

机载防火系统简介和发展挑战

本章的主要目的是帮助读者了解机载防火系统的基础知识,重点了解飞机系统、飞机防火系统、飞机防火系统架构和机载防火系统面临的挑战等知识点。本章内容分为4节,1.1节重点介绍与机载防火系统相关的飞机系统,如飞机机电系统、飞机航电系统和飞机信息系统;1.2节介绍机载防火系统,包括机载防火系统各个子系统的介绍,如发动机防火系统、发动机灭火系统、辅助动力装置(auxiliary power unit,APU)防火系统、货舱防火系统、厕所防火系统、轮舱防火系统和手提式灭火器等;1.3节重点介绍机载防火系统架构的演变;1.4节介绍机载防火系统面临的挑战。

机载防火系统是飞机系统中的重要机载系统之一,对飞机安全有重要意义。随着机载防火系统架构在飞机中的发展和关键技术的演变,在详细介绍机载防火系统之前,需要简要介绍一些与新型机载防火系统关系比较紧密的飞机系统。

1.1 飞机系统

与机载防火系统相关的飞机系统一般包括三大类机载系统:飞机机电系统、飞机航电系统和飞机信息系统。

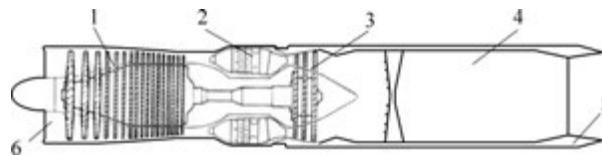
1.1.1 飞机机电系统

飞机的机电系统通常包括飞行控制系统、发动机控制系统、燃油系统、液压系统、电源系统、引气系统、环控系统、起落架系统、氧气系统、灯光系统、防、除冰系统和防火系统等。其中与机载防火系统关联比较紧密的系统有:喷气发动机、起落架系统、燃油系统、防火系统、辅助动力装置(APU)等。

1. 喷气发动机

目前飞机上安装的喷气发动机都包括压气机和涡轮,所以又叫作涡轮喷气发动机。它的外形是长筒状,最前面的一段是进气道,紧挨着的是压气机,是一组带有叶片的圆盘,每一个圆盘为一级,一台压气机可以有5~17级。圆盘转动起来后,每一级就是一个风扇,可以把空气向后面的一级压去。空气被吸入后,每向后吹一级就被压缩一次,越往后吹,空气被压缩的程度就越高,直到被送入后面的燃烧室。燃烧室是由一个环状的筒或是一些环状排列的管道以及持续闪着火花的点火嘴组成。空气和燃油在燃烧室混合后被点火嘴点燃

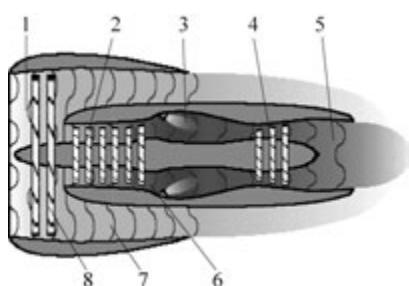
并且迅速膨胀,这种高温气体便以极快的速度向后冲出。后边就是涡轮,也是一组带有叶片的圆盘,可以由一级到多级,它从高速气流中获得转动所需的能量,然后快速转动起来。涡轮轴穿过环状燃烧室与压气机相连,带着压气机转动。高压气体通过涡轮后经尾喷管以高速向后排出,由它产生的反作用力变成向前的推力。与活塞式发动机相比,喷气发动机不仅不需要由螺旋桨产生推力,还不需要封闭的气缸和活塞。图 1-1 为加力式涡(轮)喷(气)发动机。



1—压气机；2—燃烧室；3—涡轮；4—加力燃烧室；5—尾喷管；6—进气道。

图 1-1 加力式涡(轮)喷(气)发动机^[1]

气流进入燃烧室后,由供油喷嘴喷射出燃料,在燃烧室内与气流混合并燃烧。燃烧后产生的高热废气接着会推动涡轮机使其旋转,然后带着剩余的能量经由喷嘴或排气管排出。



1—进气道；2—压气机；3—燃烧室；4—涡轮；5—喷口；6—内涵道；7—外涵道；8—风扇。

图 1-2 涡扇发动机^[2]

涡扇发动机如图 1-2 所示,比涡喷发动机效率更高,因此很快取代了涡喷发动机。由于它做功的方式由喷射变成推动后部涡轮转动,所以燃烧时间更长,燃料利用更充分,因此更加经济。而从喷管喷出的燃气产生的推力仅占整个推力的 15%~30%。

涵道比是指涡轮风扇发动机通过外涵的空气质量流量与通过内涵的空气质量流量之比。涵道比为 1 左右的是低涵道比发动机,2~3 的是中涵道比发动机,4 以上的是高涵道比发动机。

航空燃气涡轮发动机主要由进气道、压气机、燃烧室、涡轮机和尾喷管组成,外加必要的附件,如燃油系统、滑油系统、启动系统和防冰防火系统。其工作

原理:空气首先经过进气道进入压气机,被压气机压缩后,压力、温度升高,然后进入燃烧室。在燃烧室与燃油混合燃烧,释放大量能量使温度升高,从而形成高温高压燃气。燃气进入涡轮,在涡轮中膨胀,推动涡轮高速旋转,带动压气机工作。燃气经涡轮做功后进入尾喷管,并在尾喷管中继续膨胀而从喷口高速喷出,使发动机产生推力。

如发生火警,发动机、APU 和货舱可以通过驾驶舱内相应的灭火电门控制各区域的灭火工作。APU 还有单独的地面灭火控制电门。

2. 起落架系统

起落架是飞机实现起飞着陆功能的主要装置,是保证飞机安全飞行的关键部件。起落架系统的质量通常占飞机正常起飞质量的 4%~6%,占飞机结构质量的 10%~15%。起落架设计在飞机整个设计过程中占有重要地位。

飞机在着落接地和地面运动时,会与地面产生不同程度的撞击,起落架用以减缓撞击,

减少飞机结构的受力。起落架系统应满足飞机在地面滑跑和灵活运动的要求,还应保证飞机在地面运动时,具有良好的稳定性和操纵性。对现代飞机来说,为了减少飞行阻力,起落架必须是可收放的。

概括来讲,起落架的主要作用有:①承受、消耗和吸收飞机在着陆与地面运动时的撞击和颠簸能量;②完成飞机停放、起飞、着陆和滑行时在地面上的运行任务;③能够在滑跑和滑行时进行制动,并能在滑跑和滑行时操纵飞机;④保证飞机在滑行、起飞和着陆时的安全,以及良好的操纵性和稳定性。

飞机起落架的布局方案可归结为四种:后三点式、前三点式、自行车式和多支点式。现在大多数飞机,特别是民用客机,普遍采用前三点式布局,即两个主起落架布置在飞机质心稍后,前起落架布置在飞机头部的下方。如图 1-3 所示,C919 飞机即采用了前三点式起落架布局,机头下方的称为前起落架,机翼下方的称为主起落架。



图 1-3 前三点式起落架布局的飞机^[3]

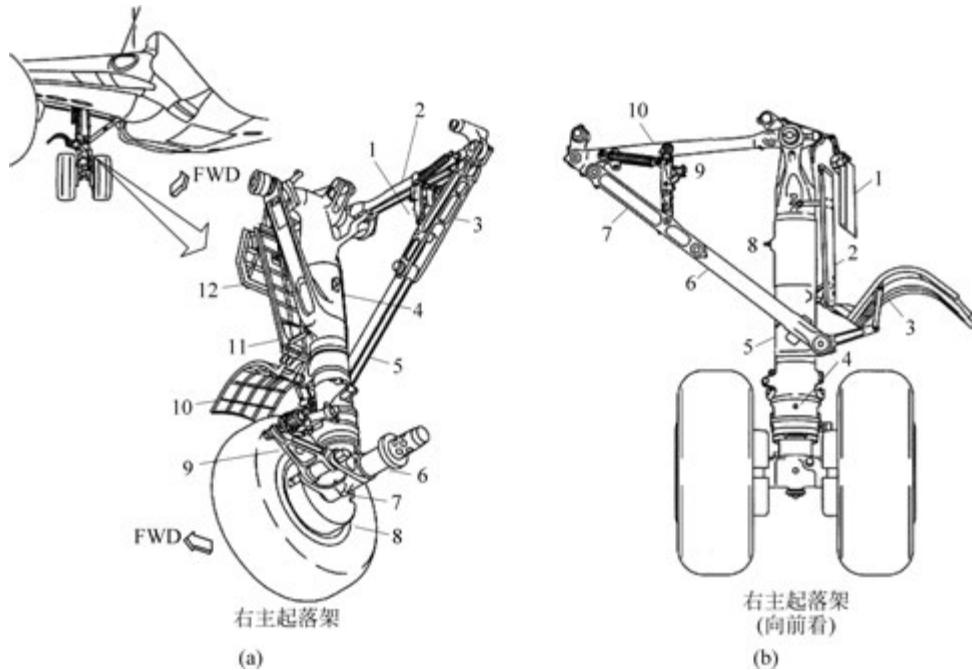
前三点式起落架的主要优点是:起飞滑跑时助力小,起降滑行距离短,驾驶员视野好,乘坐舒适。前三点式起落架的缺点是:自由偏转的前支柱可能出现振幅越来越大的自激振荡现象。这种现象称为“摆振”,可利用专设的液压减摆器加以消除。相比于后三点式布局,前三点式具有滑跑稳定性,在着陆时大刹车情况下不会出现向前翻倒的现象,缩短了着陆滑跑距离;在大速度、小迎角着陆时,也不会出现跳跃现象。

飞机起落架系统是供飞机起飞、着陆时在地面上滑跑、滑行、移动和停放用的,主要包括收放系统、减震系统、前轮转弯系统和刹车系统。

当飞机停放在机坪或机库时,起落架起到支撑和固定飞机的作用;当飞机起飞之前在机坪上滑行时,起落架系统借助发动机的推力作用,使飞机平稳地向前滑行,其中前轮转弯系统还具有飞机转向的功能;飞机起飞时,起落架系统为飞机提供助跑,使其达到起飞速度,为了减小飞机在空中所受到的空气阻力,增强飞机飞行的气动特性,起落架收放系统将起落架收入腹部机舱中。飞机着陆时,起落架收放系统打开起落架,起落架系统的减振支柱和轮胎吸收来自飞机重量和速度的撞击力,减缓飞机其他结构部分的受力,保护飞机的主要结构、仪器及乘客不受到强大冲击力的伤害。刹车系统能够减小飞机在地面上滑行的速度,起落架系统中的前轮减摆器能够减弱前轮的摆振,使飞机平稳安全地停下。减振系统由机轮和收放机构组成。为了满足起落架的作用和特性,起落架必须有相应的装置来完成其各自的功能。

起落架的主要部件如图 1-4 所示,各主要部件的功能为:①承力支柱,使起落架在放下

并锁住时,能承受停放、起落及滑跑时的载荷。②减振器,消耗、吸收着陆时的撞击能量。③收放机构,飞机在空中飞行时,将起落架收入机体内部,以减小飞行阻力。④机轮,减小飞机在地面运动时的阻力,吸收飞机着陆和在地面运动时的部分撞击能量。⑤制动及转向操纵机构,缩短飞机的着陆滑跑距离,保证飞机在地面滑跑、滑行时的减速及转向。⑥减摆器,用于消除飞机高速滑跑时前轮的摆振。



(a): 1—下位锁支柱; 2—反作用连杆; 3—上侧撑杆; 4—减震支柱; 5—下侧撑杆; 6—一轮轴组件; 7—千斤顶平台; 8—外侧机轮(内侧未显示); 9—扭力臂; 10—内舱门; 11—中舱门; 12—外舱门。

(b): 1—外舱门; 2—中舱门; 3—内舱门; 4—充油活门; 5—减震支柱; 6—下侧撑杆; 7—上侧撑杆; 8—充气活门; 9—下位锁支柱; 10—反作用连杆。

图 1-4 起落架的主要部件^[4]

(a) 右主起落架; (b) 右主起落架(向前看)

3. 燃油系统

燃油系统的作用是储存燃油,并保证在规定的任何状态(如各种飞行高度、飞行姿态)下,均能按发动机所要求的压力和流量向发动机和 APU 持续不间断地供油,此外,燃油系统还具有冷却机上其他系统、平衡飞机、保持飞机重心在规定范围内等附加功能。

燃油系统应工作可靠、寿命长、防火安全、重量轻、外廓尺寸小、结构简单、维护修理方便、控制精确和生产工艺性好等。

喷气飞机耗油量大,其燃油系统比较复杂,一般由燃油箱、油水分离器、喷油泵、低压油管、高压油管、喷油器等组成,如图 1-5 所示。

(1) 燃油箱。轻型低速飞机多采用铝合金焊接燃油箱。喷气飞机多用尼龙薄膜油箱或整体油箱。整体油箱是直接利用机身和机翼结构内部的一部分空间作为油箱。为了保证油箱密封,结构缝隙均用弹性密封胶堵塞。在每个油箱的最低点都装有汲油泵,用以向发

动机或其他油箱供油。

(2) 压力加油系统。喷气飞机载油多,油箱数量也多,如果用注入的方式逐个油箱加油太费时间。为此,在飞机上较低的部位设置了一个压力加油口,用较粗的管子与各个油箱连通,由地面压力加油车迅速把全部油箱加满。

(3) 通气增压系统。飞机由高空急速俯冲到海平面时,如果没有通气增压管道与大气相通,油箱便会被强大的外界压力压瘪。通气增压管道可使油箱内部始终保持比外界大气压略高的压力。

(4) 紧急放油系统。大型客机和轰炸机起飞时载油量很大(有的达总重的一半)。为了能在紧急情况下(特别是在起飞后不久燃油尚未消耗时)安全着陆,燃油箱内的燃油应能尽快排放掉。因此,紧急放油管道应足够粗大,排放口的位置也应适当,不使放出的燃油喷洒在飞机机体上。

(5) 输油控制系统。飞机上众多的油箱分散布置在机身和机翼内。如果对各油箱的用油顺序不加控制,飞机的重心便会发生很大的变化,从而影响飞机的平衡。因此,控制系统用以根据各燃油箱内油量传感器提供的信息,按照规定(保证重心变化最小)的要求自动安排用油顺序。

4. 辅助动力装置

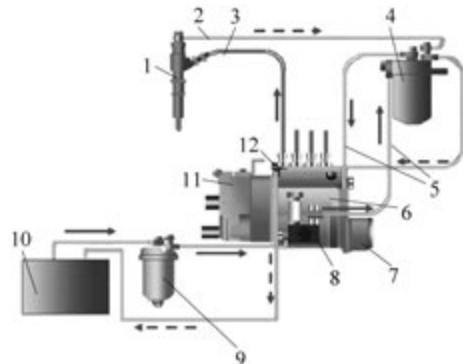
辅助动力装置(APU)的主要用途是使主发动机在停止状态下,不依靠地面器材供应电力。不同形态的辅助动力系统可在不同的飞机和一些大型地面交通工具上找到。

APU是动力装置中一个完整的独立系统,但是在控制上它和整架飞机是一体的。在现代化的大、中型客机上,APU是保证发动机空中停车后再启动的主要装备,它直接影响飞机的飞行安全。

通常,飞机爬升到一定高度(5000m以下)辅助动力装置关闭。但在飞行中若主发动机空中停车,则APU可在一定高度(一般为10000m以下)的高空中及时启动发动机。

APU的核心部分是一台小型涡轮发动机,大部分是专门设计的,也有一部分是由涡桨发动机改装而成的,一般装在机身最后段的尾锥之内,在机身上方垂尾附近开有进气口,排气直接由尾锥后端的排气口排出。发动机前端除正常压气机外装有一台工作压气机,它向机身前部的空调组件输送高温压缩空气,以保证机舱的空调系统正常工作,同时还带动一台发电机,可以向飞电网送出115V的三相电流。APU有自己单独的启动电动机,由单独的电池供电,有独立的附加齿轮箱、润滑系统、冷却系统和防火装置。它的燃油来自飞机上总的燃油系统。

APU是动力装置中一个完整的独立系统,但是在控制上它和整架飞机是一体的。它的控制板装在驾驶员上方的仪表板上,其启动程序、操纵、监控及空气输出都由电子控制组件协调,并显示到驾驶舱相关位置,如发动机显示和机组警告系统(engine indication and crew



1—喷油器；2—回油管；3—高压油管；4—燃油滤清器；5—低压油泵；6—喷油泵；7—喷油提前器；8—输油泵；9—油水分离器；10—燃油箱；11—调速器；12—限压阀。

图1-5 飞机燃油系统组成示意图^[5]

alerting system, EICAS)的屏幕上。

在现代化的大、中型客机上,APU 是保证发动机空中停车后再启动的主要装备,因为它直接影响飞行安全;APU 又是保证飞机停在地面时,客舱舒适的必要条件,因为这会影响旅客对乘机机型的选择。因此 APU 是飞机上一个不可或缺的系统。

APU 的作用是向飞机独立地提供电力和压缩空气,也有少量的 APU 可以向飞机提供附加推力。飞机在地面上起飞前,由 APU 供电来启动主发动机,从而无须依靠地面电、气



图 1-6 Honeywell 的 APU^[6]

源车来发动飞机。在地面时,APU 提供电力和压缩空气,保证客舱和驾驶舱内的照明和空调;在飞机起飞时,可使发动机功率全部用于地面加速和爬升,改善了起飞性能。降落后,仍由 APU 供应电力照明和空调,使主发动机提早关闭,从而节省了燃油,降低机场噪声。

APU 和发动机一样,都是燃气涡轮装置,但它们的目的不同,发动机用于产生推力,而 APU 不需要产生推力,而是主要用来提供气源和电源。气源除用于发动机启动,还为飞机的空调系统供应连续不断的空气。图 1-6 为 Honeywell 的 APU。

1.1.2 飞机航电系统

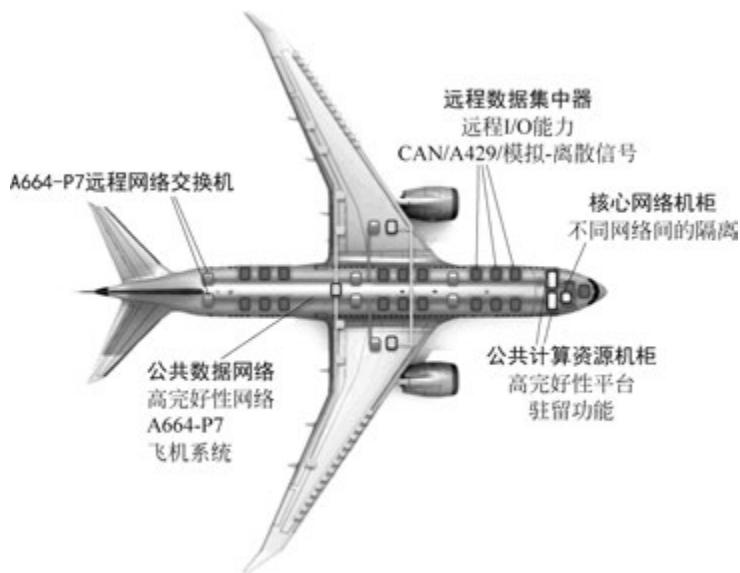
飞机航电系统通常包括显示系统(包括机组显示和告警)、飞行管理系统(flight management system, FMS)、通信系统、综合监视系统(integrated surveillance system, ISS)、综合模块化航电系统(integrated modular avionics, IMA)、机载维护系统(onboard maintenance system, OMS)、飞行记录系统(flight recorder system, FRS)、信息系统(information system, IS)和机载娱乐系统(in-flight entertainment, IFE)等。与新型机载防火系统关系比较紧密的机载防火系统包括:综合模块化航电系统、机载维护系统和信息系统。

如图 1-7 所示,IMA 为全机提供计算、网络和数据采集。IMA 目前被主流机型如 B787、A380、A350、C919 所采用,是最新的航电平台和系统架构。目的是提高全机的系统集成度、减重、减少航空公司备件等。使用任何一部分 IMA 平台资源的系统,被称为 IMA 的驻留系统。其中系统应用软件驻留在 IMA 计算模块中,称为 IMA 平台的驻留程序。在上面提到的几种主流机型中,许多机电和航电系统的硬件均被去掉,应用程序被驻留在 IMA 平台上,如 B787 机载防火系统的应用程序就驻留在 IMA 平台上。IMA 平台驻留的系统越多,其带给飞机的收益越大。

IMA 平台通常包括三部分:通用计算模块、远程网络模块和远程数据采集模块。下面以 B787 的 IMA 平台进行说明。

(1) 中央集成处理(CCR)机柜。CCR 机柜如图 1-8 所示,其内部包括近端交换机(ACS)、通用计算模块(GPM)、电源监控模块(PCM)。

(2) 远端交换机(ARS)。ARS 为远端交换机,构建复杂的全机的网络骨干通道。在 IMA 平台系统中,起到网络枢纽的作用,把全机采集的数据传送到 CCR 机柜,将计算处理好的结果传送给相应系统的作动装置。

图 1-7 B787 IMA^[7]图 1-8 B787 CCR 机柜^[8]

(3) 远程数据集中器(RDC)。RDC 负责将各个系统的传感器信号接入 IMA 平台, 通过骨干网络传送到 IMA 计算平台计算。

1.1.3 信息系统

信息系统也称网络服务器系统, 是目前主流机型的另外一个计算平台。主要包括计算资源、网络服务器、以太网交换机、以太网路由器、网络存储装置、网络无线接收装置和电子飞机包等。

1. 网络服务器

网络服务器的主要功能是提供公用数据/文件存储、开放式系统处理和为链接到飞机局域网的网络设备提供通信服务。网络服务器是一架飞机上的中央节点, 通过它可以访问存储在网络服务器大容量内存中的其他航电系统、机载数据和应用。网络服务器系统是机载信息网络的一部分, 通过数据链接, 它可以和飞行机组、地面维修人员、各种航电系统接口。网络服务器包括网络服务器和服务器接口、机场无线设备(TWLU)和客舱无线设备(CWLU)。

2. 电子飞行包

电子飞行包(electronic flight bag, EFB),是一种使飞行机组人员能够执行传统上通过使用纸质参考文件完成的各种功能的设备。EFB 可以以最简单的形式执行基本的飞行计划,以及计算并显示各种数字文档,包括导航图、操作手册和飞机清单。

EFB 使用 Windows Surface、Apple iPad、其他便携式设备及飞机驾驶舱中固定设备上的软件来向飞行员提供一系列功能。

软件是 EFB 设备最重要的部分,而硬件是相对生产的。当前,大多数硬件是 Microsoft Surface 或 Apple iPad。因此,在市场分析中,会对电子飞行包系统的软件进行分析和研究。一般来说,销售量是指软件装机容量,销售收入仅是飞行包系统的软件收入。

电子飞行包的硬件类别有:

第 1 类是标准商用设备(COTS),如笔记本电脑或手持电子设备。第 1 类 EFB 被认为是便携式电子设备(PED),如驾驶舱 iPad,可用于在飞行的关键阶段显示 B 型应用,前提是它们是“安全且可视”的。

第 2 类是便携式电子设备,如图 1-9(a)所示,包括改进的 COTS 设备和专用设备。安装电源(飞机的主电源)或(EBF)的数据连接通常需要应用补充型号合格证(STC)型号证书或修订型证书。

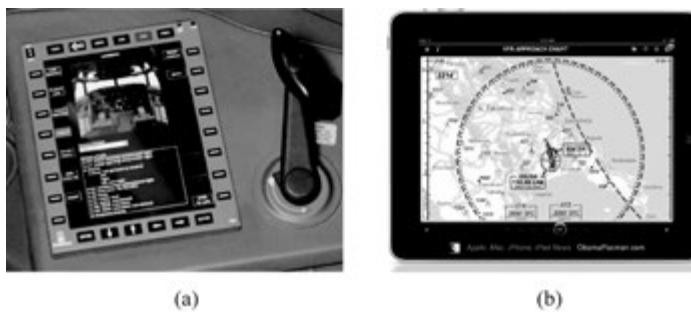


图 1-9 便携式 EFB 和固定式 EFB^[9]

(a) 便携式 EFB; (b) 固定式 EFB

第 3 类被认为是“固定设备”并达到适航要求,如图 1-9(b)所示,与 PED 不同,它们必须受设计控制。硬件受 RTCA DO-160E^① 要求的限制(对于典型非必要设备的碰撞安全,以及传导和辐射排放测试)。第 3 类 EFB 通常在 STC 或其他适航审批下安装。

电子飞行包可以驻留很多应用程序,分为三个软件类别(参考经修正的 FAA AC 120-76)^②:

(1) A 类。静态应用程序,如文档查看器(PDF、HTML、XML 格式);飞行机组操作手册及其他印刷文件,如机场 NOTAM。

(2) B 类。静态或动态电子“航图”,包括(但不要求)平移、滚动和缩放。

(3) C 类。如基于技术标准订单授权的机场移动地图功能,以及有关(广播式自动相关监视)(ADS-B)的应用。

① RTCA DO 是美国航空无线电技术委员会(RTCA)制定的一系列航空电子设备标准。

② FAA AC 是美国联邦航空管理局(FAA)发布的适航认证指南。

1.2 机载防火系统

机载防火系统(图 1-10)主要用于监控飞机起火、烟雾、过热及引起管道泄漏的情况,并将可能出现的火情迅速扑灭。防火系统由火警探测子系统和灭火子系统组成。火警探测子系统包括火警烟雾传感器或者探测器、火警电子控制单元、火警报警装置等。

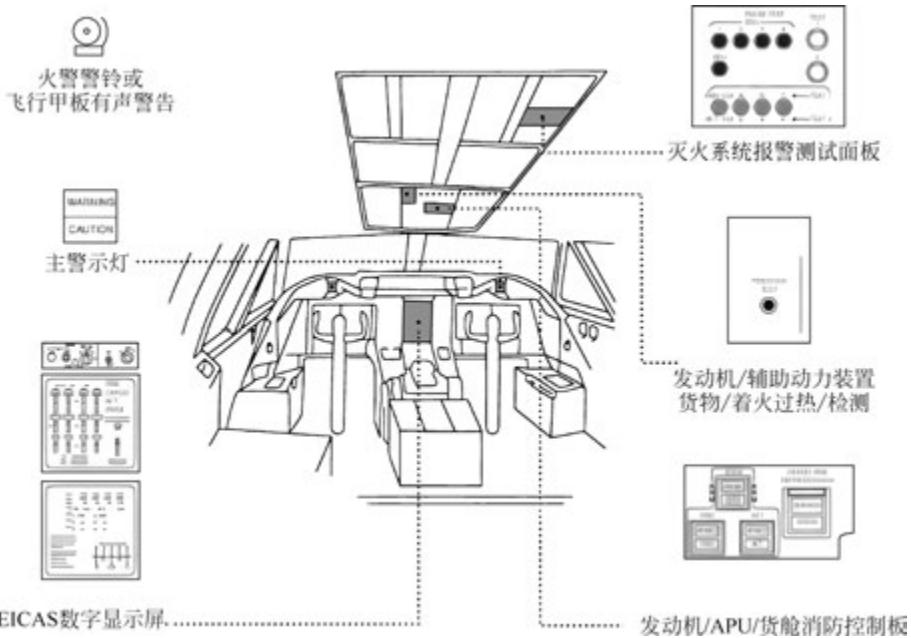


图 1-10 机载防火系统^[10]

防火系统一般包括:发动机过热和火警探测、APU 火警探测、主起落架舱过热探测、前起落架舱过热探测、货舱烟雾探测和厕所烟雾探测等。当发动机、APU、起落架舱及货舱发生火警或者过热情况时,飞机驾驶舱会通过火警灯亮、声响等告警组件警示飞行员有火情发生,需要准备灭火。

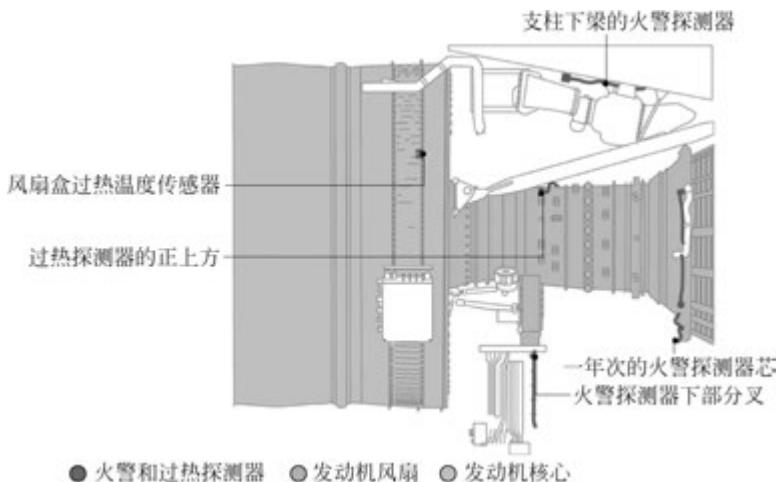
1.2.1 发动机防火系统

发动机通过其上的传感器来监测发动机过热和火警状态。发动机防火系统(图 1-11)由过热/火警探测器、控制测试电路、警告灯和火警警铃等组成。发动机火警探测系统的主要部件包括:发动机过热/火警探测器(A 环路和 B 环路)、发动机和 APU 火警探测组件、过热和火警指示控制面板、声响告警组件等。当发动机过热/火警探测器根据温度不同而感应到过热或者着火时,探测器给发动机和 APU 火警探测组件发送信号,驾驶舱内的告警指示系统工作,发动机和 APU 火警控制面板上的灯亮,向飞行员提供目视告警信息,同时驾驶舱的火警警铃响。当探测器故障时,发动机和 APU 火警探测组件会在组件面板与发动机和 APU 火警控制面板上给出指示。

发动机过热/火警探测器监控发动机区域的高温。每台发动机有 8 个探测器。探测器



彩图 1-11

图 1-11 发动机防火系统^[11]

监控发动机的四个区域,分别是风扇机匣上部区域、风扇机匣下部区域、核心机左部区域和核心区右部区域。在每个区域,两个带套管的探测器连接支撑管路构成一个组件。组件一端为 A 环路探测器,另一端为 B 环路探测器。

如果系统中任何一个发动机过热/火警探测器失效,发动机火警探测组件将自动转换到仅由一条环路向发动机火警探测组件提供警告信号的单环路工作模式。在单环路工作模式下,仅有的一条环路必须探测过热或火警状态,以使发动机过热/火警探测组件可以在过热或者火警状态下向机组发出告警。除了进行过热/火警测试,单环路工作模式时在驾驶舱内没有任何指示。

发动机过热/火警探测器的警告设定温度有两个:当达到较低的设定值时,系统发出过热警告;当达到较高的设定值时,系统发出火警警告。风扇机匣上、下部探测器的过热温度设定值在 B737 中为 174℃ 和 304℃,核心机左右部探测器的过热温度设定值为 343℃ 和 454℃^[12]。

1. 发动机和 APU 火警探测控制组件

发动机和 APU 火警控制组件位于电子设备舱,组件内有发动机过热和火警探测及 APU 火警探测控制电路。其前面板上有 1 号发动机 A 环路琥珀色故障灯、1 号发动机 B 环路琥珀色故障灯、2 号发动机 A 环路琥珀色故障灯、2 号发动机 B 环路琥珀色故障灯、APU 琥珀色故障灯、三个红色故障显示灯及一个故障/不工作测试电门。

正常状态下,前面板上所有灯是不亮的。当发动机某探测环路故障时,相应的琥珀色故障指示灯点亮,故障显示灯显示故障代码。按下故障/不工作测试电门,通过模拟故障检测所有探测电路来发现故障。如果系统工作正常,则前面板上所有的灯点亮,若某个灯不亮,则表示对应的电路工作故障。

若有多个发动机回路故障或者 APU 过热/火警探测控制组件故障(两个或更多的琥珀色灯亮),故障显示将按照一定的优先级顺序依次显示,优先级从高到低分别是:1 号发动机 A 环路、1 号发动机 B 环路、2 号发动机 A 环路、2 号发动机 B 环路、APU。当多个探测控制组件故障同时发生时,只有当较高优先级的故障被隔离后,较低优先级的故障信息才