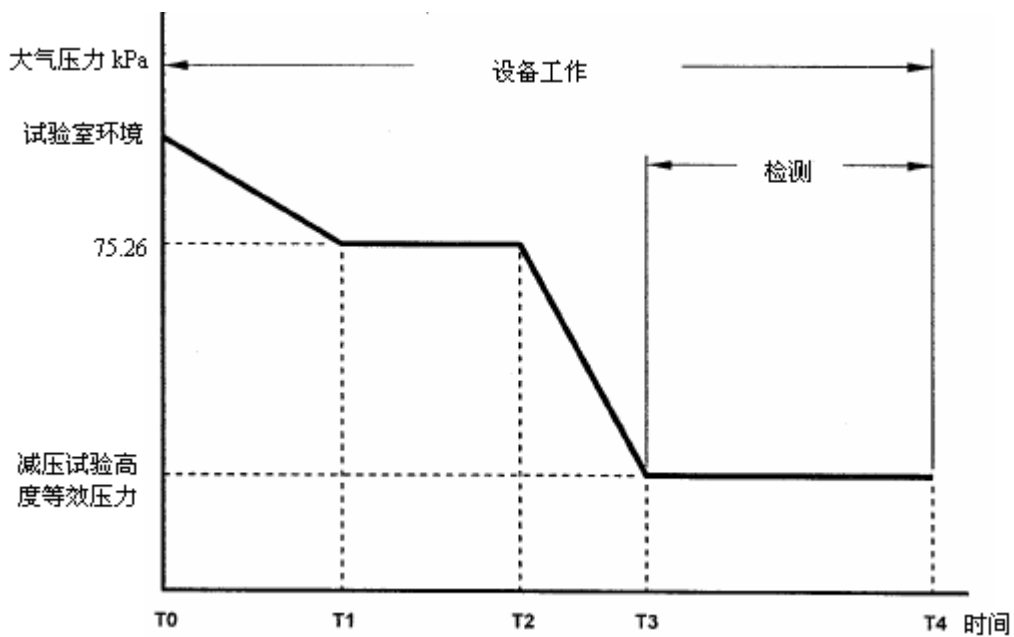
- 注：1) 从 T0 到 T1 温度变化速率不作规定；
 2) T1 到 T2 为设备达到温度稳定时间；
 3) T2 到 T3 持续时间见 4.5.4。

图 4-5 飞行中冷却能力损失试验



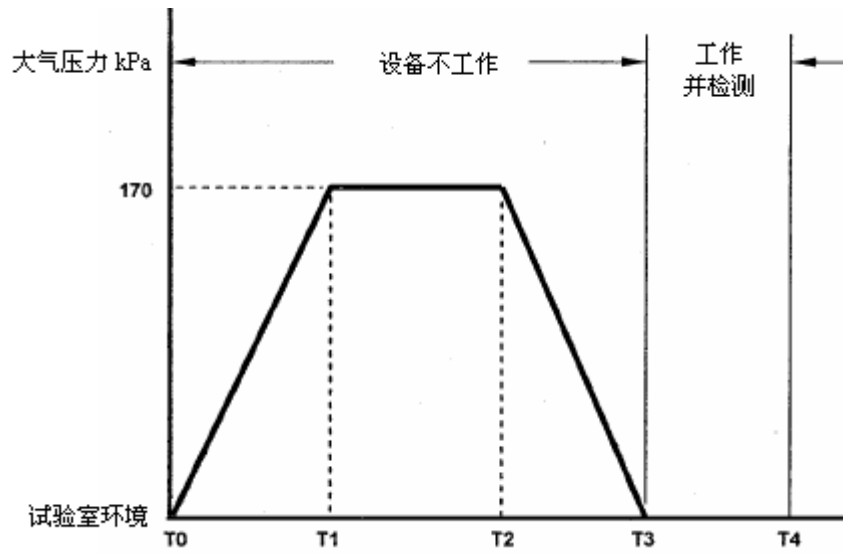
- 注：1) 从 T0 到 T1 压力变化速率不作规定；
 2) T1 到 T2 为设备达到温度稳定时间；
 3) T2 到 T3 至少 2h。

图 4—6 高度试验



- 注：1) 从 T0 到 T1 压力变化速率不作规定；
 2) T1 到 T2 为设备达到温度稳定时间；
 3) T2 到 T3 最大为 15s；
 4) T3 到 T4 至少 10min。

图 4—7 减压试验



- 注：1) T0 到 T1、T2 到 T3 压力变化速率不作规定；
 2) T1 到 T2 至少 10min；
 3) T3 到 T4 为设备工作和检测所需的最小时间。

图 4—8 过压试验

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 5 章

温度变化

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

目 录

5.0 温度变化.....	5-1
5.1 试验目的.....	5-1
5.2 温度变化速率.....	5-1
5.3 试验程序.....	5-1
5.3.1 A、B 和 C 类试验程序.....	5-1
5.3.2 S1 类试验程序.....	5-2
5.3.3 S2 类试验程序.....	5-3
图 5-1 温度变化试验.....	5-2

5.0 温度变化

5.1 试验目的

本试验用于确定设备在高、低温工作温度极值之间变化过程中的性能特性。表 4—1 给出了相应的飞行工作类别。对 A、B 和 C 类，当这些设备按 4.5.1、4.5.2、4.5.3 和 4.5.4 规定的方法进行试验时，还要进行 5.3.1 规定的温度变化试验。对 S1 和 S2 类，设备要按 5.3.2 或 5.3.3 进行温度冲击试验。

注：本试验不用于验证设备在潮湿或结冰环境中的表现。在进行本试验时，试验箱应具备将湿度控制或调节在一定范围内的能力，从而使冷凝降低到最小或不发生。

5.2 温度变化速率

5.3 中的温度变化程序相应的温度变化速率如下：

A 类：飞机外部或内部设备：最小 10°C/min。

B 类：飞机内部温度不控制或部分控制区内的设备：最小 5°C/min。

C 类：飞机内部温度控制区内设备：最小 2°C/min。

S1 类：飞机外部或内部设备：已知温度变化速率大于 10°C/min。应在合格鉴定表中注明温度变化速率具体值。

S2 类：飞机外部或内部设备：未知温度变化速率是否大于 10°C/min。

注：1) 满足 B 类的设备也可以认为满足 C 类；

2) 最小温度变化速率大于 10°C/min 被认为是温度冲击。S1 和 S2 类预定用于评估温度突变或快速变化对设备产生的影响。设备的外表面、外部区域或连接面可能是温度冲击期间主要考核对象，而内部区域要达到温度稳定需要相对长的时间。

3) 对 S1 和 S2 类温度冲击，在温度变化速率已知的情况下，使用 S1 类，否则使用 S2 类。

5.3 试验程序

5.3.1 A、B 和 C 类试验程序

温度变化试验(S1 和 S2 类除外)能与 4.5.1 地面低温耐受试验和低温短时工作试验、4.5.2 低温工作试验、4.5.3 地面高温耐受试验和高温短时工作试验、以及 4.5.4 高温工作试验等试验程序组合进行。应使用以下试验程序：

a. 如果试验是组合试验，首先进行 4.5.1“地面低温耐受试验和低温短时工作试验”，并且不需要恢复到环境温度接着进行 4.5.2“低温工作试验”。在 4.5.1 和 4.5.2 规定的试验完成后，从 c 开始进行余下的试验。如果试验不是组合试验，在环境温度下使设备工作，按 5.2 规定的相应变化速率将试验箱内温度降至低温工作温度；

b. 将处于工作状态设备的温度稳定在低温工作温度；

c. 按 5.2 规定的相应变化速率将试验箱内温度升至高温工作温度。在此温度变化期间，确定是否符合有关设备性能标准；

d. 使设备在高温工作温度下达到温度稳定。如果是组合试验，首先进行 4.5.3“地面高温耐受试验和高温短时工作试验”，并且不需要恢复到环境温度接着进行 4.5.4“高温工作试验”。而后保持设备在不工作状态下至少 2min；

e. 启动设备，按 5.2 规定的相应变化速率将试验箱内温度降至低温工作温度。在此温度变化期间，确定是否符合有关设备性能标准；

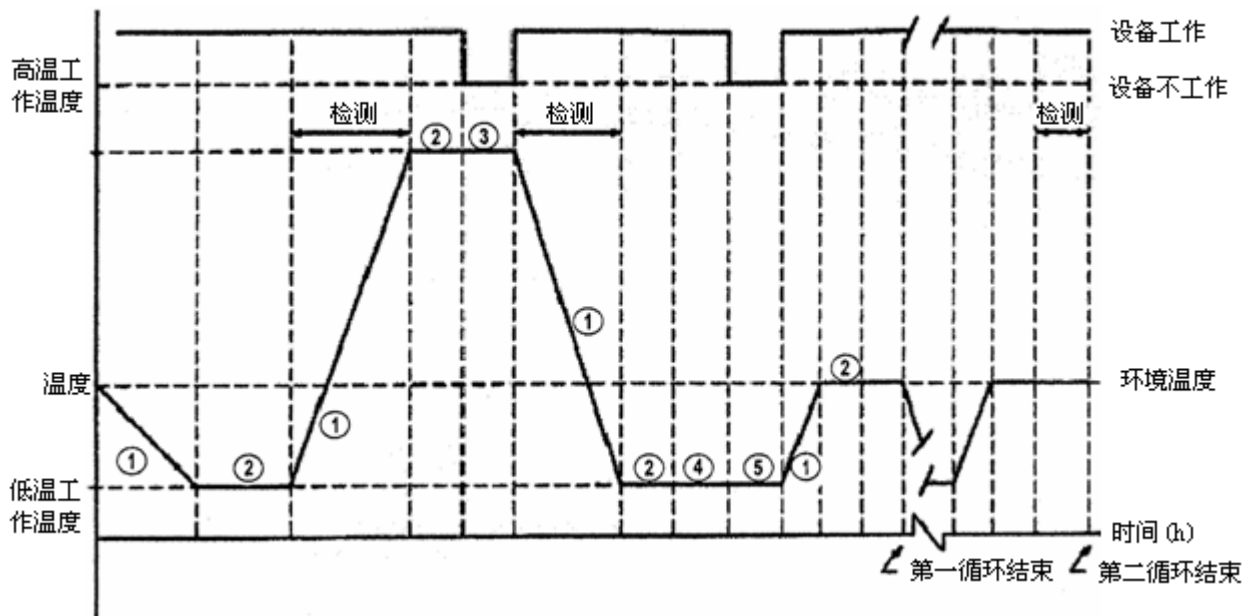
f. 使设备和试验箱温度稳定在低温工作温度，使设备至少工作 1h。而后使设备断电 30min，在试

试验箱内温度保持在低温工作温度下，重新启动设备；

g. 按 5.2 规定的相应变化速率将试验箱内温度升至试验室环境温度；

h. 使试验箱和设备在环境温度下达到温度稳定，立即、最终或在循环期间的适当时间确定是否符合有关设备性能标准。

至少应完成两个循环(上述的 a~h)。如果在一次循环的每一温度变化段期间能完成确定与相应的设备性能标准的符合性，则仅需在第二个循环期间进行测试。如果温度变化段期间的的时间不足以完成确定与相应设备性能标准的符合性，则应进行足够次数的循环，以便确定其全面符合性。试验期间当温度升高引起设备上出现凝露的潜在危险时，应控制试验箱内空气湿度以便消除这种凝露。试验剖面见图 5-1。



- 注：① 温度变化速率见 5.2；
 ② 设备温度稳定时间；
 ③ 至少 2min；
 ④ 至少 60min；
 ⑤ 至少 30min；

图 5-1 温度变化试验

为适应试验设备和人员安排，第一和第二以及后面各循环之间，在试验室环境条件下延长设备不通电时间是允许的。24h 内必须完成重新开始第二或后面的循环。循环之间不允许进行其它环境试验。

注：如果该试验是组合试验，则在第二循环期间不必重复进行上述步骤 a 和 d 中的地面耐受低温、低温短时工作、地面耐受高温、高温短时工作试验。

5.3.2 S1 类试验程序

S1 类温度变化试验不宜与其它温度试验组合进行。

应使用以下试验程序：

- a. 在环境温度下启动设备工作，按 5.2 规定的相应温度变化速率将试验箱内温度降至低温工作温度；
- b. 若可行，使设备在低温工作温度下达到温度稳定；
- c. 按 5.2 规定的相应温度变化速率将试验箱内温度升至高温工作温度。温度变化期间，确定是否符合有关设备性能标准；
- d. 若可行，使设备在高温工作温度下达到温度稳定。保持设备在非工作状态下至少 2min；
- e. 启动设备，按 5.2 规定的相应温度变化速率将试验箱内温度降至低温工作温度。温度变化期间，确定是否符合有关设备性能标准；
- f. 若可行，保持试验箱内温度在低温工作温度下使设备达到温度稳定，并让设备继续工作至少 1h。而后使设备断电 30min，在试验箱内温度保持在低温工作温度条件下，重新启动设备；
- g. 按 5.2 规定的相应变化速率将试验箱内温度升至试验室环境温度；
- h. 若可行，使试验箱和设备在环境温度下达到温度稳定。按相应的循环，再次或最终确定是否符合有关设备性能标准。

至少应完成两个循环(上述的 a~h)。如果在一次循环的每一温度变化段期间能完成确定与相应的设备性能标准的符合性，则仅需在第二个循环期间进行测试。如果温度变化段期间的的时间不足以完成确定与相应设备性能标准的符合性，则应进行足够次数的循环，以便确定其全面符合性。试验期间当温度升高引起设备上出现凝露的潜在危险时，应控制试验箱内空气湿度以便消除这种凝露。

5.3.3 S2 类试验程序

S2 类温度变化试验不应和其它温度试验组合进行。

要求试验设备应是一个双室的试验箱，或由两个独立的试验箱组成，在试验箱中能稳定并保持试验条件。试验箱 1 应设定为低温工作温度，试验箱 2 应设定为高温工作温度。在试验箱中放入设备可能会改变试验箱内环境条件，在此情况下，在试验样品转入后 5min 内温度应达到稳定。

应使用以下试验程序：

- a. 在试验箱 1 中放入设备，并使设备运行；
- b. 若可行，使其在低温工作温度下达到温度稳定；
- c. 尽可能快地将设备从试验箱 1 中转入试验箱 2 中，但最长不超过 5min。当使用两个分离的试验箱时，允许在设备转入后立即使设备运行。若转换过程要求大于 5min，则应在合格鉴定表中注明；
- d. 若可行，让设备在高温工作温度下达到温度稳定。温度稳定过程中，确定是否符合有关设备性能标准；
- e. 关闭设备，使设备在不工作状态下保持至少 2min；
- f. 启动设备，尽可能快地将设备从试验箱 2 中转入试验箱 1 中(从高温转入低温)，但最长不超过 5min。当使用两个分离的试验箱时，允许在设备转入后立即使设备运行。若转换过程要求大于 5min，则应在合格鉴定表中注明；
- g. 若可行，让设备在低温工作温度下达到温度稳定，而后使设备继续工作至少 1h。温度稳定过程中，确定是否符合有关设备性能标准；
- h. 关闭设备 30min，在试验箱 1 保持在低温工作温度下重新启动设备；
- i. 使设备恢复至环境温度，在设备达温度稳定后，按相应的循环，再次或最终确定是否符合有关设备性能标准。

至少应完成两个循环(上述的 a~h)。如果在一次循环的每一温度变化段期间能完成确定与相应的设备性能标准的符合性,则仅需在第二个循环期间进行测试。如果温度变化段期间的时间不足以完成确定与相应设备性能标准的符合性,则应进行足够次数的循环,以便确定其全面符合性。试验期间当温度升高引起设备上出现凝露的潜在危险时,应控制试验箱内空气湿度以便消除这种凝露。

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 6 章 湿热

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

目 录

6.0	湿热	6-1
6.1	试验目的	6-1
6.2	设备分类	6-1
6.3	试验程序	6-1
6.3.1	A 类—标准湿热环境	6-1
6.3.2	B 类—严酷湿热环境	6-1
6.3.3	C 类—外部湿热环境	6-2
6.3.4	抽检	6-2
6.3.5	其它规定的检查	6-2
图 6-1	A 类 标准湿热环境试验	6-3
图 6-2	B 类 严酷湿热环境试验	6-3
图 6-3	C 类 外部湿热环境试验	6-4

6.0 湿热

6.1 试验目的

本试验确定设备耐受自然的或诱发的潮湿大气的能力。预期的主要有害影响是：

- a. 腐蚀。
- b. 吸收湿气而引起设备性能的改变。例如：
 - 机械性能(金属)；
 - 电气性能(导体和绝缘体)；
 - 化学性能(吸湿的元件)；
 - 热性能(隔热体)。

6.2 设备分类

A类——标准湿热环境

标准湿热环境常作为准备安装在民用飞机、非民用运输机和其他种类飞机的环境控制舱内设备的相应试验环境。在这些飞机的环境控制舱内通常不会遇到严酷的湿热环境。

B类——严酷的湿热环境

要求安装在环境非控制区内的设备可在更为严酷的大气潮湿环境条件下工作，且工作时间超过标准湿热环境规定的时间。

C类——外部湿热环境

要求设备可在直接接触外界空气的条件下工作，其工作时间超过标准湿热环境中规定的时间。

6.3 试验程序

在下列步骤中，除非另有说明，受试设备均应置于相对湿度(RH)为 $95\pm 4\%$ 的大气中。应通过蒸汽或水的蒸发提供湿气，所用的水在 25°C 条件下测得的pH值在 $6.5\sim 7.5$ 之间或电阻率不低于 $250,000$ 欧姆·厘米。流过暴露区的空气速度应在 $0.5\sim 1.7\text{m/s}$ 之间。试验箱应设有排气孔，以防气压升高，并应采取防止水滴到设备上。

6.3.1 A类—标准湿热环境

试验剖面如图6-1所示。试验程序应按下列步骤进行：

步骤1：将受试样品按实际使用状态安装在试验箱内。

步骤2：受试样品在 $38\pm 2^{\circ}\text{C}$ 、相对湿度 $85\pm 4\%$ 条件下保持稳定。

步骤3：在 $2\text{h}\pm 10\text{min}$ 内，将试验箱温度升到 $50\pm 2^{\circ}\text{C}$ ，相对湿度升到 $95\pm 4\%$ 。

步骤4：保持试验箱温度 $50\pm 2^{\circ}\text{C}$ 和相对湿度 $95\pm 4\%$ ，时间至少为6h。

步骤5：在以后的 $16\text{h}\pm 15\text{min}$ 内，将温度逐渐降到 $38\pm 2^{\circ}\text{C}$ 或更低。在此期间，保持尽可能高的相对湿度，且不允许低于85%。

步骤6：步骤3，4和5构成一个循环，重复这些步骤直到共完成2个循环(暴露48h)。

步骤7：暴露期结束后，从试验箱中取出设备并排除冷凝水(不能擦干)。在2个循环完成后的1h内，给设备施加正常供电，并启动设备工作。设备施加主电源后预热时间最多允许15min。对于不依靠电力工作的设备，用不超过相应设备类别要求的高温短时工作试验时的热量，使设备预热最多15min。预热阶段一结束，立即进行必要的试验和测试，确定是否符合有关设备性能标准。

6.3.2 B类—严酷湿热环境

试验剖面如图6-2所示。试验程序应按下列步骤进行：

步骤 1: 将受试样品按实际使用状态安装在试验箱内。

步骤 2: 受试样品在 $38\pm 2^{\circ}\text{C}$ 和相对湿度 $85\pm 4\%$ 条件下保持稳定。

步骤 3: 在 $2\text{h}\pm 10\text{min}$ 内, 将试验箱温度升到 65°C , 相对湿度升到 $95\pm 4\%$ 。

步骤 4: 保持试验箱温度 65°C 和相对湿度 $95\pm 4\%$, 时间至少为 6h。

步骤 5: 在以后的 $16\text{h}\pm 15\text{min}$ 内, 将温度逐渐降到 $38\pm 2^{\circ}\text{C}$ 。在此期间, 保持尽可能高的相对湿度, 且不允许其低于 85%。

步骤 6: 步骤 3, 4 和 5 构成一个循环, 重复这些步骤直到共完成 10 个循环(暴露 240h)。

步骤 7: 暴露期结束时, 从试验箱中取出设备并排除冷凝水(不能擦干)。在 10 个循环完成以后的 1h 内, 施加正常供电, 并启动设备工作。设备施加主电源后预热时间最多允许 15min。对于不依靠电力工作的设备, 用不超过相应设备类别要求的高温短时工作试验时的热量, 使设备预热最多 15min。预热阶段一结束, 立即进行必要的试验和测试, 确定是否符合有关设备性能标准。

6.3.3 C 类—外部湿热环境

试验剖面如图 6-3 所示。试验程序应按下列步骤进行:

步骤 1: 将受试样品按实际使用状态安装在试验箱内。

步骤 2: 受试样品在 $38\pm 2^{\circ}\text{C}$ 和相对湿度 $85\pm 4\%$ 条件下保持稳定。

步骤 3: 在 $2\text{h}\pm 10\text{min}$ 内, 将试验箱温度升到 $55\pm 2^{\circ}\text{C}$, 相对湿度升到 $95\pm 4\%$ 。

步骤 4: 保持试验箱温度 55°C 和相对湿度 $95\pm 4\%$, 时间至少为 6h。

步骤 5: 在以后的 $16\text{h}\pm 15\text{min}$ 内, 将温度逐渐降到 $38\pm 2^{\circ}\text{C}$ 。在此期间, 保持尽可能高的相对湿度, 且不允许其低于 85%。

步骤 6: 步骤 3, 4 和 5 构成一个循环, 重复这些步骤直到共完成 6 个循环(暴露 144h)。

步骤 7: 暴露期结束时, 从试验箱中取出设备并排除冷凝水(不能擦干)。在 6 个循环完成以后的 1h 内, 施加正常供电, 并启动设备工作。设备施加主电源后预热时间最多允许 15min。对于不依靠电力工作的设备, 用不超过相应设备类别要求的高温短时工作试验时的热量, 使设备预热最多 15min。预热阶段一结束, 立即进行必要的试验和测试, 确定是否符合有关设备性能标准。

6.3.4 抽检

为了抽查受试设备在试验应力下的性能, 可在外部湿热环境试验程序的第 6 循环、严酷湿热环境试验程序的第 10 循环快结束时使受试设备工作, 工作时间不能超过 15min。

6.3.5 其它规定的检查

如果有关性能标准要求进行其它的检查来确定其是否符合要求, 这些检查也应在湿热试验期间完成。

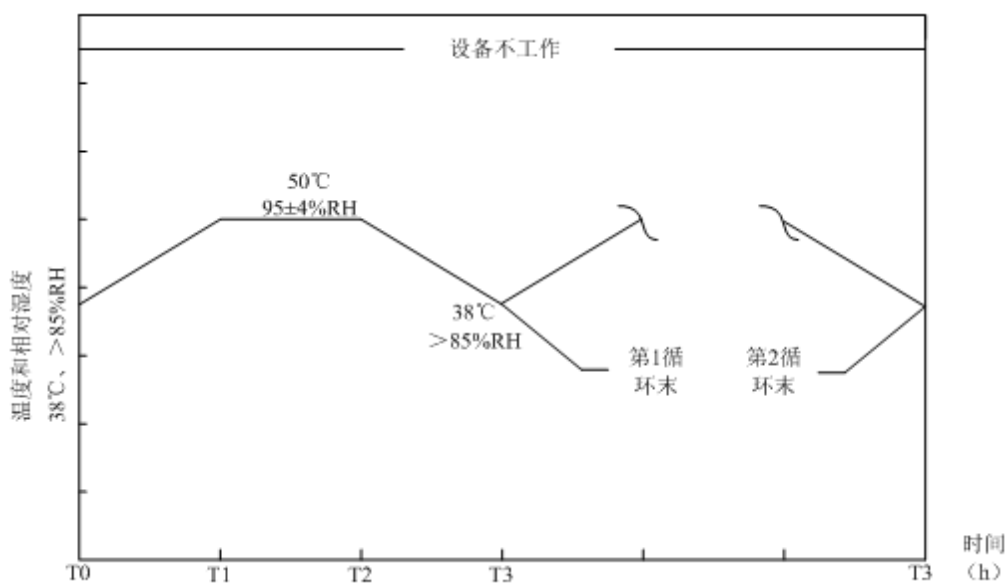


图 6-1 A 类—标准湿热环境试验试验

- 注：1) T0 ~ T1 为 $2h \pm 10min$ 。
 2) T1 ~ T2 至少为 6h。
 3) T2 ~ T3 为 $16h \pm 15min$ ，在此期间，保持相对湿度宜不低于 85%。
 4) 第 2 循环结束后继续进行的试验，见 6.3.1 步骤 7。
 5) T0 表示下一个循环的开始，而不是试验的起始点。

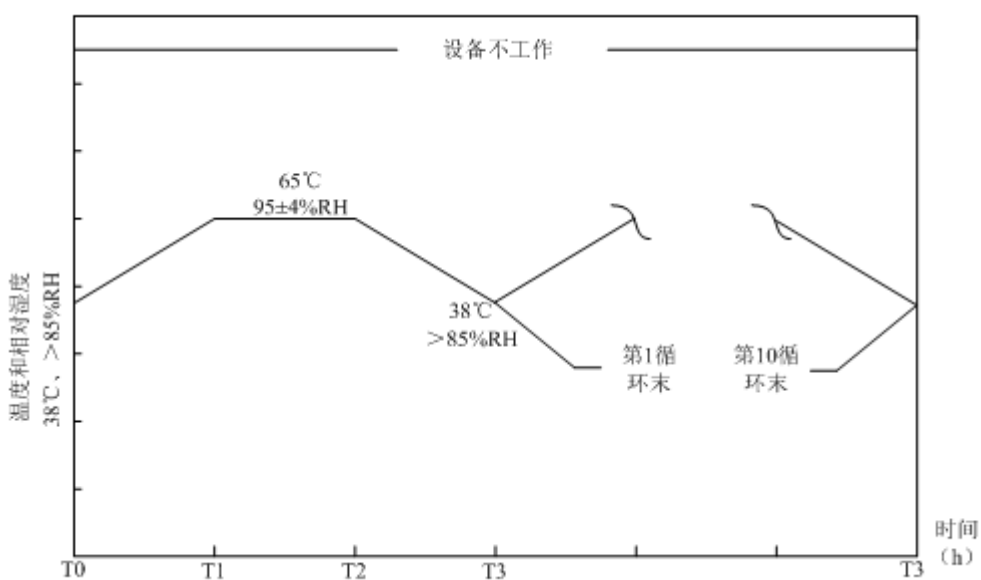


图 6-2 B 类—严酷湿热环境试验试验

- 注：1) T0 ~ T1 为 $2h \pm 10min$ 。
 2) T1 ~ T2 至少为 6h。
 3) T2 ~ T3 为 $16h \pm 15min$ ，在此期间，保持相对湿度不低于 85%。
 4) 第 10 循环结束后继续进行的试验，见 6.3.2 步骤 7。

5) T0 表示下一个循环的开始, 而不是试验的起始点。

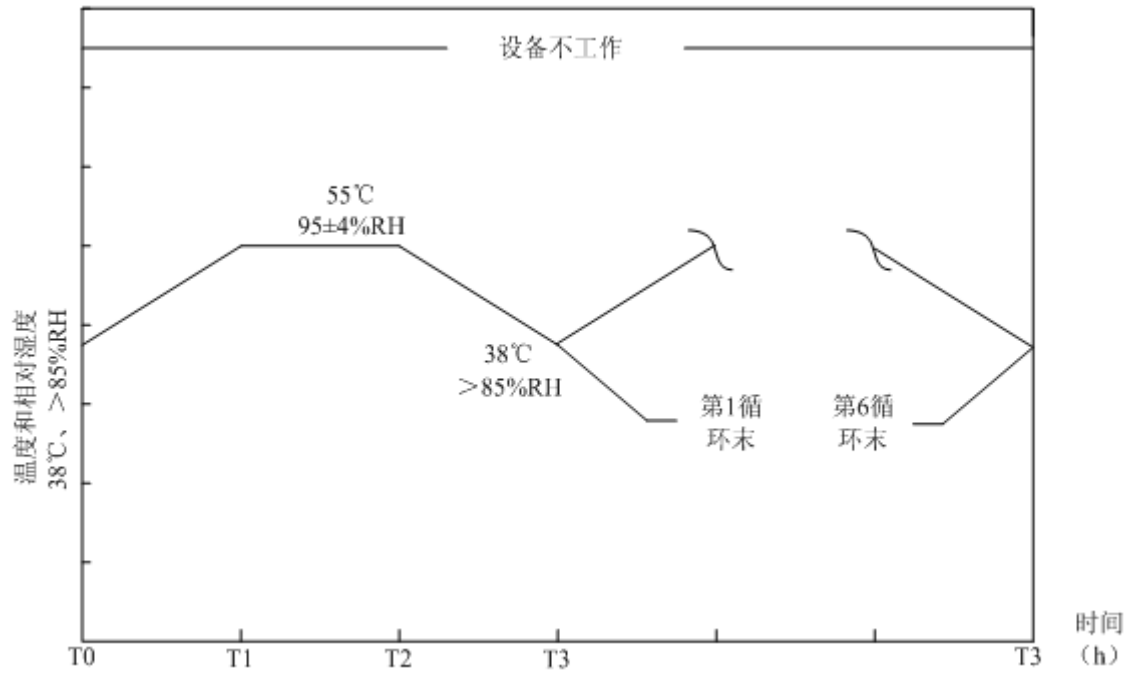


图6-3 C类—外部湿热环境试验试验

- 注:
- 1) T0 ~ T1 为 $2\text{h} \pm 0\text{min}$.
 - 2) T1 ~ T2 至少为 6h.
 - 3) T2 ~ T3 为 $16\text{h} \pm 15\text{min}$, 在此期间, 保持相对湿度不低于 85%.
 - 4) 第 6 循环结束后继续进行的试验, 见 6.3.3 步骤 7.
 - 5) T0 表示下一个循环的开始, 而不是试验的起始点.

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 7 章

工作冲击和坠撞安全

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2007 年 12 月 6 日

代 替：RTCA/DO-160E
起 草：SC-135

目 录

7.0 工作冲击和坠撞安全	7-1
7.1 试验目的	7-1
7.1.1 设备分类	7-1
7.2 工作冲击	7-1
7.2.1 试验程序	7-1
7.2.2 替代试验程序	7-2
7.3 坠撞安全	7-2
7.3.1 试验程序 1(冲击)	7-2
7.3.2 替代试验程序(冲击)	7-2
7.3.3 试验程序 2(持续载荷)	7-2
表 7-1 坠撞安全持续载荷试验量值	7-3
图 7-1 冲击测量系统的频率响应	7-3
图 7-2 后峰锯齿冲击脉冲的形状及其容差极限	7-4
图 7-3 坠撞安全持续载荷试验定义	7-5

7.0 工作冲击和坠撞安全

7.1 试验目的

工作冲击试验用于验证设备在承受飞机正常工作所遇到的冲击后是否将继续工作在其性能标准范围内。飞机在滑行、着陆期间，或者飞机在飞行中突然遇到阵风时，可能出现这样的冲击。本试验适用于所有安装在固定翼飞机和直升机上的设备。本标准将提供两种工作冲击试验曲线：一个为标准 11ms 脉冲，另一个为低频 20ms 的脉冲。对于最低共振频率(按第 8 章的规定)低于 100Hz 的设备，20ms 的脉宽可能不足以考核其对更长持续时间冲击的效应，对于这类设备，宜考虑用持续时间为 100ms 的脉宽。

坠撞安全试验用于验证特定设备在应急着陆期间不会与安装支架分离，或者不会以一种危险的方式脱离。它适用于安装在座舱和飞机其他区域内的、在紧急着陆期间发生分离时会危及到乘员、燃油系统或者紧急逃生设备安全的设备。本试验并不能满足 FAR 对所有设备提出的要求，例如座椅与座椅限制器。

注：对于固定翼飞机：可以通过使用“持续载荷”试验程序中的“未知或随机”方向规定的试验条件来完成完整的安装验证，即，包括除坠撞安全载荷外的飞机加速度载荷(如飞行机动、阵风和着陆)。

为了确保记录的冲击脉冲在图 7-2 规定的容差范围内，在冲击试验装置上使用模拟负载可能是必要的。

7.1.1 设备分类

类别 A

仅进行标准工作冲击试验的设备。

类别 B

既进行标准工作冲击又进行坠撞安全试验的设备。

类别 D

仅进行低频工作冲击试验的设备。

类别 E

既进行低频工作冲击又进行低频坠撞安全试验的设备。

7.2 工作冲击

一般情况下在进行工作冲击试验后要求满足性能要求。如果要求在施加冲击脉冲期间对设备进行监测，则必须在相关设备规范中提出监测要求。

7.2.1 试验程序

用刚性试验夹具和实际安装所使用的安装方法将设备固定在冲击台面上。设备的安装宜包括正常安装所用的非结构连接件。用于测量或控制输入冲击脉冲的加速度计，应安装在尽可能靠近设备固定点的位置。测量加速度的试验系统的精度，应在标准读数的±10%范围内。除非在 EUT 细则中另作说明，在设备处于工作状态，并且其温度达到稳定后，对试件每个方向进行 3 次冲击，冲击波形采用后峰锯齿波，冲击加速度峰值为 6g。对于标准冲击试验，其标称脉冲持续时间为 11ms，而对于低频冲击试验，其脉冲持续时间为 20ms。用于验证性能符合性的测量系统的特性见图 7-1，冲击脉冲的容差极限见图 7-2。可使用等效冲击响应谱取代后峰锯齿波形。

在冲击完成后，确定是否符合有关设备性能标准。

当使用常规的跌落冲击机时，设备应在如下方向进行冲击试验：

- a. 正常直立位置；
- b. 悬挂倒置；
- c. 在设备的第一主正交轴依次与冲击机台面构成+90 度角和-90 度角(两种取向)的位置；
- d. 在设备的第二主正交轴依次与冲击机台面构成+90 度角和-90 度角(两种取向)的位置。

7.2.2 替代试验程序

允许将设备按正常工作方向(即以其在飞机上的安装方向作为空间取向)安装, 施加 7.2.1 规定的冲击, 在三个正交轴的两个方向上都施加三次冲击。

7.3 坠撞安全

如果要进行坠撞安全试验, 那么冲击试验程序和持续载荷试验程序都应进行。

在 7.3.1、7.3.2 或 7.3.3 规定的冲击试验期间, 可以使用等效质量(模拟负载)来代替正常情况下安装在设备机箱内或者机架上的电气-机械部件。这种等效质量应接近替代部件的质量, 其放置位置应使设备的重心基本不变。等效质量与被替代部件相比, 不应显著增加设备机箱或其安装连接装置的强度。

7.3.1 试验程序 1(冲击)

用刚性试验夹具和实际安装所使用的安装方法将设备或模拟负载固定在冲击台面上。

对 7.2.1 列出的六个设备方向的每一方向, 施加 1 次 20g 冲击, 冲击波形与图 7-1 和图 7-2 规定的波形相同。在进行六次冲击后, 允许有弯曲和变形, 但安装连接件不应出现破坏, 设备或模拟负载仍应保持在原位。

7.3.2 替代试验程序(冲击)

允许将设备按正常工作方向安装, 进行 7.3.1 规定的冲击, 在三个正交轴的两个方向上施加冲击。

7.3.3 试验程序 2(持续载荷)

下面所列的持续载荷试验程序一般使用离心机或火箭撬来进行。但是, 在有些情况下, 如果能确定设备中的其他部件在脱落时仍能保持在设备机箱内部, 那么利用通过受试设备的重心施加静态力来模拟惯性效应是可以接受的。

用刚性试验夹具和实际安装所使用的安装方法将设备或模拟负载固定在试验设施上。对每个载荷方向至少施加 3s 适当的试验载荷。表 7-1 中的“载荷方向”为飞机的主正交轴向。表 7-1 还给出了试验量值要求*。凡已知设备相对于飞机轴向的方位时, 就能够确定所需的载荷量值和载荷相对于设备的方向。飞机方向和有关离心机试验的定义见图 7-3。如果受试设备的方向是未知的, 或者其相对于飞机轴向不固定, 那么需要按表 7-1 规定的设备三个正交轴向的每一方向随机选取方向。在完成六个方向载荷施加后, 应允许出现弯曲与变形, 但安装连接件不应出现破坏, 设备或模拟负载应保持在原位。

坠撞安全载荷要求代表了惯性载荷要求, 载荷方向与加速度 g 方向相同。如果使用静态力试验来证明其符合性, 载荷方向宜与 g 方向一致。如果使用离心机进行试验, 载荷方向与加速度的方向相反。为了通过离心机试验来模拟惯性载荷, 设备的朝向必须确保载荷处于正确的方向, 而不是使加速度处于规定方向。例如, 要进行 9g 的前向试验, 设备的前端应朝向背离离心机中心的方向。那样将模拟设备受到 9g 前向加速度条件下的惯性载荷。

*小心: 这些试验量值可能不满足 FAR 的安装要求。

表 7-1 坠撞安全持续载荷试验量级

飞机类型	试验类型 ⁵	持续载荷试验加速度 (g 最低要求)				
		载荷方向 (飞机方向)				
		上	下	前	后	侧向 ⁴
1. 直升机 ¹	F	4.0	20.0	16.0	NA	8.0
	R	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0
2. 固定翼运输机 ²	F	3.0	6.0	9.0	1.5	4.0
	R	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0
3. 固定翼非运输机 ³	F	3.0	NA	18.0	NA	4.5
	R	18.0	18.0	18.0	18.0	18.0
4. 所有固定翼飞机	F	3.0	6.0	18.0	1.5	4.5
	R	18.0	18.0	18.0	18.0	18.0
5. 直升机和所有固定翼飞机	F	4.0	20.0	18.0	1.5	8.0
	R	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0

注：1、参见 FAR27.561

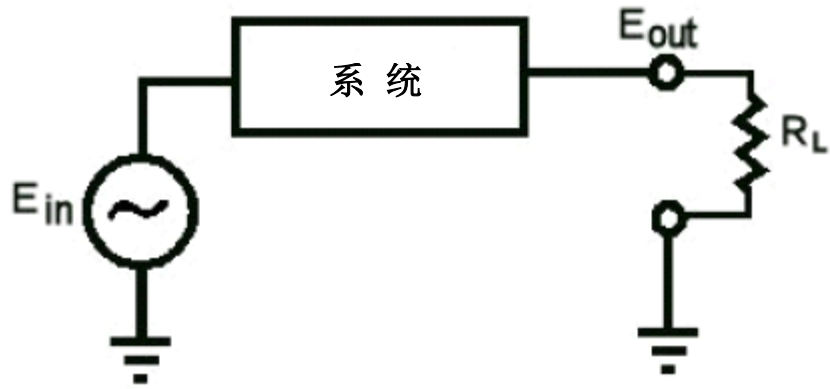
2、参见 FAR25.561

3、参见 FAR23.561

4、侧向包括左右两个方向

5、“F”为安装方向已知且固定的设备，“R”为安装方向未知或任意的设备

*小心：这些试验量级可能不满足 FAR 的安装要求。



R_L = 典型输出端
 E_{in} = 输入电压
 E_{out} = 输出电压

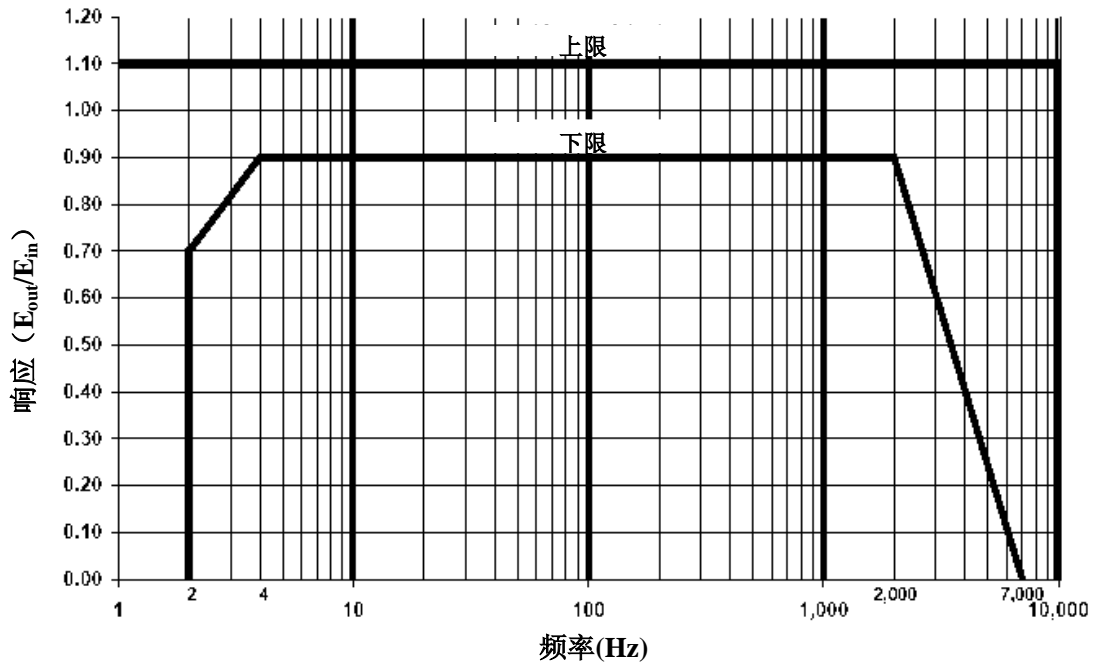
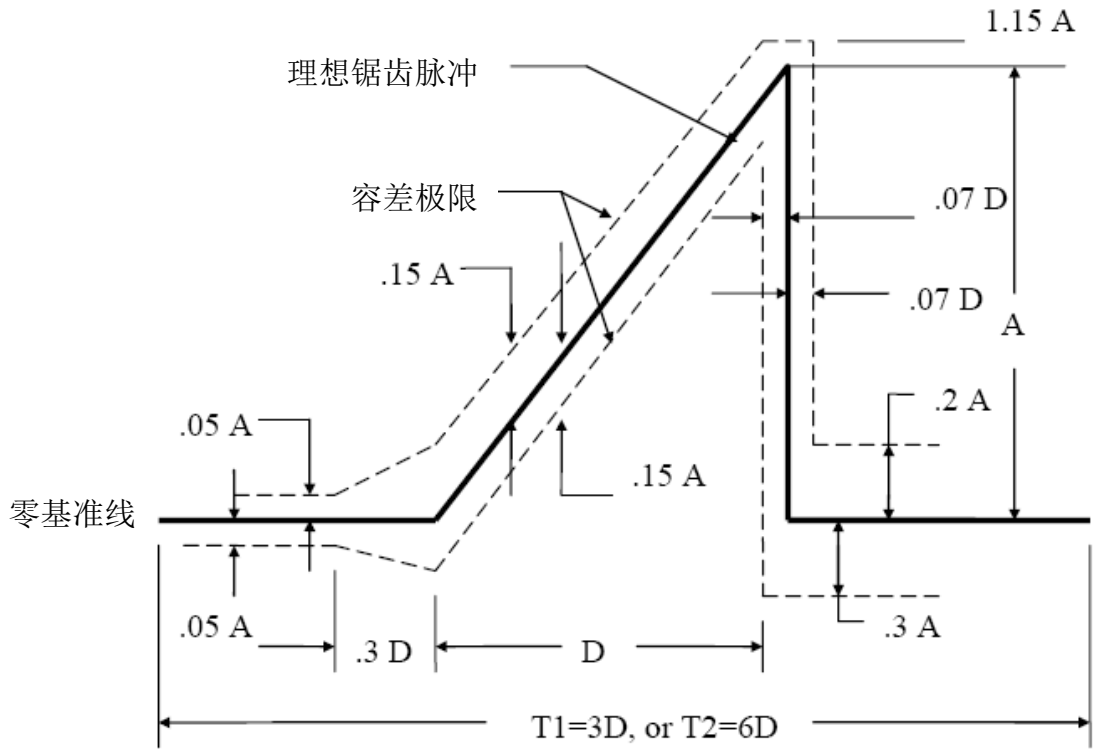


图 7-1 冲击测量系统的频率响应

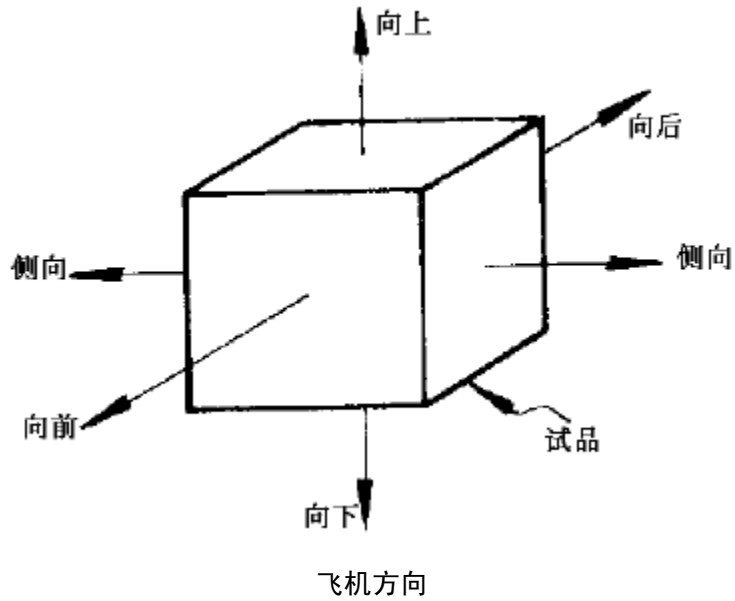


- D = 标称脉冲持续时间。
- A = 标称脉冲峰值加速度。
- T1 = 对于用普通冲击试验机产生的冲击，应监测脉冲的最短时间。
- T2 = 对于用振动台产生的冲击，应监测脉冲的最短时间。

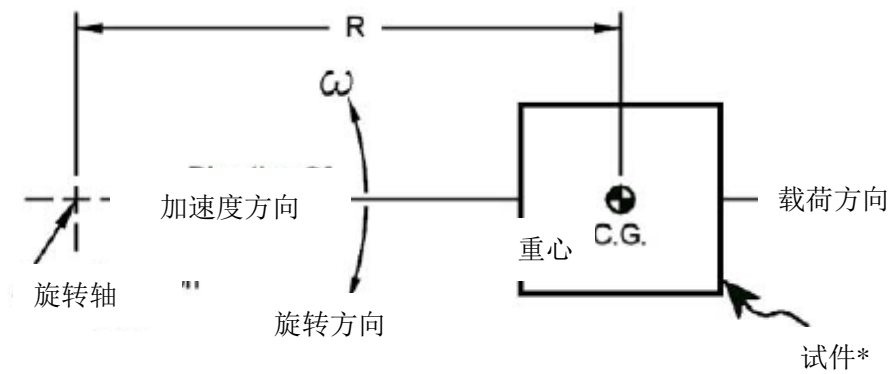
试验(冲击)	峰值(A) (g)	标称持续时间(D) (ms)
标准工作冲击	6	11
低频工作冲击	6	20
坠撞安全冲击	20	11
低频坠撞安全冲击	20	20

注：波形图包括持续时间 T_1 或 T_2 ，脉冲近似位于波形中心。后峰锯齿脉冲的加速度幅值为 A，持续时间为 D。实测的加速度脉冲应包含在虚线以内，实测的速度变化(可通过加速度脉冲积分得到)应在 $V_i \pm 0.1V_i$ 范围内，这里 V_i 为与理想脉冲对应的速度变化，其值等于 $0.5DA$ 。确定速度变化的积分应从脉冲前 $0.4D$ 开始到脉冲后 $0.1D$ 结束。

图 7-2 后峰锯齿冲击脉冲的形状及其容差极限



注：如果使用离心机，宜考虑试件受到旋转加速度与加速度加速速率的影响。



旋转平面俯视

* 调整试件使飞机方向与“载荷方向”一致，然后在该飞机方向上施加规定的加速度。

$$\text{加速度 } G = \frac{\omega^2 R}{9.81} = 0.001118 * R * (RPM)^2$$

- R=半径，米；
- ω=角速度，Rad/s
- RPM=每分钟转数

离心机定义

图 7-3 坠撞安全持续载荷试验定义

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 8 章 振动

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

目 录

8.0	振动	8-1
8.1	试验目的	8-1
8.2	适用范围	8-1
8.2.1	振动试验类别定义	8-1
8.2.1.1	标准振动试验(类别 S)	8-1
8.2.1.2	强化振动试验(类别 R, U, U2)	8-1
8.2.1.3	短时高量级振动试验(类别 H, Z)	8-1
8.2.2	试验曲线/试验量级选择	8-1
8.2.2.1	试验描述	8-1
8.2.2.2	试验曲线	8-2
8.3	振动试验要求	8-2
8.4	振动试验量级要求	8-3
8.4.1	量级控制容差要求	8-3
8.4.1.1	正弦输入控制	8-3
8.4.1.2	随机输入控制	8-3
8.4.2	加速度功率谱密度的测量	8-3
8.4.2.1	模拟式分析仪要求	8-3
8.4.2.2	数字式分析仪要求	8-3
8.5	标准振动试验程序——固定翼飞机	8-3
8.5.1	正弦试验程序	8-4
8.5.2	随机试验程序	8-4
8.6	短时高量级振动试验程序	8-4
8.7	强化振动试验程序——固定翼飞机	8-4
8.7.1	正弦试验程序	8-4
8.7.2	随机试验程序	8-5
8.8	直升机的振动试验	8-5
8.8.1	正弦叠加随机试验程序——已知直升机频率	8-5
8.8.1.1	试验频率	8-5
8.8.1.2	正弦叠加随机试验量级	8-6
8.8.1.3	程序	8-6
8.8.2	正弦叠加随机试验程序——类别 U, 未知直升机频率	8-6
8.8.3	随机试验程序——类别 U2, 未知直升机频率	8-7
表 8-0	试验描述	8-2
表 8-1	按飞机类型和设备所在位置进行区分的试验类别与振动试验要求	8-8
表 8-2a	直升机的正弦叠加随机振动试验频率	8-9
表 8-2b	直升机的正弦叠加随机振动试验量级	8-9

图 8—1	安装在固定翼涡轮喷气或涡轮风扇发动机飞机上设备的标准随机振动试验曲线·····	8—10
图 8—2	安装在固定翼涡轮喷气或涡扇以及无涵道风扇发动机飞机上有关区域设备的 标准和强化正弦振动试验曲线·····	8—11
图 8—3	安装在固定翼活塞式发动机或涡轮螺桨发动机飞机上设备的标准正弦振动试验曲线···	8—11
图 8—4	安装在固定翼涡轮喷气式或涡轮风扇发动机飞机上设备的强化随机振动试验曲线·····	8—12
图 8—5	安装在固定翼涡轮喷气式或涡轮风扇发动机飞机上设备的短时高量级正弦振动试验 曲线·····	8—13
图 8—6	直升机正弦叠加随机振动试验曲线·····	8—13
图 8—7	直升机机身、仪表板和尾梁的随机振动试验曲线(未知桨叶频率)·····	8—14

8.0 振动

8.1 试验目的

本试验用于验证设备在承受其安装位置规定的振动量级时是否符合其性能标准要求（包括耐久性要求）。

8.2 应用

下面所述的振动试验适用于安装在固定翼螺旋桨飞机，固定翼涡轮、涡扇及桨扇喷气式飞机和直升机上的设备。

为表明设备符合性能标准要求，应对其进行规定的振动试验，该试验根据本节内容确定，其取决于三个方面：(1)飞机类型，(2)试验类别和(3)飞机分区位置。完成本试验的要求和程序在后续各条中规定。

8.2.1 振动试验类别定义

应根据设备性能验证所需的保证级别从下面定义的振动试验类别中选择一个适当的类别（或多个类别）。对于固定翼飞机上的设备，既可以进行标准振动试验，也可以进行强化振动试验，是否需要进行短时高量级试验取决于设备性能要求。对于直升机上的设备，只可进行强化试验。

8.2.1.1 标准振动试验（类别 S）

固定翼飞机的标准振动试验用于验证设备在经受飞机正常工作状态遇到的振动环境时能否满足其功能性能要求。

8.2.1.2 强化振动试验（类别 R, U, U2）

强化振动试验用于验证设备在经受振动作用时将满意地工作，并且在经受持续的振动量级后将继续满意地工作。它综合验证了设备的功能性能以及结构完整性。对于长期暴露在振动环境作用下，并且必须验证其对这种环境的耐振能力的所有设备，均应进行本试验。是否需要使用本试验来代替标准振动试验应根据有关设备规范确定。类别 U 和 U2 对应于安装在直升机上的并且未知螺旋桨频率的设备。强化试验可以用于代替工作寿命试验，也可以不用于代替工作寿命试验。工作寿命试验取决于设备经受的振动环境与试验量级之间的关系。如果振动环境已知，并且相应的设备规范要求工作进行工作寿命试验，那么可进行强化试验来代替工作寿命试验，这时应通过使用可接受的疲劳比例关系来调整强化试验的试验量值和/或试验时间。

8.2.1.3 短时高量级振动试验（类别 H, Z）

在发动机风扇叶片受损期间，固定翼飞机将发生异常振动情况，这时设备将遇到短时高量级瞬态振动。本试验适用于其某一功能的丧失将危及到飞机性能的设备。类别 H 试验为通用试验，它覆盖了所有应用。类别 Z 试验限于低风扇频率应用情况。本试验不能代替标准试验或强化试验。同时应注意下面警告事项。

警告：由于对某些特定发动机不平衡状态相关的振动量级进行的全面分析中，未对本文规定的极限与这些量级之间的关系进行评估，因此对某些应用仅单独进行本试验、而不增加额外的试验或分析可能是不充分的。

8.2.2 试验曲线/试验量级选择

8.2.2.1 试验描述

下面表 8-0 中的数据给出了每一试验类别的简要描述。更详细的描述参见试验程序部分。

表 8-0 试验描述

类别	飞机类型	标准振动	短时高量级振动	强化振动
S	固定翼	在性能量级上进行每轴向 1h 的正弦或随机振动	NA	NA
H 或 Z	固定翼	NA	每轴向进行高 g 值低频正弦扫描	NA
R	固定翼	NA	NA	正弦振动: 3h/轴, 每一驻留频率(最多 4 个驻留频率)驻留时间小于 30min; 或随机振动: 性能量级最低 10min, 耐久量级 3h(三轴向重复)。
R 或 U	直升机	NA	NA	正弦叠加随机: 耐久量级 2h, 加上驻留试验(最多 4 个驻留频率, 总试验时间最多 3h), 在试验的开始和结束点进行最低 10min 的性能试验(三轴向重复)。试验类别 U 重复 3 次。
U2	直升机	NA	NA	随机: 在试验的开始和结束点进行最低 10min 的性能试验, 耐久量级 3h(三轴向重复)。

8.2.2.2 试验曲线

表 8-1 规定了每类机型各飞机区域不同试验类别所用的试验曲线。表 8-1 各试验类别对应于固定翼飞机的试验量级见图 8-1~图 8-5, 对应于直升机的试验量级见表 8-2a 和表 8-2b。

注意飞机区域“仪表盘、控制台和机架”包括连接在飞机厨房内部隔板和机舱地板上的内部设备, 它是从“机身”区域上分离出来的。“机身”区不适用于所有安装在具有多个插槽的设备架上的设备, 而只适用于安装在的飞机结构框架、大梁、机体表面和其它机身结构或托架上的设备。

质量衰减——对于质量大于 22.7kg (50 磅) 的设备, 允许将 60Hz 以上频带的标准和强化试验量级进行降低, 量级降低程序如下: 当质量超过 22.7kg (50 磅) 时, 每增加质量 0.454kg (1 磅), 其随机与正弦标准试验量级和强化试验量级减少 0.1dB, 最大减少量为 6dB。(注意 6dB 的衰减为将加速度功率谱密度值减为初始值的 1/4, 将正弦量值减为初始值的 1/2)。

8.3 振动试验要求

下列通用要求适用于所有振动试验:

- a. 在试验期间设备的安装应确保其输入振动运动的方向平行于三个主正交轴向之一。所用的任何试验夹具其刚性和对称性均应和实际情况一样。设备应通过设备规范规定的方式连接在夹具或振动台台面上。对外部装有减振器/缓冲器的设备, 应装上减振器/缓冲器进行试验。
- b. 当适用时, 应在经受振动试验的设备上安装加速度计, 以测量和记录设备在规定振动轴向的振动响应, 确定其共振频率和放大系数。选定的安装位置可以包括主要的结构、印制电路板、大的元件和模块等任何可行的位置。
- c. 对于每一试验轴向, 控制加速度计均应安装在试验夹具上尽可能靠近设备安装点的位置。当使用超过一个加速度计进行试验量级控制时, 对于正弦试验, 应使用各个加速度计控制信号的平均值作为试验量级的控制值, 而对于随机试验, 应使用各个加速度功率谱密度 (APSD) 信号的平均值作为试验量级的控制值。对于所有振动输入类型, 应使用适当的谱图或加速度功率谱密度 (APSD) 图来验证控制量级满足试验量级要求。

- d. 随机振动信号应具有高斯分布，控制信号的瞬时振动加速度峰值可限制在 3 倍的均方根 (g_{rms}) 加速度量值以内。
- e. 测量正弦加速度的仪器系统的精度应为：加速度 $\pm 10\%$ ，频率 $\pm 2\%$ 。
- f. 如果随机振动试验要求超出了振动试验系统的功率能力，试验可以分别在 10~600Hz 和 600~2000Hz 分频带进行。规定的试验时间将用于每个分频带。

8.4 振动试验量级要求

8.4.1 控制量级的容差要求

8.4.1.1 正弦控制输入

对于任意正弦输入曲线，在规定的频率范围内，其加速度试验量级的控制值（8.3c 条规定）应限制在规定量值的 $\pm 10\%$ 范围内。

8.4.1.2 随机控制输入

试验控制信号的加速度功率谱密度（APSD）（8.3c 条规定），在 500Hz 以下偏离规定要求不应超过 +3dB 或者 -1.5dB，500Hz 到 2000Hz 范围内不应超过 ± 3 dB。控制信号的总均方根 (g_{rms}) 量值应控制在规加速度功率谱密度曲线的总均方根值的 +20% 和 -5% 范围内。

8.4.2 加速度功率谱密度的测量

分析和控制系统其使用的带宽-时间乘积（BT）应大于等于 50。特定的分析仪特性或其等效特性应规定如下。加速度功率谱密度的测量优选离散 FFT 分析方法。

8.4.2.1 模拟式分析仪要求

- a. 具有带宽 B 小于或等于 50Hz 的在线连续滤波器的均衡/分析系统；
- b. 扫频分析系统特性如下：

(1) 恒定带宽分析仪；

(a) 滤波器带宽

频率 10~200Hz，带宽最大 $B=10$ Hz；

频率 200~2000Hz，带宽最大 $B=50$ Hz；

(b) 最低分析仪平均时间 $T=2\tau=1$ s，其中 T 为真实的平均时间， τ 为分析仪时间常数。

(c) 最大分析线性扫描率 $R=B/4\tau$ 或 $B^2/8$ Hz/s，取其中较小者。

(2) 恒定百分比带宽分析仪

(a) 最大滤波器带宽 $Pf_c=1/3$ oct。（其中 P 为百分比 ≤ 0.23 ， f_c 为分析仪中心频率）

(b) 最低分析仪平均时间 $T=50/Pf_c$ 。

(c) 最大分析对数扫频速率 R_2

$$R = \frac{Pf_c}{4\tau} \text{ 或者 } R = \frac{(Pf_c)^2}{8} \text{ Hz/s, 取其中较小者。}$$

8.4.2.2 数字式分析仪要求

使用离散频率分析技术的数字式功率谱密度分析系统应具有最低 400 谱线数的频率分辨率（亦即 Δf 小于等于 5Hz）。带宽-时间的乘积等于用来获取单个加速度功率谱密度（APSD）的数据记录块数（亦即在测量 APSD 时，总体平均次数应该大于等于 50）。

8.5 标准振动试验程序——固定翼飞机

表 8-1 中规定类别与规定区域所用的标准振动试验曲线由图 8-1 到图 8-3 给出。对于大多数飞机类型/区域，要么规定了正弦振动试验曲线，要么规定了随机振动试验曲线。对于飞机类型 6 的第 7 个区域，用户可以在正弦振动试验和随机振动试验之间进行选择。正弦试验程序和随机试验程序确定如下。

(注意：仅需进行适用的正弦试验或随机试验)

在标准振动试验期间和试验结论中均应确定其是否符合设备性能标准要求。

8.5.1 正弦试验程序

使用图 8-2 或图 8-3 中的适当曲线，在设备三个正交轴向的每一轴向进行下面试验。

使设备处于工作状态，然后进行正弦扫频循环，扫频时在整个频率范围中改变振动频率，使其从最低频率到最高频率（上扫），再到最低频率（下扫），扫频使用的对数扫描速率不得超过 1oct/min。在进行第一次上扫时，记下选定响应位置的加速度曲线，确定关键频率。关键频率确定为如下频率：(1) 具有峰值加速度幅值大于 2 倍的输入加速度幅值的机械振动共振频率，或者(2) 使产品性能或行为产生明显变化的频率（不管该变化是否超出性能标准要求）。

继续使产品处于工作状态，进行正弦振动扫频循环，持续时间最低 1h，确定其是否符合有关设备性能标准要求。在试验期间发生的任何关键频率变化均应记录在环境合格鉴定表（见附录 A）中。试验完成后，应对设备进行目视检查，其任何内部或外部部件均不应出现明显的结构损坏。

当所输入振动的总位移超出 0.5mm 时，任何试件显示部件读数上的困难均不应作为试验失败的原因。

8.5.2 随机试验程序

在设备三个正交轴向的每一轴向按下面试验次序进行试验：

- a. 使设备处于非工作状态，然后对设备进行频率从 10Hz 到 2000Hz，扫描速率不超出 1oct/min、加速度峰值为 0.5g-PK 的正弦扫描。记下设备上选定位置的加速度响应曲线，确定共振频率和放大系数。共振频率确定为比输入加速度幅值大两倍的响应峰值。
- b. 使设备处于工作状态，按图 8-1 中性能试验量值和加速度功率谱密度（APSD）谱形对设备进行试验，每轴向最低进行 1h，确定其是否符合设备性能标准要求。在振动期间，应同时对设备上的振动响应测量数据进行 APSD 分析。
- c. 重复 8.5.2a 条的正弦扫描，振动共振频率的任何变化均应记录在环境合格鉴定表（见附录 A）中。

试验完成后，应对设备进行目视检查，其任何内部或外部部件均不应出现明显的结构损坏。

8.6 短时高量级振动试验程序

使设备处于工作状态，按图 8-5 对应设备安装区域所示的试验量级进行正弦振动。对于通用类别 H，在设备三个正交轴向的每一轴向以扫描速率不超过 0.167Hz/sec，频率从 10Hz 到 250Hz 进行 1 次正弦线性扫频。对于限定类别 Z，可以降低最高频率。在这种情况下，最高频率应大于等于 2 倍的最大风扇转子速率。对于类别 Z，最高试验频率应正式记录在环境合格鉴定表（见附录 A）中。应确定产品是否符合有关设备性能标准要求。在试验期间与试验后的工作性能要求应根据设备规范确定。

8.7 强化振动试验程序—固定翼飞机

表 8-1 中规定类别和规定区域所用的强化振动试验曲线由图 8-1 到图 8-4 给出。对于大多数飞机类型/区域，要么确定了正弦振动试验曲线，要么确定了随机振动试验曲线。对于飞机类型 6 的第 7 个区域，用户可以在正弦振动试验和随机振动试验之间进行选择。正弦试验程序和随机试验程序确定如下。

(注意：仅需进行正弦试验或随机试验)。

8.7.1 正弦试验程序

使用图 8-2 中的适当正弦试验量级，在设备三个正交轴向的每一轴向进行以下试验。

在振动试验期间和试验结论中，应确定其是否符合有关设备性能标准要求。

- a. 除非设备规范另有规定，否则使设备处于工作状态，然后进行正弦扫频循环，扫频时在整个频率范围中改变振动频率，使其从最低频率到最高频率（上扫），再到最低频率（下扫），扫频使用的对数扫描速率不得超过 1oct/min。扫描消耗的时间可包括在 8.7.1c 条的总扫描时间中。在进行第一次上扫时，记下选定响应位置的加速度曲线，确定关键频率。关键频率确定为如下频率：(1) 具有峰值加速度幅值大于 2 倍的输入加速度幅值的机械振动的共振频率，或者(2) 使产品性能或行为产生明显变化的频率（不管该变化是否超出性能标准要求）。
- b. 从 8.7.1a 确定的关键频率中选择 4 个最严酷的频率。在每个选定频率上驻留 30min。必要时在每个共振驻留期间，调节试验频率值，以使所驻留的振动共振峰上能保持最大加速度响应。如果所确定的关键频率少于 4 个，在每个频率上驻留 30min。如果经确定没有关键频率，那么无需进行驻留试验。
- c. 在结束振动驻留试验后，继续进行正弦扫频循环，完成振动试验。频率循环所用的时间为 3h 减去 8.7.1b 条共振驻留试验所用的时间。
在试验期间发生的任何关键频率的变化均应记录在环境合格鉴定表（见附录 A）中。如果未发生变化，应在试验公告中包括该结果的声明。当施加的输入振动的总位移超出 0.5mm 时，任何试件显示部件读数上的困难均不应作为试验失败的原因。
- d. 试验完成后，应对设备进行目视检查，其任何内部或外部部件均不应出现明显的结构损坏。

8.7.2 随机试验程序

在设备三个正交轴向的每一轴向按以下试验次序进行试验：

- a. 使设备处于非工作状态，对设备进行频率从 10Hz 到 2000Hz、扫描速率不超出 1oct/min、加速度峰值为 0.5g-PK 的正弦扫描。记下设备上选定位置的加速度响应曲线，确定共振频率和放大系数。共振频率确定为比输入加速度幅值大两倍的响应峰值。
- b. 使设备处于工作状态，按图 8-1 中相应性能试验量值的加速度功率谱密度对设备进行试验，试验应持续必要的时间（最低 10min），确定其是否符合有关设备性能标准要求。在振动期间，应同时对设备上的振动响应测量数据进行 APSD 分析。
- c. 按图 8-4 中相应的耐久试验 APSD 量级进行 3h 试验。除非在设备规范中另有规定，否则在振动期间试件应处于工作状态。在振动的开始时刻和接近结束的时刻，对设备上的振动响应测量数据进行 APSD 分析，**并确定其是否符合有关设备性能标准要求**。如果试件在振动耐久试验期间不工作，应在耐久振动试验结束后按上面 8.7.2b 条进行试验，以表明其能符合设备性能标准要求。
- d. 重复 8.7.2a 条的正弦扫描，任何振动共振频率的变化均应记录在环境合格鉴定表（见附录 A）中。
- e. 试验完成后，应对设备进行目视检查，其任何内部或外部部件均不应出现明显的结构损坏。

8.8 直升机的振动试验

本条描述的试验是在无振动实测数据可用时，对安装在直升机上的设备所进行的默认试验。对于已有实测数据的直升机，可以利用直升机试验标准中认可的标准程序进行“剪裁”试验。本试验程序覆盖了已知与未知直升机频率两种情况。对于未知直升机频率情况，标准中提供了两个可选程序。

8.8.1 正弦叠加随机试验程序—已知直升机频率

进行正弦叠加随机振动试验的试验频率、试验量值和试验程序规定如下。对于安装在任意直升机上的设备，只要其试验频率按表 8-2a 确定，并包括在 8.8.1.3 条确定的正弦频率范围 $0.90f_n \sim 1.1f_n$ 内，就

认为通过试验的设备是合格的。

8.8.1.1 试验频率

四个主要旋转源的旋转频率（one-per-revolution frequencies）定义如下：

FM = 主旋翼旋转频率，Hz

FT = 尾桨旋转频率，Hz

FE = 发动机旋转频率，Hz

FG = 主减速箱旋转频率，Hz

主旋翼与尾桨的桨叶通过频率，根据主旋翼与尾桨的桨叶数来确定：

NM = 主旋翼的桨叶数

NM*FM = 一阶主旋翼桨叶通过频率，Hz

NT = 尾桨的桨叶数

NT*FT = 一阶尾桨桨叶通过频率，Hz

每个直升机区域所用的试验频率可以使用表 8-2a 提供的公式确定。

8.8.1.2 正弦叠加随机试验量级

根据表 8-2b 给出的公式，使用 8.8.1.1 条确定的正弦试验频率来计算每个频率下的正弦试验量值 A_n 。在表 8-2b 中同样给出了随机量级。将正弦和随机曲线综合在一起，（通常）就得到了总的试验曲线，如图 8-6 所示。

8.8.1.3 程序

施加的控制输入振动量级应具有上面确定的正弦频率和宽带随机试验量级叠加后的频率内容。

正弦频率应以不超过 1oct/min 的对数扫描速率从 $0.9f_n$ 到 $1.1f_n$ 之间变化，这里 f_n 为试验谱的正弦频率。

在设备三个正交轴向的每一轴向上，使用下面试验程序进行性能和耐久振动试验。

- a. 使设备处于非工作状态，然后对设备进行频率从 10Hz 到 2000Hz，扫描速率不超出 1oct/min、加速度峰值为 0.5g-PK 的正弦扫描。记下设备上选定位置的加速度响应曲线，确定共振频率和放大系数。共振频率确定为比输入加速度幅值大两倍的响应峰值。
- b. 使设备处于工作状态，按表 8-2a 和表 8-2b 规定，对设备施加表 8-1 相应的性能试验量级曲线，试验应持续必要的时间（最低 10min），确定其在振动期间是否符合有关的设备性能标准。
- c. 除非有关设备规范中另有规定，否则使设备处于工作状态，然后按表 8-2a、表 8-2b 规定，对设备施加表 8-1 相应的耐久试验量级曲线，试验时间最低持续 2h。如果 8.8.1.3a 条所确定的设备的一个或几个共振频率在正弦试验频率的 $\pm 10\%$ 带宽范围之内，选择最严酷的频率（最多 4 个），在每一选定频率上进行 30min 的正弦驻留。驻留试验可以包括多个频率。如果必要的话，在每个共振驻留期间，调节试验频率，以使驻留的振动共振峰上能保持最大加速度响应。在耐久量值上所需的试验时间最多 3h。如果发现超过两个共振峰，可以减少标准的 2h 最低试验时间，以防止总耐久试验时间超出 3h。
- d. 在完成 8.8.1.3c 条后，重复 8.8.1.3b 条试验，任何性能的变化均应记录在环境合格鉴定表（见附录 A）中。
- e. 重复 8.8.1.3a 条的正弦扫描，任何振动共振频率的变化均应记录在环境合格鉴定表（见附录 A）中。如果未发生变化，应在试验公告中包括该结果的声明。当施加的输入振动的总位移超出 0.5mm 时，任何试件显示部件读数上的困难均不应作为试验失败的原因。

f. 试验完成后，应对设备进行目视检查，其任何内部或外部部件均不应出现明显的结构损坏。

8.8.2 正弦叠加随机试验程序—类别 U，未知直升机频率

该项未知直升机频率的试验程序，采用 8.8.1 条给出的已知直升机频率的正弦叠加随机试验程序，其试验频率规定如下。下面试验次序只适用于表 8-2a 区域 1a 和区域 2 中的设备。这包括机身、仪表板、控制台和设备机架。

使用下列正弦试验频率，按 8.8.1.3 条进行三个试验（试验可以使用 1 个，2 个或 3 个试件进行）。

试验 1: $f_1=11\text{Hz}$, $f_2=19.9\text{Hz}$, $f_3=35.5\text{Hz}$, $f_4=63.9\text{Hz}$

试验 2: $f_1=13.4\text{Hz}$, $f_2=24\text{Hz}$, $f_3=43.4\text{Hz}$, $f_4=77.8\text{Hz}$

试验 3: $f_1=16.3\text{Hz}$, $f_2=29.2\text{Hz}$, $f_3=52.5\text{Hz}$, $f_4=94.9\text{Hz}$

设备正弦共振驻留试验可以在任一试验/试件上进行。

8.8.3 随机试验程序——类别 U2，未知直升机频率

对于表 8-2a 区域 1a 和区域 2 中的设备，可以用下面随机试验程序来代替 8.8.2 条的正弦叠加随机试验程序，该程序还可用于区域 1b（尾梁）中的设备。

在设备三个正交轴向的每一轴向上，使用图 8-7 中的试验曲线和试验量级进行下列试验。

- a. 使设备处于工作状态，然后按性能试验量级的加速度功率谱密度（APSD）对设备进行试验，试验应持续必要的时间（最低 10min），确定其在振动期间是否符合有关设备性能标准。
在振动期间，应同时对设备选定点的振动加速度响应进行 APSD 分析。
- b. 除非有关设备规范中另有规定，否则使设备处于工作状态，然后按照耐久试验量级的加速度功率谱密度（APSD）进行 3h 试验。
- c. 完成 3h 试验后，重复 8.3.3 a 条试验，任何性能或振动共振频率的变化均应记录在环境合格鉴定表（见附录 A）中。
- d. 试验完成后，应对设备进行目视检查，其任何内部或外部部件均不应出现明显的结构损坏。

表 8-1 按飞机类型和设备所在位置进行区分的试验类别与振动试验要求

飞机类型	试验类别	飞机区域						
		1	2	3	4	5	6	7
		机身	仪表板、控制台 与设备机架	发动机舱 及吊舱	发动机及 齿轮箱	机翼及 轮舱	起落架	尾翼及 翼尖整流罩
1. 直升机 (活塞式发动机及涡轮喷气发动机)	R 或 U(1)	振动试验曲线(2)						
		G	G	H	I			J
	U2(1)	F&F1	F&F1					
2. 固定翼涡轮喷气发动机 或涡扇发动机飞机 (亚 音速与超音速)	S	C(3)	B, B2 或 B3(4)	D	W	E	W	E
	H 或 Z	R	R	P	P	P	P	P
	R	C&C1(3)	B&B1 或 B2&B12, 或 B3&B4(4)	D&D1	W	E&E1	W	E&E1
3. 固定翼活塞式或涡轮螺 桨发动机飞机, 多发, 推力超过 5700kgf (12500 磅)	S	L(3)	M	T	U	T		
4. 多发, 推力小于 5700kgf (12500 磅)	S	M(3)	M	L	L	L		
5. 单发, 推力小于 5700kgf (12500 磅)	S	M	M	M	L	M		
6. 固定翼无内外涵涡轮风扇 (桨扇) 发动机飞机	S	Y(3)	B, B2 或 B3(4)	D	W	E	W	E 或 Z
	H 或 Z	R	R	P	P	P	P	P
	R	Y(3)	B&B1 或 B2&B12 或 B4(4)	D&D1	W	E&E1	W	E&E1 或 Z

注: 1. U 仅适用于区域 1a 和 2: (1a 为机身, 1b 为尾梁), U2 是 U 的代替类别, 仅适用于区域 1a、1b 和 2。

2. 曲线 B~E 为随机曲线; 曲线 G~J 为正弦叠加随机曲线; 其他所有曲线均为正弦曲线。

3. 不包括安装在喷流直接作用的结构上的设备。

4. 曲线 B2 和 B12 分别与 EUROCAE ED-14C/RTCA DO-160C 中的曲线 B 和 B' 相同, 它们代表了许多固定翼飞机预期的量级, 但不足以代表许多其他飞机。曲线 B 和 B1 包含了更高的量级, 它反映了所有情况下的预期环境。曲线 B3 和 B4 代表了大型飞机。

表 8—2a 直升机的正弦叠加随机振动试验频率

直升机各区域振动试验频率						
区域/试验曲线	1a/G	1b/G	2/G	3/H	4/I	7/J
(1) 试验频率 f_n	机身	尾梁	仪表盘, 控制台与 设备机架	发动机舱与 吊舱	发动机与 齿轮箱	尾翼与翼尖 整流罩
f_1	NM×FM	NM×FM	NM×FM	NM×FM	NM×FM	NM×FM
f_2	2×NM×FM	2×NM×FM	2×NM×FM	2×NM×FM	2×NM×FM	2×NM×FM
f_3		NT×FT		FE	FE	NT×FT
f_4		2×NT×FT		FG	FG	2×NT×FT

(1) 注: FM, FT, FE, FG, NM 和 NT 定义见 8.8.1。

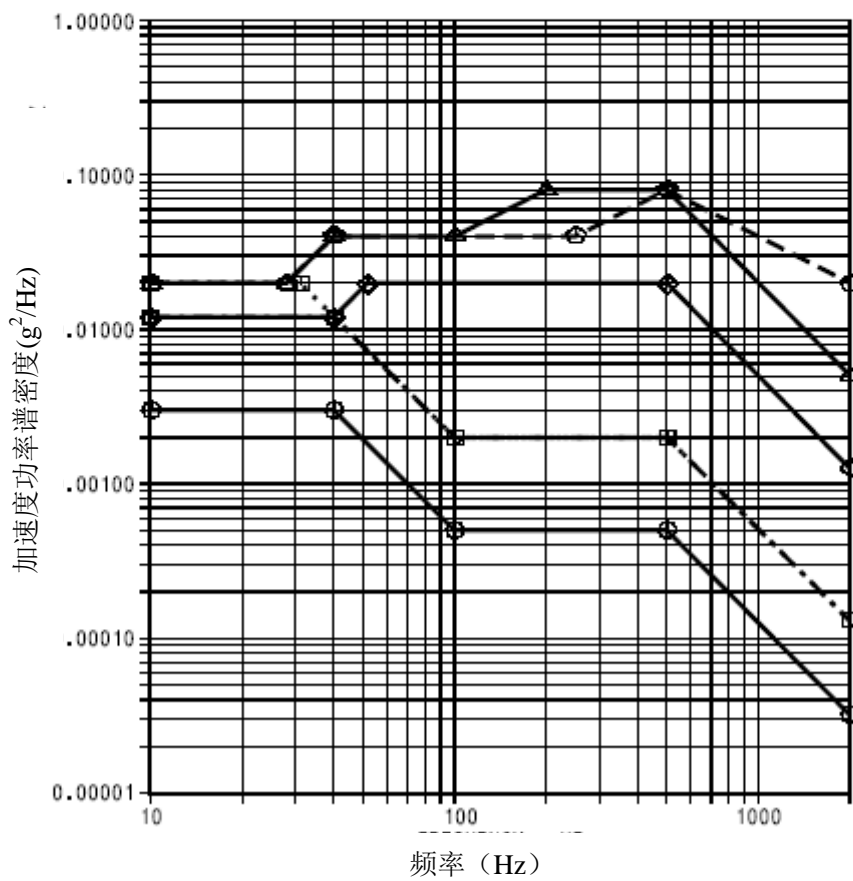
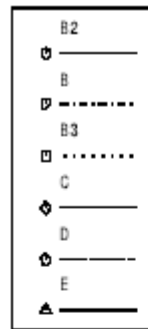
表 8—2b 直升机的正弦叠加随机振动试验量级

直升机振动试验曲线的试验量级(性能试验)				
试验 ⁽¹⁾ 频率范围 Hz	正弦试验量级, An, (g-PK) ⁽²⁾			
	G	H	I	J
$3 < f_n < 10$	$0.04 \times f_n$	$0.05 \times f_n$	$0.08 \times f_n$	$0.17 \times f_n$
$10 < f_n < 20$	$0.04 \times f_n$	$0.05 \times f_n$	$0.08 \times f_n$	4.2
$20 < f_n < 40$	$0.04 \times f_n$	$0.05 \times f_n$	$0.08 \times f_n$	4.2
$40 < f_n < 200$	1.6	2.5	$0.08 \times f_n$	4.2
$200 < f_n < 2000$			16.7	
PSD	随机试验量级 (g^2/Hz (Grms))			
W_0	0.01 (2.75)	0.01 (2.75)	0.01 (2.75)	0.01 (2.75)
直升机振动试验曲线的试验量级(耐久试验)				
试验 ⁽¹⁾ 频率范围 Hz	正弦试验量级, An, (g-PK) ⁽²⁾			
	G	H	I	J
$3 < f_n < 10$	$0.05 \times f_n$	$0.07 \times f_n$	$0.1 \times f_n$	$0.2 \times f_n$
$10 < f_n < 20$	$(0.2 \times f_n) - 1.5$	$(0.28 \times f_n) - 2.1$	$(0.3 \times f_n) - 2$	$(0.3 \times f_n) - 1$
$20 < f_n < 40$	2.5	3.5	4.00	5.00
$40 < f_n < 200$	2.5	3.5	$(0.1 \times f_n)$	5.00
$200 < f_n < 2000$			20.00	
PSD	随机试验量级 (g^2/Hz (Grms))			
W_0	0.02 (3.89)	0.02 (3.89)	0.02 (3.89)	0.02 (3.89)

注 1: 每个区域的四个正弦频率 f_1 , f_2 , f_3 和 f_4 根据表 8.2a 确定。正弦叠加随机试验曲线如图 8-6 所示。

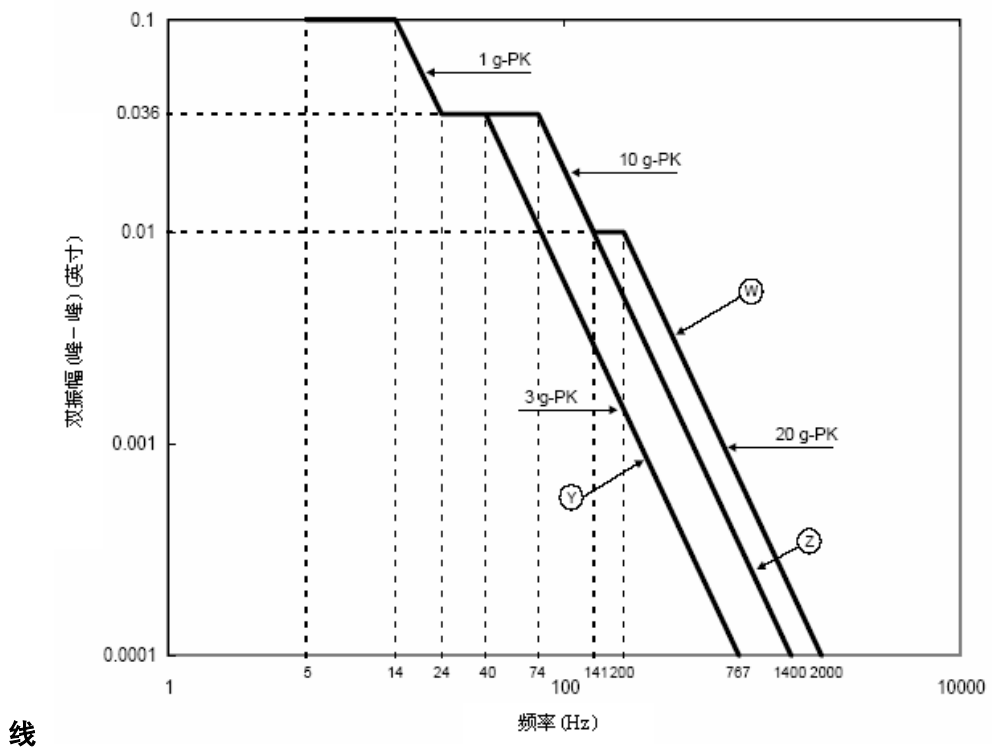
注 2: 对于位于机身外部的和暴露在外部气流中的设备, 正弦量级应增加 1.5 倍。

曲线	Grms
B2	0.74
B	1.48
B3	1.55
C	4.12
D	8.92
E	7.94



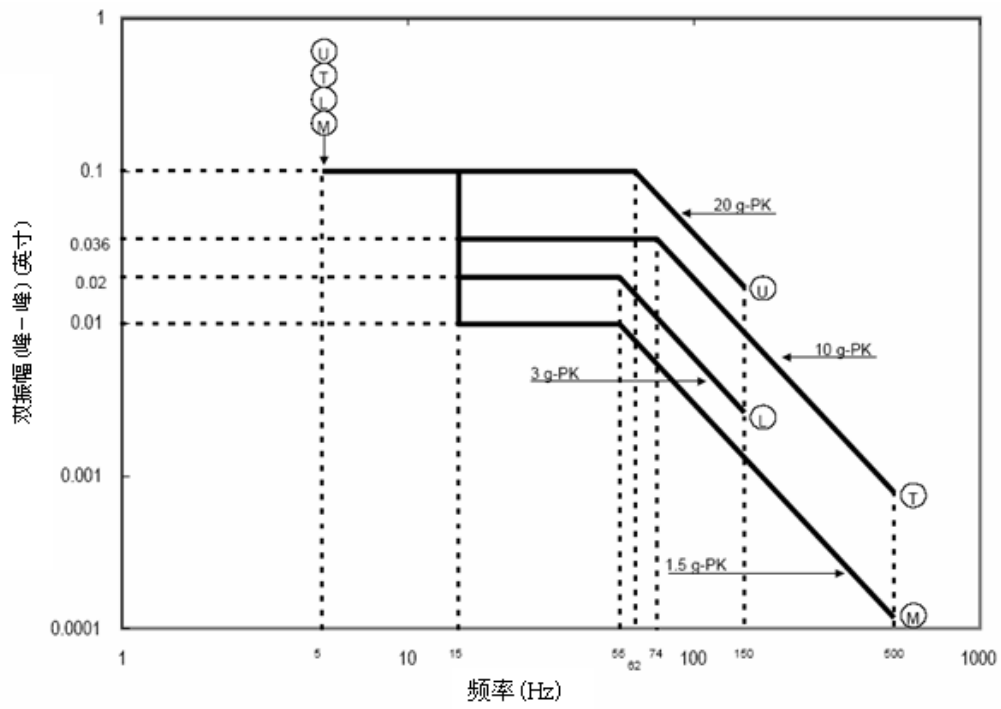
试验曲线频率拐点上的试验量值										
	10	28	31	40	51.7	100	200	250	500	2000
B2	0.003			0.003		0.0005			0.0005	0.000032
B	0.012			0.012		0.002			0.002	0.00013
B3	0.020		0.020			0.002			0.002	0.00013
C	0.012			0.012	0.020				0.020	0.00126
D	0.020	0.020		0.040				0.040	0.080	0.020
E	0.020	0.020		0.040		0.040	0.080		0.080	0.00505

图 8-1 安装在固定翼涡轮喷气或涡轮风扇发动机飞机上的设备的标准随机振动试验曲



注：由于该图最初是从英制单位导出的，因此图中保留使用英制单位。

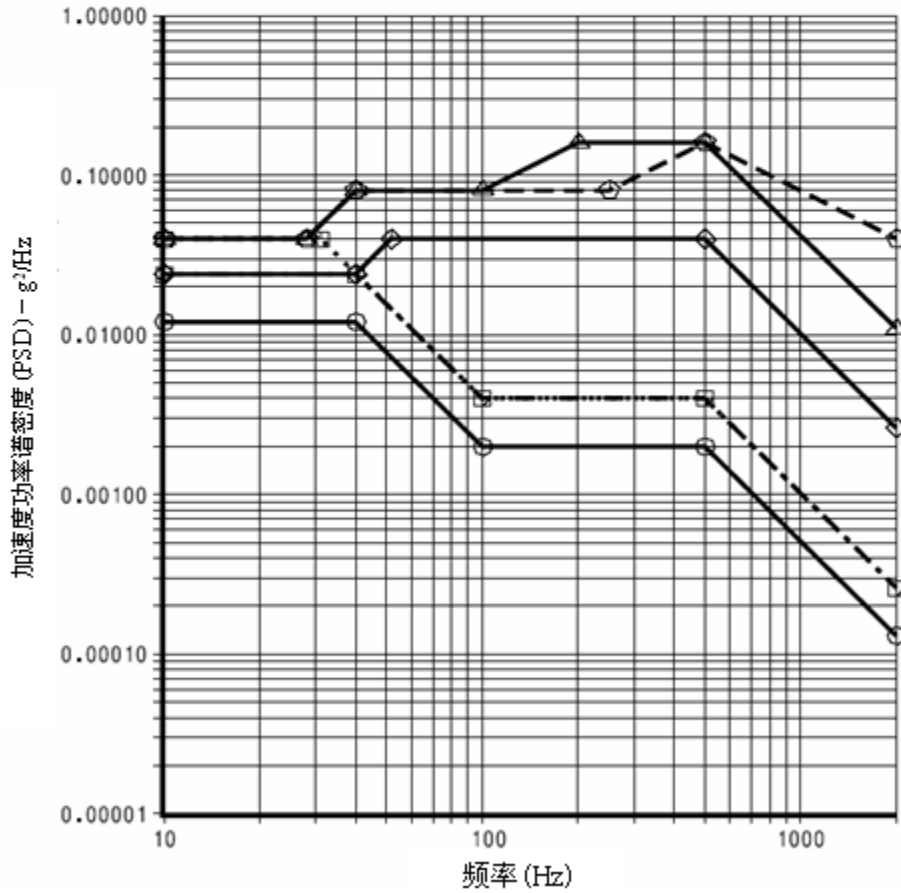
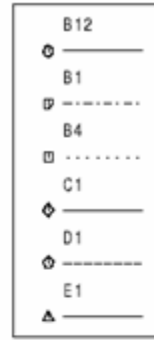
图 8-2 安装在固定翼涡轮喷气或涡扇以及无涵道风扇发动机飞机上的设备的标准和强化正弦振动试验曲线



注：由于该图最初是从英制单位导出的，因此图中保留使用英制单位。

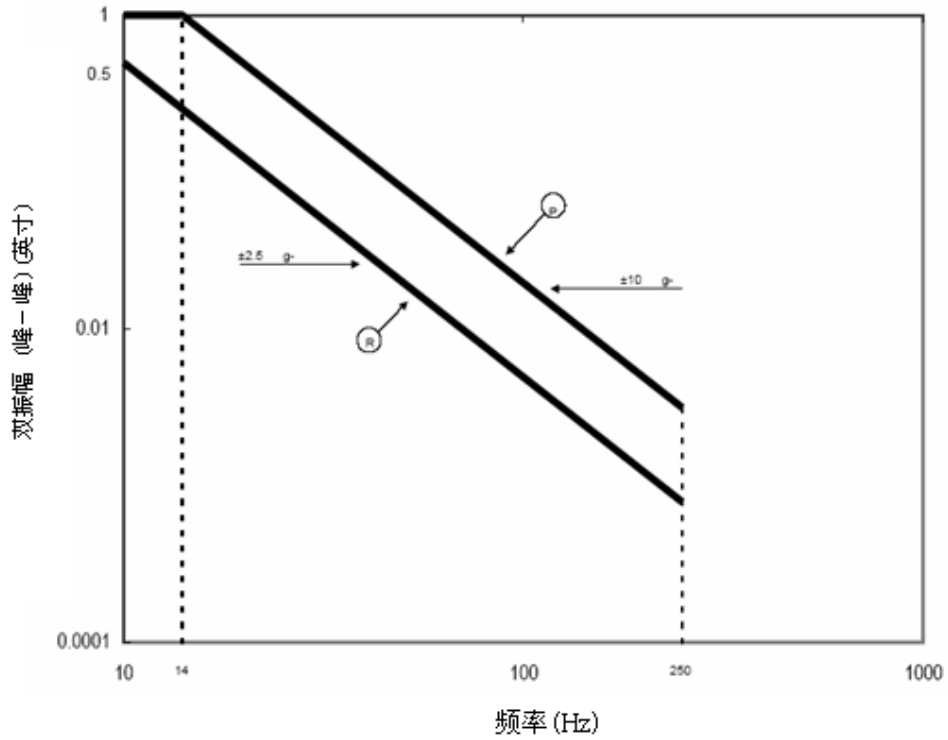
图 8-3 安装在固定翼活塞式发动机或涡轮螺旋桨发动机飞机上的设备的标准正弦振动试验曲线

曲线	Grms
B12	1.48
B1	2.10
B4	2.20
C1	5.85
D1	12.61
E1	11.33



试验曲线频率拐点上的试验量级										
	10	28	31	40	51.7	100	200	250	500	2000
B12	0.012			0.012		0.002			0.002	0.00013
B1	0.024			0.024		0.004			0.004	0.00026
B4	0.040		0.040			0.004			0.004	0.00026
C1	0.024			0.024	0.040				0.040	0.0026
D1	0.040	0.040		0.080				0.080	0.160	0.040
E1	0.040	0.040		0.080		0.080	0.160		0.160	0.011

图 8-4 安装在固定翼涡轮喷气式或涡轮风扇发动机飞机上的设备的强化随机振动试验曲线



注：由于该图最初是从英制单位导出的，因此图中保留使用英制单位。

图 8-5 安装在固定翼涡轮喷气式或涡轮风扇发动机飞机上的设备的短时高量级正弦振动试验曲线

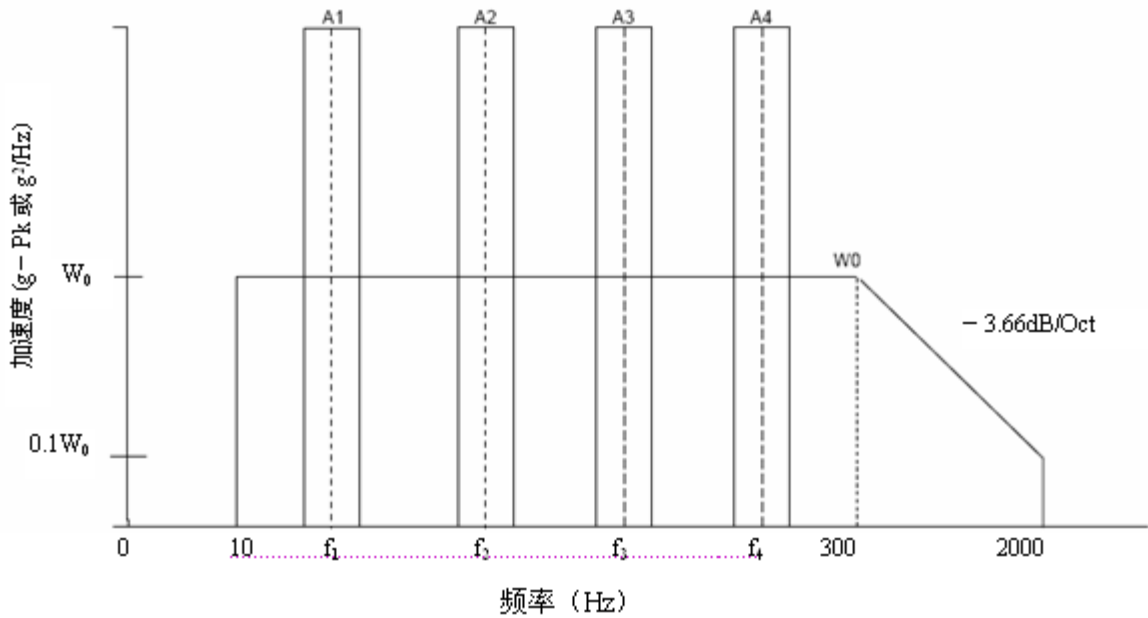


图 8-6 直升机正弦叠加随机振动试验曲线

注： W_0 为随机 PSD 曲线，单位 g^2/Hz ；A1 ~ A4 为正弦曲线，单位为 $g - pk$ ；振动频率利用表 8-2a 公式确定；将这些频率和表 8-2b 中的公式一起使用来确定振动量级。

试验	试验曲线	W_0	Grms
性能试验	F	0.05	3.37
耐久试验	F1	0.10	4.76

拐点	
频率	W/W_0
5	0.126
40	1
200	1
300	0.199

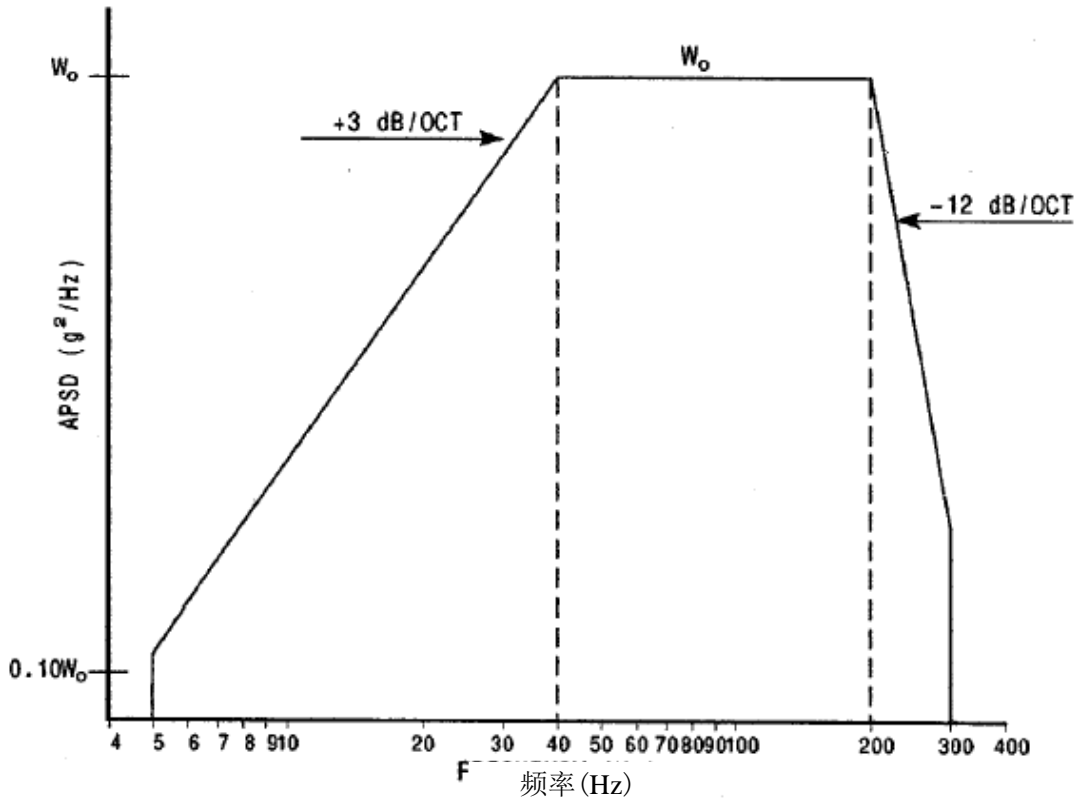


图 8-7 直升机机身、仪表板和尾梁的随机振动试验曲线(未知频率)

TCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 9 章 爆炸大气

重要提示

第 1、2、3 章中包含了与本试验程序相关的信息。
此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期: 2010 年 12 月 8 日

代 替: RTCA/DO-160F
起 草: SC-135

目 录

9.0 爆炸大气	9-1
9.1 试验目的	9-1
9.2 防爆	9-1
9.3 设备分类	9-1
9.4.1 A 类设备	9-1
9.4.2 E 类设备	9-1
9.4.3 H 类设备	9-2
9.4 一般试验要求	9-2
9.4.1 概述	9-2
9.4.2 试验样品	9-2
9.4.3 燃料	9-2
9.4.4 燃料混合物	9-2
9.5 设备设计和安装信息	9-3
9.6 试验程序	9-4
9.6.1 阻爆试验	9-4
9.6.1.1 试验准备	9-4
9.6.1.2 试验实施	9-4
9.6.1.3 失效判据	9-4
9.6.2 防爆试验	9-5
9.7.2.1 试验准备	9-5
9.7.2.2 试验实施	9-6
9.7.2.2 失效判据	9-6
9.6.3 器件表面温度试验	9-6
9.7.3.1 试验准备	9-6
9.7.3.2 试验实施	9-6
9.7.3.3 失效判据	9-7
表 9-1 环境定义和设备要求	9-7
图 9-1 爆炸大气试验装置示例	9-8
图 9-2 正己烷的比重	9-9
图 9-3 充入气体的重量与温度的关系	9-10

9.0 爆炸大气

9.1 试验目的

本试验规定了可能接触到本文规定的易燃液体和蒸汽的机载设备的要求和程序。它还给出了飞机飞行工作时经受或可能经受易燃液体和蒸汽区域内可能发生的正常和失效条件。

本部分所涉及的易燃试验液体、蒸汽或气体模拟了那些在传统飞行器中常用的并且需要氧气才能燃烧的物质(例如：不包括单元燃料)。

本标准不适用于由于飞机携带物品(如行李或货物等)的泄漏而产生的潜在危险环境。

注：爆炸大气试验应在试件经受了本文件所列的其他环境试验之后进行(见 3.2 “试验顺序”)。

9.2 防爆

如果已确定在指定环境中设备引起易燃气体或蒸汽产生爆炸的危险性可以忽略，则认为设备是防爆的。

9.3 设备分类

9.3.1 A类设备

A类设备设计成：

- a. 在正常使用条件下，任何表面的温度不应升高到引燃周围易燃气体的程度，任何工作部分也不应引起燃烧，，因此，满足 9.6.2 规定的防爆试验。
- b. 设备内部爆炸混合物的燃烧不会引燃引起其周围的爆炸大气，因此，满足 9.6.1 规定的隔爆试验。

满足 9.3.1b 要求的密封设备应归为 A 类设备。

9.3.2 E类设备

E类设备是非密封的，且不安装在具有防止火焰和爆炸蔓延设计的外壳中的设备。

此类设备的设计应满足在正常使用下，任何外表面的温度不应升高到能够引起燃烧的程度，任何工作部分也不应引起燃烧。因此，满足 9.6.1 规定的 A 类试验。

9.3.3 H类设备

H类设备，包含有热点表面(内部或外部)，并且在正常工作条件下不产生电火花(见 4.6.1)。

此类设备的设计应满足在正常使用条件下，任何外表面的温度不会升高到能够引起燃烧的程度，以便满足 9.6.3 规定的器件表面温度试验。

9.4 一般试验要求

9.4.1 概述

当按有关的试验程序进行试验时，为了保证设备满足 9.3 规定的标准，以下规定的试验要求是必要的。

9.4.2 试验样品

选择的试验样品应能代表生产的设备。

9.4.3 燃料

除非另有规定，使用的燃料可以是丙烷、正己烷或与此相当的燃料。

9.4.4 燃料混合物

- a. 对于丙烷，使用由 3.85%~4.25% 体积的丙烷和 96.15%~95.75% 体积的空气混合而成的、化学当量为 1.05 的混合物。试验装置示意图见图 9-1；

b. 对于正己烷，使用化学当量为 1.80 的混合物，其正己烷的含量按照下式计算：

1. 95% 正己烷体积 (ml) (公制) = $4.27 \times 10^{-4} \times \frac{[\text{试验箱有效容积 (升)}][\text{试验箱压力 (Pa)}]}{[\text{试验箱温度 (K)}][\text{正己烷比重}]}$
2. 95% 正己烷体积 (ml) (英制) = $150.41 \times \frac{[\text{试验箱有效容积 (英尺}^3\text{)}][\text{试验箱压力 (psia)}]}{[\text{试验箱温度 (R)}][\text{正己烷比重}]}$

注：K = 热力学温度，即 $^{\circ}\text{C} + 273.15$

R = 热力学温度，即 $^{\circ}\text{F} + 459.67$

正己烷比重由图 9-2 确定。

爆炸大气试验所用的燃料蒸发装置宜能把少量空气和燃料蒸汽一起加热到使燃料蒸汽从蒸发装置导入试验箱时不会发生凝结的温度。

当试验设备要求燃料在爆炸试验箱内汽化时，则燃料可在试验现场环境温度下导入。

9.5 设备设计和安装信息

设备规范应详细说明用于具体类别设备外壳设计的任何限制条件，如适用，这些设计限制宜包括以下内容：

- a. 对于可能会接触到易燃液体或蒸汽，且在正常使用中可能会产生电弧、电火花或热表面的设备，在设计时应考虑到它自身可能的安装方式，并进行防爆设计；
- b. 对于可能会接触到易燃液体或蒸汽，且在故障条件下可能产生电弧、电火花、摩擦火花或热表面的设备，在设计和安装时应将产生引燃易燃蒸汽的所有故障风险降到可接受的最低程度；
- c. 在为强迫通风设备设计空气供给系统时，应考虑易燃蒸汽污染空气的可能性。如果设备及其管道(包括接头)位于能受到这种污染的区域中，这些设备应能满足相应的环境条件；
- d. 9.4.1 中 A 类设备的规范，宜考虑凸缘和孔洞尺寸或其他等效措施(如阻焰罩等)的设计要求，以保证设备在火焰蔓延中足够安全。这些信息包含在国家文件中。

9.6 试验程序

9.6.1 A 类试验

9.6.1.1 试验准备

- a. 试验外壳或罩子准备：本步骤的目的是为了有意地使受试外壳或罩子充满挥发性气体混合物然后点燃它。可以要求在外壳或罩子上钻孔或开孔，用于软管与燃料蒸汽空气混合物循环系统的进出连接，以及安装一个火花隙装置。为便于引入爆炸气体而做的任何改动，造成的外壳体积变化不应大于 $\pm 5\%$ ；
- b. 软管安装：当插入来自风机的软管时，应特别小心，防止因回火或供气软管压力泄漏而引燃周围的混合气体；
- c. 火花隙装置：应提供一个火花隙装置，用来点燃外壳或罩子内的爆炸混合气体。可以在外壳或罩子上钻孔或开孔安装火花隙装置，也可以在内部安装火花隙装置；
- d. 壳体安装：壳体或罩子，与装入其内部的试件或与试件体积和位置构形相同的模型一起，应按照制造商推荐的正常使用安装方式，在爆炸试验箱内进行机械和电气连接与定位。如果试验需要，这一步骤还应包括必要的冷却措施；
- e. 试验装置：所需的装置包括试验箱或试验舱及其辅助仪器，用来提供、保持和监控规定的试验条件。采用的试验箱要具有引燃燃油-空气混合物的装置(如火花隙装置)，以及能引起混合气体样品爆炸的装置(如火花隙或电热塞引爆源)。另一种可用的确定蒸汽爆炸特性的方法是使用校

准过的爆炸气体仪，这种仪表能够测量燃料-空气混合物的爆炸程度和浓度。

9.6.1.2 试验实施

试验按以下步骤进行三次：

步骤 1：将试验箱密封并将箱内压力保持在试验所在地的大气压力。试验箱内环境温度应不低于 25℃。箱内爆炸混合物应利用 9.5.3 和 9.5.4 规定的混合物产生。使燃料/空气混合物在试验件间循环流动(采用风机或泵)，以保证爆炸性混合物进入试验件内。

步骤 2：为了使壳体内气体发生爆炸，应给壳体内的引燃源通电。可以使用插入壳体内部并与试验箱外温度记录仪相连接的热电偶检测壳体内发生的爆炸。如果混合物的引燃没有立即发生爆炸，则认为试验无效，并应装入新的爆炸混合物重新进行试验。

步骤 3：壳内爆炸至少要进行 5 次。如果试验壳体较小(不超过试验箱体积的 1/50)，并且当混合物循环进入到壳内时，壳体内引燃的反应是爆炸性的，而不是使爆炸混合物连续地燃烧，那么，在不向箱内充入新的爆炸混合物的情况下，可以使壳体内产生多于 1 次的爆炸，但不超过 5 次。如果试验壳体容积大于试验箱体积的 1/50，每个试件爆炸后需清理试验箱，因为可能已经改变试验混合气体。壳体内爆炸之间要留有足够的时间，以使新的爆炸混合物进入壳体内，替换燃烧过的废气。如果壳体内的爆炸没有引起主试验箱的爆炸，则应使用火花塞或电热塞点燃混合物样品来检验主试验箱内的燃料-空气混合物的爆炸性。如果主试验箱内的空气-蒸汽混合物不具有爆炸性，则认为试验无效，重新进行全部程序。

9.7.1.3 失效判据

如果壳体内爆炸引起了主试验箱爆炸，则认为试件未通过此试验，无需再进行试验。

9.7.1.4 外表面温度测试

如有必要，应在专用设备规范中规定试验程序(9.4.1.b)。

9.7.2 E类试验

9.7.2.1 试验准备

- a. 试件应按制造方推荐的正常使用安装方式进行机械和电气连接与定位。这应包括在进行本标准所述试验有需要时提供的任何冷却措施，以便能进行正常的电气工作，允许通过压力密封装置在试验箱外进行机械控制。应拆去或松开试件的外罩，以利于爆炸混合物进入。对于多单元件组成的大型试件，允许一次试验一个或几个单元件，通过电缆孔将电连接延长到放置在试验箱外的其余相关设备；
- b. 使试件运行以确定其功能是否正常；
- c. 只要能采取适当措施来复现扭矩、电压、电流和感抗等正常负荷，就可模拟驱动部件上的机械负荷以及开关和继电器上的伺服机构负荷和电负荷。在所有情况下，最好按照安装环境中正常工作模式使试件运行。

9.7.2.2 试验实施

试验应在当地气压下进行：

步骤 1：应密封试验箱，并将箱内的环境温度升高到表 4-1 中给定的高温工作温度，即设备设计的最高工作温度。但在爆炸混合气体进入试验箱前，应使试验箱和试验箱壁的温度上升与试验箱周围空气的差值不超过 11℃，以防止爆炸气体凝露。

步骤 2：向试验箱内注入 9.5.4 中要求的燃料量，使试验大气循环流通至少 3min，以便于燃料完全汽化并产生均匀的混合气体。

步骤 3: 此时, 试件的所有电接触器都应动作。在这一期间内试件应连续工作, 且所有电接触器的开合频率应尽量和实际使用情况相同。

步骤 4: 如果试件工作时没有发生爆炸, 应以使用火花隙或电热塞引燃混合气体样品的方法来检验空气—燃料蒸汽混合气体的潜在爆炸性。如果空气—燃料蒸汽混合气体不具有爆炸性, 则应认为此试验无效, 应重新进行全部试验程序。

9.7.2.3 失效判据

如果试件引起爆炸, 则试件应未通过此试验, 无需再进行试验。

9.7.3 H类试验

9.7.3.1 试验准备

按 9.7.2.1 的要求将试件装在试验箱内。对有可能引发热引燃的受试部件和受试表面, 应安装工作温度范围为 65℃~260℃的热电偶。

9.7.3.2 试验实施

按以下步骤进行试验:

步骤 1: 试验箱应密封, 将箱内环境温度升到表 4-1 给定的高温工作温度, 即设备设计的最高工作温度。试验箱和箱壁的温度与试验箱周围空气温度的差值不得超过 11℃。

步骤 2: 设备应通电并按正常模式工作, 直到其达到热稳定。应记录可疑部件或表面达到的最高温度。如果温度超过 204℃, 则试验应终止。

9.7.3.3 失效判据

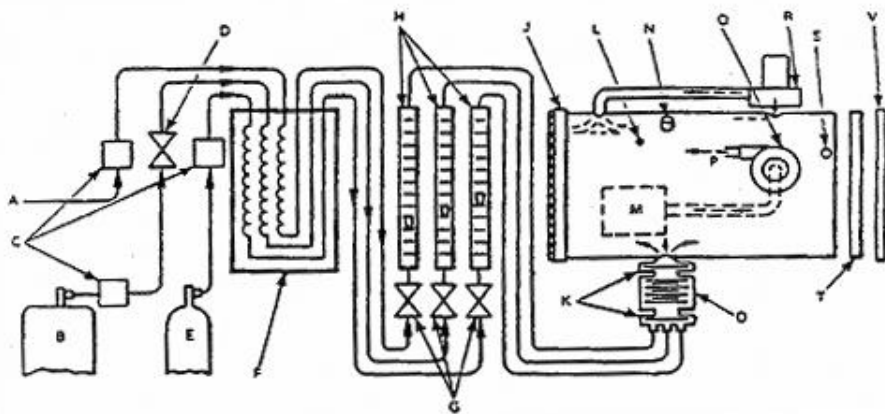
在步骤 2 中, 如果试件温度超过 204℃, 则试件未通过该试验, 无需再进行试验。

表 9—1 设备分类和试验要求

设备分类	要求和试验	注
A A(气密密封)	见 9.7.1 见 9.7.1.2	1
A E H	见 9.7.1 见 9.7.2 见 9.7.3	2
A E H	与 II 类环境相同, 但失效情况不适用	3

注:

1. 适用于 9.3.1
2. 适用于 9.3.2
3. 适用于 9.3.3



图例

- | | |
|--------------------------|----------------------------|
| A 空气 | L 圆筒形爆炸试验箱 |
| B 丙烷气瓶 | M 受试设备 |
| C 减压阀 | N 排烟孔 |
| D 由爆炸试验箱上的微型开关控制的气体截止阀 | O 混气室 |
| E 氧气瓶 | P 排向大气的废气 |
| F 使气体达到标准温度的热交换器 | Q 用于试验样品换气的抽气机 |
| G 针状阀 | R 搅拌鼓风机 |
| H 流量计 | S 胶带因爆炸而位移时可以释放的微动开关(每端一个) |
| J 两端用隔板覆盖(如纸板或聚乙烯板)用胶带固定 | T 薄板 |
| K 薄膜止回阀 | V 胶带 |

图 9-1 爆炸大气试验装置示意图

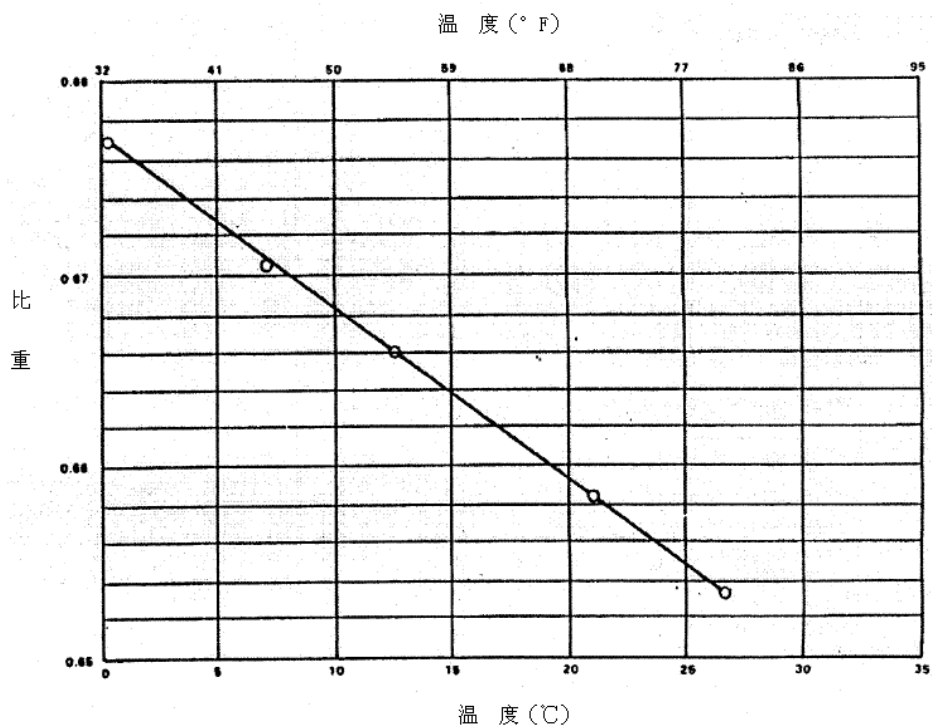


图 9-2 正己烷的比重

空气质量 -1b

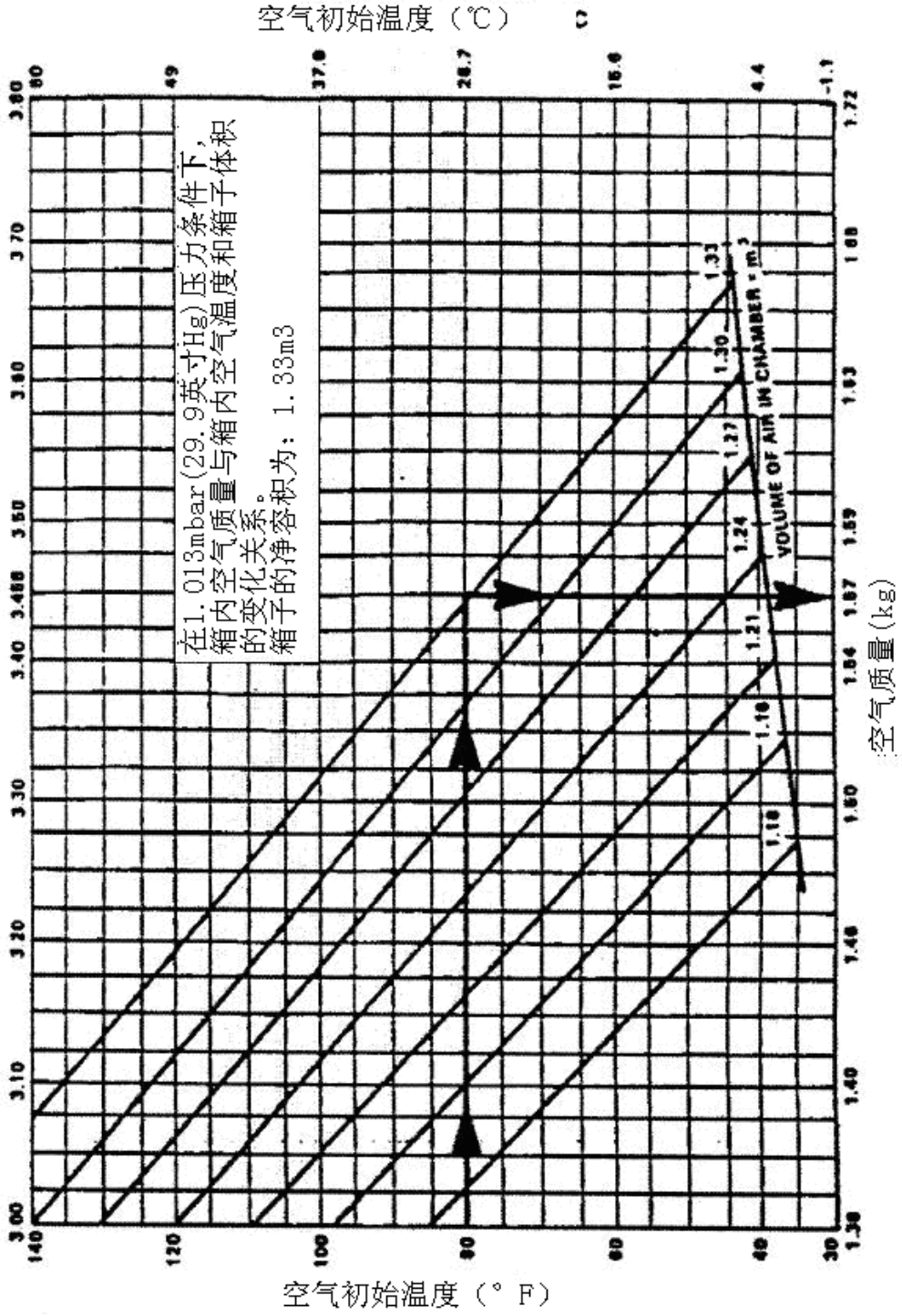


图 9-3 充入的空气重量与温度的关系

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 10 章 防水性

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

目 录

10.0	防水性	10-1
10.1	试验目的	10-1
10.2	设备分类	10-1
10.3	试验程序	10-1
10.3.1	防冷凝水试验	10-1
10.3.2	防滴水试验	10-1
10.3.3	防喷水试验	10-1
10.3.4	防连续水流试验	10-2
图 10-1	滴水试验装置详图	10-2
图 10-2	喷头详图	10-3

10.0 防水性

10.1 试验目的

本试验用于确定设备是否能经受住喷洒或滴落到其上面的液体水的影响或水凝结的影响。

本试验不用于验证气密密封设备的性能。因此，可以认为气密设备已经满足了所有防水要求，无需再做试验。如果设备是永久密封且不透气的，则应认为设备是气密密封的。

10.2 设备分类

Y类

在飞机正常工作期间，其安装位置会经受冷凝水的设备归为 Y 类。预期安装于这些位置的设备，适用于防冷凝水试验程序。

W类

飞机正常工作期间，其安装位置会经受滴水(通常由冷凝引起)的设备归为 W 类。预期安装于这些位置的设备，适用于防滴水试验程序。

R类

安装于可能受到大风雨或会从任何角度受到水喷洒的位置的设备归为 R 类。预期安装于这些位置的设备，适用于防喷水试验程序。通过 R 类设备要求的设备可以认为满足 W 类的要求，无需再做试验。

S类

安装于可能受到液体强大流动力作用(如在飞机的除冰、冲洗或清洗操作中可能会遇到)位置的设备归为 S 类。预期安装于这些位置的设备，适用于防连续流动水试验程序。试验中用水来模拟实际的流体作用力。通过 S 类设备要求的设备可以认为满足 W 类的要求，无需再做试验。

10.3 试验程序

10.3.1 防冷凝水试验

本试验应使用两个温度试验箱，试验箱 1 应设置为 -10°C ，而试验箱 2 应设置为 40°C 和相对湿度为 85%。按照制造方的规范把受试设备及其所有连接件和装配附件安装到试验箱 1 中。使设备处于不工作状态，稳定至少 3 个小时。与此同时，试验箱 2 应稳定在 40°C 和相对湿度 85%。经过 3 小时的稳定后，在 5min 转换时间内，将受试设备转移到试验箱 2 中。然后，再在最长 5min 内，按照制造方的规范将受试设备及其连接件和装配附件(包括通风装置)安装在试验箱 2 中。给受试设备通电并让其工作 $10\frac{1}{2}\text{min}$ 。在这 10min 工作期间之后，确定是否符合有关设备性能标准。

10.3.2 防滴水试验

防滴水试验开始之前，将受试设备置于不工作状态，使设备的温度稳定在滴水试验用水温度的至少 10°C 以上。按照制造方的规范安装受试设备及其所有连接件和装配附件。试验中设备不工作，经受匀速滴水的作用，滴水的位置距受试设备上表面至少 1m 高，滴水的时间不少于 15min。试验箱将通过滴水孔标称直径为 0.33mm、孔间距为 25mm 的格型分配器滴出大于 $140\text{l/m}^2\text{h}$ 的水量，分配器的构造见图 10-1。注：满足 $140\text{l/m}^2\text{h}$ 或更高的水量。从水滴分配器中滴出的水量校准前及校准后应被控制并且应注意水滴分配器中水位。水滴分配器应足够大，等于或大于受试设备在其正常位置安装时的水平横截面积。试验结束时，确定是否符合有关设备性能标准。

10.3.3 防喷水试验

按照制造方的规范安装设备及其所有连接件和装配附件。使设备处于工作状态，经受来自图 10-2 所示喷头中水的喷淋，水应垂直喷向在设备性能标准中说明的设备的薄弱面。

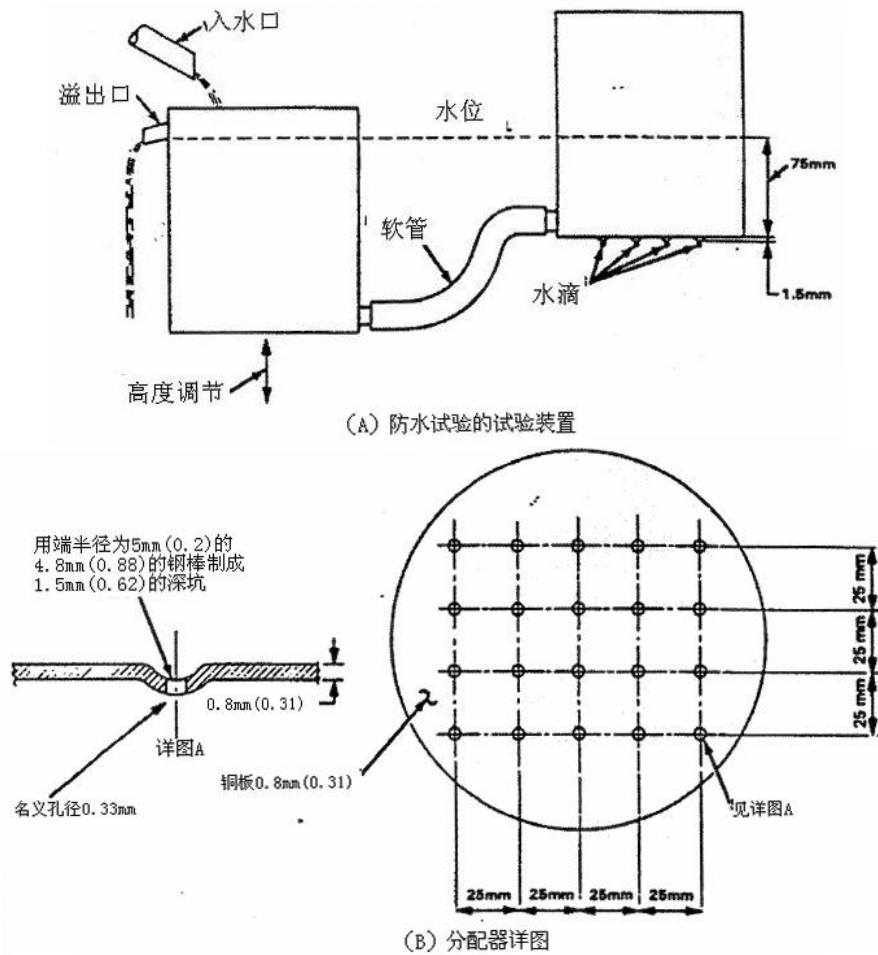
受试的每一个面应经受不少于 15min 的喷淋。如有要求，可使用适当数量的喷头同时对几个面进行该项试验。喷头距受试面的距离不小于 2.5m，喷水量应大于 450L/h。试验结束时，确定是否符合有关设备性能标准。

10.3.4 防连续水流试验

本试验用于补充 11 章流体敏感性试验。敏感材料(如密封垫)在进行本试验之前应经受 11 章中适当的试验。进行本试验应使用温度为 50℃ 的水。

按制造方的安装说明书，以模拟其在飞机上的安装方式安装设备，应按正常使用状态连接连接件和其他装配附件。试验期间设备不工作。

使受试设备所有侧面都经受连续水流的冲击，特别是带有弹性垫片连接的零件的部位，每一个侧面不能少于 5min，水流要有足够的压力，以通过直径为 6.4mm 的喷嘴后能产生至少 6m 扬程的水流。设备应在距水流出出口 1~2m 处进行此试验。试验结束时，确定是否符合有关设备性能标准。



注：容器尺寸和孔的数量要满足 10.3.2 中流量的要求。

图 10—1 滴水试验装置详图

注：满足 140l/m² h 或更高的水量。从水滴分配器中滴出的水量校准前及校准后应被控制并且应注意水滴分配器中水位。

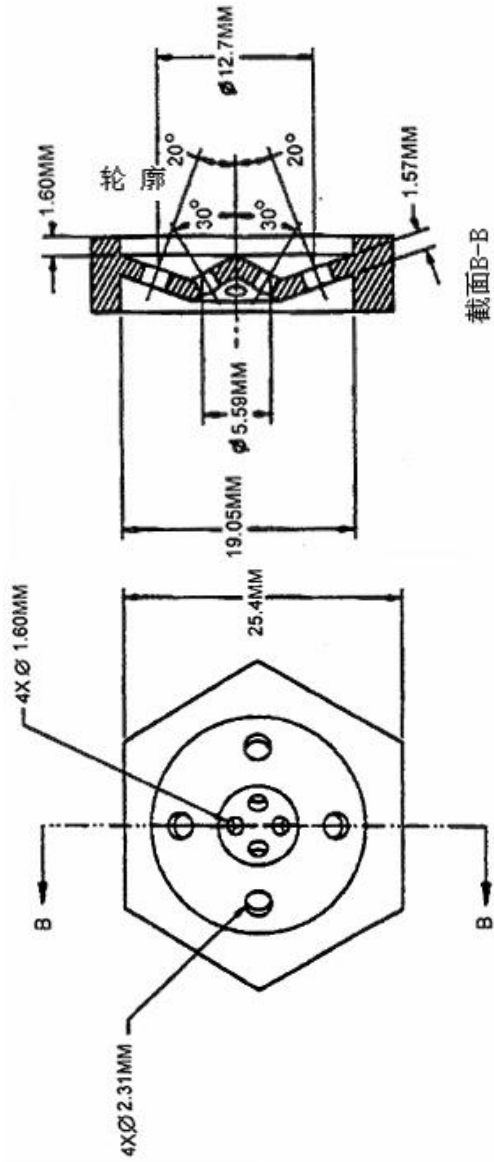


图 10—2 喷头详图

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 11 章 流体敏感性

重要提示

第 1、2、3 章中包含了与本试验程序相关的信息。
此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

目 录

11.0	流体敏感性	11-1
11.1	试验目的	11-1
11.2	注意事项	11-1
11.3	设备分类	11-1
11.4	试验程序	11-1
11.4.1	喷淋试验	11-1
11.4.2	浸渍试验	11-1
11.5	材料试样的使用	11-2
表 11-1	试验流体种类和流体温度	11-2

11.0 流体敏感性

11.1 试验目的

这些试验的目的在于确定在设备结构中使用的材料是否能经受住流体污染的有害作用。流体敏感性试验只对那些安装位置上会经常遇到流体污染的设备才进行。流体是飞机上或地面工作时所遇到的通常使用的典型流体。在这里没有列出而试验又需要的流体应包括在设备有关的规范中。

11.2 注意事项

因为许多污染物的闪点在试验温度的范围之内，所以要特别小心。要采取充分的安全措施限制爆炸和燃烧的可能性。

某些污染物自身或其他污染物或试件结合后是有毒的，因此在开始试验前，要给予充分的注意。

11.3 设备分类

F类设备

通过了这一标准中所述试验的设备划为 F 类，试验中使用的流体以及所用的试验方法的详细资料应在环境合格证书（见附录 A）中规定。

注：本文件的 10.0 和 14.0 部份分别为防水试验和盐雾试验。第 11 部份包括了 7 种普通流体。另外还有 25 种专用流体用于这些类别的试验。表 11-1 包含了流体的类别、试验中要求的专用流体和温度。所有试验用的 25 种流体或所有 7 种普通流体并不要求 F 类设备。所使用的专用流体、试验方法和暴露的温度应详细列入到试验程序和环境合格证书中。

11.4 试验程序

11.4.1 喷淋试验

按有关的设备规范对设备进行机械和电气的连接，在试验期间设备不要求工作，试验在实验室环境下进行。

(a) 喷淋所规定流体到试验样品所有的可能暴露的表面。喷淋呈细雾状，保持表 11-1 规定的温度并喷向设备的每一个主要表面、密封接头。保持表面湿润时间 8h，然后在 65℃ 条件下干燥 16h。如果保持产品润湿条件有困难，而且产品规范要求必须做喷淋试验而不做浸渍试验，那么最多每隔 4h 就充分喷淋一次的方法是可取的，并且允许产品在标准的环境温度条件下稳定。

(b) 设备的材料、防护层出现可视的退化和物理变化时。重复步骤 a) 直到 3 个 24h 的循环周期结束。在第 3 个喷淋周期临近结束时，应使设备至少工作 10min。最后一个周期结束后，将试验箱内温度降至试验标准大气温度（避免温度冲击）并使设备工作直至稳定或不低于 30min，确定是否符合有关设备性能标准。

(c) 用其它流体重复步骤 (a) 和 (b)。

(d) 直至完成所有的流体试验，确定是否符合有关设备性能标准。

注：如果设备要求用多种级别的污染流体做试验，通常应分别进行。然而，如果流体是相同的基质（如：油类流体试验后不应进行水性流体试验），也可以用多种流体同时进行试验。喷淋前流体不能预先混合，使用顺序由设备规范规定。除非在设备规范中另有说明，流体同时使用的全部暴露时间应和单一流体的暴露时间相同。应该遵守本部份的注意事项。

试验结束后，应该检查受试设备，且受试设备内部或外部的任何部件不应出现破坏现象。

11.4.2 浸渍试验

按有关的设备规范规定对设备进行机械和电气的连接。试验期间设备不工作，试验在环境温度下进

行，不要预先混合任何溶液。

把设备浸入适当的流体中至少 24h，流体的温度保持在表 11-1 中的规定值，流体要完全覆盖试件。

在 24h 结束时，设备至少工作 10min，此时设备仍全部浸在流体中。

此周期之后，取出试件，放入试验箱，在 65℃ 恒定温度下至少保持 160h，之后将试件恢复常温并至少工作 2h。

工作 2h 后，确定是否符合有关设备性能标准。

试验结束后，应该检查受试设备，且受试设备内部或外部的任何部件不应出现破坏现象。

11.5 材料试样的使用

材料试样试验也可用于设备试验的场合。这种试验结果将保证设备以 11.4 节设备试验程序规定的方式暴露于有关的流体中后不受到有害的影响。

注：如果设备接着要进行防连续流水试验（见 10.3.3 节），则材料试样试验不适用。

表 11-1 试验流体分类和流体温度

污染流体类别	试验流体	流体温度
燃油	航空喷气机 A 级燃油	40 <u>1</u> /
	航空活塞发动机燃油	40 <u>1</u> /
液压油	矿物基	80
	非矿物基	50
	磷酸盐脂类基（合成）IV 类 <u>2</u> /	70
	硅酸盐脂类（合成）	70
	硅基（合成）	70
	合成碳氢化合物基	70
润滑油	矿物基	70
	脂类基（合成）	150
	内燃机 15W40	70
溶剂和清洗用流体	异丙基乙醇	50 <u>1</u> /
	变性酒精	23 <u>1</u> /
	1-2 异二氯乙烯（替代 1.1.1 三氯乙烷）	23
防冰流体	乙（撑）二醇	50
	丙二醇	50
	AEA1 型 <u>3</u> /	50
	AEA2 型 <u>3</u> /	50
	SAE1 型	23
	SAE2 型	23
	SAE4 型	23
杀虫剂	敌敌畏（DDVP）（可购买到的最小体积百分比浓度为 0.92%）	23
	合成除虫菊酯（除虫药基，可购买到的最小体积百分比浓度为 0.92%）	23
污水	由设备规范规定	23
消毒剂（重型酚醛树脂）	澄清、可溶解的酚类化合物，如苯酚及其衍生物溶于表面活性剂并用水稀释以形成澄清溶液。	23

	黑色液体，如：精炼的焦油产品溶于溶剂油并与洗涤剂一同乳化。	23
	白色液体，如：精炼的焦煤产品乳化胶体水溶液，通常包含少量的表面活性剂	23
绝缘冷却液流体	PAO 绝缘体（聚 α 烯烃）	70
灭火剂	蛋白质	23
	氟化蛋白质	23
	水溶性合成泡沫（ATTF）	23

注：

- 1/ 这个温度超过了危险的闪点温度，试验应该总是在适当的压力器皿中进行。
- 2/ 这些流体是导电体，设备暴露于流体后并开始工作前，要特别小心。
- 3/ 全欧航空协会

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 12 章

砂尘

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节阐述的所有试验程序相关。
此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

目 录

12.0	砂尘	12-1
12.1	试验目的	12-1
12.2	设备分类	12-1
12.3	介质	12-1
12.3.1	尘	12-1
12.3.2	砂	12-1
12.4	吹尘试验程序	12-2
12.4.1	第一阶段	12-2
12.4.2	第二阶段	12-2
12.5	吹砂试验程序	12-2
12.5.1	第一阶段	12-2
12.5.2	第二阶段	12-2

12.0 砂尘

12.1 试验目的

本试验用于确定设备对以适中速度运动的空气所携带的吹砂吹尘影响的抗力。预期的主要有害影响有：

- a. 渗入裂缝、孔隙、轴承和接头，引起活动部件、继电器、过滤器等的受阻和/或堵塞；
- b. 形成导电电桥；
- c. 成为收集水汽的核心，包括引起可能发生的二次腐蚀效应；
- d. 污染流体。

注：必须考虑本试验在系列环境试验中的顺序。因为经过该试验程序后，尘的残留物与其他环境的协同效应相结合会产生腐蚀或导致试验样件长霉，并且会对后续试验的结果产生不利的影响；砂的磨蚀效应也会影响盐雾、霉菌和湿热试验的结果。

12.2 设备分类

D类设备

安装在飞机正常工作过程中经受吹尘的位置的设备为 D 类，这类设备应进行下面章节中推荐的尘试验。

S类设备

安装在飞机正常飞行情况下会经受吹砂和吹尘的位置的设备划为 S 类，这类设备应进行下面章节推荐的吹砂和吹尘试验。这些位置包括座舱或其他的没有专门防砂尘措施的位置。

12.3 介质

12.3.1 尘

吹入试验箱内尘的浓度应达到并保持在 $3.5\sim 8.8\text{g}/\text{m}^3$ ，二氧化硅的含量应为 97%~99%。

试验用尘能用红高岭土或石英粉，其尺寸分布必须满足：质量分数 100% 的尘小于 $150\mu\text{m}$ ，其中直径为 $20\pm 5\mu\text{m}$ (质量分数 $50\pm 2\%$)。试验用尘可用 140 目的石英粉 (约有 2% 通不过 140 目 ($108\mu\text{m}$) 的筛网)，并宜提供与以前试验要求具有可比性的结果。国家文件可能包含其他更多的具体分布。

12.3.2 砂

- (1) 如果可以得到设备预期正常工作最坏外场环境下的砂浓度数据，则以该砂浓度进行试验；
- (2) 对于可能工作在未铺砌地面上方的直升机附近使用的装备，吹砂浓度为 $2.2\pm 0.5\text{g}/\text{m}^3$ ($0.06\pm 0.15\text{g}/\text{ft}^3$)；
- (3) 对于根本不会在工作中的飞机附近使用或暴露、但是可能在地面工作中的车辆附近使用或无防护储存的装备，吹砂浓度为 $1.1\pm 0.3\text{g}/\text{m}^3$ ($0.033\pm 0.0075\text{g}/\text{ft}^3$)；
- (4) 对于只暴露在自然条件下的装备，吹砂浓度为 $0.18^{+0.2}_{-0.0}\text{g}/\text{m}^3$ ($0.005\text{g}/\text{ft}^3$)。(由于在较低浓度量值下测量砂浓度存在一定困难，所以允许较大公差)。

除非另有规定，对于吹砂试验使用二氧化硅 (含有 SiO_2 的重量百分比至少为 95%)。使用带有棱角结构的砂，平均 Krumbein 数范围在 0.5 到 0.7。由于试验过程中砂的棱角被磨掉或者成分被污染，试验用砂通常不允许重复使用。推荐的颗粒尺寸分布对于大颗粒的试验用砂尺寸分布从 $150\mu\text{m}$ 到 $850\mu\text{m}$ ，其中尺寸大于等于 $150\mu\text{m}$ 且小于 $600\mu\text{m}$ 砂粒的重量占总重量的 $(90\pm 5)\%$ ；尺寸大于等于 $600\mu\text{m}$ 的砂粒重量至少占总重量的 5%。

12.4 吹尘试验程序

受试设备应依次沿各个主正交轴的每一方向进行吹尘试验。吹尘气流速度保持在 0.5~2.4m/s。

注 1: 除非有关规范中另有要求, 设备在暴露期间不要求工作。

注 2: 宜遵守有关尘使用的健康与安全条例。

12.4.1 第一阶段

试验箱内温度保持在 $25 \pm 2^\circ\text{C}$, 相对湿度不大于 30%, 使设备依次沿每一正交轴的每一方向经受至少 1h 的暴露周期。

12.4.2 第二阶段

试验箱内温度升到并稳定在 $55 \pm 2^\circ\text{C}$, 相对湿度不大于 30%。使设备依次沿每一正交轴的每一方向经受至少 1h 的暴露周期。

在此暴露周期结束后, 设备应从试验箱中取出, 并冷却到室温。如果要求检查设备是否正常工作, 应用刷、擦或摇晃的方法去除积聚在受试设备(如显示器、连接器、键盘和测试端口等)外表面的尘, 注意避免多余尘粒进入设备内部。决不能用吹风或真空吸尘的方法清除设备上的尘粒。去除多余的尘粒后, 操作设备的机械活动部件 10 次, 检查活动部件是否堵塞或卡死, 确定是否符合有关设备性能标准。

12.5 吹砂试验程序

吹砂试验的气流速度为 18—29m/s, 试件的暴露表面与砂粒喷射口的距离为 3m, 以便使砂粒在碰撞到试验样件前达到预期的风速。如果试验样件(如座舱显示器屏幕)在实际服役寿命内不会直接遭遇这种量级的风速, 则其经受的吹砂气流速度应为 0.5~2.4m/s。可以使用立式试验箱来保持砂的均匀分布。

注 1: 除非有关规范中另有要求, 设备在暴露期间不要求工作。

12.5.1 第一阶段

试验箱内温度保持在 $25 \pm 2^\circ\text{C}$, 相对湿度不大于 30%, 使设备依次沿每个主正交轴的每一方向经受至少 1h 的暴露周期。

12.5.2 第二阶段

试验箱内温度升到并稳定在 $55 \pm 2^\circ\text{C}$, 相对湿度不大于 30%。使设备依次沿每一正交轴的每一方向经受至少 1h 的暴露周期。

在此暴露周期完成后, 将设备从试验箱中取出, 并冷却到室温。如果要求检查设备是否正常工作, 应用刷、擦或摇晃的方法去除积聚在受试设备(如显示器、连接器、键盘和测试端口等)外表面的砂, 注意避免多余砂粒进入设备内部。决不能用吹风或真空吸尘的方法清除设备上的砂粒。去除多余的砂粒后, 操作设备的机械活动部件 10 次, 检查活动部件是否堵塞或卡死, 确定是否符合有关设备性能标准。

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 13 章

霉菌

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节阐述的所有试验程序相关。
此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

目 录

13.0	霉菌	13-1
13.1	试验目的	13-1
13.2	一般影响	13-1
13.3	设备分类	13-1
13.4	试验设备	13-2
13.5	试验程序	13-2
13.5.1	无机盐溶液的制备	13-2
13.5.1.1	试剂纯度	13-2
13.5.1.2	水的纯度	13-2
13.5.2	混合孢子悬浮液的制备	13-2
13.5.3	菌种的活力检查	13-3
13.5.4	对照样品	13-3
13.5.5	试验样品及对照样品的接种	13-3
13.5.6	培养	13-3
13.5.7	检查	13-3
13.5.7.1	结果分析	13-4
13.5.8	注意事项	13-4

13.0 霉菌

13.1 试验目的

本试验用于确定设备材料在有利于霉菌生长的条件下，即在高湿温暖大气中及无机盐存在的条件下，是否受到霉菌的有害影响。

注：

- A. 接近其它材料的霉菌，暴露在日常的敏感污染物中，诸如平常使用或维修过程中的液体，或者，设备暴露在太阳的光化学效应下，而引起分子链断裂并分解次级产物，它们可为霉菌的生长提供营养。
- B. 本试验不应在盐雾或砂尘试验之后进行。高浓度的盐会影响霉菌生长，砂和尘能够提供营养物质，因而损害到霉菌试验的真实性(见 3.2 “试验顺序”)。

13.2 一般影响

设备长霉引起的典型问题是：

- a. 微生物在正常新陈代谢过程中消化有机材料，从而降解基质、降低表面张力并增加湿气的渗透；
- b. 新陈代谢过程中产生的酶和有机酸，从细胞中逸出并附着在基底材料表面，引起金属腐蚀、玻璃蚀刻、油脂硬化和基质材料的其他物理和化学变化；
- c. 微生物体在元件之间构成生物电桥，可导致电气故障；
- d. 霉菌的存在能引起健康问题和产生不愉快的审美情绪，致使使用者拒绝使用这些设备。

长霉的有害影响概括如下：

a. 直接侵蚀材料——不抗霉材料容易受霉菌的直接侵蚀，分解这些材料并当作营养利用。劣化的结果影响材料的物理特性。不抗霉材料的例子有：

(1) 天然材料 天然有机材料制品(碳基)最容易受到直接侵蚀。

- (a) 纤维材料(如：木材、纸张、天然纤维纺织品和绳索)；
- (b) 动物基和植物基粘合剂；
- (c) 润滑脂、油类和许多碳氢化合物；
- (d) 皮革。

(2) 合成材料

- (a) 含聚氯乙烯的组分(如含脂肪酸酯的增塑剂)；
- (b) 某些聚氨酯类(如聚酯和某些聚醚)；
- (c) 含层压材料有机填料的塑料制品；
- (d) 含易长霉组份的油漆和清漆。

b. 间接侵蚀材料。当出现下列情况时，抗霉材料会受到间接侵蚀而破坏：

- (1) 霉菌生长在积有灰尘、油脂、汗迹和其他污染物的表面(人们发现这些污染物是在设备制造期间或使用期间堆积在设备上的)引起底材的破坏，即使材料能够抵制霉菌的直接侵蚀；
- (2) 霉菌分泌的新陈代谢产物(如有机酸)引起金属腐蚀、玻璃蚀刻、或塑料及其他材料发暗或降解；
- (3) 霉菌在易感霉材料上生长产生的酸性排泄物与毗邻的抗霉材料接触而产生的直接侵蚀。

13.3 设备分类

F类

安装在受严重霉菌污染环境中的设备，划为 F 类，这类设备应做霉菌试验。如果通过材料的组成成分或以前的试验，能够证明用于构成设备的所有材料均是霉菌生长的非营养材料，则不要求霉菌试验。如果用非营养材料鉴定证书作为证明，则应在环境合格鉴定书中加以说明。（见附录 A）

13.4 试验设备及仪器

进行本试验所需要的设备由试验箱(室)和能使保持在规定条件下的辅助仪器组成。应采取措施防止冷凝水滴落到试验样品上。试验样品周围的空气应能自由循环，并且试验样品安装架与试验样品的接触面积应保持最小。当采用强制空气循环时，流过试验样品表面的风速宜不超过 1m/s。

13.5 试验程序

13.5.1 无机盐溶液的制备

无机盐溶液应含有以下成分：

磷酸二氢钾(KH ₂ PO ₄)	0.7g
磷酸氢二钾(K ₂ HPO ₄)	0.7g
七水硫酸镁(MgSO ₄ ·7H ₂ O)	0.7g
硝酸铵(NH ₄ NO ₃)	1.0g
氯化钠(NaCl)	0.005g
七水硫酸亚铁(FeSO ₄ ·7H ₂ O)	0.002g
七水硫酸锌(ZnSO ₄ ·7H ₂ O)	0.002g
单水硫酸锰(MnSO ₄ ·H ₂ O)	0.001g
蒸馏水	1000ml

无机盐溶液用 121℃ 高压蒸汽灭菌 20min。加入 0.01N 的氢氧化钠溶液，调节无机盐溶液的 pH 值，使其灭菌后的 pH 值在 6.0~6.5 之间。制备的无机盐溶液要足以满足试验的需要。

13.5.1.1 试剂的纯度

整个试验均使用化学纯的试剂。除非另有规定，所有的化学试剂均应符合美国化学协会分析试剂委员会规范，他们那里可获得这些规范。

13.5.1.2 水的纯度

除非另有规定，所用的水应该是蒸馏水或相同纯度的水。

13.5.2 混合孢子悬浮液的制备

应使用以下试验菌种：

菌种	ATCC ¹⁾
黑曲霉(Aspergillus niger)	9642
黄曲霉(Aspergillus flavus)	9643
杂色曲霉(Aspergillus versicolor)	11730
绳状青霉(Penicillium funiculosum)	11797
球毛壳霉(Chaetomium globosum)	6205

注 1) ATCC——美国标准菌库 (American Type Culture Collection, 12301 Parklawn Drive, Rockville, Maryland, 20853.)

各菌种分别接种到适当的培养基上进行培养，如马铃薯葡萄糖琼脂培养基。但是，球毛壳霉应在无机盐琼脂表面铺的滤纸条上培养。(无机盐琼脂培养基与 13.5.1 叙述的无机盐溶液组成是一样的，只是每升中添加了 15.0g 琼脂)。保藏菌种可在 $6\pm 4^{\circ}\text{C}$ 下保存不超过 4 个月，到 4 个月时需要再次培养，并从再次培养菌种中选出新的保藏菌种。如果菌种出现了遗传或生理的变化，则按上述规定进行重新培养。用来准备新的保藏菌种或孢子悬浮液的次生培养菌应放置在 30°C 条件下培养 7~10 天。5 个菌种的每一种都制备一份孢子悬浮液，即向每一菌种的次生培养菌中分别注入每升含 0.05g 无毒润湿剂(如二辛基硫代丁二酸钠或十二烷基硫酸钠)的无菌溶液 10ml。用一支无菌的白金或镍铬合金接种针轻刮长霉的培养基表面。将孢子液倒入一个无菌的装有 45ml 蒸馏水和 10~15 粒直径为 5mm 实心玻璃球的带玻璃塞的 125ml 锥形烧瓶中。用力摇动烧瓶，使孢子从结孢体上释放出来，并打散孢子团。用装有 6mm 厚层压玻璃棉的玻璃漏斗，将打散的霉菌孢子悬浮液过滤到无菌烧瓶中。此步骤可以除掉干扰喷雾过程的大块菌丝体和琼脂块。用离心机无菌分离过滤过的孢子悬浮液，并倒掉上层清液。对沉淀物用 50ml 无菌水再次悬浮，并离心分离。将从每一菌种获得的孢子如此洗涤三次。用灭菌的无机盐溶液稀释最后洗涤的沉淀物，制得孢子悬浮液，用计数器计数使每毫升孢子悬浮液中应含有 $1.0\times 10^6\pm 2\times 10^5$ 个孢子。对试验用的每一菌种都重复上述操作，并将制得的单个菌种孢子悬浮液等体积混合。孢子悬浮液可以是每天新制备的，也可以是 $6\pm 4^{\circ}\text{C}$ 下保存不多于 14 天的。

13.5.3 培养液活力的检查

对于每一个日常试验组，都需要将三块 (2.54cm \times 2.54cm) 大小的无菌滤纸条分别放在不同的培养皿中凝固的无机盐琼脂上。用无菌喷雾器¹⁾将孢子悬浮液接种在滤纸条上直至液滴开始凝聚为止。将接种的滤纸条置于 30°C 、相对湿度不低于 85% 的条件下培养，7 天后进行检查。三块滤纸监测样件上均应大量长霉，若无大量长霉则要求重新试验。

注 1): 喷头应具有 15,000.3,000 个孢子/平方厘米的喷洒能力。

13.5.4 对照样品

除培养液活力检查外，为促进霉菌生长，确保培养箱具有适宜的条件，还应将已知易长霉的基质与试验样品一起接种。对照样品是宽 3.2cm 重 234g 的易吸水棉条(未漂白)，棉条在含有 10% 甘油、0.1% 的正磷酸二氢钾、0.1% 的硝酸铵、0.025% 的硫酸镁和 0.05% 的酵母萃膏的溶液 (pH 值 5.3) 中浸过，并除去多余液体。棉条在接种并放入试验箱之前应悬挂在空气中晾干。

13.5.5 试验样品和对照样品的接种

- 将试验样品和对照样品安装在适当的样品架或悬挂到挂钩上；
- 将试验箱及箱内样品在 30°C 和 $97\%\pm 2\%$ 的相对湿度条件下预处理至少 4h；
- 用预先灭菌的喷雾器或雾化器以雾化的形式将混合霉菌孢子悬浮液喷到试验样品和对照样品上，对试验样品和对照样品接种。在向试验样品和对照样品喷菌时，注意将孢子悬浮液布满整个表面。如表面不润湿，则一直喷到液滴凝聚为止。接种后应立即开始培养。

13.5.6 培养

- 在整个试验期间，保持试验箱温度在 30°C 和相对湿度为 $97\%\pm 2\%$ 的(最小值)。除检查期间或装入其他试验样品外，在培养期间都应关闭试验箱；
- 7 天后，检查对照样品上霉菌的生长情况，以确定环境条件是否适宜霉菌生长。如果检查表明环境条件不适宜霉菌生长，则整个试验应重做；
- 如果对照样品上霉菌生长良好，则继续试验，试验时间从接种时算起 28 天，或按设备规范的

规定。

13.5.7 检查

培养期结束后，立即对试验样品进行检查。如有可能，在试验箱内对样品进行检查。如果在 8h 内没有完成检查，则将试验样品放回湿热环境条件下最少 12h。除了密封设备外，应打开设备外壳检查其内外部的劣化迹象。之后应对设备进行检测，确定是否符合有关设备性能标准。

13.5.7.1 结果分析

提供以下信息以帮助评价试验结果：

a. 必须分析生长在试验样品上的任何一种霉菌，确定其菌种类型，以及确定是生长在试验样品的材料上还是污染物上；

b. 生长在试验样品材料上的任何霉菌，无论是来自接种物本身还是其它来源，必须由有资质的人员来进行评价：

- (1) 易感部件或材料上的霉菌生长程度。任何生长都必须进行完整地描述；
- (2) 霉菌生长对材料物理特性的直接影响；
- (3) 霉菌生长可能对材料造成的长期影响；
- (4) 支持霉菌生长的具体材料(营养基质)。

c. 评价对人体因素的影响(包括健康风险)。

13.5.8 注意事项

本试验中规定的菌种，通常对操作人员没有严重危害。对个别人来说，可能会对霉菌中的某一菌种过敏，因此，进行本试验时应谨慎为好。带上医用手套保护手，注意不要将悬浮液溅到皮肤或衣服上。此外，在进行霉菌接种前宜发布公告，告知可能进入正在进行霉菌喷孢子培养或试验准备区域附近的人员，带上医用口罩和手套，谨防霉菌暴露造成不良的健康反应。

在试验箱(室)培养期间，还可能有偶然闯入的外来孢子得到培养，这些霉菌可能也会对人体造成伤害。因此，暴露后的试验样品有可能成为有害物，操作时宜格外小心。

最危险的是，如果一些有害的外来孢子存在于暴露过霉菌的试验样品上，它们以细小、干燥、分散的微粒在空气中传播并吸入人体肺内。但这种情况一般只发生在试验样品干燥之后。如果把试验样品在其干燥之前很快从试验箱中转入到常用的化学通风橱中，那么流动的空气也就接触不到操作者，分散的菌丝片断就不会进入人的鼻腔。

分散的片断非常小，以至于带纱布口罩也起不到防护作用，而只有可防护超微粒的专用防毒面具才有效。因此，在进行本试验时，使用上述建议的通风橱是一种适当的预防措施。

在试验场所可能含有一些有害的霉菌，残留在试验箱里，当清理试验箱时仍存在类似的危险。高温蒸汽作为一种优先选用的清理方法，可以保证试验箱完全无害。但是，凡采用环氧丙烷熏蒸的地方，应注意，冲洗之前进行熏蒸才能保证从箱体内冲洗出的所有残余物完全无害。

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 14 章

盐雾

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。
此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

目 录

14.0	盐雾	14-1
14.1	试验目的	14-1
14.2	设备分类	14-1
14.3	试验设备	14-1
14.3.1	试验箱	14-1
14.3.2	雾化器	14-1
14.3.3	空气源	14-1
14.3.4	盐溶液的制备	14-2
14.3.4.1	pH 的调整	14-2
14.3.5	过滤器	14-2
14.3.6	试验程序	14-2
14.3.6.1	温度	14-2
14.3.6.2	喷雾	14-2
14.3.6.3	盐雾收集器的放置	14-2
14.3.6.4	盐溶液的测量	14-2
14.3.6.4.1	氯化钠含量的测量	14-2
14.3.6.4.2	pH 值测量	14-2
14.3.6.4.3	测量时间	14-2
14.3.6.5	试验样品的准备	14-3
14.3.6.6	常规盐雾试验的实施(S类)	14-3
14.3.6.7	严酷盐雾试验的实施(T类)	14-3
14.3.6.8	失效考虑	14-3
图 14-1	盐溶液相对密度随温度变化曲线	14-4
图 14-2	盐溶液过滤器的位置	14-4

14.0 盐雾试验

14.1 试验目的

本试验用于确定长期暴露在盐雾大气中或正常使用中经受的盐雾对设备的影响。

预期的主要有害影响是：

- a. 金属的腐蚀；
- b. 由于盐的沉积引起活动部件的阻塞或卡死；
- c. 绝缘失效；
- d. 接触器和无涂覆导线的损坏。

注：盐雾试验不应在霉菌试验之前进行(见 3.2 “试验顺序”)。

14.2 设备分类

S类

安装在飞机正常使用过程中遭受腐蚀大气影响部位的设备划为 S 类。该类设备要做盐雾试验。

T类

设备安装在不遭受严酷盐雾大气环境的位置时，例如，在海边停放或使用的飞机上直接暴露于未经过滤的外界空气中的设备，此类设备划为 T 类，该类设备要做严酷的盐雾试验。

14.3 试验设备

盐雾试验使用的设备应包括：

- a. 带有支撑试验样品架的暴露试验箱；
- b. 带有能保持适当液位装置的盐溶液槽；
- c. 盐溶液的雾化装置，包括合适的喷嘴和压缩空气源；
- d. 加热和控制箱温的装置；
- e. 在箱温以上的温度下加湿空气的装置。

14.3.1 试验箱

试验箱和所有附件都应使用不受盐雾腐蚀影响的材料制造，例如玻璃、硬橡胶、塑料和除胶合板之外的其他烘干木材。此外，与试验样品接触的所有部件应使用不引起电解腐蚀的材料制造。试验箱及其附件的构造和布置应做到：盐雾不直接喷射在试验样品上，冷凝水不滴到试验样品上，盐雾能在所有试验样品周围均匀自由循环，与试验样品接触过的盐溶液不流回到盐液槽中。试验箱应设有合适的排气孔，以防箱内压力升高，并使盐雾均匀分布。排气孔的排气端应能防止强力通风，以避免在试验箱内产生强大的空气流动。

14.3.2 雾化器

设计和制造的雾化器应能产生细微分散、潮湿、浓密的盐雾。雾化器喷嘴应使用不与盐溶液发生反应的材料制造。

14.3.3 空气源

进入雾化器的压缩空气应基本上没有杂质，如油和污物。应按满足工作条件的要求配备加湿和加热压缩空气的装置。空气的压力应适当，以使雾化器能产生分散浓密的细雾。为避免由于盐沉积堵塞雾化器，喷嘴处的空气相对湿度应不低于 85%。一种满意的方法是使压缩空气以细小气泡的形式经过一个装有热水且能自动保持恒定水位的塔，水的温度宜不低于 35℃。允许水温随着空气体积的增加和试验箱与其周围环境隔热能力的降低而增高，但水温不宜超过某一极限温度，超过这一温度会使过量的湿气

引入箱中(例如, 气压为 84kPa 时温度为 43℃), 或者水温不能超过满足不了工作温度要求的值。

14.3.4 盐溶液的制备

盐为氯化钠, 折干计算, 其碘化钠含量应不多于 0.1%, 总杂质不多于 0.5%。除非另有规定, 按重量把 5 份盐溶解在 95 份蒸馏水或去离子水中, 制备成 $5 \pm 1\%$ 的溶液。应通过测量盐溶液的温度和浓度, 把溶液的相对密度调整并保持在图 14-1 的范围内。

14.3.4.1 pH 值的调整

每天应保持和测量盐溶液的 pH 值, 使在 35℃ 下喷雾的盐溶液和按 14.3.6.3 规定的方法收集到的盐溶液的 pH 值应在 6.5~7.2 的范围内。应仅用稀释的化学纯的盐酸或化学纯的氢氧化钠来调节 pH 值。应使用电测量法测量 pH 值, 即用一个带饱和氯化钾盐桥的玻璃电极, 通过比色法(如用溴百里酚蓝)测量, 或用其他测量仪器或石蕊试纸测量, 其测量结果应与电测量法测量的结果相同。新配制的每一批溶液均应按 14.3.6.4 的规定测量 pH 值。

14.3.5 过滤器

在盐溶液管道中应装有用耐腐蚀材料制造的过滤器, 其结构类似于图 14-2, 并按图 14-2 所示的方式浸在盐液槽中。

14.3.6 试验程序

14.3.6.1 温度

试验应在暴露区温度保持在 35℃ 条件下进行。精确控制温度的最好方法是把试验设备放在一个控制良好的恒温室内, 使试验设备完全隔热, 在喷雾前预热空气到适当的温度, 或者, 给试验设备包上护套, 控制护套中使用的水或空气的温度。禁止在试验箱内采用浸入式加热器来保持暴露区的温度。

14.3.6.2 喷雾

容积小于 0.34m^3 的试验箱利用以下条件能喷出合适的喷雾:

- a. 喷嘴压力应按实际可能尽量低, 以产生要求速率的雾;
- b. 孔径应在 0.5mm~0.8mm 之间;
- c. 试验箱每 0.28m^3 的容积内、每 24h 时喷出的盐溶液约为 3L。

当使用容积远大于 0.34m^3 的大试验箱时, 可以要求修改规定的条件, 以满足工作条件的要求。

14.3.6.3 盐雾收集器的放置

暴露区各部位的盐雾条件应保持为, 使放置在暴露区中任一点上洁净的盐雾收集器在至少 16h 的喷雾时间内, 每 80cm^2 的水平收集面上(直径为 10cm)平均每小时可收集到 1~3ml 的盐溶液。至少应使用 2 个收集器, 一个放在试验样品周围距离喷嘴最近点, 另一个在该试验样品周围距离喷嘴最远点。收集器应放置在不被试验样品所遮盖的位置, 以及不会收集到来自试验样品或其他表面滴落液滴的位置。

14.3.6.4 盐溶液的测量

用 14.3.6.3 规定的方法收集的溶液, 在 35℃ 温度下测量时, 应符合 14.3.4 规定的氯化钠含量和 pH 值。可将所有收集器中的盐溶液合并在一起, 以提供规定测量所要求的盐溶液量。

14.3.6.4.1 氯化钠含量的测量

盐溶液保持在规定温度下, 用内径约为 2.5cm 的量筒进行测量。在这种体积范围内进行的测量, 只需用一小型的实验室比重计。

14.3.6.4.2 pH 值测量

pH 值应按 14.3.4.1 规定测量。

14.3.6.4.3 测量时间

氯化钠和 pH 值的测量应在下列时间进行：

- a. 对于连续使用的盐雾试验箱，即，5 天之内使用过的试验箱，每次试验后应进行测量；
- b. 对于很少使用的盐雾试验箱，使用时间间隔多于 5 天或喷嘴被堵塞，应在完成 24h 运行之后测量，运行试验中不应放置试验样品。

14.3.6.5 试验样品的准备

试验样品的处理应尽量少，特别是重要表面，并应在试验准备工作完成后立即进行暴露。除非另有规定，应彻底清除无保护层金属或涂有金属保护层设备的表面油污和油脂，直到表面不再形成水珠为止。清洗方法应不包括使用腐蚀剂或保护膜，除纯氧化镁软膏以外也不应使用其他研磨剂。带有机涂层的试验样品不能用溶剂清洗。试验样品与支架接触部位和不要求涂覆的切削加工过的边缘和表面，除非对涂保护层装置或试验样品另有规定，均应用蜡或不透湿气的类似物质加以保护。

14.3.6.6 常规盐雾试验的实施(S类)

步骤 1：将 4.4.1.1b 规定的盐溶液连续 24h 或按试验计划规定的时间，喷入试验箱内。在整个暴露周期内，至少每间隔 24h 测量一次盐雾沉降率和沉降溶液的 pH 值，以保证沉降率在 $1\sim 3\text{ml}/80\text{cm}^2/\text{h}$ 。¹⁾

步骤 2：试验样品在标准大气环境温度和相对湿度不大于 50% 条件下干燥 24h。在干燥期间不要触动试验样品或对其机械特性进行任何调整。

步骤 3：干燥结束后，除非另有规定，应将样品放回盐雾箱内并重复进行一次步骤 1 和步骤 2。

步骤 4：干燥结束后，启动试验样品工作，确定是否符合有关设备性能标准。

之后，应检查试验样品的腐蚀情况。必要时，可用温度不高于 28℃ 的流动水轻轻冲洗。必须分析任何腐蚀对试验样品正常功能造成的直接或潜在影响。

注 1)：建议间隔更频繁一些。如果没有满足沉降量要求，则重复该间隔。

14.3.6.7 严酷盐雾试验的实施(T类)

步骤 1 将 14.3.4 条规定的盐溶液连续 48h 或试验计划规定的时间喷入试验箱，在整个暴露周期内，至少每间隔 24h 测量一次盐雾沉降率和沉降溶液的 pH 值，以保证沉降率在 $(1\sim 3)\text{ml}/80\text{cm}^2/\text{hr}$ 。

步骤 2 将试验样品在标准大气温度和相对湿度不大于 50% 的条件下干燥 24h，在干燥期间不要触动试验样品或对其机械特性进行任何调整。

步骤 3 干燥结束后，除非另有规定，应将试验样品放回盐雾试验箱内，并重复步骤 1~步骤 2 一次。

步骤 4 从试验箱内拿出 1h 内，给试验样品通电并允许干燥 24h，然后确定是否符合有关设备性能标准。

应检查试验样品的腐蚀情况，在拆卸和清洗之前，按设备规范规定的方法测量并记录绝缘电阻或搭接电阻。然后，若有必要，可用温度不高于 28℃ 的流动水轻轻冲洗试验样品。必须分析腐蚀会对试验样品正常功能产生的直接或潜在影响。

14.3.6.8 失效考虑

a. 物理。盐的沉积能引起机械部件和组装件的阻塞或卡死。本试验产生的任何沉积程度可以代表预期环境产生的沉积程度；

b. 电性能。24h 干燥期后，残留的湿气可能引起电性能故障。如果这样，尝试将这些故障与使用过程中可能出现的故障联系起来；

c. 腐蚀。分析任何腐蚀对试验样品正常功能和结构完整性造成直接或潜在的长期影响。

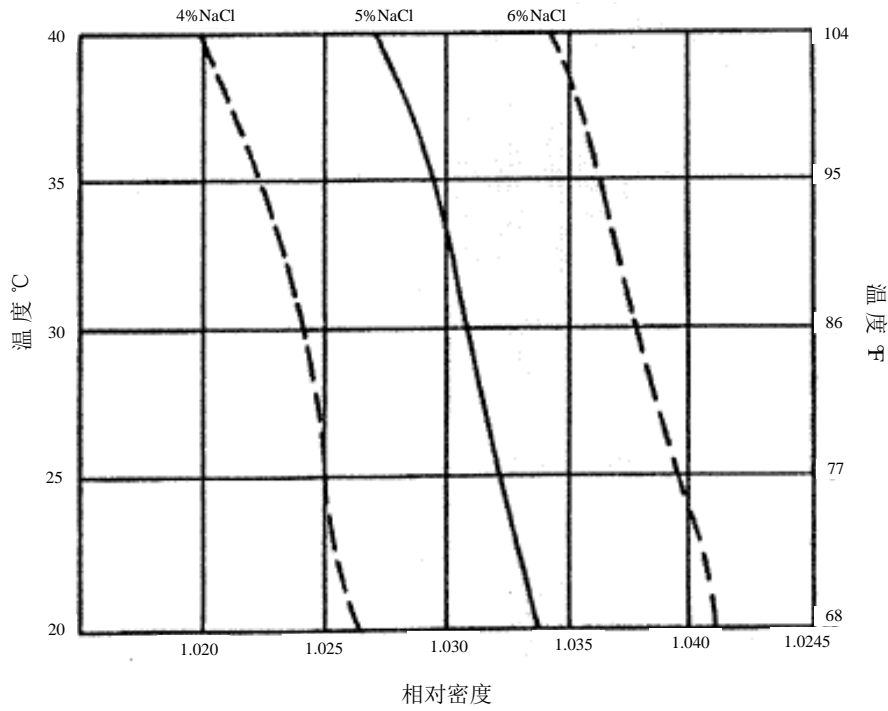


图 14-1 盐溶液相对密度随温度变化曲线

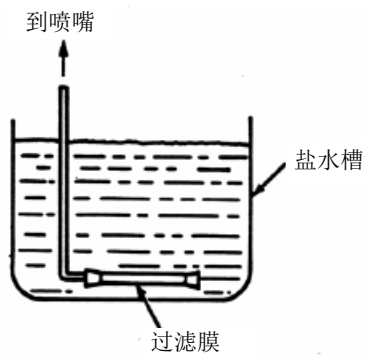
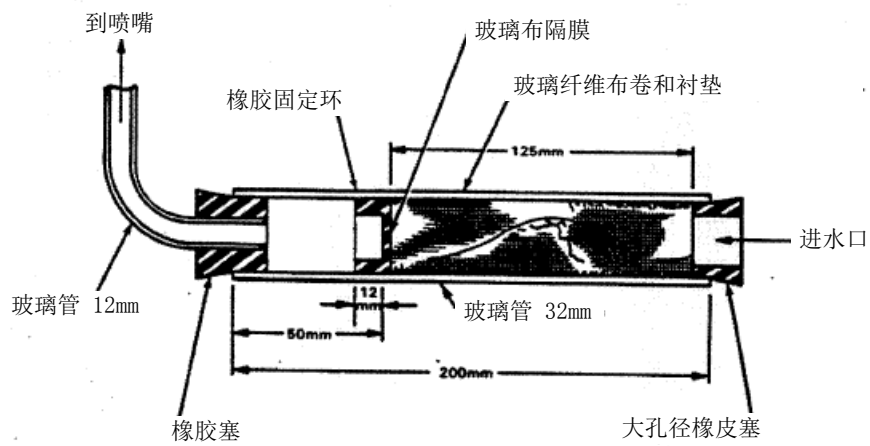


图 14-2 盐溶液过滤器的位置

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036,

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 24 章

结冰

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期: 2010 年 12 月 8 日

代 替: RTCA/DO-160F
起 草: SC-135

目 录

24.0	结冰	24-1
24.1	试验目的	24-1
24.2	概述	24-1
24.3	设备分类	24-1
24.4	试验方法	24-1
24.4.1	概述	24-1
24.4.2	A 类	24-1
24.4.3	B 类	24-2
24.4.4	C 类	24-2
图 24-1	A 类 结冰试验	24-3
图 24-2	B 类 结冰试验	24-3

24.0 结冰

24.1 试验目的

本试验用于确定设备暴露于结冰环境中必须工作的性能特性，温度、高度和湿度快速变化时会出现这种环境。

24.2 概述

根据设备设计在飞机上使用和安装分类(见 24.3)，规定了三种结冰试验程序。

注：结冰类别的选择取决于设备在飞机内(或飞机上)的位置和预期的结冰条件类型。设备设计者在评估这些由设备最终应用和使用决定的要求时必须考虑这些条件。这些试验一般适用于安装在飞机的外表面上或不控温区域内的设备，这些地方通常会遇到温度、高度和湿度的快速变化。

这些程序规定了评价各种结冰条件对性能或机载设备影响的试验方法，即：

- a. 粘附于设备外部的冰或霜的影响；
- b. 由冷凝水冻结或融化的冰重新冻结产生的冰的影响；
- c. 由直接暴露的水引起的积冰的影响。

24.3 设备分类

以下类别包括飞机上通常遇到的预期的冰形成条件。

A类

这类试验适用于安装在飞机外部或非控温区内的设备，安装在该处的设备由于冷浸在极端低温下后接着又遇到温度高于冰点的潮湿空气产生冷凝，可形成冰或霜。

B类

这类试验适用于装有活动部件的设备，而它们的活动可能受冰的形成所影响或阻碍，或由于冰膨胀产生的力而使其结构或功能部件受到损坏。设备内部和外部形成的冰是由于冷凝、冻结、融化和(或)再冻结形成的，而且这种冰可能会在非密封壳体内部逐渐积水或冰。

C类

这类试验适用于安装在飞机外部或非控温区内的设备，在这些地方，有积累自由水的危险，这些自由水随后会在设备冷表面结冰。本试验用来检验典型厚度的冰对设备性能的影响，或用来确定必须采取除冰措施前允许冰达到的最大厚度。要求的冰的厚度和分布，以及有关冰的逐渐形成的任何要求，应在有关设备性能标准中规定。

24.4 试验程序

24.4.1 概述

按能代表飞机上正常安装的方式安装受试设备。开始相应试验前，去除所有非典型污染物，例如油、油脂和污垢，这些污染物会影响冰与受试设备表面间的附着作用。发热设备的工作时间应仅限于确定符合性所需的时间内。A类和B类程序的步骤如图24-1和图24-2所示。

24.4.2 A类

- a. 设备不工作，在试验室压力和湿度条件下将设备温度稳定在表4-1中规定的地面低温耐受温度；
- b. 尽快将设备暴露于温度为30℃、相对湿度至少为95%的环境中。监测设备表面温度；
- c. 在设备表面温度达到5℃前，保持箱内温度为30℃和至少95%的相对湿度。然后在试验室压力和湿度条件下，尽快将箱内温度降到相应的地面低温耐受温度；

d. 再重复步骤 a~步骤 c 两个循环(总计 3 个循环);

e. 在第三个循环结束时, 将设备温度稳定在地面低温耐受温度。升高并保持试验箱温度到 -10°C , 并允许设备表面温度升高。当表面温度达到 $-10\pm 5^{\circ}\text{C}$ 时, 使设备进入工作状态, 确定其是否符合有关设备性能标准。

注: 本试验设计是为使设备交替暴露于干冷和暖湿环境。建议使用模拟这两种不同环境的两个不同的试验箱。

24.4.3 B类

a. 设备不工作, 在试验室压力条件下将设备温度稳定在 -20°C 。保持此温度并降低试验箱压力到表 4-1 中规定的相应的最高工作高度。保持此条件至少 10 分钟;

b. 以不超过 $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 的速率升高试验箱温度, 同时升高并保持试验箱内相对湿度到不小于 95%。保持此条件足够的时间, 以使所有的霜和冰融化或直到设备表面温度达到 $0^{\circ}\text{C}\sim 5^{\circ}\text{C}$ 之间。此步骤期间的任何时间内试验箱温度不允许超过 30°C ;

c. 在 15-30min 时间内, 以均匀速率将试验箱压力升高到室内环境压力。压力恢复完成后, 将试验箱的相对湿度降到室内正常环境;

d. 重复步骤 a~步骤 c, 总共完成 25 个循环或按有关设备规范的规定, 以少者为准;

注: 如果有必要中断试验程序, 应在设备处于低温条件时中断试验。

e. 在最后一个试验循环结束时, 设备温度已稳定在 -20°C 之后, 确定其是否符合有关设备性能标准。

24.4.4 C类

a. 设备不工作, 将设备温度稳定在喷水时能在设备上结成透明、坚硬的冰的温度;

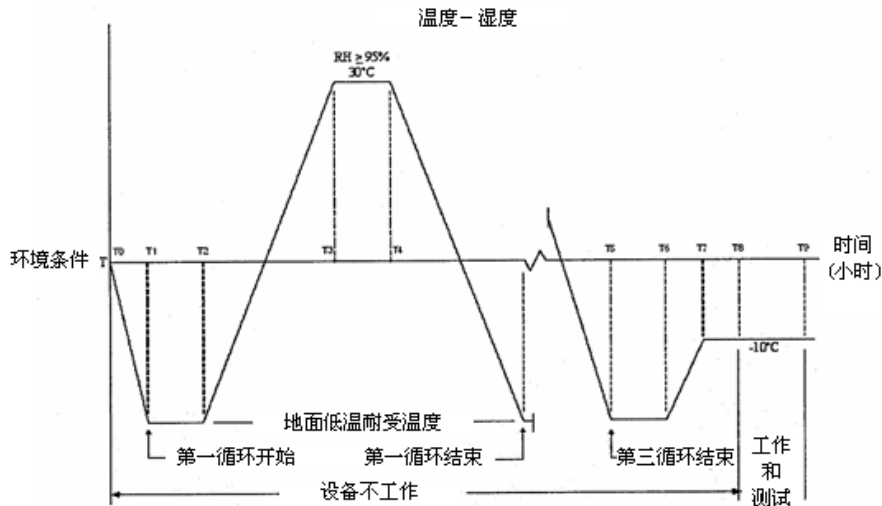
注 1: 对于这一试验, 形成的冰应为透明而坚硬的(光亮的冰)。“白色”或带气穴的冰(霜冰)是不认可的。

注 2: 最佳温度可能在 -1°C 和 -10°C 之间, 具体取决于设备的热质量。此温度最好通过试验确定。

b. 人工喷洒接近于冻结温度的细雾状水, 以积累起有关设备性能标准规定厚度的透明坚硬的均匀冰层;

c. 冰层达到所要求的厚度时, 停止喷洒。使设备进入工作状态, 并将设备温度稳定在 -20°C 。确定其是否符合有关设备性能标准。

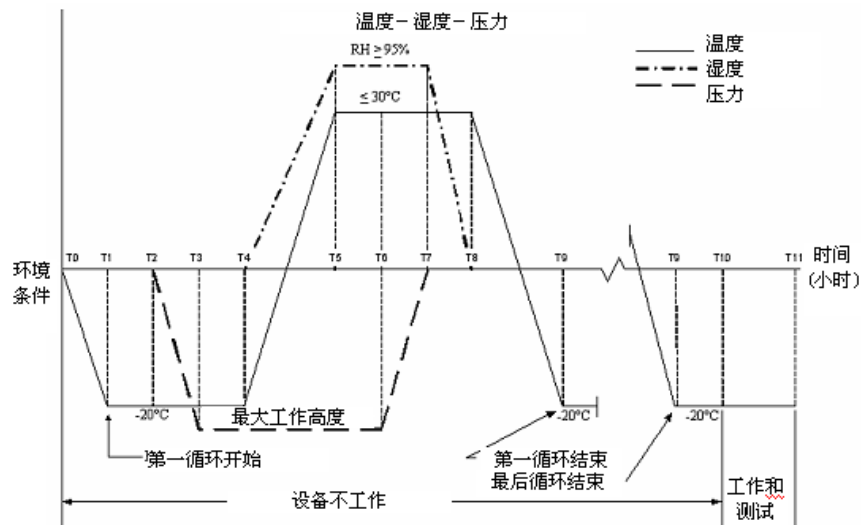
注: 如果为了增加冰的厚度而需要进行多次试验时, 则应以使每一厚度量级连续形成的方式进行一系列的单独试验。



注:

1. 除非另有规定, 温度和湿度变化速率可任选
2. T1 到 T2 和 T5 到 T6 为设备温度达到稳定的时间
3. T2 到 T3 和 T4 到 T5 应按实际可能尽快完成
4. T3 到 T4 为设备表面温度达到 5°C 的时间
5. T7 到 T8 为设备表面温度达到 -10°C 的时间

图 24-1 A 类结冰试验



注:

1. 除非另有规定, 温度、湿度和压力变化速率可任选
2. T1 到 T2 和 T9 到 T10 为设备温度达到稳定的时间
3. T3 到 T4 最小为 10min
4. T4 到 T5 温度变化速率最大为 3°C/min
5. T5 到 T6 是冰和霜融化的最少时间
6. T5 到 T8 试验箱应不超过 30°C
7. T6 到 T7 为 15~30min

图 24-2 B 类结冰试验

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

第 26 章

防火，可燃性

重要提示

本章包含的内容与本文中其它章节描述的所有试验程序相关。此外，附录 A 用于标识完成的环境试验。

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

目 录

26.0	防火, 可燃性.....	26-错误!未定义书签。
26.1	试验目的.....	26-错误!未定义书签。
26.2	适用范围.....	26-错误!未定义书签。
26.3	设备分类.....	26-错误!未定义书签。
26.3.1	A 类: 防火.....	26-错误!未定义书签。
26.3.2	B 类: 耐火.....	26-错误!未定义书签。
26.3.3	C 类: 可燃性.....	26-错误!未定义书签。
26.4	防火/耐火试验程序.....	26-错误!未定义书签。
26.4.1	试验装置.....	26-错误!未定义书签。
26.4.2	燃烧器校准.....	26-错误!未定义书签。
26.4.3	火焰温度.....	26-错误!未定义书签。
26.4.4	火焰强度.....	26-错误!未定义书签。
26.4.5	稳态工作条件.....	26-错误!未定义书签。
26.4.6	火焰方向和位置确定.....	26-错误!未定义书签。
26.4.7	防火试验.....	26-错误!未定义书签。
26.5	耐火试验.....	26-错误!未定义书签。
26.5.1	数据记录.....	26-错误!未定义书签。
26.6	可燃性试验.....	26-错误!未定义书签。
26.6.1	试验类型的确定.....	26-错误!未定义书签。
26.6.2	座舱和货仓材料的垂直本生灯试验.....	26-错误!未定义书签。
26.6.3	混合材料水平本生灯试验.....	26-错误!未定义书签。
26.6.4	60 °电线本生灯试验.....	26-错误!未定义书签。
表 26-1	免除试验的零件/材料定义.....	26-2
表 26-2	试验类型的确定.....	26-4
图 26-1	垂直本生灯试验箱.....	26-14
图 26-2	垂直本生灯试验箱正视图和俯视图.....	26-15
图 26-3	垂直本生灯试验试验样品夹具.....	26-15
图 26-4	燃烧器管道和火焰监视器.....	26-16
图 26-5	火焰作用于垂直试验样品的位置.....	26-17
图 26-6	水平本生灯试验箱.....	26-18
图 26-7	水平本生灯试验箱正视图和俯视图.....	26-18
图 26-8	水平本生灯试验箱侧视图.....	26-19
图 26-9	水平本生灯试验试验样品夹具.....	26-20
图 26-10	燃烧器管道和火焰监视器.....	26-21
图 26-11	燃烧器与试验样品的典型位置.....	26-21
图 26-12	60 °电线本生灯试验设置.....	26-22
图 26-13	燃烧器管道和火焰监视器.....	26-23
图 26-14	热电偶详细说明.....	26-23
图 26-15	液体燃料燃烧器-热电偶位置.....	26-24

图 26-16	标准热流量密度测量装置的安装	26-25
图 26-17	液体燃料燃烧器喷嘴	26-25
图 26-18	热流量密度测量管安装图	26-26

26.0 防火，可燃性

26.1 试验目的

本章规定了可燃性和耐火性试验条件和方法。

26.2 适用范围

可燃性和防火试验适用于安装在固定翼螺旋桨飞机、固定翼涡轮喷气飞机、涡扇飞机、桨扇飞机和直升机上的设备。

本试验适用于安装在以下区域的设备：

- 安装在增压区
- 安装在防火区
- 安装在非增压区，非防火区

26.3 设备分类

26.3.1 A 类：防火

安装在防火区的设备，在起火的前 5 分钟期间必须能够工作，并且必须至少保持安全运行 15 分钟。对于装有液体的组件，当燃烧器移开后不应有助燃的液体泄露(可以自己熄灭的浸湿或液滴是可以接受的)。对于空气调节组件不应有可助燃的气体泄露。设备应保持牢固地安装在底座上。

应采用防火试验程序。

试验应在设备处于工作状态下进行。

26.3.2 B 类：耐火

安装在防火区的设备，在起火的 5 分钟期间必须运行或不出现危险情况，无结构性损坏。对于装有液体的组件，当燃烧器移开后不应有助燃的液体泄露(可以自熄的浸湿或液滴是可以接受的)。对于空气调节组件不应有可助燃的气体泄露。总之，在 5 分钟结束时，试验件的任何持续燃烧的泄露都会被认作试验失败，除非能证明整体着火危险没有明显增加。例如，灭火设备能够扑灭残余火焰。

应采用耐火试验程序。

试验应在设备处于工作状态下进行。

26.3.3 C 类：可燃性

适用于安装在增压或非增压区和非防火区的带封闭外壳电子器件和非金属材料、零部件和分组件。试验应在设备处于非工作状态下进行。本试验的目的是检查在设备内部或外部出现引燃情况下火焰的非蔓延性。应采用材料样件进行试验。

应采用可燃性试验程序。

注：如果通过成分分析或先前的试验能够证明构成设备的所有材料符合本文相应的垂直和水平可燃性试验要求，则不需进行本试验。

如果下列条款适用，封闭外壳电子器件或非金属材料不需进行本试验：

1. 在所有侧面含有金属外壳（金属抛光是非易燃的），且没有排气孔。
2. 在五个侧面含有金属外壳（金属抛光是非易燃的），一个侧面含有玻璃多面体（显示器）已经受 12 秒垂直试验，且没有排气孔。

小零部件免除：

尺寸小且数量少的零部件/材料可以考虑免除本项试验，一般认为它们对于火焰蔓延没有显著影响。免除试验的小零部件一般包括：按钮、把手、转子、夹头、垫圈、摩擦条、滑轮等。更明确的定义如下表：

表 26-1 免除试验的零件/材料定义

尺寸关系（典型用法）
无需弯曲即可放入 76.2mm×76.2mm×12.7mm(3in×3in×.5in)或 50.8mm×50.8mm×50.8mm (2 in×2 in×2in) 的盒子中
尺寸小于 50.8mm×76.2mm×1.178mm（标签和/或其粘合剂）（2in×3in×0.7in）
直径小于 6.35mm(0.25in)的球（粘合剂液滴或耐烤涂（Nycote））
尺寸小于 101.6mm×2.286mm（4in×0.09in）（系带）

必须考虑：对于数量多于一个小零件处在与之相同或不同小零件中且位置较为接近的情况（一个小零件可能会引燃其他小零件），这相当于混合燃料载荷，可能会引起火焰的蔓延，上述表 26-1 中定义下的小零件不能免除试验。小零件的免除试验不适用于电线和电缆。

26.4 防火/耐火试验程序

26.4.1 试验装置

防火/耐火测试：具有 1100℃±80℃标准火焰的燃烧器。应使用一种经过改进的带有延伸管的枪式煤油燃烧器（见图 26-16）。仅允许在试验前的校准过程中调节燃油和气体的流量，以达到要求的火焰特性。

26.4.2 燃烧器校准

先预热 5 分钟，然后应采取下列燃烧器校准步骤。预热期间，不要将热转换铜管暴露于火焰上，以免管上积碳。

26.4.3 火焰温度

火焰温度应可调节，从而提供 1100℃±80℃ 的温度，该温度用放置在距燃烧器 100mm(标称值)处的热电偶金属丝束测量。试验期间受试设备必须放在距燃烧器 100mm(标称值)处。金属丝束由 7 个热电偶组成，其中心集中在距离喷嘴 100mm(标称值)的火舌处（见图 26-15）。在试验前火焰温度校准和试验后火焰温度校准的各 3 分钟期间，至少每 30 秒记录一次温度数据，以确保稳态条件。

26.4.4 火焰强度

要求提供的火焰含热量最小值为 4500Btu/h，输入到一个截面为 127mm×0.81mm(0.5"×0.032")、暴露长度为 380mm 的冷却铜管，冷却水的流速为 1gal/min(500 lb/h)。在与火焰温度满足要求的同一位置处进行该项测量。 Δ 温度×通过管子的水流速率(500 lb/h) = 输入到该管的热流量 Btu/h。

- 1——在试验前校准之前用细钢丝绒清洁铜管；
- 2——提供的水温应在 10℃~21℃之间；
- 3——管内水流量应调节到最小为 500 lb/h；

- 4——将燃烧器移到热传输管，开始 3 分钟预热以确保测量条件稳定；
- 5——在 3 分钟期间，至少每隔 30 秒记录一次入口和出口水温；
- 6——进行计算以确保达到最低要求。热流量测量装置的其它细节参见图 26—17 和图 26—18。

26.4.5 稳态工作条件

宜选择代表受试验样品可能遇到的较恶劣环境作为稳态工作条件。考虑的事项应包括产品可能经历的最小冷却、最高压力和工作流体最高温度。不要求试验箱模拟设备周围最高环境温度，室温环境就足够了。通常选择地面停放条件来代表较恶劣环境。

26.4.6 火焰方向和位置确定

根据火源最关键位置和试验样品最易受损部位的分析(考虑到关键电路、流体流动、壁厚、密封，等等)，确定试验火焰在试验样品上的作用位置。在作用位置分析中也可以考虑最有可能的火焰方向(即试验样品的底部)，但这可能导致限制了试验样品未来使用状态的改变。火焰必须作用于试验样品上由火焰作用分析确定的关键位置。该位置应当与校准时的距离和高度一致。对于确定有多个关键位置的设备，如果不能认定单一典型的作用位置能充分地代表所有位置，也可要求增加试验。如果需要多个位置进行试验，可以使用多个试验样品，但这不是必需的。

26.4.7 防火试验

首先根据上面章节的详细说明调整火焰，然后进行下列试验。

连接设备使其通电和工作。所有对试验件的连接(电气的、流体的、气体的等)必须是典型的设计结构。在不与试验件直接接合的部位，允许使用非典型设计的电缆、线束、连接器。只要提供的保护不妨碍试验件暴露在火焰中，试验期间可以保护所有非典型设计的硬件。建议使用高温陶瓷绝缘材料来保护非典型设计电缆和管道。

在设备工作的状态下，施加标准火焰 15min。

仅在试验的前 5min 期间，确定试验样品是否符合有关设备性能标准。

试验完成但火焰没有熄灭前，应进行试验后火焰温度校准。试验结束后(最后 10min 之后)应检查设备，不应有继续燃烧或火焰蔓延的迹象且应自行熄灭。

注意：在特定情况下(如：流体系统)，飞机制造商可以规定特殊的程序。

26.5 耐火试验

采用第 26.4 节中相应的试验火焰进行下列试验。

连接设备使其通电和工作。允许使用非典型设计的电缆、线束、连接器。只要提供的保护不干扰试验件暴露在火焰中，试验期间可以保护所有非典型设计的硬件。建议使用高温陶瓷绝缘材料来保护非典型设计电缆和管道。

试验前火焰校准后，设备工作，施加火焰 5min。

在试验期间确定试验样品是否符合有关设备性能标准，或证明在这 5min 内保持了非危险状态。

试验结束后，火焰没有熄灭时，应进行试验后火焰温度校准。另外，应检查设备，不应有结构损坏或继续燃烧或火焰蔓延的迹象且应自行熄灭。通常在 5min 结束时试验的任何泄漏或继续燃烧应认为试验失败，除非能证明整体着火危险没有明显增加。例如，灭火设备能够扑灭残余火焰。

注意：在特定情况下(如：流体系统)，飞机或发动机的制造商可以规定特殊的程序。

26.5.1 数据记录

- a) 试验自始至终都要求记录关键参数(T/C's、流量、压力等)的数据，包括校准确定的关键参数；
- b) 整个试验要录像记录。建议多视角录像，也需要试验后的照片。

26.6 可燃性试验

26.6.1 试验类型的确定

下表规定了试验样品的尺寸以及应用哪项试验用来证明设备满足可燃性要求。所需材料样件尺寸在各自的测试方法章节中列出。

表 26-2 试验类型的确定

零部件	方法	对应章节
除了橡胶、弹性部件，电线、 电缆之外的所有材料	垂直 12 秒本生灯试验	26.6.2
橡胶、弹性部件	水平本生灯试验	26.6.3
电线、电缆	60°本生灯试验	26.6.4

26.6.2 座舱和货仓材料的垂直本生灯试验

26.6.2.1 定义

26.6.2.1.1 点火时间

点火时间是指燃烧器的火焰作用于试验样品的时间。

26.6.2.1.2 燃烧时间

燃烧时间是指燃烧器的火焰从试验样品的底部移开后试验样品继续燃烧的时间。表面燃烧造成灼热但未燃起火焰的时间不包括。

26.6.2.1.3 坠落燃烧时间

坠落燃烧时间是指任何燃烧的材料从试验样品上掉落到试验箱底板的过程中持续燃烧的时间。如无材料从试验样品上掉落，则坠落燃烧时间记为 0 s，同时也要注明“无坠落物”。如坠落物多于一个，则记录最长的坠落燃烧时间。如后续的坠落物重新引燃了已经燃烧过的坠落物，则坠落燃烧时间为所有坠落燃烧物的总和。

26.6.2.1.4 燃烧长度

燃烧长度是指从试验样品最初的边缘算起到由于区域性燃烧引起的距离最远的、对试验样品有显著损坏处的长度。区域性燃烧的区域包括：不完全燃烧、碳化或脆化的区域，不包括熏黑、污损、翘曲或褪色区域，也不包括材料受热后收缩或熔化的区域。

26.6.2.2 试验设备

26.6.2.2.1 试验箱

试验应在满足图 26-1、26-2 和 26-3 所示装配要求的密闭（或与之相同）箱体中进行，其他密闭试验箱含有足够的空气能完全燃烧的要求时也可以使用。建议试验箱放置在排气罩内，以便每次试验之后能排清试验箱中的烟雾。在试验箱内，底部应放置一块厚度为 1 mm 的不锈钢板或其他抗腐蚀金属板。

26.6.2.2.2 试验样品夹具

试验样品夹具应为抗腐蚀金属，与图 26-3 所示装配一致或满足同等条件。夹具应能夹住厚 25 mm 的试验样品。

26.6.2.2.3 燃烧器

燃烧器可以是本生灯或梯利尔（Tirril）类型燃烧器，喷管内径为 3/8in（10 mm），在喷管底部装有针式调节阀，通过控制燃气流动速率来调整火焰的高度。试验箱门关闭时应有提供控制燃烧器移到和移出试验位置的方法。

26.6.2.2.3.1 燃烧器燃气

应使用纯度不低于 99% 的甲烷气体。它不必通过燃烧器喷管底部抽气口添加空气就能使用，比如纯净的扩散火焰可以使用

26.6.2.2.3.2 燃气供给管路

如图 26-4 所示，必要的气体连接和合适的管路是必备的。供给燃烧器入口的燃气压力为 $2\ 1/2 \pm 1/4$ psi（ 17 ± 2 kPa），由控制阀系统按规定的给料速率供给燃烧器燃气，控制阀系统应安装在燃气供给设备和燃烧器之间。

26.6.2.2.3.3 火焰高度指示器

火焰高度指示器可用作辅助设置火焰的高度。指示器连接在喷管上，与喷管相距 1in（25 mm），比较适宜的显示形式是在喷管顶端的上方延伸出一个 1.5in（38 mm）的尖形物，如图 26-4 所示。如使用甲烷作为燃烧器燃料，推荐使用两个叉形物测量火焰的高度，一个指示内焰锥体的高度，另一个指示火焰顶端的高度。对于甲烷，当内焰高度达到 7/8in（22 mm）、火焰顶端达到 1.5in（38 mm）时可以认定火焰的外形轮廓达到了适宜范围。

26.6.2.2.4 计时器

使用精确到 0.1s 的秒表或其他设备测量燃烧器火焰作用的时间、燃烧时间和坠落燃烧时间。

26.6.2.2.5 测量尺

使用精确到 0.1in（2.5 mm）的尺子测量燃烧长度。

26.6.2.3 试验样品

26.6.2.3.1 试验样品选择

试验所用的试验样品既可以从安装在飞行器上的装配零部件上裁剪下的，也可以是从模拟部件上裁剪下的，例如从平板材料上或装配零部件的模型上裁剪。试验样品可从装配的零部件的任何位置裁剪，但是燃烧器作用的边缘不能包含试验样品经光饰处理或加防护处理的边缘。对于组合单元，例如夹层式

面板，不能把各层拆分成单独的部分进行试验。

26.6.2.3.2 试验样品数量

试验样品不少于 3 个（多个部位），大多数情况下每一个单独的试验应准备不少于 3 个的样本。

26.6.2.3.3 试验样品尺寸

使用矩形试验样品，尺寸不小于 3in×12in（75 mm×305 mm），除非飞行器上实际应用的部件小于此处规定的尺寸并且不能用同种材料制作更大尺寸的样品。既然允许的燃烧长度是 8in，长度小于 8in 样本燃烧完后尚不能满足达标要求。

26.6.2.3.4 试验样品厚度

试验样品的厚度与所测试部分在飞机上使用的厚度一致，下列情况除外：

1. 如果所用部件构造有几个厚度时，对最小厚度处进行测试。
2. 泡沫部件厚度大于 1/2in（13 mm）时，用厚 1/2in（13 mm）的材料进行测试。
3. 部件尺寸小于规定的试验样品尺寸且不能从部件上裁剪下，应使用与配装部件材料相同的平板进行试验，平板厚度与部件在飞机上使用的实际厚度一致。

26.6.2.4 预处理

试验样品应被存放在温度为 70±5° F（21°C±3°C）、相对湿度为 50%±5%的条件下至少放置 24 h。试验前迅速地从存放环境中取出，每次只能取一个试验样品。

26.6.2.5 准备步骤

26.6.2.5.1 燃烧器调节

1. 如果使用甲烷气体作为燃烧器的燃料，务必确保向燃烧器供给空气的阀门处于关闭状态。
2. 燃气供给开关完全打开，点燃燃烧器。
3. 调节燃烧器上针状阀门，使火焰高度达到 1.5in（38 mm），并与 26.6.2.2.3.3 节要求一致。

26.6.2.6 试验步骤

1. 把燃烧器放置在距离试验样品试验期间将要安装的位置至少 3in（76 mm）处。
2. 安装试验样品，使试验样品下边缘高出燃烧器顶端 3/4in（19 mm）。
3. 关闭试验箱门，试验期间不得打开。
4. 从移动燃烧器开始计时，移动燃烧器使火焰喷射到试验样品正面下边缘的中点，试验样品整个厚度的火焰作用位置相同（见图 26-5）。
5. 施加火焰 12 s，然后移动燃烧器至距离试验样品至少 3in（76 mm）处或关闭燃气阀门。
6. 如果有燃烧的材料从试验样品上掉落，测量试验样品的坠落燃烧时间。
7. 测量试验样品的燃烧时间。
8. 等所有的燃烧停止后，缓慢打开试验箱门，打开排气扇清除箱内烟雾。
9. 取出试验样品，测量燃烧长度。为方便测量燃烧长度可用一块干软的布或薄纱，或者用浸有甲醇、乙醇或异丙醇（酒精不会溶解或侵蚀试验样品材料）的布或薄纱，去除试验样品表面的烟灰和污染颗粒。

10. 清除掉落在箱底的材料。如有必要, 在进行下一次试验前还应擦净试验箱玻璃和/或背面的镜子。

26.6.2.7 试验报告

26.6.2.7.1 材料检查

彻底检查做完试验的材料, 包括厚度。如果试验样品长度不足 12in 时还要检查试验样品长度。

26.6.2.7.2 试验结果

点火时间—报告记录的点火时间应为 12 s。

燃烧时间—报告应记录每个试验样品的燃烧时间, 燃烧时间为试验样品的平均燃烧时间(见 26.6.2.1.2 节)。

坠落燃烧时间—报告应记录每个试验样品的坠落燃烧时间, 测量并记录坠落燃烧时间的平均值(见 26.6.2.1.3 节)。试验样品无掉落物则坠落燃烧时间为 0s, 并注明“无掉落物”。

燃烧长度—报告应记录每个试验样品的燃烧长度(精确到 0.1in), 测量并记录燃烧长度的平均值。

26.6.2.8 达标要求

26.6.2.8.1 燃烧时间

12 s 试验, 所有试验样品的平均燃烧时间不应超过 15 s。

26.6.2.8.2 坠落燃烧时间

12 s 垂直试验, 所有试验样品的平均坠落燃烧时间不应超过 5 s。

26.6.2.8.3 燃烧长度

12 s 垂直试验, 所有试验样品的平均燃烧长度不应超过 8in (203 mm)。

26.6.3 混合材料水平本生灯试验

26.6.3.1 定义

26.6.3.1.1 点火时间

点火时间是指燃烧器的火焰作用于试验样品的时间。本试验的点火时间为 15 s。

26.6.3.1.2 燃烧速度

燃烧速度是指在规定的试验条件下, 火焰在试验样品上向前移动规定距离时的速度。本试验的燃烧速度是指火焰向前移动通过水平安装试验样品时的速度。

26.6.3.2 试验设备

26.6.3.2.1 试验箱

试验应在满足图 26-6、图 26-7 和图 26-8 所示装配要求的密闭(或与之相同)箱体中进行, 其他密闭试验箱含有足够的空气能完全燃烧的要求时也可以使用。建议试验箱放置在排气罩内, 以便每次试验之后能排清试验箱中的烟雾。在试验箱内, 底部应放置一块厚度为 0.04in (1 mm) 的不锈钢板或

其他抗腐蚀金属板。

26.6.3.2.2 试验样品夹具

试验样品夹具应为抗腐蚀金属，与图 26-9 所示装配一致。进行试验时，用外框架的两个长边固定试验样品，试验样品的外露尺寸为 2in (51 mm) ×12in (305 mm)。

26.6.3.2.3 燃烧器

燃烧器可以是本生灯或 Tirrill 型燃烧器，喷管内径为 3/8in (10 mm)，在喷管底部装有针式调节阀门，通过控制燃气流动速率来调整火焰的高度。试验箱门关闭时应有提供控制燃烧器移到和移出试验位置的方法。

26.6.3.2.4 燃烧器燃料

组件应使用纯度不低于 99% 的甲烷气体。这种燃料不必通过燃烧器喷管底部抽气口添加空气就能使用，比如纯净的扩散火焰可以使用。

26.6.3.2.5 燃气供给管路

如图 26-10 所示，必要的气体连接和合适的管路是必备的。供给燃烧器入口的燃气压力为 $2\ 1/2 \pm 1/4$ psi (17 ± 2 kPa)，由控制阀系统按规定的给料速率供给燃烧器燃气，控制阀系统应安装在燃气供给设备和燃烧器之间。

26.6.3.2.6 火焰高度指示器

火焰高度指示器可用作辅助设置火焰的高度。指示器连接在喷管上，与喷管相距 1in (25 mm)，比较适宜的显示形式是在喷管顶端的上方向延伸出一个 1.5in (38 mm) 的尖形物，如图 26-10 所示。如使用甲烷作为燃烧器燃料，推荐使用两个尖形物测量火焰的高度，一个指示焰内锥体的高度，另一个指示火焰顶端的高度。对于甲烷，当内焰高度达到 7/8in (22 mm)、火焰顶端达到 1.5in (38 mm) 时可以认定火焰的外形轮廓达到了适宜范围。

26.6.3.3 计时器

使用精确到 0.1s 的秒表或其他设备测量燃烧器火焰作用的时间、燃烧时间和坠落燃烧时间。

26.6.3.4 测量尺

使用精确到 0.1in (2.5mm) 的尺子测量燃烧长度。

26.6.3.5 试验试验样品

26.6.3.5.1 试验样品选择

试验所用的试验样品既可以从安装在飞行器上的零部件裁剪下的，也可以是从模拟部件上裁剪下的，例如从平坦的薄板上或装配模型上裁剪。试验样品可从零部件的任何位置裁剪，但是燃烧器作用的边缘不能包含试验样品经过光饰加工或保护处理的边缘。对于组合单元，例如夹层式面板，不能把各层拆分成单独的部分进行试验。

26.6.3.5.2 试验样品编号

试验样品不少于 3 个（如可能选多个部位的），大多数情况下每一个单独的试验应准备不少于 3 个的样本。

26.6.3.5.3 试验样品尺寸

使用矩形试验样品，尺寸不小于 3in×12in（75 mm×305 mm）。

26.6.3.5.4 试验样品厚度

试验样品的厚度与所测试部分在飞机上使用的厚度一致，下列情况除外：

- 1) 试验样品厚度不能超过实际应用在飞机上的厚度试验样品厚度不能超过 1/8in（3 mm）。
- 2) 部件尺寸小于规定的试验样品尺寸且不能从部件上裁剪下，应使用相同材料的平直薄板进行试验，厚度与部件在飞机上使用的厚度一致。试验时火焰水平移动速度是 4in/min 时薄板厚度不能超过 1/8in(3 mm)。

26.6.3.5.5 试验样品准备

在距试验样品背面（与暴露的火焰作用面相对）将要承受火焰作用的试验样品的末端起做一个 1.5in（38 mm）×11.5in（292 mm）的计量标记线。

- 1) 试验期间会严重下垂的试验样品，用有大网眼的金属丝网支撑该试验样品，以便精确计量火焰的蔓延。

26.6.3.6 预处理

试验样品应被存放在温度为 70° F±5° F（21°C±3°C）、相对湿度为 50±5%的条件下至少放置 24 h。试验前迅速地从存放环境中取出，每次只能取一个试验样品。

26.6.3.7 试验步骤

26.6.3.7.1 燃烧器调节

- 1) 如果使用甲烷气体作为燃烧器的燃料，务必确保向燃烧器供给空气的阀门处于关闭状态。
- 2) 燃气供给开关完全打开，点燃燃烧器。
- 3) 调节燃烧器上针状阀门，使火焰高度达到 1.5in（38 mm），并与 26.6.3.2.6 节要求一致。
- 4) 关闭试验箱门，试验期间不得打开。
- 5) 从移动燃烧器开始计时，移动燃烧器使喷管轴线位于试验样品被夹具长边缘夹出的宽度的中心线上（见图 26-11）。
- 6) 施加火焰 15 s，然后移动燃烧器至距离试验样品至少 3in（76 mm）处或关闭燃气阀门。
- 7) 下列情况发生时，记录试验样品出现掉落物的时间和位置
 - a. 如果火焰到达 1.5in（38 mm）标记线，记录经过时的时间 $t_c(1.5)$ 和位置。
 - b. 如果火焰到达 11.5in(292 mm)标记线，记录经过时的时间 $t_c(11.5)$ 和位置。
 - c. 如果试验样品燃烧的非常慢，火焰到达 1.5in（38 mm）标记线后在 4 min 内未到达 11.5in(292 mm)标记线，停止试验，记录此时的时间 $t_c(f)$ 和位置 d_f 。
- 8) 所有的燃烧停止后，缓慢打开试验箱门，打开排气扇清除箱内烟雾。清除试验箱底部的从试验样品上掉下的材料。

9) 如有必要, 在进行下一次试验前还应擦净试验箱玻璃和/或背面的镜子。

26.6.3.8 试验结果—燃烧速度

按下列条款确定燃烧速度:

- 1) 如果火焰在到达 11.5in (292 mm) 标记线前自行熄灭, 燃烧速度记为 0.
- 2) 如果火焰到达 11.5in (292 mm) 标记线, 燃烧速度为:
燃烧速度 (in/min) = $600 / t_c(10)$, 其中 $t_c(10) = t_c(11.5) - t_c(1.5)$ = 火焰从 1.5in (38 mm) 标记线到 11.5in (292mm) 标记线所用时间。
- 3) 如果试验样品燃烧非常慢 (见 26.6.3.7.1 节, 步骤 7), 可用以下公式估算燃烧速度:
燃烧速度 (in/min) = $60 \times (d_f - 1.5) / (t_c(f) - t_c(1.5))$ 。

26.6.3.9 试验报告

26.6.3.9.1 材料检查

彻底检查做完试验的材料, 包括厚度。

26.6.3.9.2 试验结果

根据 26.6.3.1.2 节计算每个试验样品的燃烧速度, 确定并记录试验样品燃烧速度的平均值。

26.6.3.10 达标要求

26.6.3.10.1 燃烧速度

试验样品的平均燃烧速度不应超过 4in/min。

26.6.4 60° 电线本生灯试验

26.6.4.1 定义

26.6.4.1.1 点火时间

点火时间是指燃烧器的火焰作用于试验样品的时间。本试验的点火时间为 30 s。

26.6.4.1.2 燃烧时间

燃烧时间是指燃烧器的火焰从试验样品的底部移开后试验样品继续燃烧的时间。表面燃烧造成灼热但未燃起火焰的时间不包括。

26.6.4.1.3 坠落燃烧时间

坠落燃烧时间是指任何燃烧的材料从试验样品上掉落到试验箱底板的过程中持续燃烧的时间。如果有多于一个的坠落物, 在报告中记录时间最长的坠落燃烧时间。如后续的燃烧坠落物重新引燃了之前已经燃烧过的坠落物, 则坠落燃烧时间为所有坠落燃烧物的总和。

26.6.4.1.4 燃烧长度

燃烧长度是指从试验样品最初的边缘算起到由于区域性燃烧引起距离最远的、对试验样品有显著损坏长度。区域性燃烧的区域包括: 不完全燃烧、碳化或脆化的区域, 不包括熏黑、污损、翘曲或褪色区域, 也不包括材料受热后收缩或熔化的区域。

26.6.4.2 试验设备

26.6.4.2.1 试验箱及其安装

本项验的实验箱体由金属制成，尺寸大约为 24in (610 mm(高)) × 12in (305 mm(长)) × 12in (305 mm(宽))，在箱体的正面和顶部有开口。试验箱空间宽敞，试验时应能满足完全燃烧的要求。建议试验箱放置在排气罩内，以便每次试验之后能排清试验箱中的烟雾。

26.6.4.2.2 试验样品夹具

试验样品夹具应为抗腐蚀金属，与图 26-12 所示装配一致。夹具应能使试验样品与水平线保持 60° 夹角，且与箱体正面平行相距 6in (152 mm)。

26.6.4.2.2.1 固定支架与滑轮

试验样品夹具固定在底部固头部有滑轮的支架上，支架底部固定端与滑轮相距 24in (610 mm)。

26.6.4.2.2.2 重物

在试验样品自由端系一块重物，使试验样品在试验时处于紧绷状态（见图 26-12）。不同类型电线推荐使用的重物如表 26-3 所示。

表 26-3 电线规格和推荐重物。

AWG	Pounds	Kg
20	0.8	0.4
14	2.0	0.9
8	3.0	1.4
1/0	11.0	5.0

26.6.4.2.3 燃烧器

燃烧器可以是本生灯或 Tirrill 型燃烧器，喷管内径为 3/8in (10 mm)，在喷管底部装有针式调节阀，通过控制燃气流动速率来调整火焰的高度（见图 26-13）。试验箱门关闭时应有提供控制燃烧器移到和移出试验位置的方法。建议将燃烧器安装在能旋转的底座上。

26.6.4.2.3.1 燃烧器燃料

应使用纯度不低于 99% 的甲烷气体。从燃烧器喷管底部抽气口添加空气就能使用，比如纯净的扩散火焰可以使用。

26.6.4.2.3.2 燃气管路

如图 26-13 所示，必要的气体连接和合适的管路是必备的。供给燃烧器的燃气压力为 $2\ 1/2 \pm 1/4\ \text{lb}\ (17 \pm 2\ \text{kPa})$ ，由阀门控制供给速率，阀门应安装在燃气供给设备和燃烧器之间。

26.6.4.2.3.3 火焰高度指示器

火焰高度指示器可用作辅助设置火焰的高度。指示器连接在喷管上，和喷管相距 1in (25 mm)，比较适宜的形式是在喷管顶端的上方向外伸出一个 3in (76 mm) 的尖形物，如图 26-2 所示。如使用甲烷作

为燃料，推荐使用两个尖形物测量火焰的高度，一个指示内焰锥体的高度，另一个指示火焰顶端的高度。对于甲烷，当内焰高度达到 1in (25 mm)、火焰顶端达到 3in (76 mm) 时可以认定火焰的外形轮廓达到了适宜范围。

26.6.4.2.4 计时器

使用精确到 0.1s 的秒表或其他设备测量燃烧器火焰作用的时间、燃烧时间和坠落燃烧时间。

26.6.4.2.4 测量尺

使用精确到 0.1in (2.5mm) 的尺子测量燃烧长度。

26.6.4.3 试验试验样品

26.6.4.3.1 试验样品编号

试验样品不少于 3 个 (多个部位的)，大多数情况下每一个单独的试验应准备不少于 3 个的样本。

26.6.4.3.2 试验样品长度

试验样品长度应为 30in (762 mm)，试验样品从支架底部固定处到滑轮的长度为 24in (610 mm)。

26.6.4.3.3 试验样品准备

在距支架底部固定处 8in (203 mm) 的位置做一个标记线。

26.6.4.4 预处理

试验样品应被存放在温度为 $70 \pm 5^{\circ} \text{F}$ ($21 \pm 3^{\circ} \text{C}$)、相对湿度为 $50 \pm 5\%$ 的条件下至少放置 24 h (另有规定的除外)。试验前迅速地从存放环境中取出，每次只能取一个试验样品。

26.6.4.5 试验步骤

26.6.4.5.1 燃烧器调节

- 1) 如果使用甲烷气体作为燃烧器的燃料，务必确保向燃烧器供给空气的阀门处于关闭状态。
- 2) 燃气供给开关完全打开，点燃燃烧器。
- 3) 调节燃烧器火焰，使火焰外焰高度达到 3in (76 mm)，内焰高度约达 1in (25 mm)。用燃烧器上控制燃气流量的针状调节阀调节获得适宜的火焰高度。
- 4) 燃烧器的放置

试验时，把燃烧器喷管顶端放置在距离试验样品标记 1in 处，喷管轴线垂直于试验样品，在试验样品标记处相交 (见图 26-12)。

26.6.4.5.2 试验步骤

- 1) 把燃烧器放置在离试验样品试验期间将要安装的位置至少 3in (76 mm) 处。
- 2) 从移动燃烧器开始计时，调节燃烧器使得火焰满足 26.6.4.2.3.3 节要求，移动燃烧器使内焰接触电线上的标记线。
- 3) 施加火焰 30 s，然后撤回燃烧器。
- 4) 如有燃烧的材料从试验样品上掉落，记录试验样品坠落燃烧时间 (见 26.6.4.1.3 节)。

- 5) 测量试验样品的燃烧时间（见 26.6.4.1.2 节）。
- 6) 所有燃烧终止后，取出试验样品，测量燃烧长度（见 26.6.4.1.4 节）。为方便测量燃烧长度可用一块干软的布或薄纱，或者用浸有甲醇、乙醇或异丙醇的布或薄纱，去除试验样品表面的烟灰和污染颗粒。
- 7) 清除掉从试验样品上落在箱底部的材料。

26.6.4.6 试验报告

26.6.4.6.1 材料检查

彻底检查做完试验的电线。

26.6.4.6.2 试验结果

- 1) 报告应记录每个试验样品的燃烧时间，燃烧时间为试验样品的平均燃烧时间。
- 2) 报告应记录每个试验样品的平均坠落燃烧时间。无掉落物则坠落燃烧时间为 0s，并注明“无掉落物”。
- 3) 报告应记录每个试验样品的平均燃烧长度。

26.6.4.7 达标要求

26.6.4.7.1 熄灭时间

试验样品的平均熄灭时间不应超过 30 s。

26.6.4.7.2 坠落熄灭时间

试验样品的平均坠落熄灭时间不应超过 3 s。

26.6.4.7.3 燃烧长度

试验样品的平均燃烧长度不应超过 3in（76 mm）。

26.6.4.7.4 电线断裂

试验过程中电线断裂不认为试验样品失效。

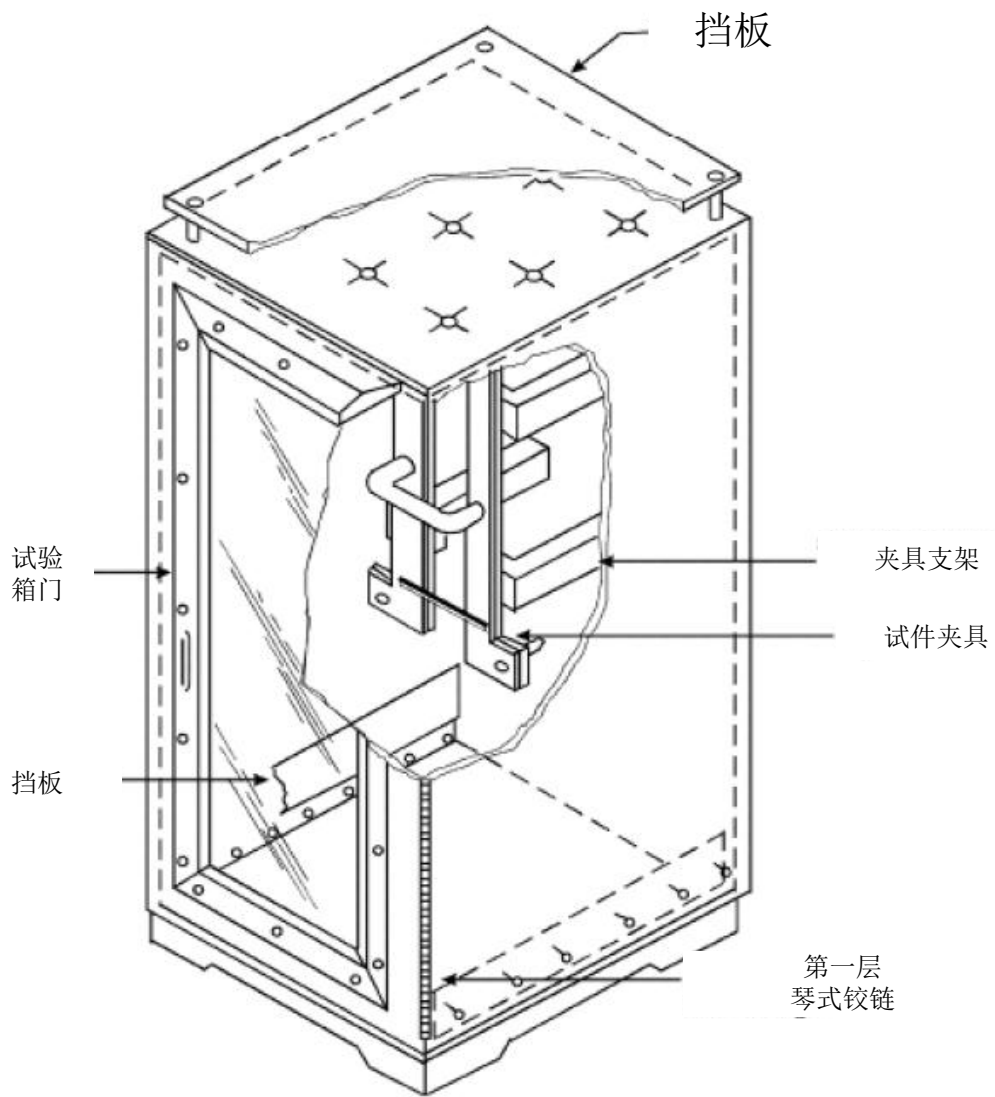


图 26-1 垂直本生灯试验箱

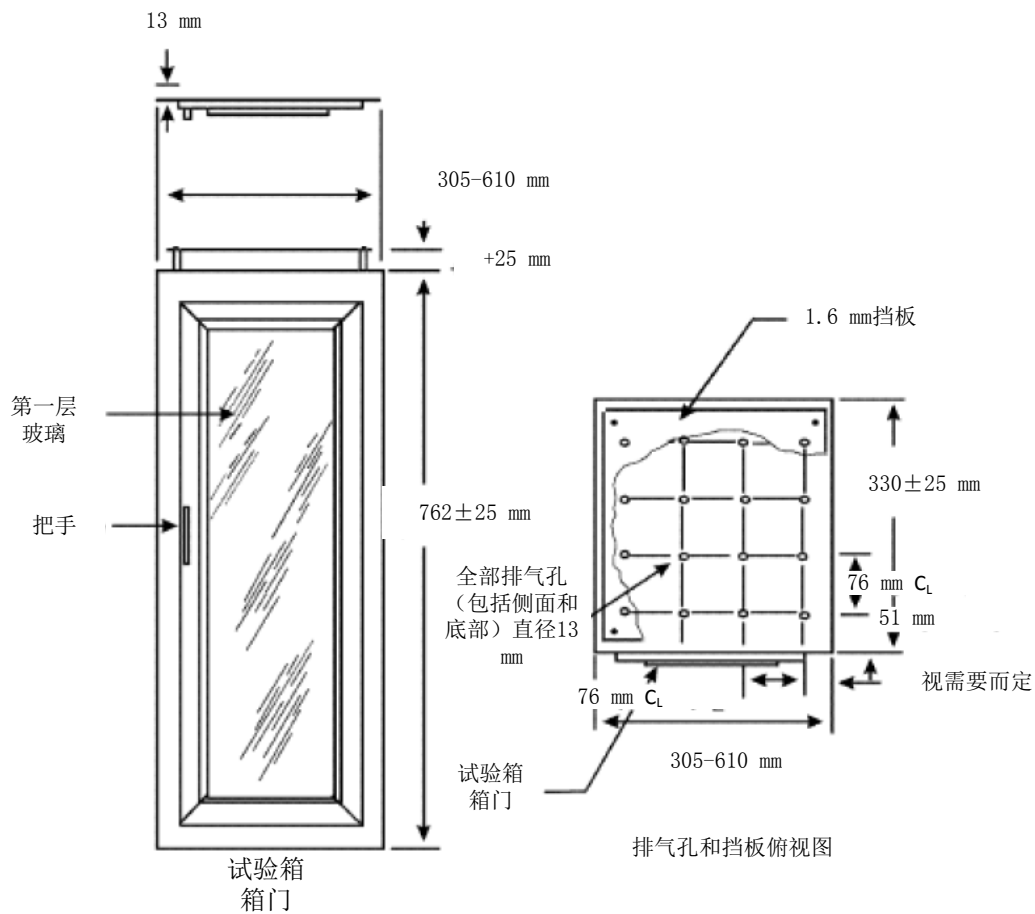


图 26-2 垂直本生灯试验箱正视图和俯视图

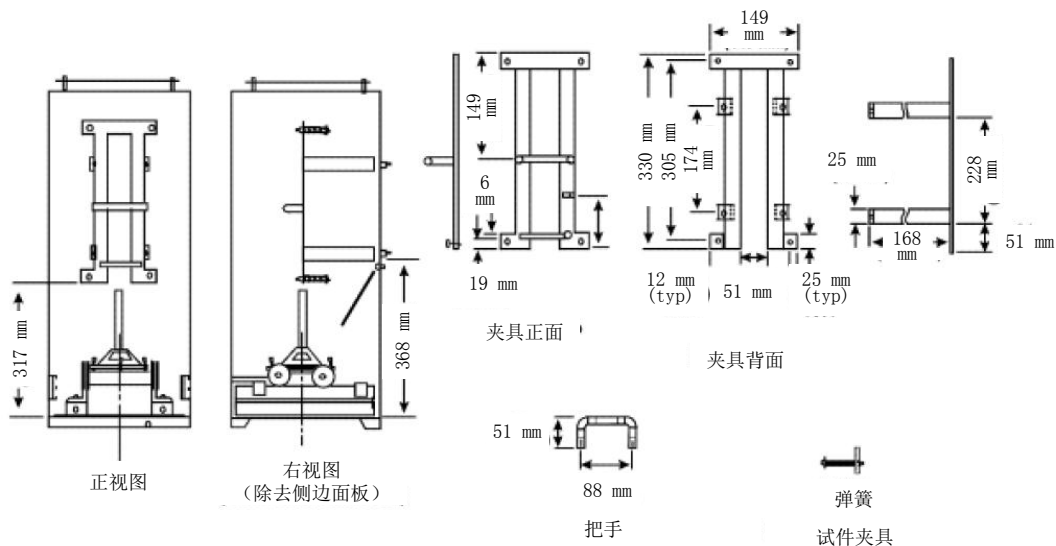


图 26-3 垂直本生灯试验试验样品夹具

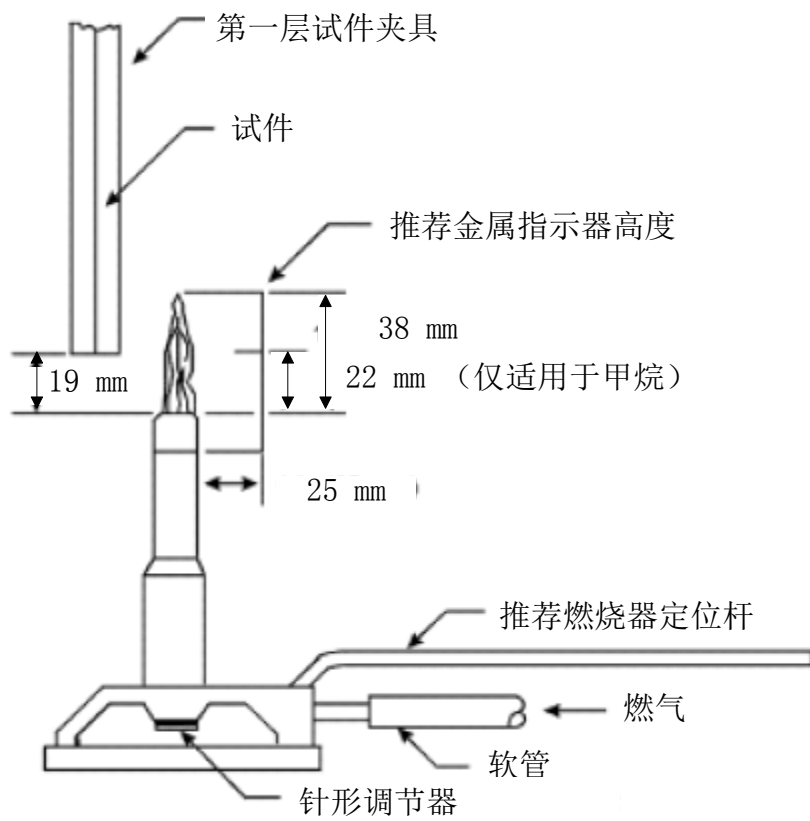


图 26-4 燃烧器管道和火焰监视器

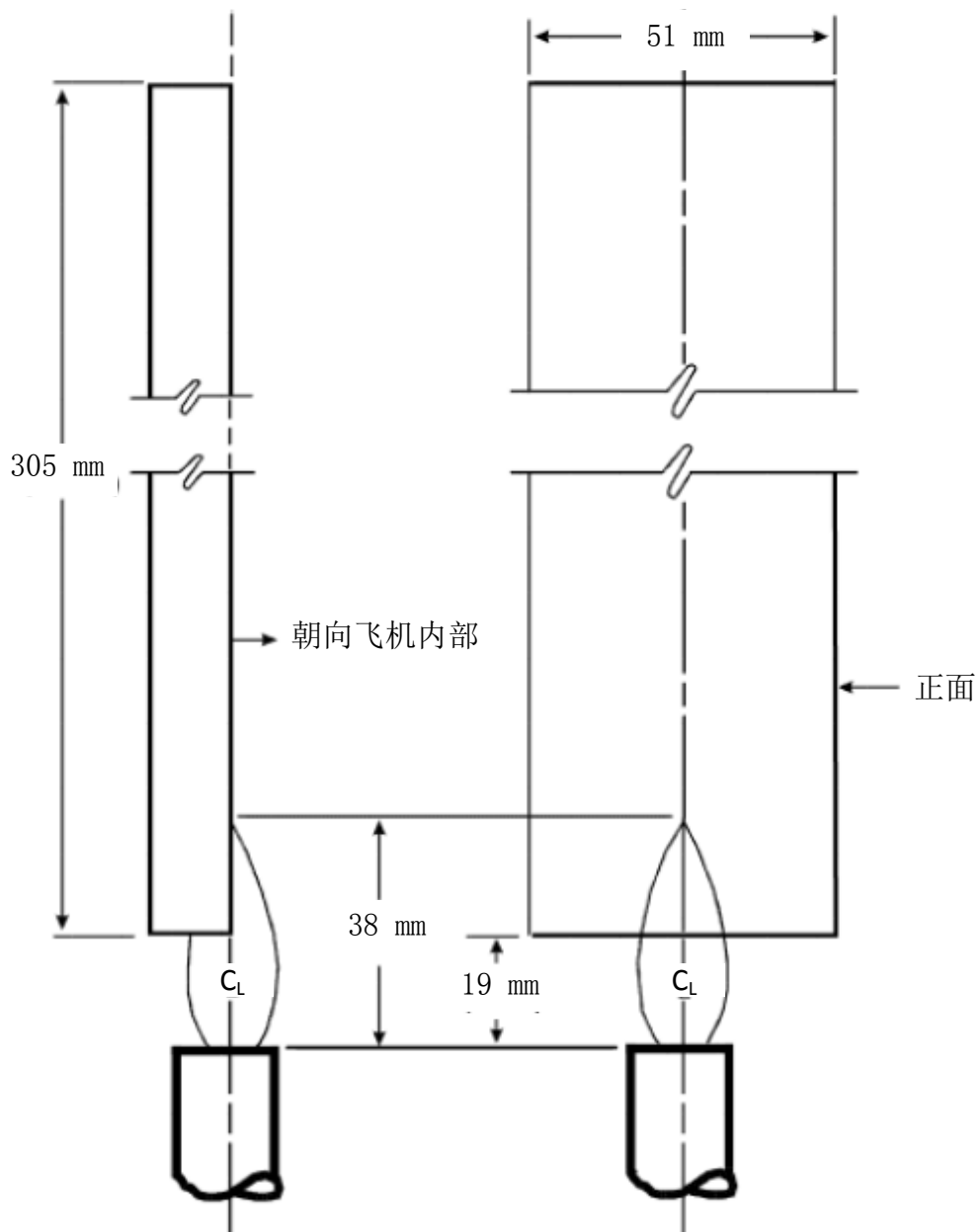


图 26-5 火焰作用于垂直试验样品的位置

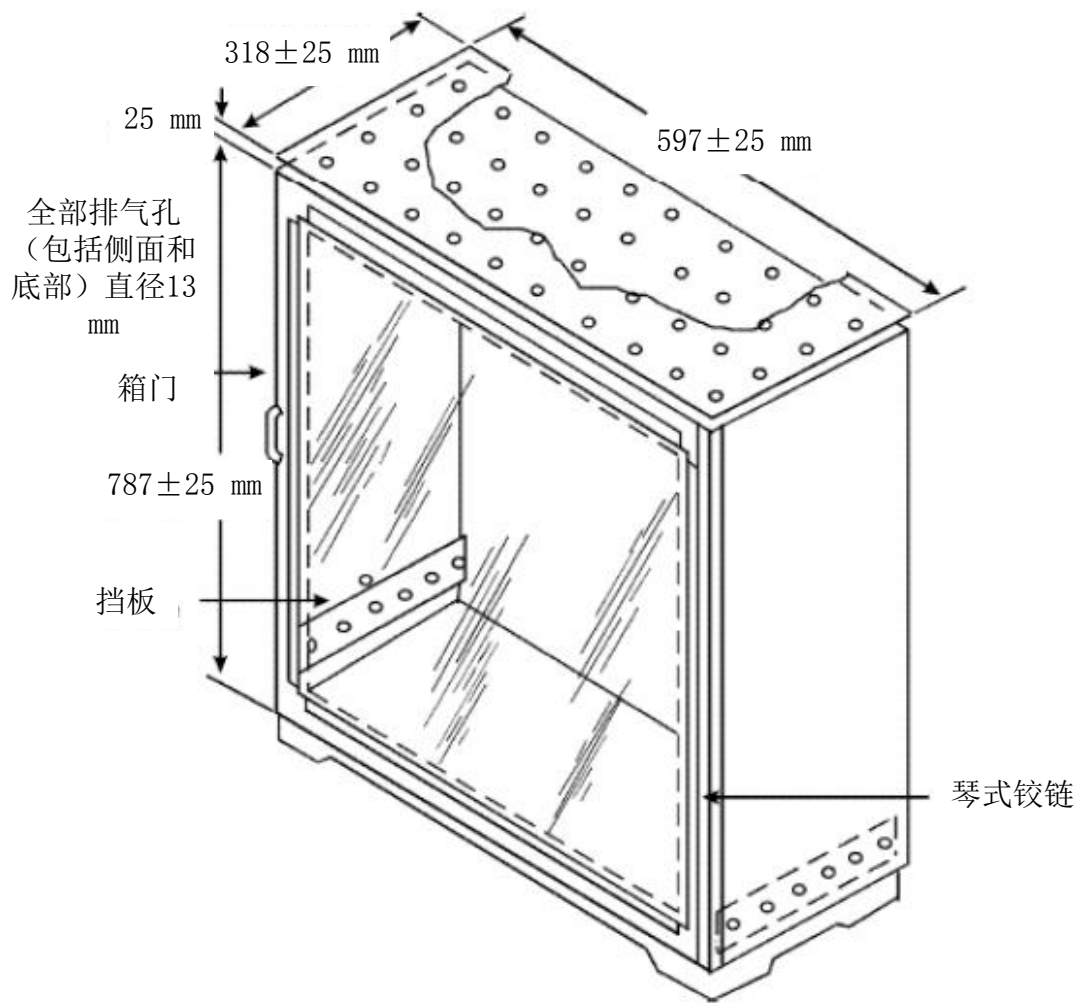


图 26-6 水平本生灯试验箱

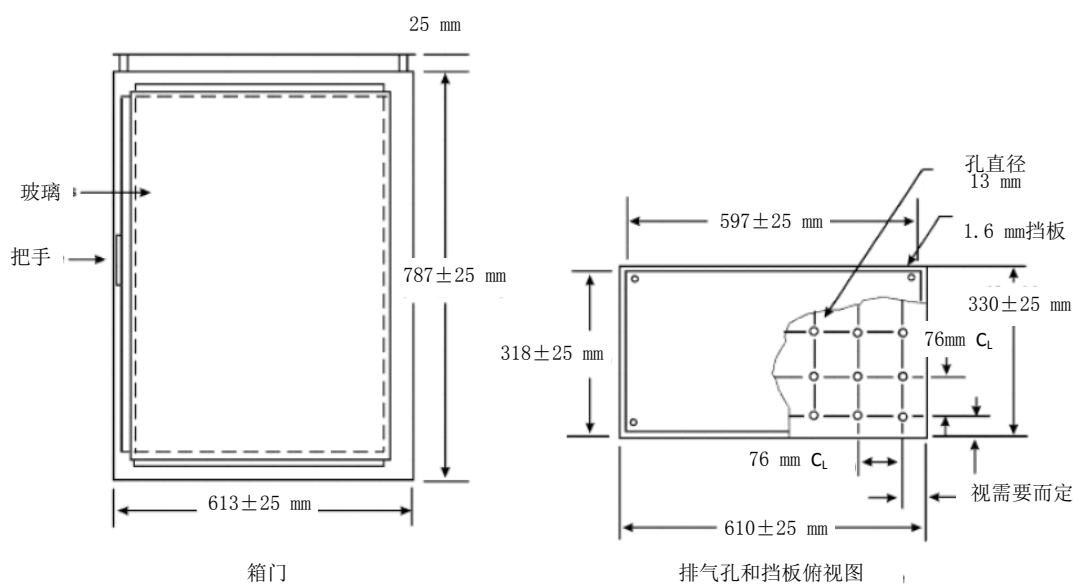


图 26-7 水平本生灯试验箱正视图和俯视图

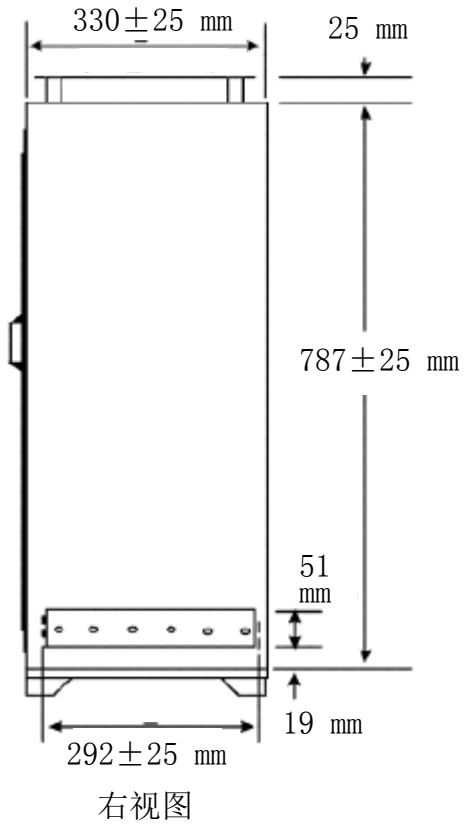


图 26-8 水平本生灯试验箱侧视图

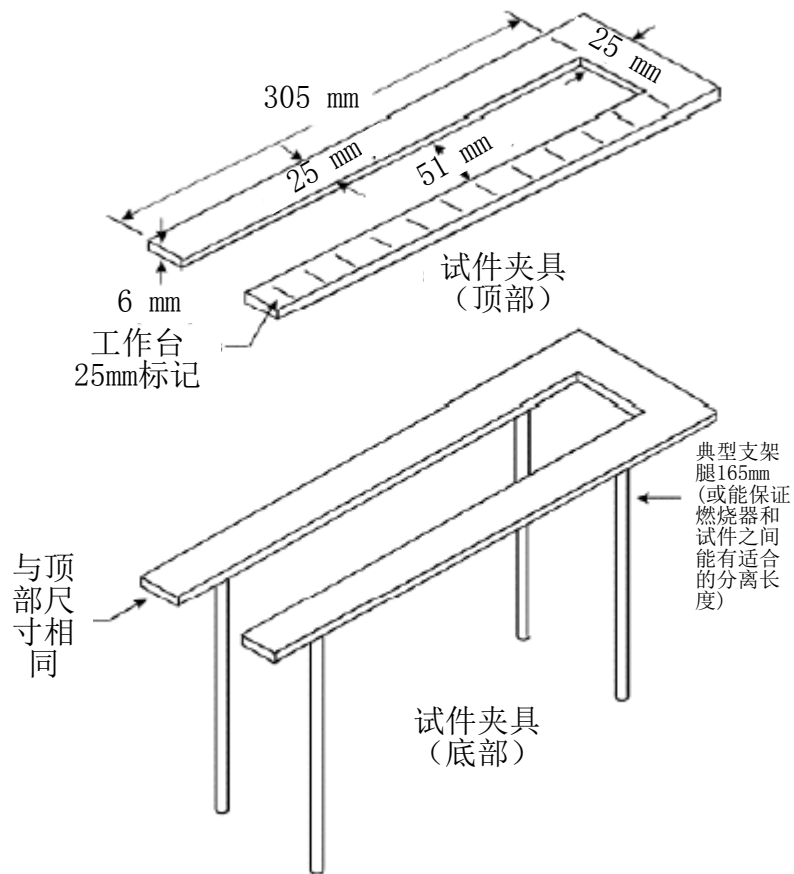


图 26-9 水平本生灯试验试验样品夹具

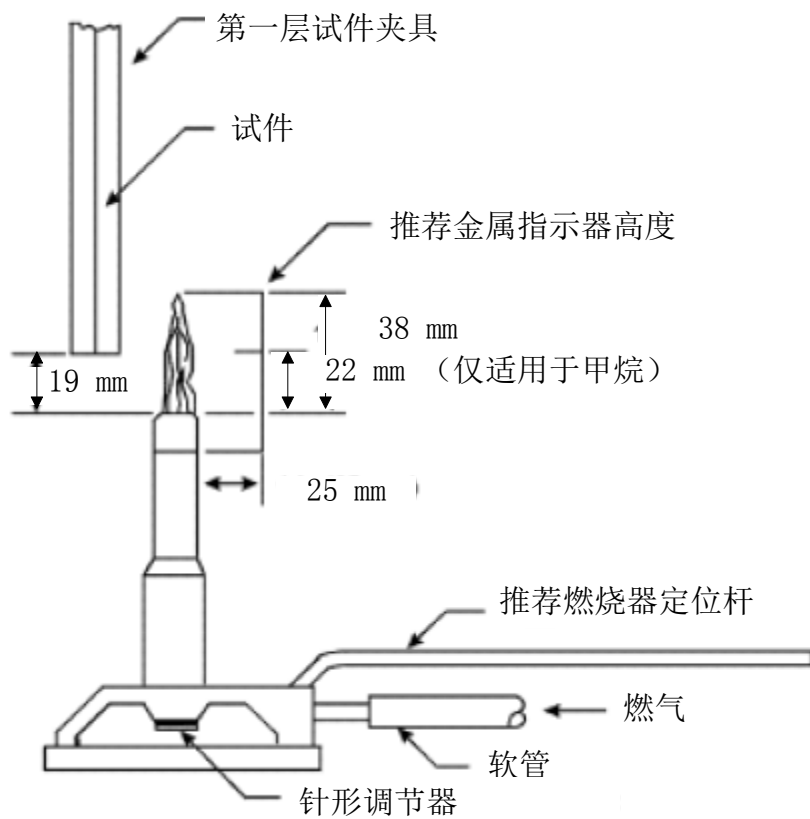


图 26-10 燃烧器管道和火焰监视器

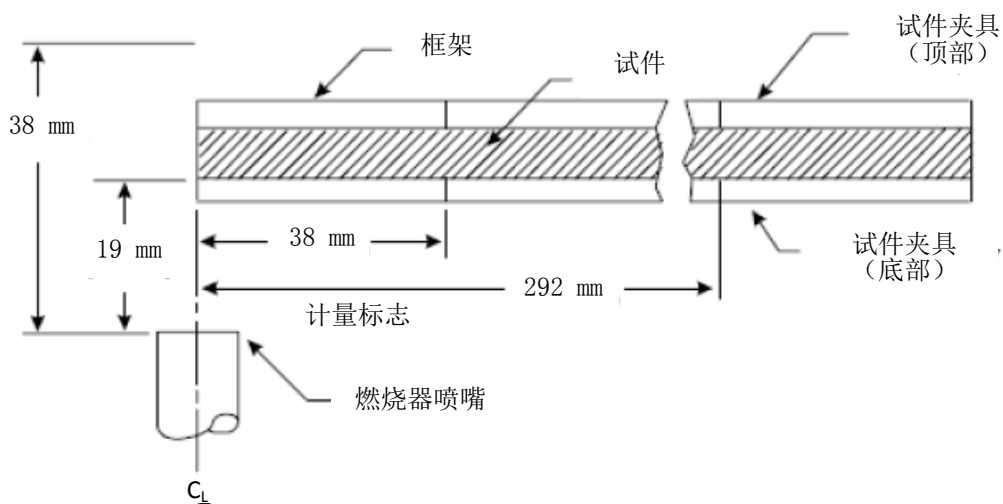


图 26-11 燃烧器与试验样品的典型位置

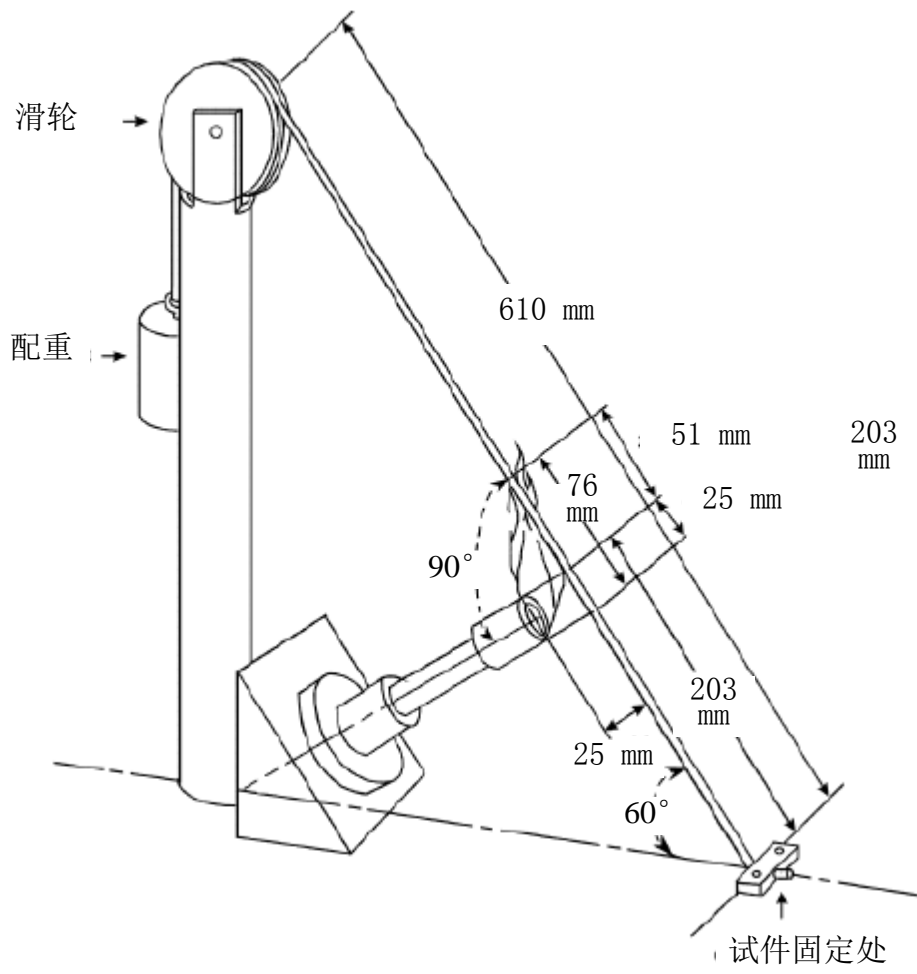


图 26-12 60° 电线本生灯试验设置

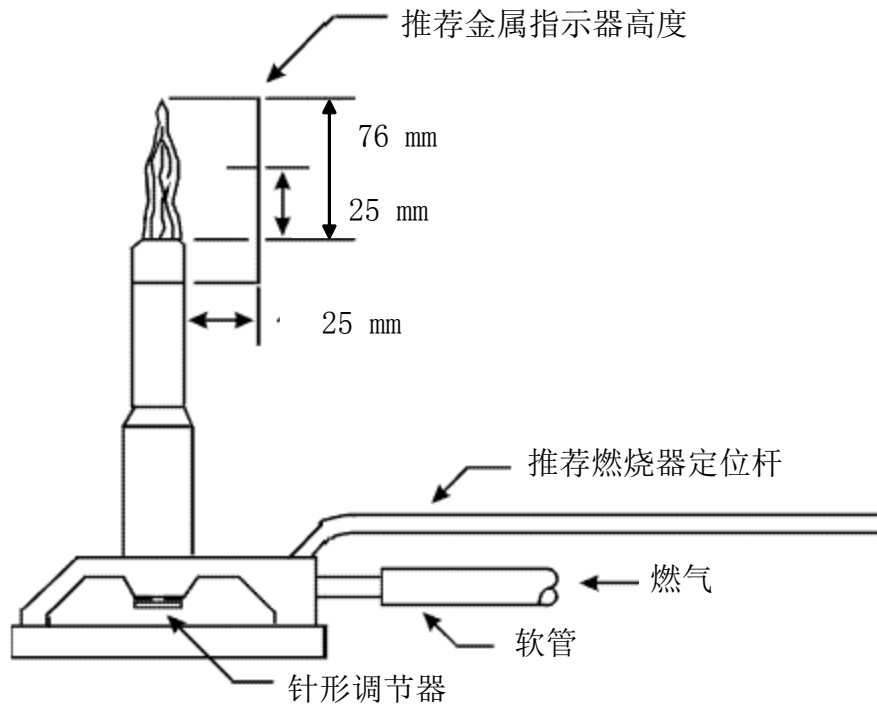
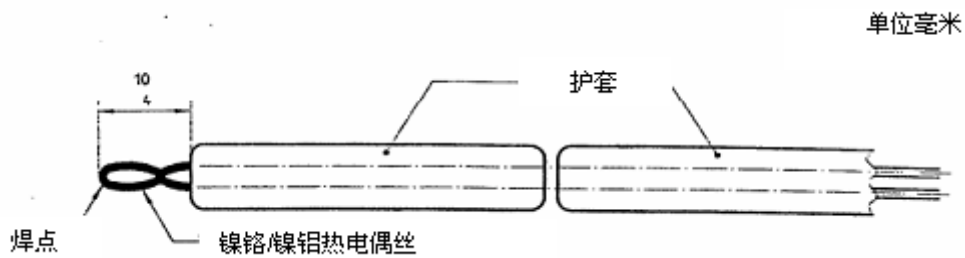


图 26-13 燃烧器管道和火焰监视器



注意:

1. 热电偶丝直径在 0.6mm~1mm 之间。
2. 如果采用金属护套，最大直径应不超过 3mm。
3. 热电偶不应有屏蔽，未被抽出。

图 26-14 热电偶详细说明

单位毫米

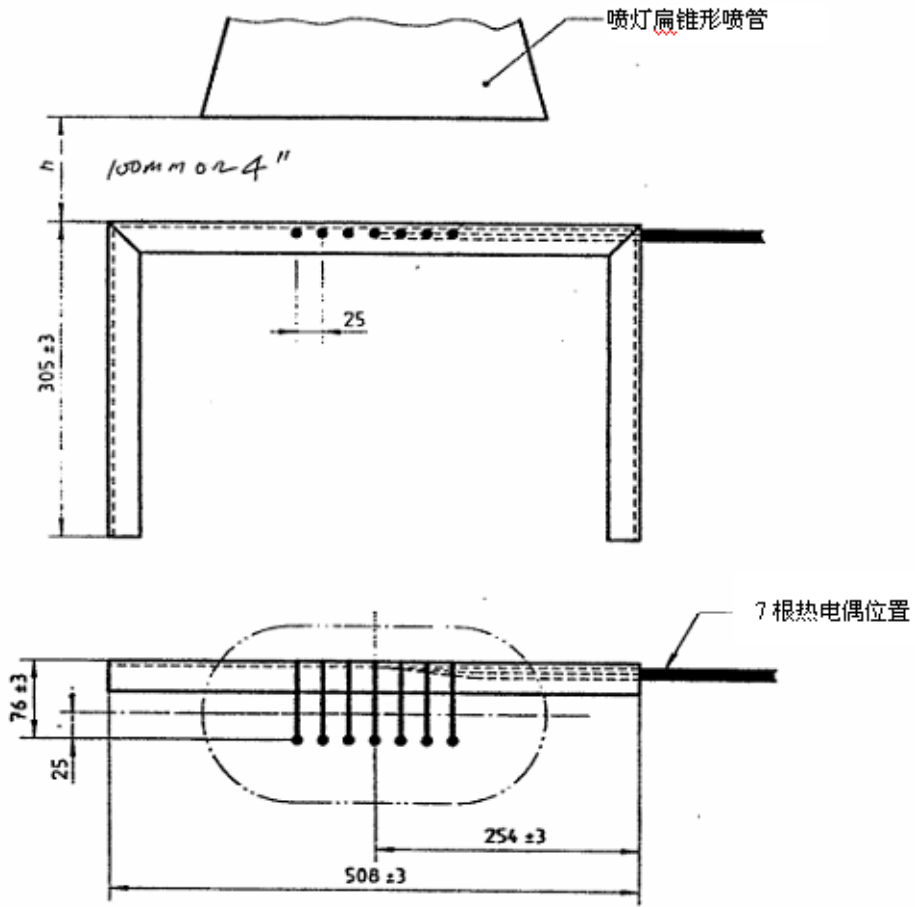


图 26-15 液体燃料燃烧器-热电偶位置
(燃烧器为水平方向)

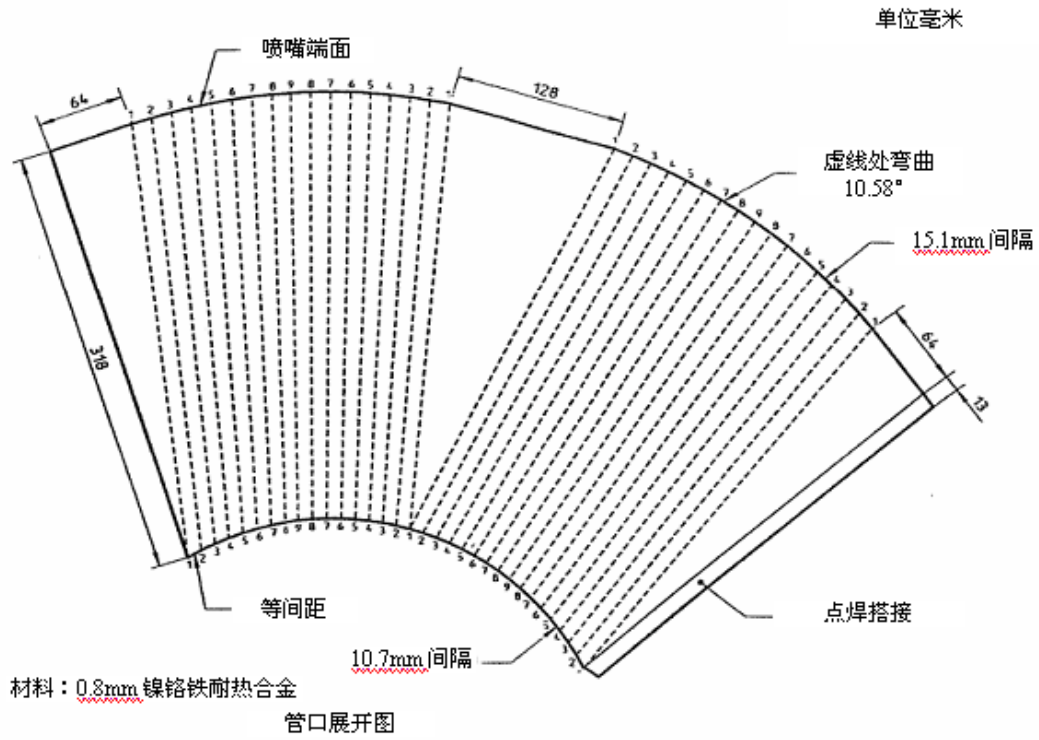


图 26-16 液体燃料燃烧器喷管

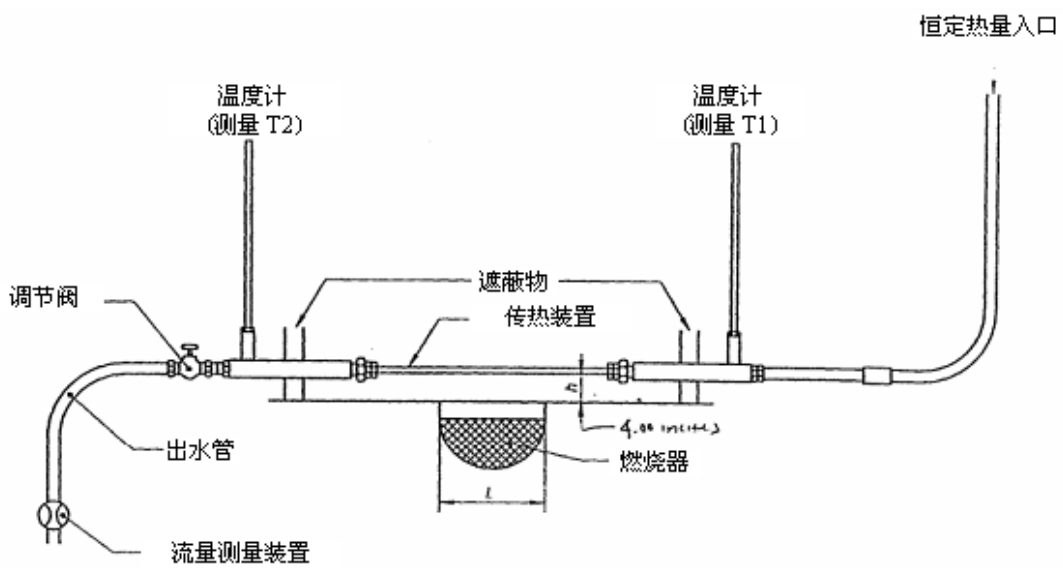


图 26-17 标准热流量密度测量装置的安装

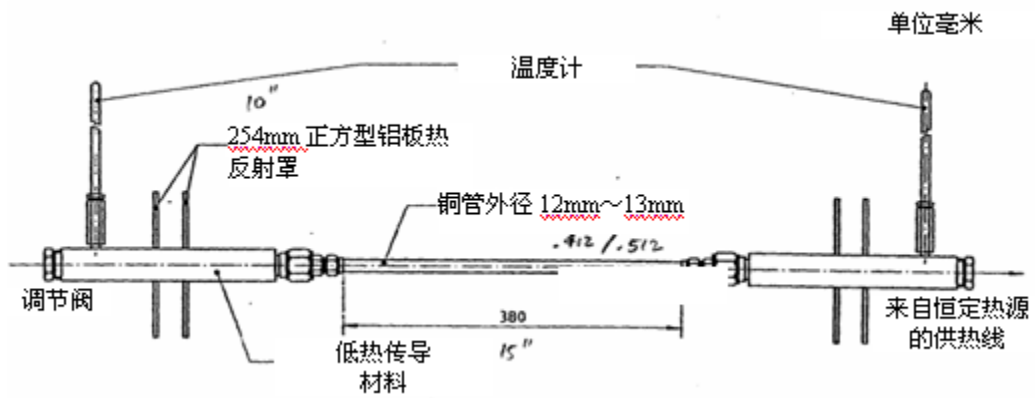


图 26-18 热流量密度测量管安装图

RTCA INC.
1828 L Street, NW, Suite 805
Washington, DC 20036

RTCA/DO-160G

机载设备环境条件和试验程序

指导手册 第 26 章

防火，可燃性

基于 160G 第 26 章

发行日期：2010 年 12 月 8 日

代 替：RTCA/DO-160F
起 草：SC-135

G26.4, G26.5 有多个被广泛认可的防火试验规范和咨询通告来管理在指定防火区内零部件的防火试验。其中一些规范对于特殊零部件的试验，比如传输可燃性液体的软管（当火焰作用在产品上时在着火区域的软管会发生弯曲或抖动），有十分详细的说明。其他说明的对象则更普遍，面向指定火区所有的零部件，例如齿轮箱附件、防火墙、阀门等。由于规范（被认可的方法）数量众多，相互之间又有一定差异，因此本节所提出的方法作为指导性文件，可根据代理商的要求对其中的项目进行删减。

G26.4.3 咨询通告 AC, 33.17-1 节规定：“零部件部分或全部必须能够承受不低于钢的温度，即 2000° F（±150° F 的热电偶温度误差）的火焰温度”。这意味着校准期间获得的平均温度的最低读数为 2000° F。

图 26-15 说明了燃烧器水平结构布局的情况。热电偶金属丝放置在距燃烧器外锥底部 4in、中心线上方 1in 处。热电偶应被放在在外锥的中心线上，与在冷却管（火焰强度调节器）上的安装位置一致。

G26.6 可燃性

G26.6.2 垂直燃烧器

本节补充文件包含了涉及章节中的相关材料。本试验方法主要按照 FAR25.853 和 FAR25.855 的规定测量材料的耐火性。另外有 60 s 垂直试验用来检验飞机内部的顶部壁板、防火墙、隔墙、厨房结构、大厨墙体、结构性地板和装载物舱体结构材料性能。26.6.2.3 节描述的方法主要适用于安装在增压区或非增压区或非防火区，有密封外壳的电子元件、非金属材料、零部件、分部装配件（C 类设备）。

G26.6.2.1.1 点火时间必须在火焰充分稳定并且被放在试验样品合适的测试位置之后开始计时。

G26.6.2.1.4 燃烧长度的定义引用了 FAR25 附录 F 第一部分的定义，即：燃烧长度是指从试验样品最初的边缘算起到由于火焰蔓延引起距离最远的、对试验样品有显著损坏长度。区域性燃烧的区域包括：不完全燃烧、碳化或脆化的区域，不包括熏黑、污损、翘曲或褪色区域，也不包括材料受热后收缩或熔化的区域。主要的区别在于把“由火焰蔓延对试验样品造成的损坏”变为“由区域燃烧对试验样品造成的损坏”。因为这样的表达能更好地说明规范的目的性，也包含了通用的试验惯例。

FAR25 附录 F 中定义的燃烧长度，适用于 FAR25.853 和 FAR25.855 所列的全部材料。由于众多种类的材料需要进行垂直燃烧试验，在一些标准中会明显地被包括燃烧长度的区域在其他一些场合不会有明确定义。

大多数材料可以被划分为 4 大类，分别是：聚合物（如仪表板、隔墙、幻灯片等混合塑料和单一塑料产品）、纺织物、铺饰用布料和泡沫。

建议使用下列方法测量燃烧长度：

- a. 聚合物。火焰作用在试验样品表面的位置由于区域燃烧损坏试验样品，即试验样品会弯向发生燃烧的区域和它上方发生燃烧的区域，为了固定上述边界必须持续观察受试的试验样品。火焰作用在试验样品产生热量扩散导致放出气体。当这些气体燃烧时，其辐射热量使位于火焰前端上方区试验样品处褪色、烟熏、表面污染和熔化等，这种形式的损坏并不是由于燃烧而是由热量传播造成的，因此不能包括在燃烧长度之内。
- b. 聚氨酯泡沫。聚氨酯泡沫多孔因此热传导率较低。火焰外焰产生极高的温度几乎瞬间传给了燃烧的气体，这样火焰接触的泡沫立即会完全燃烧，火焰在泡沫表面迅速蔓延。由定义可知，区域性的完全燃烧是燃烧长度的一部分，应该包含在燃烧长度之内。

G26.6.2.2.1 以下设备商能提供适合的试验箱：美国测试公司，地址：新泽西州，霍博肯市，花园大道 1415 号。阿特拉斯电气设备公司，地址：芝加哥，雷文斯伍德北街 4114 号。哥马克阻燃实验室有限公司，纽约市贝尔贸区 807 信箱。

密闭容器的内部不会有气体流动。测试试验箱是否密封方法之一是：在箱中放置一些阴燃物和燃烧物，比如点燃的香烟，关闭箱门，然后观察烟雾。经 FAA 审查的试验箱可以接受，与图 26-1、26-2 装配一致的形式除外。

整个箱室的内后壁应涂成哑黑色，并装上一面镜子用来观察试验样品背部的情况。

G26.6.2.2.3 以下供货商可提供适合燃烧器：Rascher & Betzold 有限公司，地址：芝加哥达曼北街 5410 号。

G26.6.2.2.3.3 甲烷火焰的顶端蓝色、透明且不易被肉眼看到。在无光源的环境中容易辨识，例如暗室中。内焰更容易被肉眼看到，可用作监测火焰高度。当火焰高度（蓝色、透明的顶端）调到 1.5in 时，内焰的高度会发生微小变形，但一般应在 7/8in 左右，因此如果要用内焰锥的高度监测火焰高度，就需要制定燃烧器的内焰高度标准。

G26.6.2.3.3 依据规范，试验样品外露宽度至少为 2in，本文中规定试验样品长度为 3in，试验样品被夹具固定好后能留下规范中足够的外露宽度。根据以往经验发现某些材料，例如电影胶片，不易被夹具固定，需要的宽度一般会大于 76.2 mm，这样才能提供操作人员足够的宽度拉扯或调整材料，使试验样品不会发生弯曲或从夹具上掉落。

G26.6.2.3.4 FAR25.853 规定，试验样品的厚度不得超过零部件在飞机上使用的实际厚度。如果某些经验中发现关于试验样品厚度超过零部件在飞机上使用实际厚度的可燃性试验的设备和问题的，应进行垂直测试，保留数据作进一步研究。

G26.6.2.4 FAR25.853 规定，每次只能从控制的存放环境中取一个试验样品进行防火试验。但是某些材料的存放地点离试验地点很远，这时如果能保证所取的每个试验样品都放置在密闭容器（塑料载物袋也可）并且在试验开始前能免受实验室屋顶灰尘和空气中煤灰的污染，允许一次取多个试验样品。

G26.6.2.6 步骤 4 DOT/FAA/CT-86/22 中有更详细的描述,《FAA 垂直本生灯可燃性试验方法研究》(FAR25.853, 附录 F, 第一部分)是这样描述的,火焰应该“沿着较低边缘的中心线”放置,其中“较低边缘”就是试验样品的正面到背面的那条边缘。对于较厚的试验样品,“沿着较低边缘的中心线”并不十分明确,这种说法显得模棱两可。

历史上 FAR 和飞机制造商关于本生灯的试验并无统一或持续的规定。过去最常规的处置方法是依照本手册中的定义,即

厚度不小于 3/4in (19 mm) 的试验样品,把喷管轴线放在距试验样品底面以下 3/8in (10 mm) 的位置,从设备外表面直到飞机内部,依次检查每个面,相同材料或结构的面只检查一次。

还有一种不常用的方法:试验样品暴露在飞机内部的下表面边缘中心线的正下方。对于厚度小于喷管直径(3/8in; 10 mm)的试验样品,试验结果并不会因为十分严格地“沿着中心线”而更精确。以更厚的试验样品为例,燃烧长度一般为 25.4 mm 左右。当中心线在试验样品下表面或附近时,燃烧时间有时会比最初的使用手册(《DOT/FAA/CT-89/15》,1990.09)中规定位置的试验结果稍长。

应用于同时期设计(特别是可免除热处理)的材料,不论火焰位置在哪,燃烧长度和燃烧时间一般认为要小于规范中认可的数值(6in 和 15 s)。虽然火焰作用位置并不是重要的材料合格/失效的依据,但是本试验选取了代表试验样品可能承受的最恶劣的情况,即试验样品底部正下方。

FAA 一般会承认本手册最初版本(部分)中规定的火焰位置或试验样品外露底部下方位置的试验结果,但是 FAA 和飞机制造商们已经达成一致,更合适的火焰位置应是试验样品底部边缘中心线的下面。

G26.6.2.6 步骤 5 点火期间喷灯不论任何原因的熄灭都应重做试验。根据经验可知,在 12 s 试验中这种做法是必要的。试验停止时如果试验样品的燃烧长度小于 3in (76 mm),试验样品的另一端可以在重新开始的试验中继续使用,若停止时燃烧长度大于 3in (76 mm),则需要更换新的试验样品。

G26.6.2.6 步骤 8 操作人员处理试验烟雾和可燃性试验时应参考设备安全手册。

G26.6.3 水平燃烧器

本节补充文件包含了所涉及章节中的相关材料。

G26.6.3.1.1 点火时间必须在火焰充分稳定并且被放在试验样品合适的测试位置之后开始计时。

G26.6.3.2.1 以下设备商能提供适合的试验箱:美国测试公司,地址:新泽西州,霍博肯市,花园大道 1415 号。阿特拉斯电气设备公司,地址:芝加哥,雷文斯伍德北街 4114 号。哥马克阻燃实验室有限公司,纽约市贝尔贸区 807 信箱。

密闭容器的内部不会有气体流动。测试试验箱是否密封方法之一是:在箱中放置一些阴燃物

和燃烧物，比如点燃的香烟，关闭箱门，然后观察烟雾。经 FAA 审查的试验箱可以接受，与图 26-6、7、8 装配一致的形式除外。

整个箱室的内后壁应涂成哑黑色，并装上一面镜子用来观察试验样品背部的情况。

G26.6.3.2.3 以下供货商可提供适合燃烧器：Rascher & Betzold 有限公司，地址：芝加哥达曼北街 5410 号。

G26.6.3.2.6 甲烷火焰的顶端蓝色、透明且不易被肉眼看到。在无光源的环境中容易辨识，例如暗室中。火焰的内焰更容易被肉眼看到。

G26.6.3.5.3 尺寸为 3in×13in (76 mm×330 mm) 的试验样品可确保试验样品底部夹住试验样品。

G26.6.3.5.4 FAR25.853 规定，试验样品的厚度不得超过零部件在飞机上使用的实际厚度。如果某些经验中发现关于试验样品厚度超过零部件在飞机上使用实际厚度的可燃性试验的设备和问题的，应进行垂直测试，保留数据作进一步研究。

G26.6.3.6 FAR25.853 规定，每次只能从材料的存放环境中取一个试验样品进行防火试验。但是某些材料的存放地点离试验地点很远，这时如果能保证所取的每个试验样品都放置在密闭容器（塑料载物袋也可）并且在试验开始前能免受实验室屋顶灰尘和空气中煤灰的污染，允许一次取多个试验样品。

G26.6.3.7.1 步骤 4 应注明试验进行时仔细观察十分重要。

G26.6.3.7.1 步骤 6 一些实验室在试验结束时关闭燃烧阀门，但是大部分试验设备商，包括原设备制造商会通过移动燃烧器远离试验样品来撤掉火焰。

G26.6.3.7.1 步骤 8 操作人员处理试验烟雾和可燃性试验时应参考设备安全手册。

G26.6.4 60° 试验燃烧器

本节补充内容包含了所涉及章节中的相关材料。

G26.6.4.1.1 点火时间必须在火焰充分稳定并且被放在试验样品合适的测试位置之后开始计时。

G26.6.4.2.1 密闭容器的内部不会有气体流动。测试试验箱是否密封方法之一是：在箱中放置一些阴燃物和燃烧物，比如点燃的香烟，关闭箱门，然后观察烟雾。经 FAA 审查的试验箱可以接受，与 26.6.4.2.1 节描述一致设备除外。

整个箱室的内后壁应涂成哑黑色，并装上一面镜子用来观察试验样品背部的情况。

G26.6.4.2.3 以下供货商可提供适合燃烧器：Rascher & Betzold 有限公司，地址：芝加哥达曼北街 5410 号。

G26.6.4.2.3.1 例如天然气、乙烷气体等气体可用作燃烧器的燃料，但是这些气体必须用 24 AWG 金属丝热电偶检验能达到 1750° F 的火焰温度。

G26.6.4.2.3.2 强烈推荐使用 30in 长的试验样品。但是在不能获得 30in 长的试验样品情况下可使用与部件的实际长度一致的试验样品，并且可用额外的不可燃线缆绑在试验样品上用金属夹头或类似物通过滑轮使试验样品达到紧绷状态。另外，试验样品的长度必须足够长使其能满足合格要求，即小于 3in 的燃烧长度。

G26.6.4.4 FAR25.853 规定，每次只能从材料的存放控制的环境中取一个试验样品进行防火试验。但是某些材料的存放地点离试验地点很远，这时如果能保证所取的每个试验样品都放置在密闭容器（塑料载物袋也可）并且在试验开始前能免受实验室屋顶灰尘和空气中煤灰的污染，允许一次取多个试验样品。

G26.6.4.5.1 第四项 燃烧器作用位置的备选方案

把燃烧器喷管顶端放置在距离试验样品标记 1in 处，确保试验样品下部与喷管轴线垂直，同时使燃烧器底座与试验样品支架的水平面内的夹角呈 30°，这样便于快速地和重复地把燃烧器安装到合适的地点和位置，如图 26-19 所示。

G26.6.4.5.1 第六项 操作人员处理试验烟雾和可燃性试验时应参考设备安全手册。

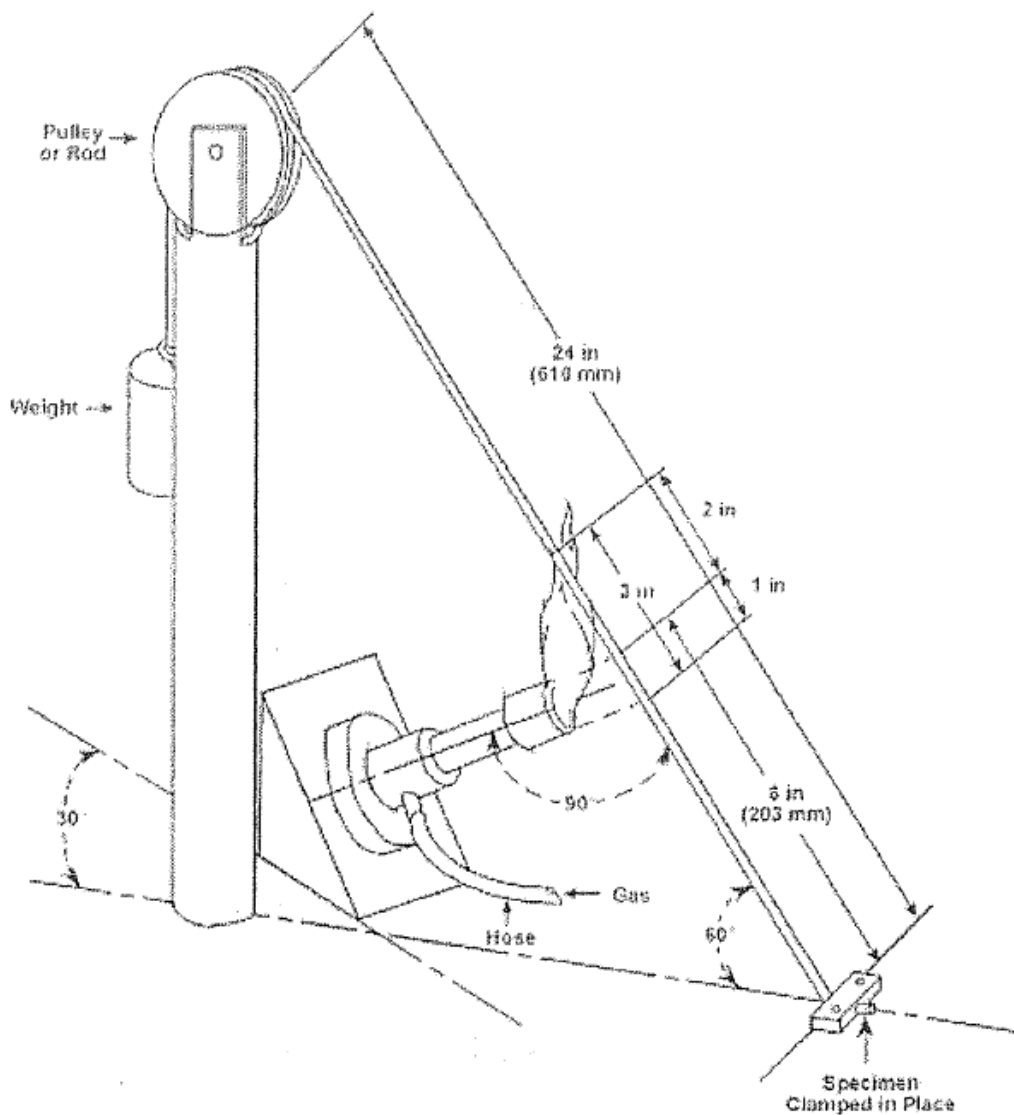


图 26-19 60° 电线本生灯试验备选设置

注意：燃烧器作用位置的备选方案必须遵从《FAR25 附录 F 第一部分修正项 25-72》中描述的 30 s、60° 本生灯试验内容。FAA 威廉.J.休斯技术中心确定 26.6.4.5.1 节第 4 项提出的燃烧器作用位置能产生相同的试验结果。