

民用飞机固定式应急定位发射系统设计

郭磊* 陈实 涂喜梅

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要:

如何在民用飞机遇险迫降或失事后尽快定位搜救,提高机上遇险人员的生存率,是当前民用飞机设计过程中必须考虑的问题。作为民用飞机应急搜救系统,固定式应急定位发射系统(ELT)可以在飞机遇险时通过自动和人工方式触发,在固定的频率上发射搜救信号,以便搜救组织对遇险人员进行救援。首先提出了固定式 ELT 系统的设计方案及功能,分析了系统部件的构成,进而提出了固定式 ELT 系统的性能要求,最后重点阐述了固定式 ELT 系统的机上设计要求和功能验证过程。

关键词: 应急定位发射器(ELT);搜救;设计要求;系统功能验证

中图分类号: V243

文献标识码: A

OSID:



0 引言

固定式应急定位发射系统(ELT)是民用飞机上的应急通信设备,用于飞机遇险失事后的定位。飞机遇险时,系统会自动触发,并发射 121.5/243 MHz 和 406 MHz 信号,COSPAS-SARSAT 系统^[1]在对 406 MHz 信号处理后确定失事飞机的位置,并将信息发送给相关搜救部门展开救援。

近年来,民航领域发生了多次如马航 MH370 飞机遇险失事,但事发后搜救部门无法对失事飞机准确定位,导致营救工作无法快速有效开展而造成损失惨重。因此,飞机遇险失事后对飞机失事地点的精确定位具有重要意义,用于定位搜救的固定式 ELT 系统在适航要求下也成为了必须安装的系统。

随着民航业的空前发展,机场数量、机队规模和航班密度等都将快速增长,飞机遇险失事后的定位和搜救就成为了民航领域亟需解决的重大问题。如何设计既符合系统性能要求又满足适航规章及用户需求的固定式 ELT 系统,将是民用飞机设计领域研制的难点,也是民航领域亟待解决的问题。

1 系统设计方案

1.1 系统功能定义

在飞机上电后,固定式 ELT 系统作为应急救援通信系统应处于待机状态;当飞机遇到紧急情况时,则固定式 ELT 系统会被触发;而当固定式 ELT 系统失效时也不会影响机组操作飞机正常运行。因此,固定式 ELT 系统的设计保障等级(DAL)可定义为 E 级。在系统的功能定义时,应遵循以需求为引导、从上级功能向下级功能逐步分解、以下级功能支撑上级功能、确保系统功能完整性、尽量减少功能的重叠和交叉的原则,最终将固定式 ELT 系统功能的定义追溯到飞机级功能,系统功能定义如表 1 所示。

1.2 系统方案设计

固定式 ELT 系统的部件通常应包括发射器(内置电池组)、天线、驾驶舱控制装置及声光状态显示终端^[2],其中核心部件为发射器,系统方案设计如图 1 所示。发射器应内置冲击传感器,用以感知加速度的大小,一旦达到加速度传感器的触发门限值,则发射器进入应急状态,并支持 121.5/243.0 MHz 调幅和 406 MHz 调相信号的发射,发射器本身也应

* 通信作者. E-mail: guolei@comac.cc

引用格式: 郭磊,陈实,涂喜梅. 民用飞机固定式应急定位发射系统设计[J]. 民用飞机设计与研究,2019(4):70-74. GUO L, CHEN S, TU X M. Design of fixed emergency locator transmitter system of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research,2019(4):70-74(in Chinese).

表1 固定式ELT系统的功能定义

序号	系统级子功能	系统级功能	飞机级子功能	飞机级功能	飞机级主要功能	飞机级基础功能
1	提供紧急时应急定位信号发射	提供 ELT 发射功能	提供应急定位发射功能	提供对非自然危险的防护	确保飞机和机载设备安全	确保人员、飞机和机载设备安全
2	提供自动触发功能					
3	提供系统故障隔离信息					
4	提供手动触发/复位/自测试					
5	提供自测试时声光指示					
6	提供 121.5/243.0 MHz 和 406.0 MHz 频率信号发射					
7	提供飞机断电后系统自身电池供电					

能够独立控制系统自测试、触发和复位,发射器应满足 TSO-C91a^[3]、TSO-C126^[4] 的要求;天线端则应匹配发射电路,符合同轴电缆的电压驻波比,典型值为 1.5:1,主要起到射频能量辐射的作用;驾驶舱控制装置应包含人工触发的开关(通常有保护盖防护)。

信号定义方面,需要注意的是某些型号的固定式 ELT 要求位置信息定义在 Label 310 中,而全球定位系统(GPS)设备发出的位置信息却定义在 Label 110 中,最终可能导致 ELT 无法识别位置信息,因此在信号定义时,要明确位置信号源及不同固定式 ELT 对位置信息 Label 号的要求。

1.3 系统性能要求

固定式 ELT 系统的性能要求主要包括系统的工作性能要求和设备环境鉴定试验要求。工作性能要求有发射器的触发门限值、工作及存储温度和高度、输出功率和工作时间、频率精度、调制方式、电源输入等。表 2 给出了某固定式 ELT 系统的性能指标要求。

固定式 ELT 的环境鉴定试验要求应满足包括温度-高度、温度变化、湿度、防水等 RTCA DO-160^[5] 适航标准的环境试验项目,特殊环境试验应满足 RTCA/DO-204A《406MHz 应急定位发射系统最低性能规范》^[6];锂电池应满足 TSO C142《不可充电的锂电池规范》^[7];软件的设计应符合 DO-178《机载系统和设备符合性验证中的软件考虑》^[8],硬件设计应符合 DO-254《机载电子硬件设计保证指南》^[9]。

固定式 ELT 的触发门限值应满足系统按照图 2 沿 X、Y、Z 各轴方向冲击达到触发门限值后,系统都能进入应急工作状态。

另外,固定式 ELT 在设备的壳体上标明了电池的到期标签,通常需要每五年更换一次电池。此外,

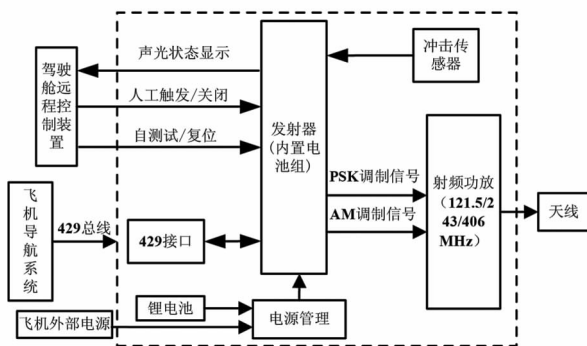


图1 系统方案设计框图

电气接口设计方面,固定式 ELT 系统的电气接口类型主要包括总线接口、离散量接口、射频发射接口和电源接地接口。其中,固定式 ELT 系统的总线接口用于数据传输,接口应满足 ARINC 429 标准,且发射器上应为 ARINC 429 控制总线设置一个输入端口;离散量接口用于输入输出一个模拟的或二进制的电气信号;射频发射接口提供发射器与天线端的连接,用于射频信号的发射;电源接地接口提供发射器电源的供应,通常输入电压应满足直流 +28 V (22.0 V-32.2 V, 应急电压 16 V), 最大电流 0.12 A 的要求。

表 2 某型固定式 ELT 的工作性能指标要求

序号	类别	参数	特性
1	有效辐射功率	406 MHz	5 W
		121.5/243 MHz	0.1 W/0.1 W
2	占用带宽	406 MHz	最大 20 KHz
		121.5/243 MHz	最大 25 KHz
3	调制方式	406 MHz	相位调制(16K0G1D)
		121.5/243 MHz	幅度调制(3K20A3X)
4	工作频率精度	406 MHz	± 1 KHz(初始), $+2/-5$ KHz(5年)
		121.5/243 MHz	$\pm 0.005\%$
5	传输周期	406 MHz	440 ms ($\pm 1\%$) 或 520 ms ($\pm 1\%$)
		121.5/243 MHz	连续
6	触发门限值	加速度	$(2.3 \pm 0.3)G$ 或 $(4.5 \pm 0.5)ft/s$
7	输入电源	导航功能	$+28$ V DC ± 5 V DC, 最大 120 mA
8	电池类型	锂离子电池	锂二氧化锰
9	电池电压	额定电压	12 V
10	电池容量	不可充电	10 Ah
11	电池续航	支持信号持续发射时间	406 MHz(5 W)发射 24 h, 121.5/243.0 MHz(0.1 W)发射 50 h

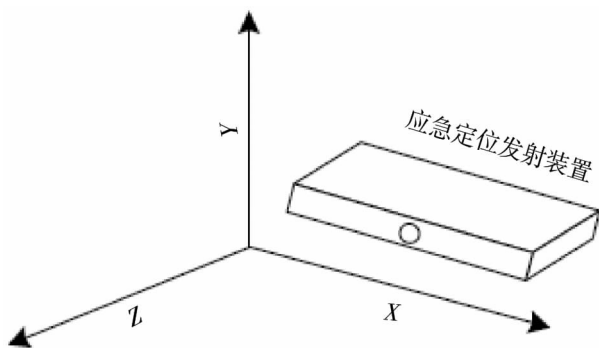


图 2 固定式 ELT 触发门限值测定试验冲击方向示意图

当固定式 ELT 被激活发射了求救信号或误触发导致其处于发射状态且持续时间未知或超过 1 h 的情况也需要更换固定式 ELT 电池。在更换固定式 ELT 电池时,必须按照维护手册(AMM)手册的说明,将设备从机上拆除,并经设备供应商认证的具有操作资质的专业人员进行电池更换,完成更换后再将设备重新安装到飞机上,按照相应程序对系统进行功能检查,确保设备工作正常。

2 系统机上设计

根据 CCAR-91-R2 第 435 条款^[10]要求,每个应急定位发射机应当以一旦坠机撞地时使发射器受损的概率减小到最小的方式安装在飞机上,固定式 ELT 系统必须安装在飞机尽可能靠后的部位。同时,结合 RTCA DO-204A 和 RTCA DO-182^[11]的要求,民用飞机上安装的固定式 ELT 系统在机上集成需要满足以下条件:

1) 固定式 ELT 系统的发射器应安装在飞机尾部的主负载结构上,且必须按照发射器已标示出的加速度传感器的安装方向进行安装,确保设备能正常工作。

2) 固定式 ELT 系统在出厂时应完成相应的身份编码(Hex ID),在装机使用后也应能根据局方或者运营人的需要重新写入身份代码。

3) 固定式 ELT 系统的天线应垂直安装,距飞机垂直线应不超过 15° ,尽可能靠近发射器,最好在发射器的正上方。固定式 ELT 天线位置应距离其它天线至少 0.7 m,且应与外部辐射源及其它系统、发动机、起落架等周围的固定装置应有足够的距离。

4) 安装在机身外的 ELT 天线应能在安装位置承受临界最大极限载荷(设计载荷的 1.5 倍)^[12]。天线不能干扰飞机的正常运行。如果天线不是直接连在发射器上,那么需要通过合适的射频电缆以及防振动的射频连接器和发射器相连。

5) 固定式 ELT 系统中连接发射器和天线的同轴电缆不能穿过结构分离面,不能和其它同轴电缆、电源线或固定 ELT 远程控制板的线捆绑。

6) 固定式 ELT 天线传输射频电流或工作期间出现高密度表面电流的所有部件应具有良好的表面导电性。

根据上述系统机上设计要求,图 3 给出了某机型固定式 ELT 系统机上设计的工程实例:发射器安装在机身后段顶部客舱与蒙皮的夹层中,站位为 770,顺航向利用托架固定;蜂鸣器安装在发射器旁支架上,用于触发时的告警;天线通过紧固件固定在内部加强的机身外蒙皮上,站位为 797,采用面面贴合的电搭接方式,并通过同轴电缆与发射器连接;远程控制板集成在风挡加热的顶部板上,且设置有系统状态指示灯,以便飞行机组监控系统状态和手动操作。

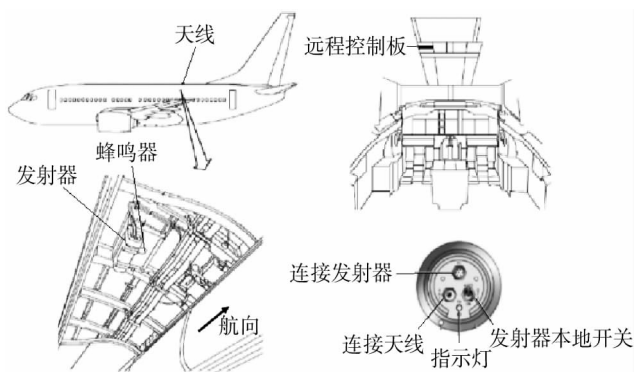


图3 某机型固定式 ELT 系统机上设计

3 系统功能验证

为验证固定式 ELT 系统设计的预期功能,通常要对系统进行机上功能试验,用以验证固定式 ELT 系统在机上设计后人工触发、复位和自测试功能是否正常以及与机上电子设备的兼容性。

在进行试验前,应明确机上发射器和远程控制板开关的位置,甚高频通信系统、音频系统、导航系统的断路器;确保固定式 ELT 系统所连接的导航系统已工作,且功能正常;检查固定式 ELT 的外壳有无玷污或损伤;检查固定式 ELT 系统,以确保系统部件完整,并且连接器已可靠连接。另外,需要注意的是,该项试验需在每个整点的前五分钟内进行。自测试的过程不能被打断,如被打断的话,需重新开始。

通常系统功能验证的试验项目包括自测试试验和发射信号确认试验。

3.1 自测试试验

将 ELT 远程控制板/发射器本体上的开关由“预位”状态拨到“发射”位置,约 1 s 后将 ELT 远程控制板/发射器本体上的开关拨动到“预位”位置,并留意 ELT 上的 LED 灯和驾驶舱 ELT 远程控制板上指示灯闪烁情况,同时整个过程在频率 121.5 MHz 上使用机上甚高频通信系统或其它设备进行监听。若系统功能正常,则可观察到:驾驶舱中 ELT 远程控制板上指示灯规律闪烁后熄灭;ELT 本体上的 LED 灯规律闪烁后熄灭;通过甚高频通信系统监听到谐音;ELT 旁的蜂鸣器发出声音。若观察到指示灯规律闪烁后再次闪烁故障代码次数(某型号的在检测故障代码见表 3),则表明系统工作异常,应及时排故。

表3 某型号固定式 ELT 故障隔离代码

序号	自检结果	对应故障
1	闪 1 下	重力测试装置故障
2	闪 2 下(长/短)	地面加载装置接口故障
3	闪 3 下	406 MHz 信号发射故障
4	闪 5 下	未检测到导航信息
5	闪 7 下	电池故障

3.2 发射信号确认试验

将远程控制板上的开关或固定式 ELT 上的本地开关由“预位”位置拨到“发射”位置,使用 ELT 信标测试装置(或具有接收和解码 406 MHz 数字信号的等效测试装置)接收和解码固定式 ELT 系统发射的信号,连接如图 4 所示。若固定式 ELT 系统已连接导航系统,则 ELT 信标测试装置(或具有接收和解码 406 MHz 数字信号的等效测试装置)应显示相应的位置信息。



图4 ELT 信标测试装置连接示意图

3.3 电磁兼容试验

根据 AC25-7B^[13]要求:固定式 ELT 系统不允许进行飞行试验,但是需要评估 ELT 系统对机上其它系统可能造成的影响,故还需要进行电磁兼容试验。其中比较典型的方法是选取离固定式 ELT 天线最近的甚高频天线,在该天线上以 0.5 MHz 的频率间隔在甚高频频率范围内(118MHz ~ 136.990 MHz)进行通话,确认甚高频通信正常,固定式 ELT 未被触发,且甚高频全向信标(VOR)系统也没有因为 ELT 和通信系统的交联而受到干扰。

4 结论

固定式 ELT 系统的设计既要考虑系统的电气接口定义、机上集成要求,又要兼顾民用飞机对系统的工作性能要求,还应考虑对机上其它系统的电磁影响、维护性等要求,是一个多因素的综合设计过程。随着技术的发展和民航的需求,如何通过提高设备性能、可分离方式、触发方式优化等方法进一步提高固定式 ELT 在空难中搜救的准确性和快速性,这将是未来固定式 ELT 的发展趋势和研究的方向。

参考文献:

- [1] Specification for cospas-sarsat 406MHz distress beacons [R], Technical Report T. 001, COSPAS-SARSAT, 1999.
- [2] 中国人民解放军总装备部. 军用直升机应急定位系统通用规范:GJB7622-2012[S]. 中国:中国人民解放军总装备部,2012.
- [3] Federal aviation administration. Emergency locator transmitter (ELT) equipment; TSO-C91a[S]. Federal Aviation Administration, 2015.
- [4] Federal aviation administration. 406 MHz emergency locator transmitter(ELT); TSO-C126[S]. Federal Aviation Administration, 2012.
- [5] Radio technical commission for aeronautics. Environmental conditions and test procedures for airborne equipment; RTCA DO-160[S]. Radio Technical Commission for Aeronautics, 2010.
- [6] Radio technical commission for aeronautics. Minimum operational performance standards for 406MHz emergency locator transmitters (ELT); RTCA DO-204A[S]. Radio Technical Commission for Aeronautics,2007.
- [7] Federal aviation administration. Non-rechargeable lithium cells and batteries; TSO C142[S]. Federal Aviation Administration,2015.
- [8] Radio technical commission for aeronautics. Software considerations in airborne systems and equipment certification; RTCA DO-178B[S]. Radio Technical Commission for Aeronautics,1992.
- [9] Radio technical commission for aeronautics. Design assurance guidance for airborne electronic hardware; RTCA DO-254[S]. Radio Technical Commission for Aeronautics,2000.
- [10] 中国民用航空总局. 一般运行和飞行规则: CCAR-91-R2[S]. 中国:中国民用航空总局, 2007.
- [11] Radio technical commission for aeronautics. Emergency locator transmitter (ELT) equipment installation and performance; RTCA DO-182 [S]. Radio Technical Commission for Aeronautics,1982.
- [12] 中华人民共和国航空工业部. 机载天线分系统设计与布置准则:HB86-85[S]. 中国:中华人民共和国航空工业部,1985.
- [13] Federal aviation administration. Flight test guide for certification of transport category airplanes; AC25-7B[S]. Federal Aviation Administration, 2011.

作者简介

郭磊 男,硕士,工程师。主要研究方向:航空无线电通信。E-mail: guolei@comac.cc

陈实 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航电架构设计与研究。E-mail: chenshi@comac.cc

涂喜梅 女,本科,高级工程师。主要研究方向:航电音频系统设计。E-mail: tuximei@comac.cc

Design of fixed emergency locator transmitter system of civil aircraft

GUO Lei* CHEN Shi TU Ximei

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: The location and search-and-rescue after aviation accident is closely related to the survival of the people on the aircraft and it should be considered in the development of the civil aircraft design. As the search-and-rescue equipment on the civil aircraft, the fixed emergency locator transmitter (ELT) can be triggered by the auto and manual ways when the aircraft has an accident, and then the ELT can transmit the search-and-rescue signals on the fixed frequencies. Thus the search-and-rescue is organized. Firstly, a design project of the fixed ELT is proposed, including the system function definition and system equipment analyzing. Then the system performance requirements of the fixed ELT are proposed. Finally, the system design requirements and system function validation process are expatiated.

Keywords: emergency locator transmitter (ELT); search-and-rescue; design requirements; system function validation

* Corresponding author. E-mail: guolei@comac.cc