

MH

中华人民共和国民用航空行业标准

MH/T 2006—2013

小型航空器飞行记录系统性能规范

Specification for operational performance of small aircraft recording systems

2013 - 11-11 发布

2014 - 03-01 实施

中国民用航空局 发布

前 言

本标准按照GB/T 1.1-2009给出的规则起草。

本标准由中国民用航空局航空安全办公室提出。

本标准由中国民用航空局航空器适航审定司批准立项。

本标准由中国民航科学技术研究院归口。

本标准起草单位：中国民航科学技术研究院。

本标准起草人：王浩锋，舒平，苗凌云，肖宪波，钟民主，王纯。

小型航空器飞行记录系统性能规范

1 范围

本标准规定了可以记录小型航空器飞行数据、驾驶舱音频、机载影像或者数据链信息的记录系统的最低性能要求。

本标准适用于小型航空器飞行记录系统的研发设计、安装及使用。

2 术语和定义

2.1

小型航空器 small aircraft

按照《小型航空器商业运输运营人运行合格审定规则》(CCAR-135)和《一般运行和飞行规则》(CCAR-91)运行的、最大审定起飞全重不超过5 700 kg的多发飞机、单发飞机和最大审定起飞全重不超过3 180 kg的旋翼机。

2.2

飞行记录器 flight recorders

安装在航空器内部、用于记录航空器飞行数据、驾驶舱音频、机载影像或者数据链信息以协助事故或事故征候调查,并具有相应保护装置的设备。

2.3

飞行数据记录系统 ADRS, aircraft data recording systems

采集并记录反映航空器状态、性能等参数的机载设备或设备组。它可以准确记录描述航空器状态和飞行员操作的必需参数;同时,根据航空器的复杂程度、可利用的数据源情况以及强制性参数的记录要求,它还可以记录其他的非强制参数。

2.4

驾驶舱音频记录系统 CARS, cockpit audio recording systems

利用麦克风或其他音频、数字输入来采集和记录驾驶舱内各种音频信息,包括陆空通信、机组内话、驾驶舱背景声等的机载设备或设备组。

2.5

机载影像记录系统 AIRS, airborne image recording systems

使用光学传感器从航空器不同区域采集影像信息并进行记录的机载设备或设备组。它可以记录驾驶舱内的影像,包括操作输入、仪表及控制面板信息,还可以记录机舱外部影像等。

2.6

数据链记录系统 DLRS, data-link recording systems

记录数据链传送的交互报文信息的机载设备或设备组。

3 飞行记录器基本要求

3.1 安全性要求

飞行记录器无论在正常或故障情况下,均不应损害航空器的适航性。应保证记录系统接口信息源与关键的飞行系统进行适当的物理隔离和电气隔离。

3.2 维护性要求

飞行记录器应便于维护,以确保飞行记录器的可用性和持续适航性。

3.3 阻燃性要求

除少量用于热隔离或者热耗散的材料(如隔离漆、热化学复合物等)和不会明显助燃的小型元器件(如把手、紧固件、密封件、垫圈及小的电子元件)外,所有的材料都应是阻燃材料。

3.4 适坠性要求

为保证事故调查当局能够通过记录器制造商提供的特殊方法读取飞行记录器中记录介质保存的信息,飞行记录器应满足并通过以下测试:

- a) 冲击震动测试:测试样品沿着3个相互垂直的方向(六个轴向)进行冲击震动测试。冲击能量应大于等于半个正弦波的冲击(持续时间为 $5\text{ ms}\pm 1\text{ ms}$,正弦波峰值加速度应不小于 $1\ 000g$, (g 为当地的重力加速度);也可以采用同等冲击能力梯形冲击波进行测试,冲击脉冲的测量应使用经过校准的加速度计及相关仪表,精度要求至少在 $5\text{ Hz}\sim 250\text{ Hz}$ 范围内有 3 dB 的响应;
- b) 静态挤压测试:对测试样品施加 4.54 kN 的静态压力,持续时间为 5 min 。对于球状飞行记录器至少要测试4次;对于立方体状飞行记录器,总共需要测试7次,包括3个面和4条对角线;
- c) 高温火烧测试:用于测试的火源产生的热通量至少为 158 kW/m^2 。测试样品的所有外表面(含导线)都应暴露在火焰下持续时间至少 15 min ,火焰的表面温度为 $1\ 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ (测试样品可能导致局部的火焰冷却,气流的紊乱也会影响火焰温度,所以通常火焰的温度值会在 $950\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 1\ 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间波动)。同时,测量过程中不应测试样品进行任何形式的遮蔽。

在高温火烧测试之前,需要对测试样品进行预处理使其获得稳定的内部温度,即测试样品在标准大气压及 $25\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的环境中正常操作以后的内部温度(可以事先移除飞行记录器存储模块的外部电子元件)。当设备的内部温差最大不超过 $2\text{ }^{\circ}\text{C/h}$,就认为其内部温度稳定;当不能够对内部温度进行测量时,设备至少要经历 2 h 的稳定温度。

当不能对内部最大主体的温度进行测量时,则认为2小时为可使设备温度稳定的最小时间。在记录系统正常操作或存储期间,当火烧防护材料的有效性降低时,应对其进行预处理以模拟老化影响,如通过扩大压力和温度循环。

3.5 同步性要求

在可行的情况下,所有的航空器数据记录器都应参照统一的时间,例如GPS时间。

3.6 运行要求

在航空器凭借自身动力开始运动之前，飞行记录器就开始持续地记录数据，直至航空器不能在自身动力驱动下继续移动为止。在电力系统允许的情况下，飞行记录器应在发动机未启动前的驾驶舱检测阶段就开始记录数据，并持续至飞行结束、发动机关车以后的驾驶舱检测阶段结束为止。

3.7 标示要求

飞行记录器外表面的大部分区域应为鲜橙色，并尽可能大的喷涂有黑色“FLIGHT RECORDER”标识；同时在外表面需有反光材料。

3.8 误码率要求

所有数据的输入与输出之间的位出错率不应超过 10^{-5} 。

3.9 软件管理

飞行记录器所应用的所有软件都应遵从 EUROCAE ED-12B、RTCA DO-178B 及其后续版本中的相关规定。其中用于数据记录功能的软件应达到 E 级以上的标准。

4 飞行数据记录系统性能规范

4.1 记录设备

根据航空器的不同类型，飞行数据记录系统可能包括以下设备：

- a) 获取和处理模拟、数字传感器信号的必要设备；
- b) 一个工作稳定的记录装置，宜将其与机上其他记录系统以及协调世界时（UTC）进行同步；
- c) 用于存放所记录数据的稳定的记录介质；
- d) 系统各部件之间通讯所需的数据总线或网络。

4.2 记录介质

飞行数据记录系统应采用数字方式将信号记录并存储于固态存储模块中。

4.3 记录能力

飞行数据记录系统至少要能够保存航空器最后 25 h 飞行数据，且其不应使用数据压缩技术。

4.4 记录延迟

从获取数据到固态记录介质开始记录数据之间的记录延迟不能超过 1 s。

4.5 故障指示

飞行数据记录系统应具备自检功能，并触发相应故障指示。

4.6 记录要求

4.6.1 数据应按照附录 A 的要求进行记录。

4.6.2 对于航空器任何新的设计或者操作都应进行评估，以确定是否有特定的参数需要添加到记录参数中去，或者替代现有参数。

4.6.3 记录器应在静态和动态情况下都能从数据源获取准确、可靠的信息。

4.7 记录数据的擦除保护

4.7.1 飞行数据记录系统不应提供任何擦除记录数据的技术手段。

4.7.2 应制定适当的流程，以避免在航空器维护中将涉及航空不安全事件的记录数据覆盖。

4.8 功能测试

应提供必要的方法或设备以检测记录系统是否正常运行。

5 驾驶舱音频记录系统性能规范

5.1 记录设备

根据航空器的不同类型，驾驶舱音频记录系统可能包括以下设备：

- a) 驾驶舱设备，包括擦除功能开关、故障指示装置以及配备前置放大器的区域麦克风；
- b) 工作稳定的记录装置，宜将其与机上其他记录系统以及协调世界时（UTC）进行同步；
- c) 将模拟音频信号转换为数字格式的技术；
- d) 音频接口设备，包括信号放大器等。

5.2 记录方式

5.2.1 驾驶舱音频记录系统应采用数字方式将信号记录并存储于稳固的存储模块中。

5.2.2 区域麦克风的音频信息需转换成数字格式，并以 16 bit、44.1 kHz、无加密、无压缩的线性（无 μ -law 或者 a-law）脉冲编码调制(PCM) 方式存储。

5.2.3 驾驶员音频通道中的音频信息应转换成数字格式，并以一个 16 bit, 11.025 kHz, 22.050 kHz 或者 44.1 kHz 的无加密、无压缩的线性（无 μ -law 或者 a-law）脉冲编码调制(PCM) 方式存储。

5.2.4 不允许使用编码来代替无声段。

5.3 记录能力

驾驶舱音频记录系统应能够保存其运行时最后至少2 h的数据记录，且在整个记录期间应保存不同通道的记录信息。

5.4 获取记录信息的方法

5.4.1 获取记录信息时，不应擦除、重写或改变记录内容。

5.4.2 使用标准计算机接口和文件格式（例如 .wav 格式文件）并不损坏所有未被删除的音频。

5.4.3 对严重损坏的记录器记录介质，供应商应提供对已进行擦除操作的音频数据的恢复方法，但该工作应由事故调查当局提出并将记录系统送至特定场所方可进行。

5.4.4 音频信息的解码无需特别的密钥，否则可能会影响事故调查当局的调查。

5.5 记录延迟与通道同步

5.5.1 记录延迟

音频信号从区域麦克风接收到信号起，到记录到存储模块之中，其延迟不得超过 50 ms；对于其他通道，从记录器接收到信号输入起，到记录到存储模块之间的延迟不能超过 50 ms。

5.5.2 通道同步

对每个独立通道的记录，在记录回放时，通道之间的相对时间差在整个记录过程中不应超过 4 ms。

5.6 擦除操作

5.6.1 对飞行员使用航后舱音擦除功能应制定使用规定。

5.6.2 进行擦除操作后，使用常规的回放或者拷贝技术无法恢复已擦除的音频数据。

5.6.3 擦除功能的安装应防止其在飞行过程中启动，同时要将坠毁冲击造成其误启动的可能性最小化。

5.7 记录的质量和可靠性

所有新安装的驾驶舱音频记录系统均应通过地面回放来确定其系统性能以及记录质量（相关音频记录质量要求见附录 B）。

5.8 电源中断

系统电源中断之后，驾驶舱音频记录系统（包括所有的网络和总线等）应符合以下要求：

- a) 驾驶舱音频记录系统在通电并建立初始逻辑后，或中断达到 2 s 以上又恢复供电后，应在 5 s 之内启动并继续存储信息，所有内置测试程序应在 60 s 之内完成。
- b) 从中断开始到其后 2 s 内所有可获取的信息，都应记录到存储模块中。
- c) 当电源恢复正常持续 5 s 以后，再发生 200 ms 以下的电源中断不应影响驾驶舱音频记录系统、区域麦克风以及驾驶舱音频记录系统控制面板（包括任何互连的网络、总线等）产生任何影响。而在初始 5 s 阶段内，可以对能量储备设备进行再充电。

5.9 记录评估

每个通道上的记录均应进行检测，以确保所有必须的输入源都连接到了驾驶舱音频记录系统上，其记录水平及信号质量都达到了可接受的水平（见附录 B 中的相关要求）。

6 机载影像记录系统性能规范

6.1 记录设备

根据航空器的不同类型，机载影像记录系统可能包括以下设备：

- a) 驾驶舱记录设备，包括具有批擦除功能控制，失效指示和一个或多个照相机（影像源）；
- b) 影像通讯网络；
- c) 与其他的机载记录系统及世界协调时（UTC）同步的记录设备；
- d) 系统各部分之间通讯所需的接口设备。

6.2 记录要求

6.2.1 影像记录系统应采用数字方式将数据记录并存储于记录模块中。

6.2.2 不论存储格式如何，所记录的信息都应可以导出为工业标准的数字化格式，且转换并不会影响影像质量或造成相对时间损失。

6.2.3 可以使用影像压缩技术以最小化影像记录文件容量。

6.3 记录容量

影像记录系统至少能够保留最后 2 h 操作状态的记录数据。

6.4 记录延迟

从影像传感器获取影像数据到数据存储到记录介质上为止，其延迟不应超过3 s。

6.5 影像压缩

6.5.1 影像压缩技术是为了能将影像记录数据压缩到记录介质中，每一幅影像（数据帧或等价物）的压缩损失应不会导致超过 1 s 的影像丢失。

6.5.2 在正常回放条件下，存储模块上记录的影像应该既是一组随时间变化的数据流图像，同时也应保证在某一个时刻只对应一张图像。

6.6 影像安全及加密

6.6.1 针对隐私和安全方面要求，应在记录影像回放中使用影像回放系统双重加密或加密密钥方式。

6.6.2 对于事故调查当局则可以使用特殊技术直接对影像进行回放。

6.7 记录频率

根据影像记录系统的不同类型，从每个传感器获得的影像信息均应至少按照表1记录：

表1

AIRS 类型	描述	最小帧记录频率	
		记录阶段 最近 30 min	记录阶段 30 min~2 h
A	常规驾驶舱视景	每秒 4 帧	每秒 1 帧
B	控制器-飞行员数据链通信信息显示	每秒 1 帧	每 2 秒 1 帧
C	驾驶舱显示	每秒 4 帧	每秒 1 帧
D	平视显示	每秒 1 帧	每 2 秒 1 帧
E	其他提供给飞行员的视觉影像	每秒 1 帧或按照提供给飞行员的频率，按较低的执行	每 2 秒 1 帧或按照提供给飞行员的频率，按较低的执行
F	外部视景	每秒 4 帧	每秒 1 帧

6.8 批量擦除

6.8.1 对于 A 类影像记录系统，应对于飞行员操作的航后的批量擦除处理功能有所规定。

6.8.2 当使用 C 类影像记录系统代替飞行数据记录系统从仪表显示上抓取参数数据时，则不应提供可以对获取的参数数据提供可以进行批量擦除的设备。

注：应用批量擦除功能以后，记录信息会被修改，从而无法用普通的回放或者拷贝技术来直接获取记录数据。

6.9 镜头光学特征

6.9.1 空间分辨率

不同的影像记录系统类型需要使用不同的分辨率进行验证，表 2 给出了 A、B、C 等类影像记录系统的分辨率。

6.9.2 景深

根据影像记录系统的类型，其记录需要有足够的景深。对于 B 或者 C 类影像记录系统，所需的景深仅包含仪表盘（从最远到最近的仪表）；然而对于 A 类影像记录系统，所需的景深则要尽可能的大，以便对驾驶舱内的所有运动进行精确的对焦。

6.9.3 视野

根据影像记录系统的类型，应有足够的视野，见表2。

6.9.4 反差

根据影像记录系统的类型，测试图表里线之间的反差要适当，详细要求见表 2。

6.9.5 失真

为使测试图表里线之间根据影像记录系统类型具有如表2所示的差异，从而保证影像失真的最小化。

6.9.6 数字假象

由于失真及系统压缩引起的假象类型应满足表2中的相关规定。

表2

类型	分辨率	景深、视野	灵敏度	反差	失真、假象
A	根据测试图表，在前向仪表盘上可以充分辨别的分辨率为 5 mm	驾驶舱前方影像	足够识别 1 lx 的飞行员移动	256 色	满足分辨率要求
B	能够通过视觉从图像上辨别 4 mm 显示面板上的数字（如“5”和“6”）	显示面板	以 1.7 cd/m ² 区分“5”和“6”	256 色	满足分辨率要求
C	能够通过视觉从图像上辨别 4 mm 显示面板上的数字（如“5”和“6”）	前向仪表盘完整宽度	以 1.7 cd/m ² 区分“5”和“6”	256 色	满足分辨率要求
D	按照系统提供值	按照系统提供值	按照系统提供值	按照系统提供值	满足分辨率要求
E	按照系统提供值	按照系统提供值	按照系统提供值	按照系统提供值	满足分辨率要求
F	按照系统提供值	按照系统提供值	按照系统提供值	按照系统提供值	满足分辨率要求

6.10 光线灵敏度

影像记录系统在正常操作情况下不需要补充光源，应能够通过自动化手段，在86 000 lx（全太阳光）～1.0 lx的照明光线条件下正常操作。B类和C类影像记录系统应能够从亮度为(1.71±0.85) cd/m² 的仪表解析数据。

7 数据链信息记录系统性能规范

7.1 记录设备

根据航空器的不同类型，数据链信息记录系统可能包括以下设备：

- a) 工作稳定的记录装置，宜将其与机上其他记录系统以及协调世界时（UTC）进行同步；
- b) 适用于将数据链信息转化为记录格式的数字界面设备；
- c) 为系统各部分之间提供通讯的数据总线或网络。

7.2 记录要求

7.2.1 数据链记录系统应采用数字方式将数据记录并存储于记录模块中。

7.2.2 每个信息的记录格式应易识别，并可以进行解码。

7.2.3 不允许使用数据压缩技术。

7.3 记录容量

7.3.1 记录系统能够至少保存最近 2 h 内的所有必需的数据链信息，并且在记录系统设计时要考虑未来新技术可能需要替换总线传输速度并扩大记录媒介的容量等因素。

7.3.2 为了优化记录容量，数据链信息应可以进行断续记录，例如：当有信息通讯的时候才进行记录。

7.4 数据链信息访问

7.4.1 获取记录信息时，不应擦除、重写或改变记录内容。

7.4.2 可以使用标准的计算机接口对所有数据进行无损恢复。

7.4.3 获取记录信息时，不需要将记录模块从航空器安装位置上取下。

7.4.4 在进行记录数据读取的过程中不要求数据链记录系统同时进行记录。

7.5 记录延迟

施加在记录系统输入端的一个由 103 个 ASCII 码（或等效的）字符组成的有效信息的记录延迟不能超过 1 s，即从记录系统开始收到数据输入到数据被存储于记录模块的时间不能超过 1 s。

7.6 数据链应用及服务

无论是采用自动或是手动方法，数据链消息都应该记录在航空器上，并且应该采用独立的媒介传送方式。

7.7 记录内容

包括：

- a) 飞行员发布和接收的消息内容；
- b) 消息的优先次序，例如一条消息有相关联的优先次序，那么可能会对于该消息的排位、显示方法或传送产生影响；
- c) 任何有效队列中的消息数量，即在任一给定的时间里，有多少消息被航空器接收但未显示给飞行员或有多少飞行员发出的消息还未送达地面；
- d) 每条消息的显示状态，即指基于系统构建所记录的信息中包含飞行员对于消息的选择状态，包括消息的新到、打开、接受、拒绝等。

7.8 时标

- 7.8.1 对于每条数据链消息都应该能够确定相应的时间信息，最小分辨率为 1 s。
- 7.8.2 时间信息应包括小时、分钟、秒、日、月，如果可能还应包括年。
- 7.8.3 时间信息可以通过记录每条消息的时间标识符或记录基于绝对时间轴的相对时间来实现。

7.9 记录数据的擦除

- 7.9.1 数据链信息记录系统不应提供任何擦除记录数据的技术手段。
- 7.9.2 应制定适当的流程，以避免在航空器维护中将涉及航空不安全事件的记录数据覆盖。

MH

附 录 A
(规范性附录)
记录参数

表A. 1

参数名称	固定翼	旋翼	活塞式 发动机	涡轮式 发动机	最小记录范围	最大记录间隔 (s)	最小记录精度	最小记录分辨率	备注
相对时间计数	E	E	E	E	0~4095	1	± 1 s/h	1 s	
航向 (磁航向 或 真航向)	R	R			$\pm 180^\circ$	1	$\pm 2^\circ$	0.5°	如不可获取, 则记录转动速率
俯仰角	E	E			$\pm 90^\circ$	0.25	$\pm 2^\circ$	0.5°	如不可获取, 则记录转动速率
滚转角	E	E			$\pm 180^\circ$	0.25	$\pm 2^\circ$	0.5°	如不可获取, 则记录旋转速率
偏航率	E	E			$\pm 300^\circ$ /s	0.25	$\pm 1\% + (\text{偏流角}/360^\circ)/\text{小时}$	2° /s	如不记录航向, 则该参数为必需
俯仰角变化率	E	E			$\pm 300^\circ$ /s	0.25	$\pm 1\% + 360^\circ$ /小时的偏离	2° /s	如不记录俯仰角, 则该参数为必需
滚转角变化率	E	E			$\pm 300^\circ$ /s	0.25	$\pm 1\% + 360^\circ$ /小时的偏离	2° /s	如不记录滚转角, 则该参数为必需
定位系统: 经度、纬度	E	E			纬度: $\pm 90^\circ$ 经度: $\pm 180^\circ$	2 (如可能, 则为 1)	与安装时相同 (推荐 $0.000\ 15^\circ$)	$0.000\ 05^\circ$	
定位系统: 估计误差	E	E			有效范围	2 (如可能, 则为 1)	与安装时相同	与安装时相同	如可获得

表 A.1 (续)

参数名称	固定翼	旋翼	活塞式 发动机	涡轮式 发动机	最小记录范围	最大记录间隔 (s)	最小记录精度	最小记录分辨率	备注
定位系统： 高度	E	E			-1 000 ft~航 空器最大高度 再加 5 000 ft	2 (如可能，则 为 1)	与安装时相同	5 ft	
定位系统： 时间	E	E			24 h	1	±0.5 s	0.1 s	如果可能，优先使用协调世界时 (UTC)
定位系统： 地速	E	E			0~1 000 kn	2 (如可能，则 为 1)	与安装时相同 (推 荐±5 kn)	1 kn	
定位系统： 航迹	E	E			0~360°	2 (如可能，则 为 1)	与安装时相同 (推 荐±2°)	0.5°	
垂直加速度	E	E			-3g 到 6g	0.25 (如可能， 则为 0.125)	与安装时相同 (推 荐±0.09g，不包 括±0.05g 的数据 误差)	0.004g	特技航空器需要一个更宽的范围
纵向加速度	E	E			-1g 到 1g	0.25 (如可能， 则为 0.125)	与安装时相同 (推 荐±0.015g，不包 括±0.05g 的数据 误差)	0.004g	特技航空器需要一个更宽的范围
横向加速度	E	E			-1g 到 1g	0.25 (如可能， 则为 0.125)	与安装时相同 (推 荐±0.015g，不包 括±0.05g 的数据 误差)	0.004g	特技航空器需要一个更宽的范围
外部静压 (压力高 度)	R	R			11.6kPa ~ 104. kPa 或者 可能的传感器 范围	1	与安装时相同 (推 荐±0.3 kPa 或者 ±100ft~±700ft)	±0.3 kPa 或者 5 ft	
外界空气温 度 (或整体 空气温度)	R	R			-50 °C~ 90 °C 或者可 能的传感器范 围	2	与安装时相同 (推 荐±2 °C)	1 °C	

表 A.1 (续)

参数名称	固定翼	旋翼	活塞式发动机	涡轮式发动机	最小记录范围	最大记录间隔(s)	最小记录精度	最小记录分辨率	备注
指示空速	R	R			与安装时飞行显示测量系统相同或者可能的传感器范围		与安装时相同(推荐±3%)	1 kn (推荐 0.5 kn)	
主轴转速(Nr)		R			50% ~ 130% 或者可能的传感器范围		与安装时相同	全范围的 0.3%	
发动机转速(RPM)			R		全范围, 包括超速的情况	每个发动机每秒	与安装时相同	全范围的 0.2%	
发动机滑油压力			R	R	全范围	每个发动机每秒	与安装时相同(推荐全范围的 5%)	全范围的 2%	
发动机油温			R	R	全范围	每个发动机每秒	与安装时相同(推荐全范围的 5%)	全范围的 2%	
燃油流量或油压			R	R	全范围	每个发动机每秒	与安装时相同	全范围的 2%	
进气压力			R		全范围	每个发动机每秒	与安装时相同	全范围的 2%	
发动机推力/功率/扭矩 确定推进推力/功率的必需参数				R	全范围	每个发动机每秒	与安装时相同	全范围的 0.1%	足以记录对应发动机的参数, 如 ERP/N1 或者扭矩/Np, 以确定发动机在正常及反向推力下的功率。需要提供可能的超速裕量。
发动机燃气发生器速度(Ng)				R	0~150%	每个发动机每秒	与安装时相同	全范围的 0.2%	
自由动力涡轮机速度(Nf)				R	0~150%	每个发动机每秒	与安装时相同	全范围的 0.2%	
总距		R			全范围	0.5	与安装时相同	全范围的 0.1%	

表 A.1 (续)

参数名称	固定翼	旋翼	活塞式 发动机	涡轮式 发动机	最小记录范围	最大记录间隔 (s)	最小记录精度	最小记录分辨率	备注
冷却液温度			R		全范围	1	与安装时相同(推荐 $\pm 5^{\circ}\text{C}$)	1 $^{\circ}\text{C}$	
燃油喷嘴压力或流量					全范围或者每个离散位置	1	与安装时相同	全范围的 1%	
外表面温度或内表面温度					与安装时相同	跟安装时相同	与安装时相同	1 $^{\circ}\text{C}$	
主电压	R	R			全范围	每个发动机每秒	与安装时相同	1 V	
气缸盖温度			R		全范围	每个汽缸每秒	与安装时相同	全范围的 2%	
襟翼位置	R				全范围或者每个离散位置	2	与安装时相同	0.5 $^{\circ}$	
主飞行控制面位置	R				全范围	0.25	与安装时相同	全范围的 0.2%	
燃油量			R	R	全范围	4	与安装时相同	全范围的 1%	
排气温度			R	R	全范围	每个发动机每秒	与安装时相同	全范围的 2%	
应急电压	R	R			全范围	每个发动机每秒	与安装时相同	1 V	
配平平面位置	R	R			全范围或者每个离散位置	1	与安装时相同	全范围的 0.3%	
起落架位置	R	R			每个离散位置	每个起落架每 2 秒	与安装时相同		如可能, 则记录上升锁定和下降锁定的位置
新或独特的航空器特征	R	R	R	R	根据需要	根据需要	根据需要	根据需要	

附 录 B
(规范性附录)
音频质量要求

表B. 1

特性	驾驶舱区域麦克风	区域麦克风前置放大	记录器区域麦克风通道	记录器驾驶员通道
频响（最低要求）	50 Hz～17 kHz ± 6 dB 17 kHz～20 kHz ± 10 dB	150 Hz至20 kHz ± 3 dB 150 Hz（fc）以下 二阶滚降滤波器 （名义可达到-12 dB/倍频）	150 Hz至20 kHz ± 3 dB 150 Hz（fc）以下 二阶滚降滤波器 （名义可达到-12 dB/倍频）	150 Hz至5 kHz ± 3 dB 150 Hz（fc）以下 二阶滚降滤波器 （名义可达到-12dB/倍频）
	50 Hz～20 kHz ± 6 dB 150 Hz（fc）以下 二阶滚降滤波器 （名义可达到-12 dB/倍频） 见注 1。			
动态范围（最低要求）	94 dB，最大输入声强 ≥ 120 dB SPL	116 dB（包括 36 dB 的可选衰减）	80 dB	116 dB（包括36 dB 的可选衰减）
可选输入衰减	N/A	共36 dB，每6 dB为一档	无	共36 dB，每6 dB为一档
信噪比（最低要求）	67 dB（输入声为94 dB SPL时）	80 dB（麦克风输入声为120 dB时）	80 dB（麦克风输入声为 120 dB 时）	80 dB（当输入衰减为0 dB，输入信号有效值为1 V时）
总谐波失真和噪音	< 1 %（-40 dB）在 120 dB SPL 22 kHz 频带，不加权	< 0.1 %（-60 dB） 麦克风输入声为120 dB SPL 22 kHz 频带，不加权	< 0.1 %（-60 dB）麦克风输入声 为120 dB SPL 22 kHz 频带，不 加权	< 0.1 %（-60 dB）电压输入有效值1 V， 0dB，选择性输入衰减，ANSI，A加权 < 0.1 %（-60 dB）电压输入有效值4 V， 12 dB，选择性输入衰减，ANSI，A加权

表 B.1 (续)

特性	驾驶舱区域麦克风	区域麦克风前置放大	记录器区域麦克风通道	记录器驾驶员通道
通道间干扰	N/A	72 dB	72 dB	N/A
输入阻抗 (最低要求)	N/A	与麦克风输出相匹配	与前置放大器输出相匹配	2 000 Ω 最低要求
极性响应 (方向性)	由安装位置和驾驶舱配置决定	N/A	N/A	N/A
输出声级	与前置放大相匹配	与记录器输入相匹配	N/A	N/A
通道采样率	N/A	N/A	44.1 kHz 最低要求	11.025 kHz 最低要求
注1: 区域麦克风和区域麦克风前置放大的频响可合并起来描述, 不一定要分开描述。 注2: 每一列给出了功能的边界值, 但并不妨碍各物理部件的组合使用, 例如前置放大和记录器的组合作用。 注3: 除非特别提出, 否则所有的参考测试信号均为1 kHz的正弦波。 注4: f_c (截止频率) 等于名义值减去3 dB点。				