

坠毁幸存环境试验 工程实施指南

ZHUIHUI XINGCUN HUANJING SHIYAN
GONGCHENG SHISHI ZHINAN

中航工业成都凯天电子股份有限公司 编著



航空工业出版社

坠毁幸存环境试验 工程实施指南

中航工业成都凯天电子股份有限公司 编著

航空工业出版社

北 京

内 容 提 要

坠毁幸存存储器(俗称黑匣子)作为飞行器失事后失事原因定位的重要航空电子设备,应具有抗强冲击、抗穿透、抗高温火烧、抗深海压力、耐海水浸泡、耐腐蚀性液体浸泡等特种防护能力。因此,对其进行坠毁幸存环境试验是最为行之有效的验证手段。

全书共分为6章。第1章为飞行参数记录系统综述。第2章阐述了坠毁幸存存储器的坠毁幸存环境试验要求和试验方法。第3章介绍坠毁幸存环境试验平台的功能、要求、组成、方案、鉴定等。第4章针对相关标准规范说明了通用环境试验方法和实施要点。第5章介绍了坠毁幸存存储器的坠毁幸存环境试验方法:包括冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、高温火烧、中温烘烤、深海压力、海水浸泡和腐蚀性物质浸泡等试验的相关内容。第6章以坠毁幸存环境试验示例,描述试验过程。

本书作为航空飞行器用飞行参数记录系统研发、生产和坠毁幸存环境验证试验的参考用书,适合航空电子、材料等相关专业工程技术人员阅读。

图书在版编目(CIP)数据

坠毁幸存环境试验工程实施指南/中航工业成都凯
天电子股份有限公司编著. --北京:航空工业出版社,
2016.10

ISBN 978-7-5165-1105-3

I. ①坠… II. ①中… III. ①飞机—坠毁—环境试验
—指南 IV. ①V328.2-33

中国版本图书馆CIP数据核字(2016)第233787号

坠毁幸存环境试验工程实施指南

Zhuihui Xingcun Huanjing Shiyān Gongcheng Shishi Zhinan

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑2号院 100012)

发行部电话:010-84936597 010-84936343

三河市华骏印务包装有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2016年10月第1版

2016年10月第1次印刷

开本:787×1092 1/16

印张:19

字数:454千字

印数:1—1000

定价:80.00元

序 言

坠毁幸存存储器（俗称黑匣子）是飞行器专用的电子记录设备之一，对飞行器飞行数据进行客观、真实、全面的记录，是飞行器失事后查明事故原因的最可靠、最科学、最有效的手段。坠毁幸存存储器作为飞行器失事后失事原因定位的重要航空电子设备，应具有抗强冲击、抗穿透、抗高温火烧、抗深海压力、耐海水浸泡、耐腐蚀性液体浸泡等特种防护能力。为了确保坠毁幸存存储器的质量并达到幸存能力要求，进行坠毁幸存环境试验是最为行之有效的验证手段，其试验数据是设计改进、设计鉴定的依据。

中航工业成都凯天电子股份有限公司（以下简称“凯天”）在消化、研究国际先进标准的基础上，于1998年开始开展飞行参数记录系统研制和坠毁幸存环境试验方法研究，目前产品广泛应用于多个机种。凯天于2010年启动特种实验室建设工作，已取得中国合格评定国家认可委员会实验室认可证书。

凯天特种实验室的坠毁幸存环境试验平台用于模拟飞行器飞行事故过程中坠毁幸存存储器所处的事故环境，用以验证坠毁幸存存储器在事故环境下的幸存能力。坠毁幸存环境试验平台可提供标准要求的三个序列试验：序列一：冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、高温火烧、腐蚀性物质浸泡；序列二：冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、中温烘烤和腐蚀性物质浸泡；序列三：冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、深海压力和海水浸泡。同时也可提供冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、高温火烧、中温烘烤、深海压力、海水浸泡、腐蚀性物质浸泡九项试验中的每个单项试验。该试验平台不仅可以满足当前最新标准的环境试验要求，而且其冲击碰撞环境能达到加速度峰值6000g、脉宽6.5ms的半正弦冲击波形的加载要求，还可以为更加严酷的冲击碰撞要求提供试验环境。

本书所介绍的坠毁幸存环境试验方法，结合了国内、国际飞行参数记录系统、环境试验、特种试验等相关标准、要求和方法，以及凯天在本专业领域研制和坠毁幸存环境试验实施的经验，使国内的坠毁幸存环境试验技术与国际标准进一步接轨，可有效地指导坠毁幸存环境试验。

希望本书对机载设备单位的坠毁幸存环境试验工作起到一定指导作用，为推动整个飞行参数记录系统专业领域的发展做出贡献！

中航工业成都凯天电子股份有限公司

总经理



2016年6月

前 言

本书作为航空飞行器用飞行参数记录系统研发、生产和坠毁幸存环境验证试验的参考用书,结合 TSO - C124b 《飞行参数记录系统技术标准规定》、ED - 112A 《飞行参数记录系统最低性能规范》、RTCA/DO - 160G 《机载设备的环境条件和测试程序》、GJB 150. 1A—2009 《军用装备实验室环境试验方法 第 1 部分:通用要求》、GJB 2883—1997 《机载飞行数据记录仪通用规范》等相关标准和中航工业成都凯天电子股份有限公司飞行参数记录系统研制和坠毁幸存环境试验实施的经验,介绍了飞行参数记录系统性能、通用环境试验要求、坠毁幸存试验平台和坠毁幸存环境试验方法等内容。

本书共分为 6 章。第 1 章飞行参数记录系统综述,介绍了飞行参数记录系统的主要功能、最低性能要求、一般架构及其组成、简要发展过程,以及飞行参数记录系统在飞行事故调查中的作用。第 2 章飞行参数记录仪坠毁幸存性能,以飞行参数记录系统标准体系的演变为线索展开,分析了国内外飞行参数记录系统标准的发展及演变过程,阐述了坠毁幸存存储器的坠毁幸存环境试验要求和试验方法。第 3 章坠毁幸存环境试验平台系统,对坠毁幸存环境试验平台的功能、要求、组成、方案、鉴定等几个方面的内容进行了论述。第 4 章通用环境试验要求,针对 GJB 150. 1A—2009 《军用装备实验室环境试验方法 第 1 部分:通用要求》的内容进行了说明,并给出了实施要点。第 5 章坠毁幸存环境试验方法,介绍了坠毁幸存存储器的坠毁幸存环境试验方法,包括冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、高温火烧、中温烘烤、深海压力、海水浸泡和腐蚀性物质浸泡等试验的相关内容。第 6 章坠毁幸存环境试验示例,以中航工业成都凯天电子股份有限公司某型坠毁幸存存储器的坠毁幸存环境试验作为示例,描述坠毁幸存环境试验的试验过程。

在本书编写过程中,中航出版传媒有限责任公司陈东晓编辑对本书的出版给予了极大帮助,在此表示感谢!

由于水平及能力有限,本书虽经过多次审核修改,仍难免存在不足之处,望读者批评指正。

《坠毁幸存环境试验工程实施指南》编委会

编审委员会

主 任	钟希田							
副主任	邓 剑	白弋枫						
委 员	黄巧平	梁应剑	杨 洋	曾 敏	廖 勋	李燕萍		

编写委员会

主 编	巩 华	任红军						
副主编	任章强	张正勇	卓 越					
委 员	张立涛	张 平	王 双	伊晓艳	贺利明	刘 姝		
	李燕萍	罗建勋	胡新雨					

目 录

第 1 章 飞行参数记录系统综述	1
1.1 FDRS 的功能	1
1.2 FDRS 的性能	2
1.3 FDRS 的组成	41
1.4 FDRS 的发展过程	44
1.5 飞行事故调查和失效分析	50
第 2 章 飞行参数记录仪坠毁幸存性能	58
2.1 FDRS 相关标准规范	59
2.2 CSMU 坠毁幸存能力	68
2.3 CSMU 坠毁幸存环境试验要求	73
2.4 CSMU 坠毁幸存环境试验方法	74
第 3 章 坠毁幸存环境试验平台系统	79
3.1 CSMU 功能	79
3.2 坠毁幸存环境试验要求	86
3.3 专用平台组成及功能	90
3.4 专用平台方案	99
3.5 鉴定	106
第 4 章 通用环境试验要求	111
4.1 通用环境要求	111
4.2 试验设备	113
4.3 试验温度的稳定	114
4.4 试验顺序	115
4.5 确定试验条件	116
4.6 试验前的信息	117
4.7 试验准备	117
4.8 试验安全	118
4.9 试验前的基线数据	119

4.10	试验中的信息	119
4.11	试验中断	120
4.12	序列试验	121
4.13	试验后的数据	121
4.14	环境效应和失效判据	122
4.15	试验报告	122
4.16	结果分析	123
4.17	监控和监测	124
第5章 坠毁幸存环境试验方法		126
5.1	冲击碰撞	126
5.2	剪切和拉伸	148
5.3	穿透	159
5.4	静态挤压	164
5.5	高温火烧	172
5.6	中温烘烤	188
5.7	深海压力	196
5.8	海水浸泡	201
5.9	腐蚀性物质浸泡	209
第6章 坠毁幸存环境试验示例		217
6.1	冲击碰撞	217
6.2	剪切和拉伸	229
6.3	穿透	235
6.4	静态挤压	241
6.5	高温火烧	247
6.6	中温烘烤	262
6.7	深海压力	266
6.8	海水浸泡	271
6.9	腐蚀性物质浸泡	276
6.10	数据恢复	280
6.11	试验结论	292
参考资料		293
缩略语		294

第1章 飞行参数记录系统综述

1903年12月17日，莱特兄弟研制的第一架带动力、可操纵、质量大于空气的载人飞行器的试飞成功，标志着人类飞行的梦想成为现实。飞行器的发明是20世纪人类最伟大的发明之一，飞行器的出现，是人类科技创新能力与工业产业化革命相结合的产物。军用和民用对飞行器的大量需求促进了飞行器技术和相关产业迅猛而持续的发展。

鉴于飞行器技术的复杂性和工作环境的特殊性，飞行器安全地完成飞行任务（点火、滑跑、起飞、爬升、巡航、下降、着陆、关车等）是保证国家、人民生命财产安全的保障。为了提高这一保障水平，飞行器技术也在不断发展，从人（飞行器驾驶员）、机（机载设备及发动机）、料（材料）、法（法律、法规）、环（工作环境状况）等各个方面进行提高和改进。为了获得提高、改进安全性等方面的依据，就需要掌握飞行器工作状态下的各类相关信息，从而诞生了飞行参数记录系统（FDRS）。

FDRS记录飞行器工作过程中的各种信息，包括飞行数据、音频和视频信息，其中记录仪主要有飞行参数记录仪（FDR）、座舱语音记录仪（CVR）、视频记录仪（VDR）以及通信导航监视/空中交通管理记录仪（INR）4种类型。早期的FDRS主要用于记录飞行器飞行过程中的一些性能参数，为飞行器飞行验证和改进、改型设计提供依据，并未考虑坠毁幸存能力。

随着飞行器飞行性能的不断提高（如飞行高度越来越高、飞行速度越来越快），飞行器出现事故的现象频繁发生，且仅仅通过现场残骸进行飞行事故调查变得越来越困难。为了提高飞行事故调查能力、准确定位飞行事故原因、减少甚至杜绝同类事故诱因的再次出现、提高和改善飞行器飞行安全性，产生了飞行器出现事故（甚至坠毁）后、事故发生前的飞行信息应幸存下来的需求。在这一需求的牵引下，要求FDRS中记录与飞行安全相关信息的记录仪应具有在飞行器坠毁后幸存下来的能力，从而诞生了FDRS中的坠毁幸存存储器（CSMU）。

本章1.1节描述FDRS的主要功能。1.2节根据目前国际上最新的民用航空要求描述了FDRS应达到的最低性能。1.3节从当前的发展趋势描述了FDRS的一般架构及其组成。1.4节简要描述了国际、国内FDRS的发展过程。1.5节主要以实际案例的形式，描述了FDRS在飞行事故调查中的作用。

1.1 FDRS的功能

FDRS连续采集和记录飞行器飞行过程中的姿态、航向、大气数据、发动机参数、舵面偏角、操纵、座舱语音、座舱视频等与飞行安全有关的飞行信息、语音信息、视频信息及相关的故障信息，同时记录和输出FDRS自检测结果。系统中的FDR（含CVR、VDR）

记录介质外面装有防护壳体，在飞行器发生事故时，可使记录介质上记录的信息幸存下来。飞行记录仪产生两个时间信息，一个是相对时间（又称为流逝时间），系统上电即开始计时，计时以毫秒为单位，直到断电停止；另一个为绝对时间，由内置的绝对时间（在国内一般采用北京时间）发生电路产生，该时间在系统断电后由电池供电持续工作，绝对时间可以通过地面检测仪进行校准。FDRS 还具有与地面检测仪之间的交联接口，用于绝对时间校准、地面维护、FDR 记录信息的卸载等。

FDRS 中用于存储飞行参数、座舱语音、座舱视频的存储器在出现飞行事故（极端情况为飞行器坠毁）时，应幸存下来，以确保存储的数据、信息完好无损，辅助飞行事故调查，为改善飞行器的安全性、提高飞行质量提供依据。该存储器在行业中称为 CSMU，传统的 FDRS 包含三个 CSMU，分别记录飞行参数、座舱语音信息、座舱视频信息，每一个存储器作为一个独立的内场可更换组件（SRU）安装在 FDR、CVR、DVR 上。随着集成电路技术的发展、大容量存储芯片的应用、语音/视频信息数字化记录技术的出现、视频压缩技术的成熟等，新一代的记录仪将传统的分体式 FDR、CVR、VDR 记录的信息综合在一个记录仪上，采用一个 CSMU 实现，该 CSMU 安装于综合飞行参数记录仪内。

FDRS 中，CSMU 具备坠毁幸存能力，具体的幸存能力和环境试验要求将在第 2 章中进行详细描述。

1.2 FDRS 的性能

1.2.1 通用性能

1.2.1.1 CSMU 外形尺寸

为了便于在坠毁残骸中寻找 CSMU，CSMU 的高度 a 、宽度 b 、深度 c 三者总和应等于或大于 228.6mm (9in)。三个尺寸中的每一个尺寸应大于等于 50.8mm (2in)，下面是 5 类 CSMU 示例及最低尺寸要求。

以下尺寸不包括水下定位信标（ULB）及其附件的尺寸。

(1) 长方体型 CSMU

图 1-1 为长方体型 CSMU 示意图。

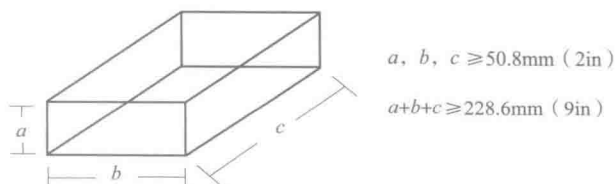


图 1-1 长方体型 CSMU 外形示意图

(2) 椭圆柱型 CSMU

图 1-2 为椭圆柱型 CSMU 示意图。

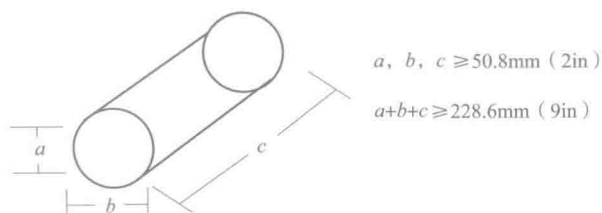


图 1-2 椭圆柱型 CSMU 外形示意图

(3) 球体型 CSMU

图 1-3 为球体型 CSMU 示意图, 由于要求 $a + b + c \geq 228.6\text{mm}$ (9in), 高度、宽度和深度均等于球体直径, 即等于或大于 76.2mm (3.0in)。

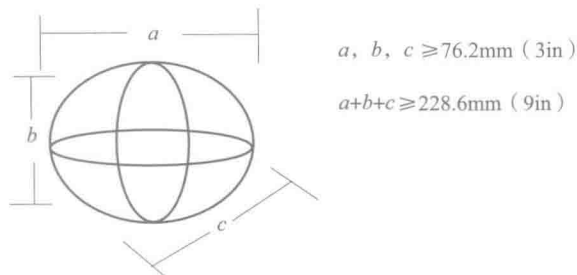


图 1-3 球体型 CSMU 外形示意图

(4) 椭球半球体型 CSMU

图 1-4 为椭球半球体型 CSMU 示意图, 尺寸 a 、 b 和 c 不一定相等。

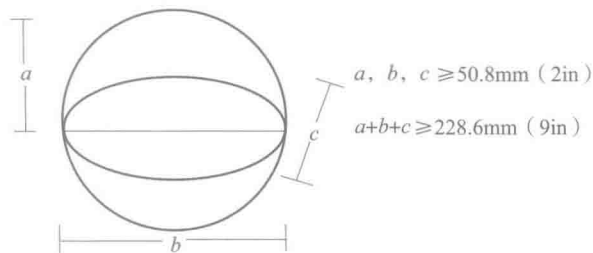


图 1-4 椭球半球体型 CSMU 外形示意图

(5) 外形为一般形状的 CSMU

图 1-5 为外形为一般形状的 CSMU 示意图, 宽度 a 、深度 b 、高度 c 均为最大值。从 CSMU 的外表面测量各尺寸, 不包括安装法兰盘或底盘等突起部分。

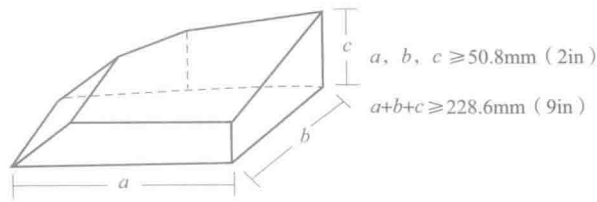


图 1-5 一般形状 CSMU 外形示意图

1.2.1.2 适航认证或武器装备鉴定

(1) 安全性

在正常运行或故障情况下飞行记录仪均不应损害飞行器的适航性以及飞行器的鉴定。为确保记录系统接口合理地将信息源进行物理和电气分隔，应特别注意飞行关键系统的需要。

在任何可预见的条件下 FDRS 均应能执行其预定功能。

(2) 维护性

由制造商和设备安装人决定并确认 FDRS 的可用性和持续适航性所需的维护任务。

(3) 防火

除用于隔热或散热的少部分材料（如烧蚀涂料和热化合物）及某些不会严重助燃的部件（如把手、紧固件、密封件、垫圈和一些电气元件）外，其他所有材料均应为阻燃材料。

(4) 相关文件

除认证机构或用户要求提供的文件外，FDRS 研制方或产品供应方还应提供以下信息：

- ①用于事故调查机构获取或准备特定工具或接口设备以恢复所记录信息的说明；
- ②从损坏的记录仪中恢复所记录信息所需的详细程序；
- ③从撞毁的记录仪上拆下的 CSMU 所使用的内存装置中恢复记录信息所需的详细程序；
- ④从单个内存芯片中恢复数据所需的详细信息、工具；
- ⑤软件文档，包括用于复制原始信息的转换和逻辑数据；

注：认证机构或鉴定部门应包括评估上述文件的相关事故机构；评估时应确保向事故调查小组提供可用的适用设备和信息以便其及时恢复所记录的数据；所提供的信息应能使事故调查人员在收到受损记录媒介后 24h 内准备调查所需资料。

⑥用于将所记录数据转换为原终端用户信息及用于消息状态更改的转换信息和逻辑数据（选项、消息输入、消息删除等）。详细指南见美国航空无线电协会 647A 《飞行记录仪电子文档》规范。

1.2.1.3 控制

(1) 操作控制

供飞行器机组人员使用的操作控制件在任何位置、组合及序列下运行均不应影响

FDRS 的持续性能。

(2) 工作合理性监控

①为确保记录介质能正确记录信息，应在飞行前采用合理的方式（如视觉、听觉）对 FDRS 进行检查。

②在整个飞行期间监控器应持续工作，但在飞行结束前，可停止向机组指示飞行期间的故障。

注：可提供系统状态指示和机内测试功能，以检测由以下原因导致的 FDRS 故障，并向飞机机组人员发出提示：系统电源中断；采集和处理设备故障；记录介质故障；在检查所记录内容（尽可能检查是否与输入一致）时发现记录仪无法将信息存储在记录介质中；记录仪和/或采集设备缺失。

1.2.1.4 启动和停止记录

(1) 记录仪应在飞行器依靠自身动力移动前开始并持续周期地记录，在飞行结束后飞行器无法依靠自身动力移动时终止记录。

(2) 飞行开始时，在发动机启动前对座舱进行的检查中，记录仪应视电源的可用性尽早开始记录，直到飞行结束发动机关闭后进行座舱检查时终止。

(3) 对于安装有备用独立电源（RIPS）的飞行记录仪，(1) 和 (2) 所述的方式包括 RIPS 的持续时间。

(4) 对于飞行范围可允许扩展至水上的直升机，建议在记录仪外部安装一个设备，以便在水上迫降后中断记录仪电源。

(5) 应采用一种方式使记录仪在飞行结束、所有发动机停止工作且飞机着陆后不超过 $10\text{min} \pm 1\text{min}$ 的时间尽快自动停止工作。

(6) 为确保可靠工作，特别是确保在可能导致事故的异常情况下正常工作，自动关闭记录仪的条件应取决于多个设备（或条件）的限制，如滑油压力、机轮承重传感器和空速传感器等；不建议仅使用停机制动作为控制记录仪工作的条件，因为这在异常滑行时会干扰记录仪的正常工作。

(7) 记录起始和终止条件可能会在飞机维护期间导致误操作，应避免这种误操作导致记录异常。

1.2.1.5 正常工作

当 FDRS 供电正常且满足启动逻辑时，FDRS 应开始进入正常工作，记录仪应开始并持续存储信息。

1.2.1.6 误码率

在处理、记录和检索数据期间由于数据损坏导致的记录仪输入与所检索数据之间的差异所造成的误码率不得超过每 10^{-5} /位。另外，当使用了数据压缩时，误字率不应超过每 10^{-5} /字。

注：不包括声频质量性能要求的模拟声频信号。

1.2.1.7 周期自检测 (PBIT)

(1) 应提供切实可行的方法，探测由于与 FDRS 相连接的传感器故障造成的数据丢失。

(2) 当由 FDRS 向系统内专用传感器提供激励源时，若无信号产生，则应提供检测手段和报告方法。

1.2.1.8 记录技术

(1) FDRS 中的记录仪应以数字形式记录并存储数据，并能够方便地检索记录介质中的数据。

(2) 检索时不应更改或覆盖记录介质中的数据。

(3) 应将记录介质进行实质性隔离，确保当无法提供某一内存装置时不会导致超过 16s 的连续数据损失。

1.2.1.9 记录的数据

(1) 记录的数据至少应符合欧洲民用航空电子学组织 (EUROCAE) 2013 年颁布的 ED-112A 《飞行参数记录系统最低性能规范》中表 1-1 规定的范围、分辨率、精度和采样间隔。

(2) 应对任何新颖或独特的设计或飞行器运行特征进行评估，确定是否应记录一些专用参数，以补充或替代现有的要求。

(3) 记录仪应以数字形式记录并存储数据，并能够方便地检索记录介质中的数据。

(4) 应从静态和动态条件下能够提供最准确和最可靠信息的飞行器各内部源获取数据。

1.2.1.10 记录数据擦除

(1) 除记录的新信息覆盖最早的数据外，记录仪不得采用任何其他方式擦除记录。

(2) 对于军用记录仪，考虑到数据保密性，可以在特殊情况下擦除记录，但擦除条件应具有防错设计。

(3) 采取适当的程序，避免意外情况（如维护、例行检查等）期间信息被覆盖或擦除。

1.2.1.11 记录的质量和可靠性

(1) 对于各新装系统，可以通过分析在地面上和飞行时记录的数据，确定系统的可靠性以及记录数据的质量。

(2) 对新的系统（尤其是存在新功能的情况）以及记录的数据的质量一般由适航认证机构或武器装备定型委员会进行评估。

1.2.1.12 记录容量和格式

(1) 记录信息以数字形式进行记录。

(2) 在规定的记录时间下,记录介质的容量取决于信息量、信息特征以及飞行环境,一般记录时间不少于25h。

(3) 在对记录的参数定义进行任何修改后,如航空公司(或主机单位、用户等)新增了非强制性记录参数,有必要进行进一步的定型试飞验证,确保满足最低记录时间要求。

(4) 某些情况下,可通过在实验室证明达到了足够的记录时间对设备进行无限制认证,无需进行另外的飞行试验。

1.2.1.13 记录数据的卸载工具

(1) 应为FDRS提供使飞行器操作人员能够卸载所记录数据的工具。

(2) 卸载工具应方便获取且不要求拆下飞机上的记录仪。

(3) 卸载期间不得擦除、覆盖或更改记录仪中记录的数据。

(4) 卸载期间不要求FDRS继续运行在正常记录模式。

1.2.1.14 飞行机组接口

应提供使飞行机组能够在记录上插入事件标记的方法或手段。

1.2.1.15 加速度传感器

(1) 对于加速度参数记录时间间隔大于或等于0.125s的飞行器,加速度传感器的阻尼因数应不小于临界阻尼的0.7,且在经过0.5s或更长的单端三角输入后,总误差应不超过加速度的10%。当在0~4Hz范围内向传感器输入正弦加速度时,输入/输出比的变化不应超过 $\pm 3\text{dB}$;若高于4Hz,则输出信号的下降率应不低于 6dB/oct 。

(2) 对于加速度参数记录时间间隔小于0.125s的飞机,加速度传感器的阻尼因数应不小于临界阻尼的0.7,且在经过0.25s或更长的单端三角输入后,总误差应不超过加速度的10%。当在0~8Hz范围内向传感器输入正弦加速度时,输入/输出比的变化不应超过 $\pm 3\text{dB}$;若高于8Hz,则输出信号的下降率应不低于 6dB/oct 。

(3) 应在传感器机械设计时设置部分衰减,避免因噪声或高频输入造成饱和,只通过电气滤波进行衰减不可取。

1.2.1.16 数据采样、记录、检索

(1) 数据采样

连续记录的各参数值应来自通过FDRS输入接口获得的新读数。这些读数的间隔时间应满足相关规定,公差为 $1/64\text{s}$ 。不管为何种参数,应能够按照参数设定顺序恢复参数连续读数。在上次读数后,若未更新输入接口的输入参数,则应在记录中进行

指示。

(2) 数据测量范围

各参数的测量范围至少应满足相关的规定范围，采样期间参数值会在其全范围内变化；记录的值应满足规定的分辨率及其参数记录要求。

(3) 数据精度、分辨率和时序

①记录的数据应满足相关文件规定的精度、采样速率、分辨率和时序要求；

②若采用数据压缩，不管其他参数值为多少且不管参数如何变化，应保证参数的分辨率和采样速率；

③数据记录时应确保能够推断出两参数之间的相对时间，公差应在 0.25s 内。

1.2.1.17 记录同步

(1) 若 FDRS 采用多个分离式记录仪，每个记录仪记录的信息应以 0.25s 以内的误差进行同步。

(2) 若 FDRS 采用综合式记录仪，则记录的信息（飞行数据、语音信息、视频信息）应以 0.25s 以内的误差进行同步。

(3) 所有的机载记录仪尽可能使用同一个时间基准。

1.2.1.18 时间基准特性

(1) 应提供一个稳定的时间基准信号，在信息恢复期间所得平均精确度至少为 0.1%。

(2) 所记录的时间基准应能在至少 1min 内以 0.1% 的平均精确度复制。

1.2.1.19 记录介质组件损坏评估方法

如果无法正确而可靠地检查记录介质，应设法使事故调查人在试图回放前确定记录介质是否曾遭受过其耐受性不确定的过热条件。

1.2.1.20 记录信息和记录介质结构

记录介质内信息的结构应能尽量减小内存设备故障或不可用导致的损失。如果在正常运行中造成了丢失或损失，出现这种情况，记录仪通过内部的自检测（BITE）输出故障信息进行提示。记录存储器应尽可能自动进行重新配置，以保证记录内容的完整、正确。

1.2.1.21 记录信息的保存

在记录仪电源断开后，记录仪内部记录介质中记录的信息至少具有两年保存记录信息不被丢失的能力。

1.2.1.22 测试效应

除另有规定外，FDRS 应确保在完成指定的性能试验后，不存在可能损害持续性能的

情况。

1.2.1.23 软件管理

当 FDRS 采用了数字计算机技术,软件的使用应遵循欧洲民用航空设备组织 (EUROCAE) 发布的 ED-12B (美国航空无线电技术委员会发布时为 RTCA/DO-178B)《机载系统和设备软件合格审定考虑》或认证机构批准的修订版中规定的适用指南,或军用武器装备开发相关标准要求。对于适航认证系统,应证明用于记录功能的软件至少符合 ED-12B / RTCA/DO-178B《机载系统和设备软件合格审定考虑》中规定的 D 级软件的要求。

1.2.1.24 坠毁幸存性

(1) 信息恢复。

CSMU 的构造,应能通过特殊的技术将存储在存储介质中的信息进行有效恢复。

(2) 幸存标准 (固定式)。

在以下三个序列试验中,CSMU 中的坠毁幸存记录介质应有效地保存记录的信息。

①冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、高温火烧、腐蚀性物质浸泡;

②冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、中温烘烤、腐蚀性物质浸泡;

③冲击碰撞、剪切拉伸、穿透、静态挤压、深海压力和海水浸泡。

(3) 单个 CSMU 应进行一种序列的试验,但不要求在同一个 CSMU 上同时进行所有序列的试验。

(4) 应尽量降低坠毁幸存性试验造成的记录媒介修理需求。

①在经过 (2) 中①和③顺序的试验之后,应只需进行简单修理 (如更换坠毁幸存记录模块中内存模块的互联导线) 的情况下恢复记录介质内的数据,不允许对存储器装置或附件进行再焊接;

②在经过 (2) 中试验顺序②之后,允许拆除各存储器装置,以便在重新安装在原来的或更换的坠毁幸存记录模块内后,分别或一同进行信息恢复。

1.2.1.25 标识

(1) CSMU 的外表面和记录仪外表面大片区域应涂成亮橙色,记录仪外表面应采用黑色字体、高度不小于 25mm 的中、英文标识,见图 1-6。

FLIGHT RECORDER DO NOT OPEN

飞行记录仪 严禁打开

图 1-6 FDR 特殊标识

(2) 如果由于记录仪外壳的尺寸限制无法按此高度标记,则应根据外壳尺寸用另一种高度进行标记。

(3) 除规定的火烧及烘烤试验之外,该标识在记录仪经过试验后应清晰可见。

(4) 记录仪 (含 CSMU) 外表面应配备反光带,以便记录仪能在海底等能见度低的条