



编 号：CTSO-C79
日 期：2019年6月4日
局长授权
批 准：徐超群

中国民用航空技术标准规定

本技术标准规定根据中国民用航空规章《民用航空材料、零部件和机载设备技术标准规定》（CCAR37）颁发。中国民用航空技术标准规定是对用于民用航空器上的某些航空材料、零部件和机载设备接受适航审查时，必须遵守的准则。

火警探测器（辐射敏感型）

1. 目的

本技术标准规定（CTSO）适用于为火警探测器（辐射敏感型）申请技术标准规定项目批准书（CTSOA）的制造人。本 CTSO 规定了火警探测器（辐射敏感型）为获得批准和使用适用的 CTSO 标记进行标识所必须满足的最低性能标准。

2. 适用范围

本 CTSO 适用于自其生效之日起提交的申请。按本 CTSO 批准的设备，其设计大改应按 CCAR-21-R4 第 21.353 条要求重新申请 CTSOA。

3. 要求

在本 CTSO 生效之日或生效之后制造并欲使用本 CTSO 标记进行标识的火警探测器（辐射敏感型）应满足附录 1 中的最低性能标准。

4. 标记

标记应包括 CCAR-21-R4 第 21.423 条（二）规定的所有信息，还应标出火警探测器的工作电压。符合活塞式、涡轮式发动机的要求或者两者兼之的探测器应在 CTSO 编号之后分别添加尾标-P、-T 或者 -PT，例如：CTSO-C79-P。

5. 资料要求

申请人必须向负责该项目审查的人员提交相关技术资料以支持设计和生产批准。提交资料包括 CCAR-21-R4 第 21.353 条（一）1 规定的符合性声明和以下资料副本。

a. 技术资料包括：

（1）运行说明和设备限制。

（2）安装程序，包括适用的安装原理图、布线图和规范，说明与安装有关的任何限制或其它条件。

（3）试验报告。

b. 第 a(1)和 a(2)所要求的资料应包括：

（1）以度数表示的视锥（视锥的顶点在传感器的中心，视锥的轴线与传感器的面成直角）。

（2）视域边界的最大有效范围；

（3）探测器位置处的最大允许正常环境温度；

（4）正常运行时探测器位置处的最大温升和最小温升允许速率；

（5）工作电压；

- (6) 安装或者支撑方法;
- (7) 在不影响灵敏度或因温度而造成错误指示的情况下, 可在一个回路或一个防火区内使用的最多或最少装置数目;
- (8) 探测器位置处的最大允许振动;
- (9) 由于磁效应造成的安装限制 (最小距离);
- (10) 射频峰值电压及对应频率;
- (11) 设备是否适用于增压区、非增压区或两者兼容;
- (12) 第 7.3.3、7.3.4、7.3.5 和 7.3.6 段中哪些情况对探测器有不利影响;
- (13) 探测器是否符合 7.14 段的耐火要求。

附录 1 火警探测器（辐射敏感型）最低性能标准

1.0 目的

规定用于活塞发动机和涡轮发动机航空器动力装置的火警探测器的最低要求，航空器的运行使该仪器经受 3.3 规定的环境条件。

2.0 范围

本标准包括了辐射敏感“监视”型火警探测器的验收要求，探测器的用途是为了保护可能着火处的航空器动力装置安装、辅助动力装置、燃烧加温器及其他的安装。在本文件中，“仪器”应理解为火警系统及其所有组件。

2.1 定义

辐射敏感型火警探测器是一种仪器，在遭受火焰放出的辐射能时，即开始发出警告信号。探测器及相关路线可设计成能针对以下一些因素进行选择：光谱敏感度，对探测器的辐射度，辐射度的上升率或辐射度起伏（闪烁）的频率特性，或其他的火焰特性。

3.0 一般要求

3.1 材料和工艺

3.1.1 材料 材料应具有经验和（或）试验证明能可靠地适用于航空仪器的质量。

3.1.2 工艺 工艺应符合高级航空仪器的制造方法。

3.2 暂缺

3.3 环境条件 以下条件规定作为设计最低要求。试验应按 5、6 和 7 条的规定进行。

3.3.1 温度 按制造人建议方法安装的仪器，应能在 A 栏所示周围温度范围内正常工作。

仪器安装位置	A
动力装置舱（活塞式）	-30~+130℃
动力装置舱（涡轮式）	-30~+150℃
增压区（两种类型的发动机）	-30~+50℃
非增压区或外部区（两种类型的发动机）	-55~+70℃

如果拟装用此仪器的舱最高周围温度高于 130℃（对于活塞发动机）和高于 150℃（对于涡轮发动机），或者如果预计周围温度低于 A 栏的规定值，则制造人应选择并规定相应的特殊限制。

3.3.2 湿度 仪器暴露在约 70℃ 温度下相对湿度在 0~95% 范围的环境时，应正常工作，不造成不利影响，也不受到不利影响。

3.3.3 高度 按制造人说明书安装的仪器应正常工作，并不受相当于高度范围-1000~+50000 英尺所经受的压力条件的不利影响，高度压力按 NACA1235 号报告的规定。

3.3.4 振动 按制造人说明书安装的仪器，在经受下述特性的振动时，应正常工作，不造成不利作用，也不受到不利影响。

	频率（周/秒）	最大全幅（英寸）	最大加速度
活塞发动机			
装在机体结构上	5~500	0.050	10g
装在减震板上	5~50	0.020	1.5g
装在动力装置上	5~500	0.100	20g
涡轮发动机			
短舱和短舱支架、机翼、尾翼和轮舱	5~1000	0.036	10g
机身：			
翼梁区之前	5~500	0.036	2g

翼梁区中间	5~1000	0.036	4g
翼梁区之后	5~500	0.036	7g
	500~1000	——	5g
隔振区	5~50	0.020	1.5g
安装架	50~500	——	0.5g
仪表板	5~500	0.030	1.0g

3.3.5 液体和砂尘 仪器暴露在雨水、燃油、盐雾、滑油或砂尘中时不得受到不利影响。

3.4 无线电干扰 应确定并规定因射频发射而造成的安装限制。

3.5 磁效应 应确定并规定因磁场而造成的安装限制。

4.0 详细要求

4.1 指示方式 仪器应能启动目视和（或）音响警告指示器。

4.2 可靠性 仪器应设计成能承受其在航空器上使用时易遭遇到的机械冲击、热冲击以及应力。航空器运行过程中遭遇到的电压变化，异常的高度，大气的污染，周围照明条件，飞行、着陆和起飞过程中遭遇到的加速度力，均不应造成假的警告信号。在航空器正常运行条件和大气条件的任何组合下，火警探测器不得发出假警告，探测器的灵敏度不得受到装有传感器的航空器舱内周围照明的明显影响。旨在确定上述各种因素对探测器可靠性影响的试验详述于 7.3。

4.3 完整性试验方法 仪器应设计成能提供在飞行中试验电气线路连接性和功能性的方法。

4.4 校准方法 仪器应设计成具有带耐敲打密封件的校准方法。

4.4.1 可调探测器系统 具有调节手段的仪器应进行试验，证明在整个

调节范围内均符合本标准，特别是 7.1、7.1.1 和 7.3。

5.0 试验条件

5.1 大气条件 除另有规定者外，本标准要求的所有试验均应在约 29.92 英寸汞柱大气压力、约 25℃ 周围温度和不大于 85% 的相对湿度的条件下进行。

5.2 振动 除另有规定者外，所有性能试验可在仪器经受 0.002~0.005 英寸全幅，1500~2000 周/分频率的振动条件下进行。此处使用的术语“全幅”表示从正最大到负最大的总位移。

5.3 振动设备 振动设备应能沿仪器相互垂直的三根轴线的每一根施加振动，其频率和幅度按 3.3.4 的要求。

5.4 电源条件 除另有规定者外，所有试验应以制造人推荐的额定电源进行试验，试验时仪器应处于实际工作状态。

5.5 试验位置 除另有规定者外，仪器应按其正常工作位置进行安装和试验。

6.0 单项性能要求 所有仪器或其组件应经受制造人的试验，证明具体符合本标准的以下各项要求（视适用情况而定）。

6.1 灵敏度和校准 传感器应按 7.1 的规定进行试验，确定其响应灵敏度和校准。

6.2 介电性 每一仪器应采用 6.2.1 和 6.2.2 的检查方法进行试验。

6.2.1 绝缘电阻 所有相互连通的电气线路和金属外壳之间的绝缘电阻，在 200 伏直流电接入 5 秒钟后，不得低于 5 兆欧。当线圈、电阻、电容等一类元件两端出现电位时，不得测量线路的绝缘电阻，因为这

种测量仅是为了确定绝缘是否足够。

6.2.2 过电位试验 在电气线路之间和电气线路与金属外壳之间施加试验电位时，设备不得损坏。试验电位应是商用频率的正弦波电压，其均方根值是最高线路电压的 5 倍，或者按 6.2.2.1 或 6.2.2.2 的规定（以适用者为准）。电位应从零开始，以均匀的速率增加到其试验值。在此值上应保持 5 秒钟，然后以均匀的速率降低到零。

由于这种试验是为了保证该线路组件具有合适的电气绝缘性，因此当线圈、电阻、电容等一类元件两端出现电位时，对线路不得进行这种试验。

6.2.2.1 气密的仪器应从 200 伏（有效值）进行试验。

6.2.2.2 以低于 15 伏电位工作的线路不必经受过电位试验。

7.0 鉴定性能要求 应当按照制造人的建议，取必要数量的仪器进行试验，来证明所有仪器均符合本条的要求。每个仪器上的试验应按下述顺序依次进行，而且在试验开始后，不再对仪器进行调整。任一项试验中如果出现虚假警告信号，该仪器即不合格。除了 7.2、7.2.1、7.2.3 和 7.14 的试验外，每一项试验后均应进行 7.1 规定的响应时间试验。在进行 7.14 的试验时，被试验的仪器不必是经受整个系列鉴定试验的同一个仪表。

7.1 响应时间 仪器的传感器应朝向在直径 5 英寸的平盘中燃烧汽油所形成的火焰，相距 4 英尺，供入的空气最大流率为 10 英尺/秒。每次试验开始时汽油和盘的温度不得超过 85°。应使用无色无铅汽油，响应时间不得超过 5 秒钟。

7.1.1 饱和试验 传感器应面朝下安装在直径 2 英尺的平盘上方，距平盘中心约 3 英寸，盘内盛有高出盘底的 1/8 英寸的汽油。汽油应使用传感器探测不出的火源点燃。响应时间不得超过 5 秒钟，当经受此试验 1 分钟时间过程中系统不得清除掉警告信号。

7.1.2 反复响应时间 火警探测器的传感器应按 7.1 规定朝向火焰 1 分钟。然后应防止其感受到火焰的影响。在清除掉警告信号后的 5 秒钟内，应将传感器再次朝向火焰。应在 5 秒内发出警告信号。

7.2 温升率造成的假警告 7.2.1 和 7.2.2 所述的试验应在温度受控制的空气气流条件下进行，气流速度为 250 ± 25 英尺/分。此项试验的仪器应具有单个控制装置可配备的最大数目传感器的完整控制装置。不应发出警告信号。

7.2.1 局部升温 一个传感器应经受图 3(a)阴影区所述温升率与持续时间的不同组合。其他的传感器应维持在周围室温下。试验的进行应模拟局部过热条件。不应发出警告信号。

7.2.2 普遍升温 应利用图 3(b)重复进行 7.2.1 的试验，不同处是所有传感器均应同时经受温度的变化。试验的进行应模拟在装有传感器的舱内普遍升温的条件。不应发出警告信号。

7.2.3 部分灭火造成的假清除警告 仪器按 7.1 置于响应时间试验状态，试验火焰应施加 30 秒钟。然后将试验火焰遮挡成使其作用区减少约 50%。警告信号不得清除。再过 30 秒钟后，应将火焰完全去除，警告信号应在 10 秒钟内清除。

7.3 确立特殊环境条件下探测器可靠性的试验程序 以下试验程序应

适用于确立各种不利条件下探测器系统可靠性的试验。进行试验时，系统应含有具体试验条件下所要求的临界数目的传感器。

7.3.1 暂缺

7.3.2 镁焰 利用 7.1 所述的试验设备和安装方式，将一根长 6 英寸、宽约 1/8 英寸、厚 0.005 英寸的镁带放在传感器元件和火焰之间的中央点处，与传感器成一条直线。点燃汽油，当警告灯发亮时，点燃镁带。当镁或汽油或两者均在燃烧时，警告信号不应清除。

7.3.3 日光 试验时日光应直接照射（不通过关闭的窗户）到探测器上，且太阳的天顶角应在 45° 以内，使穿过大气的斜线照径不致过长。照度应为 5000 英尺·坎德拉或以上，测光计探头应朝向太阳。探测器应暴露在日光下 30 秒钟而不会启动警告装置。

7.3.4 断续阳光 在此项试验中，应使用光阑叶系统来调制阳光（见 7.3.3），使其频率范围为 100 周/秒到 0 周/秒。这一频率范围应来回扫掠足够长的时间，使得在范围内的任何一频带上都有几秒钟的停顿时间。令人满意的断续措施可以是在小型通用绕线电动机的轴上安装一个有 4 片叶片的光阑，电动机的工作电源为一连续可调自耦变压器或其他的可调电压源。光阑的叶片要足够大，从而在位于探测器前方时能完全遮住太阳，使其照射不到探测器上，而且叶片距离探测器不得超过 1 英寸，使来自天空的日光本身也将得到调制。上述试验时不应发生警告信号。

7.3.5 日落和信号灯 应使用一排彩色白炽灯泡来模拟若干日落阶段的色度特性。（这一试验也可适用于标志灯和信标灯、指向标灯光的

红色一侧以及动力装置近旁的防撞闪光灯。) 灯泡应使用 40 瓦黄色、橙色和红色的, 例如通用电气(GE)公司的 40A/Y(航空黄色)、40A/O(航空橙色)和 40A/R(航空红色)或等效产品。试验应在柔和的室内照明下进行, 作用在探测器上的照度不大于 1 英尺·坎德拉。试验时应将探测器置于三个灯泡的每一个前面, 相距 3 英尺, 照射 30 秒(每个灯泡), 不应引发警告。

7.3.6 限制光 应当通过改变尺寸的孔口进行观察, 确定日光和白炽光对仪器的影响。孔口尺寸可随意选择, 但必须代表航空器安装件中可能遇到的开口(例如: 通风口、集气斗、发动机整流罩的排水口等等)。

注: 如果在 7.3.3、7.3.4 和 7.3.5 要求的周围光试验中仪器发出了假警告信号, 但在其他方面是合格的, 则应确定和施加安装限制。这种限制应作为所需资料的一部分, 直接清晰地声明。

7.4 振动

共振: 工作状态下的仪器应经受 3.3.4 规定的相应频率范围的共振频率检查, 以确定是否存在零件的任何共振频率。使用的振幅可以是任何方便的值, 只要不超过 3.3.4 规定的最大全幅或最大加速度。然后应使仪器在共振频率下经受 3.3.4 规定的相应最大全幅或者最大加速度的振动, 沿每一轴线各为时 1 小时。

如果沿任何一轴线施加振动时遇到一种以上的共振频率, 可以按最严重的共振完成试验期, 或将试验期按各共振频率划分, 两种办法中应考虑最可能产生失效的一种。主要共振模态下的试验期不得少于半小时。

如果在规定的频率范围的共振频率不明显，应根据振动要求表 (3.3.4) 在造成最大加速度的最大全幅和频率下将仪器振动 2 小时。

循环：工作状态下的仪器应以在 3.3.4 规定范围内变化的频率试验 15 分钟的循环，沿每一轴线各为时 1 小时，试验时施加 3.3.4 规定的全幅或 3.3.4 规定的加速度中任一个作为限制值。

7.5 喷水 位于航空器增压区之外的仪器组件应经受以下试验：

7.5.1 模拟雨水 组件应经受喷水 3 小时，模拟雨水。组件在试验之前不得按 7.1 进行干燥。

7.5.2 盐雾 安装在航空器外露部分的仪器组件应经受 20% 浓度细雾化的氯化钠溶液喷射 50 小时，在此试验期结束后，应让组件干燥并按 7.1 进行试验。

7.6 湿度 仪器应装在一腔室内为时 6 小时。腔室内温度保持在 $70 \pm 2^\circ\text{C}$ ，相对湿度保持在 $95 \pm 5\%$ 。在此之后，应断开加温，并让仪器在温度降到不得超过 38°C 、湿度增加到 100% 的环境中冷却 18 小时。这一整个循环应进行 5 次。

紧接着上述试验循环后，不得有影响性能的损伤或腐蚀的迹象。

7.7 燃油或滑油浸泡 拟安装在发动机舱或可能受燃油或滑油污染的航空器其他部位的仪器组件，应经受下述试验：

7.7.1 燃油浸泡 组件应在室温下浸入正常含铅量的 100/130 号汽油或涡轮发动机燃油中（视适合情况而定），然后在按 7.1 试验前，让其排油 1 分钟。在进行以后的试验之前不得对组件做清洁。

7.7.2 滑油浸泡 应执行 7.7.1 规定的试验程序，使用 MIL-O-7808 滑

油（涡轮发动机滑油）或 SAE 50 号滑油（活塞发动机滑油），视适合情况而定。

7.8 沙尘 拟安装在航空器外露部分（例如发动机短舱、轮舱等）的仪器组件，应经受充满砂粒的气流吹洗 4 小时，气流以 2.5 磅砂粒/小时的恒定流率吹洗。气流所含的砂粒经过 150 目筛网的筛选，砂粒应接触被试验件的所有外部部分。试验腔应相当于图 1 所示的情况。

7.9 高温工作 仪器应经受 3.3.1 表内 A 栏（温度）的适用的较高周围温度，为时 48 小时（电气设备接通）。如果最高的荐用工作温度超过 A 栏的温度，应采用此较高的温度。仪器在此温度下应满足 7.1 和 7.1.1 的性能试验要求。

7.10 低温工作 与 7.9 的要求相同，只是将“较高的”换成“较低的”。仪器随后应满足 7.1 和 7.1.1 的性能要求。

7.11 高度效应

7.11.1 高高度与爬升率 仪器应经受从正常大气压力变化到相当于 50000 英尺高度的压力，变化率不低于 3000 英尺/分。仪器应当在相当于 50000 英尺高度的压力下保持 48 小时。然后在本款第一句规定的条件下，按 7.1 和 7.1.1 进行试验。在经受了此处规定的压力变化后，密封的组件不得有渗漏。其验证方法是应将密封的组件浸入水或等效物质中，并进行渗漏试验。

7.11.2 低高度 仪器应经受 7.11.1 所述的相同试验，但压力应保持在相当于-1000 英尺的压力下，而且压力的变化率不必按该款的规定。

7.11.3 减压试验 拟安装在增压区的组件应经受 22 英寸汞柱的绝对

压力 15 分钟。然后将压力降至 3 英寸汞柱。这一压力降的实现时间不得超过 10 秒钟。仪器在经受此项试验时不得发出假警告信号。

7.12 电压变化 当电压在 75% 到 110% 额定电压之间变化时，仪器应能工作。然后在此条件下按 7.1 对仪器进行试验。应验证对 4.2 的要求的符合性。

7.13 清除时间 仪器应按 7.1 要求朝向火焰，并对清除信号所需的时间进行三次测定。测定的办法是先获得响应时间，然后立即转动仪器，使其停止感受（观察）火焰，并记录信号消失所需的时间。此持续时间即为“清除时间”。它不得超过 10 秒钟。在此试验过程中，传感器应经受最临界的振动（频率和幅度的条件按 7.4 的测定）。

7.14 耐火性 对于要安装在火区内的仪器敏感组件（包括探测器和连接导线），应进行试验来验证对至少 1100℃ 的完全包容火焰的耐受能力，试验两次，每次 1 分钟。火焰应符合图 2 规定。在每次火焰暴露后，应将传感器冷却到室温。然后再将仪器第三次暴露于同一火焰。在每次暴露之后的 5 秒钟以内，应发出警告信号。在头两次暴露中，火焰移去后的 45 秒钟内，仪器应将其警告消除。在警告消除之前，对于仪器不得使用人为的冷却措施。

如果仪器不符合耐火试验要求，但在其他方面是合格的，则仪器可以安装在不会遭遇火焰的部位。但仪器要限定安装在这种部位并遵守任何其他的有关限制。

7.15 无线电干扰 使用标准的 M-20B、NM-5A、NM-10A、NM-50A 型或等效的噪声与场强计，将噪声计在 90 千周到 1500 兆周的频率范

围内转动，测量不同电路内产生的射频电压。应记下读数峰值（以微伏为单位）。当读数峰值超过 200 微伏时，应将超过 200 微伏的所有读数列成表格并规定相应的安装限制。

7.16 磁效应 使用 Kueffel 与 Esser 公司的 5600 型或等同的磁罗盘，测定罗盘偏转不大于 5 度时仪器与罗盘之间的最小距离。在验证最小距离时，应采集通过组件轴线的平面四个象限每一象限内的密集读数。

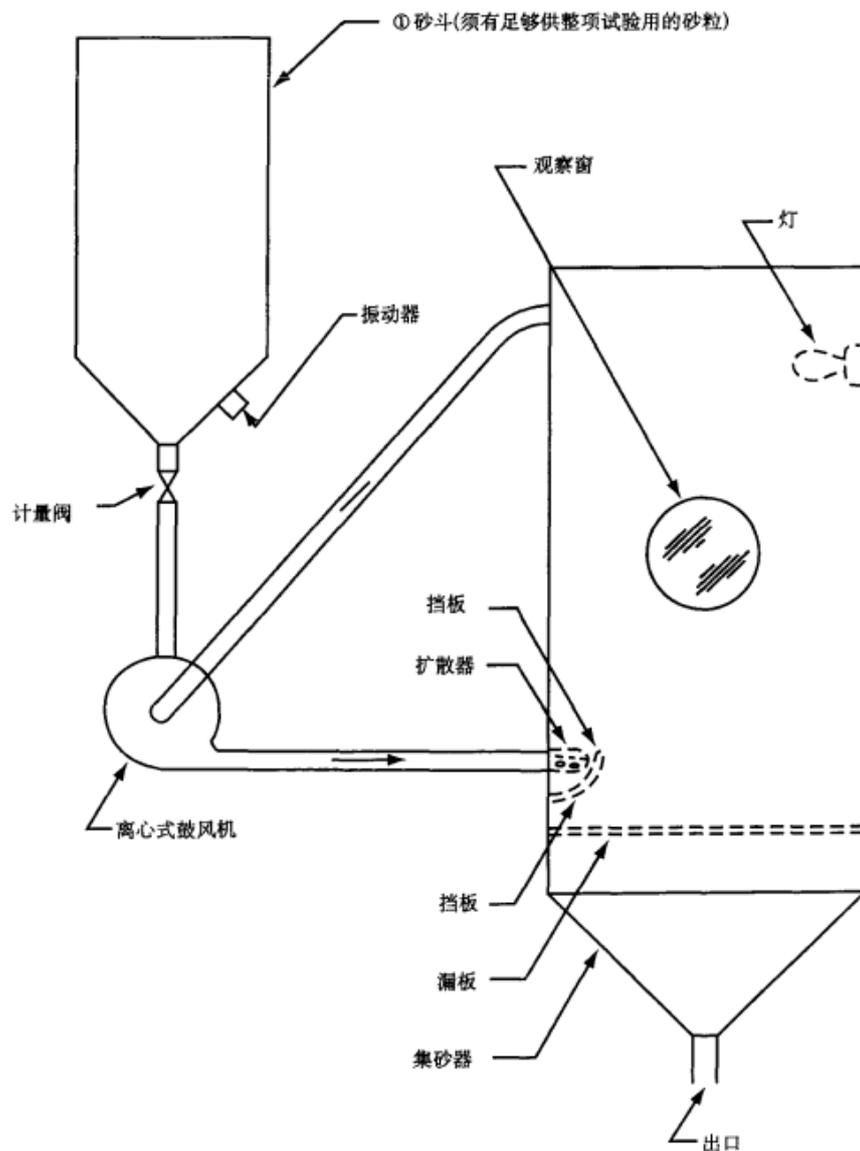


图1 砂尘试验装置示意图(见 7.8)



图 2-1 标准燃烧器装配件

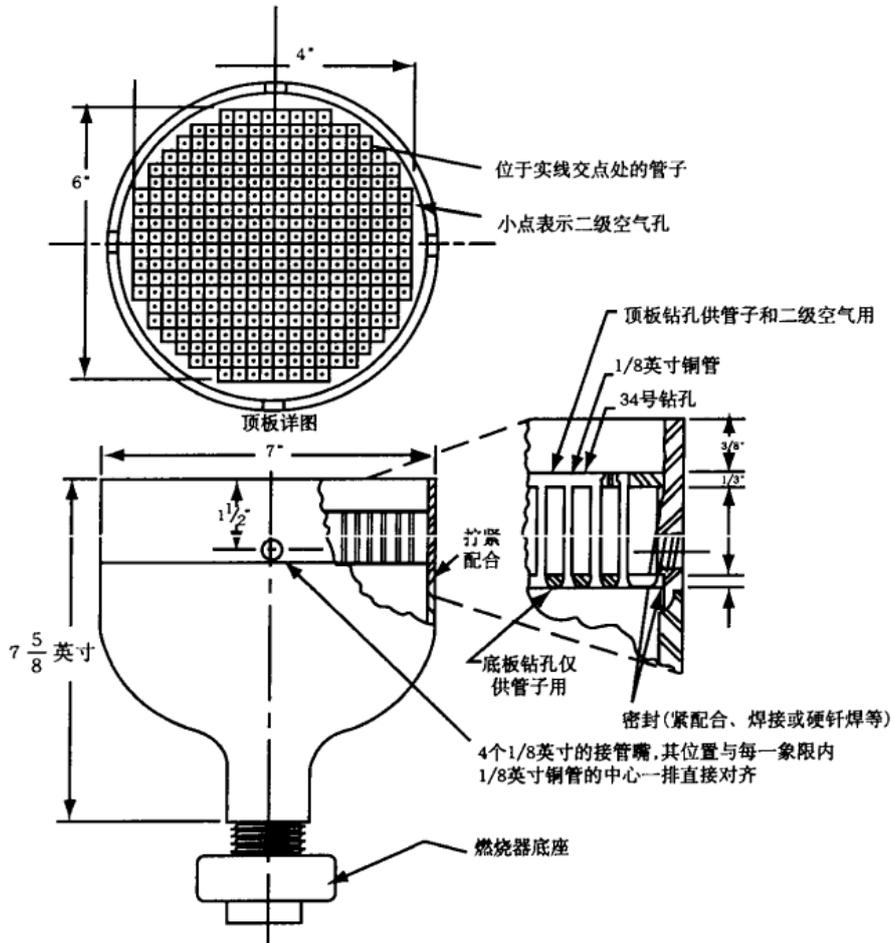


图 2-2 燃烧器

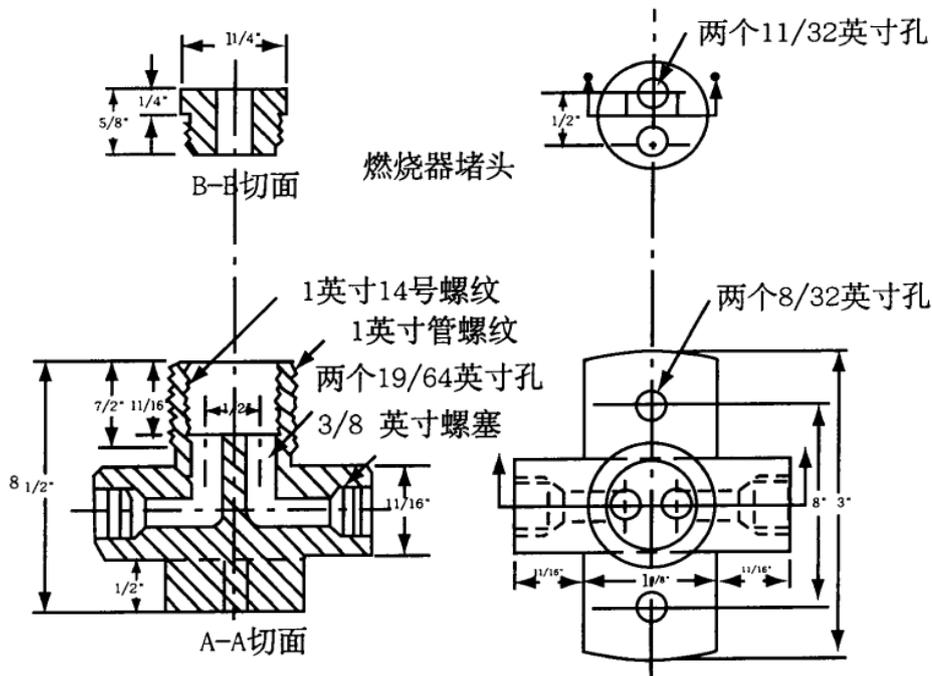


图 2-3 燃烧器底座

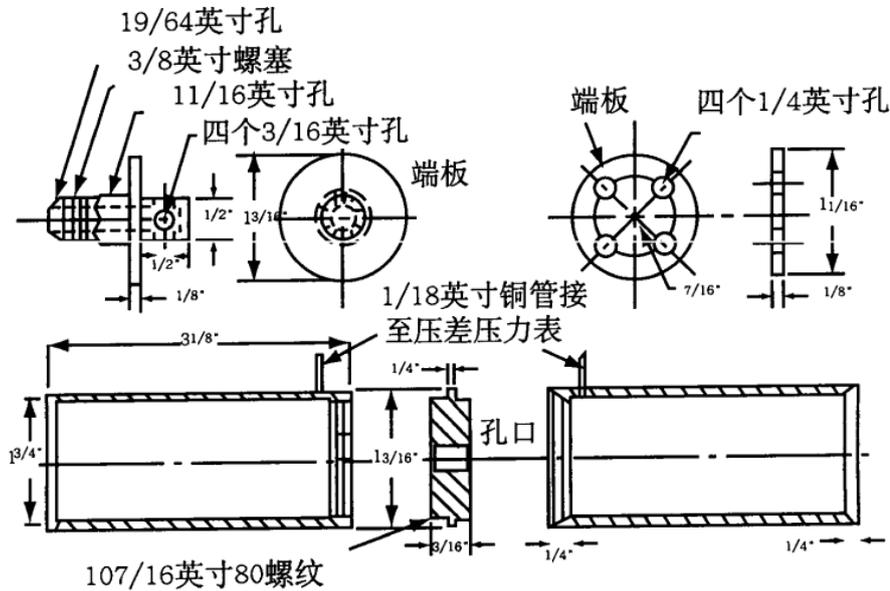


图 2-4 孔口腔

标准的燃烧器装配件完整的材料燃烧器装配件示于图 2-1。此装配件的组件详图示于图 2-2、2-3 和 2-4。图 2-2 示出了燃烧器和燃烧器格栅的详图。

格栅由两块板组成，两块板之间用 1/8 英寸的铜管相连。燃气和空气在燃烧器底座内混合后，通过管子向上输送。燃烧在燃烧器顶板之上发生。冷却空气通

过燃烧器格栅上下板之间四个 1/8 英寸管接嘴的孔输入燃烧器。冷却空气通过顶部的 38 号钻孔向上输送，作为控制火焰总体温度的手段。四个 1/8 英寸管接嘴孔的位置极为重要。它们的位置必须与四个象限中每一象限中心一排 1/8 英寸铜管直接对齐。这些连接位置如不正确，会造成冷却空气径向分配不匀，从而同样地影响火焰温度的分配。

图 2-3 示出了燃烧器底座的详图。在燃烧器堵头上钻制两个 11/32 英寸的直径孔时，应加以注意，连接这些孔的中心线与连接底座上两个 19/64 英寸直径的孔的中心线应成直角。如果这些 11/32 英寸直径的孔位置正确的话，则当由上而下垂直观察燃烧器底座时，应当看不见 19/64 英寸直径的孔。孔的这种偏置有助于燃气和空气在升至燃烧器格栅之前的混合。

图 2-4 示出了孔口与孔口腔的详图。共要求有三个孔口腔。其中的两个有端板，并在两端装有 3/8 英寸的螺塞，孔口腔直接固定在燃烧器底座内。第三个孔口腔一端有带螺塞的端板，另一端带有 4 个 1/4 英寸直径孔的板。孔口腔的此端通过 4 根钢管连接燃烧器，每根管子外径 1/4 英寸，长 13.5 英寸。连接底座的孔口腔之一用来计量供给燃烧器的燃气，其上有一个直径 5/32 (0.01625) 英寸的孔口。另一连接底座的孔口腔用来计量供给燃烧器的混合空气，其上有一直径 1/4 (0.25) 英寸的孔口。靠 4 根 1/4 英寸外径铜管连接燃烧器的第三个孔口腔用来计量供给燃烧器的冷却空气，其上有一个直径 5/16 (0.3125) 英寸的孔口。燃气的发热量应为约 2500 英国热量单位 (BTU)/英尺³。燃烧器为了形成 2000° F (1100°C) 的火焰，每小时应消耗 26 立方英尺的燃气。所形成的火焰应均匀稳定，没有黄色的焰尖。

用压差压力表测量通过孔口后的压力降读数应为：

1. 燃气孔口 (5/32 英寸直径)：0.99 英寸水柱。
2. 混合空气孔口 (1/4 英寸直径)：9.25 英寸水柱。
3. 冷却空气孔口 (5/16 英寸直径)：11.0 英寸水柱。

为了使燃烧器能发出恰好的热量，应精确控制燃气和混合空气的压差。为了获得正确的温度，可能需要略为调整冷却空气。

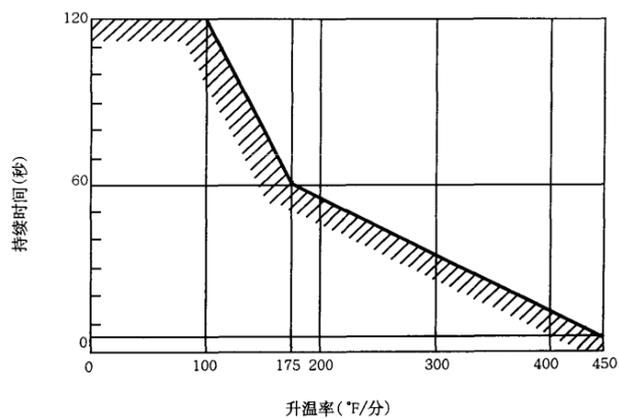


图 3(a) 局部升温 (见 7.2.1)

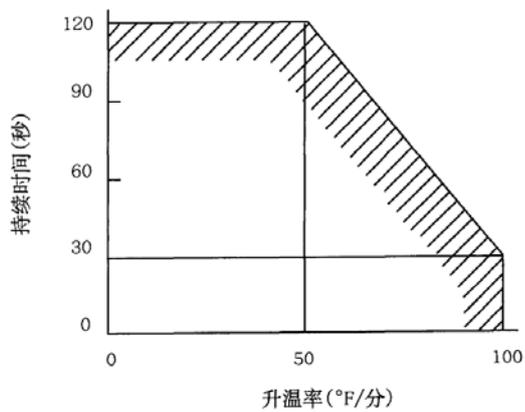


图 3(b) 普遍升温 (见 7.2.2)