航空发动机防火安全性设计与验证分析

梁智超,王井科,雷友锋
(复杂航空系统仿真重点实验室,北京 100076)

摘要:防火能力是影响航空发动机安全性水平的重要特性之一。旨在为防火安全性设计和评估验证工作提供参考与借鉴,针对航空发动机的高安全性需求,借鉴国外航空发动机研制技术经验以及相关标准和适航规范,分析了航空发动机防火安全性的能力要求。从选材控制可燃物、细节消除火源、防火墙阻止火势蔓延 3 方面提出了防火设计策略。对防火试验中的分类、火焰条件、试验状态、程序以及判据进行了研究,明确了考核试验内容及方法。研究可为航空发动机承研单位提供指导,为使用部门鉴定或适航审查提供依据,为相关标准的制定和修订提供参考。

关键词: 航空发动机;安全性;防火;耐火;验证方法
中图分类号: V263.3 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.02.000

Analysis of Safety Design and Verification of Fire Prevention for Aeroengine

LIANG Zhi-chao, WANG Jing-ke, LEI You-feng
(Science and Technology on Complex Aviation Systems Simulation Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: Fire protection is one of the important characteristics that affect the safety of aeroengine. In order to provide reference for fire safety design and evaluation and verification, for the high safety requirement of aeroengine, the capability requirements of aeroengine fire prevention safety were analyzed based on the technical experiences of foreign aeroengine, the relevant military standards and airworthiness standards. Fire prevention design strategies were proposed through three aspects which were the selection of combustible material, the detail design to eliminate the fire, and the firewall to prevent the fire spreading. The classification, flame condition, test condition, procedure and criterion were investigated, the content and method of the fire test were clarified. The research can provide instruction for the aeroengine research institutes, provide the basis for the airworthiness appraisal and examination of the use department, and provide references for the formulation and revision of related standards

Key words: aeroengine; safety; fire prevention; fire resistant; verification method

0 引言

航空发动机作为典型的热动力机械,长时间工作于高温高压环境下,电缆线路接头多,燃油、滑油和液压油的管路错综盘绕,容易引发火灾。一旦在飞行过程中引发着火,后果将十分严重,历史上的半数飞行中火情造成了人员伤亡。而导致火灾的起因不尽相同,据统计,航空燃油泄漏到高温表面被引燃起火占火灾总数的 34%, 高速碎片击穿油箱或打断油管起火占 24%,燃油泄漏被吸入发动机引起喘振“回火”而起火占 16%, 发动机燃气装置损坏或密封失效导致燃气外泄起火占 5%,电器线路绝缘损坏或短路起火和燃油、滑油和液压系统导管被破坏起火占 5%,遭遇雷击或静电起火占 8%,发动机超温或燃油箱超压爆破占 3%,其余不明原因的火灾占 3%[1]。

鉴于发动机着火的危害性,国外航空管理部门对于发动机火灾事故十分重视,在研制规范和适航标准中都有明确的防火要求,在设计上保证、在考核中验证发动机的抵御火灾或控制火灾的能力。美国 JSSG-2007《航空涡喷涡扇涡轴涡桨发动机联合使用规范指南》[2] 中第 3.1.8.2 条规定了防火要求,第 4.1.8.2 条规定了防火验证; 联邦航空局适航标准

收稿日期:2017-09-01 **基金项目:**中国博士后科学基金资助
作者简介:梁智超(1987),男,博士,工程师,从事航空装备系统论证研究工作;E-mail: bestlzc@163.com。

引用格式:梁智超,王井科,雷友锋. 航空发动机防火安全性设计与验证分析[J]. 航空发动机,2018,44(2):92-97. LIANG Zhichao, WANG Jingke, LEI Youfeng. Analysis of safety design and verification for fire prevention in aeroengine[J]. Aeroengine, 2018, 44(2):92-97.

FAR 25 部[3]第4 卷动力装置中从飞机角度对动力装置着火、隔离以及灭火进行了要求，自 25.1181 至 25.1207 共 15 个条款规定了火区、可燃液体排放、火的隔离检测和灭火措施;FAR 33[4]部第 33.17 防火条款要求发动机能够包容、隔离并且经受住火焰,并要求保证一定的发动机功能，不会导致危害性后果;第 33.75 安全性分析条款，明确不可控着火为 7 个危害性后果之一,可控的着火为重大发动机后果,对其发生概率进行严格限制。由于发动机工况日趋苛刻,以及新材料、新技术的应用,都增加了着火风险,在截至目前的 FAR 33 部共 34 次修正案中，关于防火的修正就有 6 次,逐步提出了更严格、更细致的要求。欧洲适航标准 EASE 和英军标 00-970 中也有相近的防火要求。在试验方面,美国已具备大型和小型气 / 液体燃烧器等航空防火试验器[5-7];英国 RR 公司具备 1∶1 整机防火试验能力,对防火结构、灭火系统的考核更加真实。

国内对于防火系统设计[8-10]、试验[11-13]以及适航审定[14-15]等方面也开展了一系列研究工作,取得了一定成果,对于防火的认识水平逐步提高。但是由于条件限制和实践经验的缺乏,在型号研制过程中难以覆盖适航安全性所要求的防火能力验证,如防火试验设备中大多无法全面满足考核部件尺寸、振动环境等条件的模拟,火焰发生器的精度和稳定性有待发展,考核判据存在争议等。

本文从航空发动机防火能力要求出发,研究防火设计策略,分析防火能力验证的方法及判据。

1　航空发动机防火安全性要求

1.1　适航防火条款

适航标准 CCAR 25.1181 条款中规定了指定火区,包括发动机动力部分和附件部分;2 部分之间没有隔开的整个动力装置舱;辅助动力装置舱、燃油燃烧加温器和其他燃烧设备及其安装部分；涡轮发动机的压气机和附件部分；包含输送可燃液体或气体管路或组件的涡轮发动机安装的燃烧室、涡轮和尾喷管部分。

适航标准 CCAR 33.17 条款要求:“发动机的设计和构造及所用材料必须使着火和火焰蔓延的可能性减至最小。此外,涡轮发动机的设计和构造必须使出现导致结构失效、过热或其他危险状态的内部着火的可能性减至最小”。

1.2　防火能力要求

根据适航标准对防火的安全性需求,航空发动机防火能力的总体要求如下:

(1)发动机零发生不可控失火的预期概率不超过极小可能概率(概率范围:对于轰炸 / 运输类飞行器发动机是 10^{-7} 到 10^{-9} 次 / 发动机飞行小时,对于战斗类飞行器发动机是 10^{-5} ~ 10^{-7} 次 / 发动机飞行小时)。

(2)发动机发生受控失火的预期发生概率不超过微小可能概率(概率范围:对于轰炸 / 运输类飞行器发动机是 10^{-5} ~ 10^{-7} 次 / 发动机飞行小时，对于战斗类飞行器发动机是 10^{-4} ~ 10^{-5} 次 / 发动机飞行小时)。

(3)发动机结构采用的材料必须使失火和火焰蔓延的可能性减至最小。

(4)涡轮发动机的设计和构造必须使出现导致结构失效、过热或其他危险状态的内部失火的可能性减至最小。

(5)对于可能受失火影响的每个构件,必须确定其防火 / 耐火能力。

(6)在预期的飞行任务和发动机工作条件下,发动机所用材料和构件在失火时,必须具有足够的强度,以保证飞行员 / 机组人员能够对着火进行正确处置。

(7)有明确装机对象时或预定的典型安装条件下,应保证因材料着火燃烧释放出的气体不进入飞行器座舱空气调节系统。

根据上述需求,对典型零部件结构的具体防火能力要求如下:

(1)在发动机正常工作期间存留或输送易燃液体的每个外部管路、接头和其他部件,必须是耐火的或防火的(通常滑油系统要求防火、燃油、液压系统要求耐火)。属于发动机部分并与其相连的易燃液体油箱及其上的易燃液体关停装置和支架必须是防火或用防火罩防护,任意非防火的零部件被火烧坏后不会引起危险量的易燃液体泄漏或溅出则除外。

(2)位于火区内的发动机控制系统构件必须是耐火的或者防火的;任何容易或者具有潜在产生静电放电或电气故障电流的构件、单元或设备,必须设计和构造成与发动机基准点等电位接地,以使可能出现易燃液体或蒸汽的发动机外部区域被点燃的风险减至最小。

(3)当发动机表面温度(一般为 206 ℃)足以点燃可能溅到发动机上的易燃液体时,应在发动机界面

文件上特别指明这些区域;如果温度足够点燃易燃液体的热表面,能够引起失火,则应用防火罩防护。

(4)用作防火墙/防火罩的设计、构造和安装必须是防火的和防腐蚀的。

2 航空发动机防火设计策略

航空发动机要求其设计、构造、材料和所采用的工艺必须将导致结构失效、过热或其他有害情况的内部着火的可能性、后果及火灾蔓延的趋势减至最小。在设计策略上,应尽量避免产生火焰,应能包容、隔离和承受已经发生的火灾并防止向火焰提供可燃材料和空气。

2.1 合理选材控制可燃物

设计选材应选用适合工作环境的材料,使着火和火焰蔓延的可能性减至最小。当使用易燃材料(如钛合金、镁合金)时,应采取措施防止发生不可接受的火灾。

钛合金由于其密度小、比强度高和抗腐蚀性强的优点而曾经广泛使用,但由于摩擦或冲击可能导致钛或钛合金零件起火燃烧,由此引发过多次损伤或烧毁的事件。在选用钛材时,可以考虑以下措施:

(1)在静态钛合金存在区域,当压力超过200 kPa、相对气流速度超过50 m/s、静止钛合金构件结构相对薄且可能直接或脱落后与转子件发生碰摩时,则应评估发生钛火的可能性。

(2)应分析钛火燃烧产物可能流经的通道,保证钛火能包容在发动机内;如果钛火中熔化的颗粒可能导致非包容失效或其他危害性发动机后果,则必须更改发动机设计。

(3)对于钛合金转子叶片,应避免钛-钛摩擦,改进不合理结构,例如加强转子的薄弱环节、改进篦齿封严环、转子叶片加强和调频等。

(4)对于钛合金压气机静子叶片,应确保其位于轴流压气机的前面级且叶片尺寸足够大、并采取了能防止被吸入外物打伤的措施。

(5)对于钛合金压气机机匣,应确保采取了合适的防护措施,能防止发生非包容失火及其导致的损伤。

(6)应对所有钛合金转子或静子封严件进行评估,确保其采取了合适的措施防止钛合金被点燃并且将燃烧扩展的可能性降至最低。

对于镁合金零部件,在产生碎片或粉末状态时是非常易燃的。当镁应用在一些薄壁件或有碰摩或高速摩擦的情况时,应仔细和慎重评估其着火的可能性及产生的后果。

此外,在风扇、压气机和涡轮单元体的旋转叶片和静子机匣间常采用可磨衬垫,设计时需确定在这些部位所采用的材料。通过设计和分析评估来防止摩擦掉落的可磨衬垫材料与火源接触被点燃,并防止细小衬垫材料粉末与热燃气接触或在轴承腔中混合发生自燃。其他吸附性材料、纤维和树脂材料应分析评估其支持火灾持续燃烧的可能性。

2.2 细节设计消除着火源

摩擦是产生火源的重要因素之一,在发动机设计时已尽可能降低整机振动水平,在保证效率前提下增大转静件的间隙,以减少碰摩发生。

意外电荷积累电流也可能导致点火,电气接地是阻止意外电荷积累电流的有效方法,特别是可以减小易燃材料由于静电累积产生点火的风险。可能引起或对这些影响敏感的部件、单元体或设备必须有地线(接地)连到主发动机相关基准部位。

2.3 防火墙阻止火势蔓延

每台发动机、辅助动力装置及其燃烧室、涡轮和尾喷管部分,均必须用防火墙、防火罩或其他等效设施与飞机的其他部分隔离。

此外,还有一些防火措施需要在设计中加以考虑,例如,外部附件、管路不应漏油;在发动机容易泄漏燃油滑油的位置要有排油的通道和措施;在每个火区布置火警探测器等。

3 航空发动机防火能力验证

上文提出了航空发动机设计时应考虑的防火策略,但是当火灾不可避免时,应尽可能降低着火所导致后果的严重程度。对于关键零部件,需要进行考核试验以证明其在火灾条件下保证安全的能力。

3.1 耐火与防火试验

在试验考核时,分为耐火试验和防火试验。其划分依据为:在火灾条件下,为了给传感器探测失火、飞行员/机组人员确认并进行正确处置留出时间,要求某些构件在遭受着火的初始5 min内保持一定功能,这类构件通常应是耐火的;采取切断供油阀、关停发动机等处置措施后,仍然可能提供支持火焰持续燃烧的物质构件、自身失效或故障可能造成火焰蔓延的构件应是防火的。需要进行防火试验验证的部件主要包

括油液系统、承力结构、电子电气部件等。

油液系统包括燃滑油附件、液压机构、管路、接头及支架等。通常,当飞机具有燃油切断阀时,要求燃油系统构件具备耐火能力;滑油系统附件(包括滑油箱)、液压系统附件以及飞机不提供切断阀的燃油系统构件,应要求具备防火能力。穿过火区的易燃液体管线,如果其切断阀位于火区外且处于下游,则要求其是防火的。

承力结构防火主要应考虑发动机安装节和承力机匣。安装节应与飞机研制部门共同分析确定防火要求。承力机匣一般采用铝合金、不锈钢或高温合金,可以通过分析材料在火焰条件下性能衰减的试验数据进行评估验证。

对于火区内的电子电气部件,其防火能力验证的目标是要求能够保证 5 min 内切断燃油功能(且不出现意外切断)、不引起意外反推打开等其他危害性后果。对于切断燃油功能,涉及电子控制器、燃油泵 - 调节器的停车电磁阀以及相关的电缆,需进行 5 min 耐火试验。还应通过具体分析,对可能由于着火导致反推意外打开、毒气进入引气系统等后果的部件进行相应的试验考核。

3.2　试验火焰条件

火焰条件包括火焰温度、热流密度、火焰面积和冲击位置。火焰温度反映火焰的能量水平,决定了试验件的表面温度,标准火焰温度为 1093 ℃ ± 66 ℃。热流密度为火焰传热过程中热量的转移量,反映火焰燃烧破坏的威力,决定了试验件的初始热响应,防火试验的热流密度为 116 ± 10 kW/m^2。

火焰面积应当包围试验件表面,当无法实现一次包围时,可以分步试验,但是要求最薄弱位置和每个潜在的漏油点都能经过试验考核。作用时间区分防火与耐火,防火试验为 15 min,耐火试验为 5 min。

试验火焰应施加到失火后对构件功能完好影响最关键的试验件特征上。火焰冲击位置选取应综合考虑材料、几何特点、零件关键特征、局部火焰影响、振动、内部液体充满度 / 压力 / 流速、表面涂层、湿度等。采用安装分析方法确定火焰冲击位置时,必须基于实际真实安装,且应考虑整流罩结构、发动机短舱结构、相邻结构的防火罩、整流罩下的空气流、发动机在飞行器安装的硬件、易燃液体源、空气源等潜在安装影响,以及构件本身的防火罩、防火涂层等火焰防护特征影响。

3.3　试验状态选取

试验运行特性和参数应该与产品的实际着火条件一致,并尽量偏于保守,即应施加对于发生失火最不利的实际工作载荷和环境条件(比如气流和 / 或液体流速、压力、结构载荷等)。

在影响散热的因素中,流量越小、温度越高越不利于散热,条件越苛刻。在防火 / 耐火试验前 5 min,应当选择慢车状态最低流量;在防火试验后 10 min,应选择最危险工作状态(如空中停车状态)对应的流量。液体压力和温度选取原则类似于流量,当液体基本处于不流动状态时,应选取型号规范规定的最高压力和最高温度。液体容量(主要是滑油箱)应选择正常工作状态下的最低容量,不超过最小加油量减去最长任务的最大消耗量和正常吞入容积。

对于管线、接头、电缆等,应考虑实际工作中结构载荷。对于停车电缆,应当在油液中充分浸泡后并加载振动载荷进行试验并实时检测阻抗特性,以验证受到油液污染后、在振动环境中涂层可能脱落的风险下仍然具备正常工作的能力。

3.4　试验程序要求

防火 / 耐火试验的试验程序应满足以下要求:

(1)在燃烧器校准后和实际试验完成前,不允许关闭燃烧器,且测量试验过程中火焰温度的热电偶应位于试验件前 6.35 mm 处。

(2)试验件距燃烧器的距离,应与燃烧器校准时测量火焰温度的热电偶以及测量热流量密度的测试装置距燃烧器的距离相等。

(3)应能保证火焰温度和热流密度达到规定值后的持续时间满足试验要求。

(4)试验中释放的气体,如滑油蒸汽等,应评估其爆炸性、毒性、挥发性及其可能引起的损伤。

3.5　试验考核判据

在试验结束后,应依据下述判据判别试验结果。

(1)能够保持必要的功能。在着火条件下的功能应基于实际情况进行评估,而并非保持全部功能,需要发动机研制方与使用方和航空管理部门协调确定。例如,发动机停车功能应当保持,燃油控制部件在持续运行状态下不会引起危害性后果,燃油控制阀应当具有防火能力,在火灾发生 5 min 内可以操作将其关闭,或者默认关闭,并且能够在 15 min 内保持在关闭

状态而不会引发危险量的液体泄漏;结构支承件在发生火情 15 min 内能够具备承载结构的能力，不产生有害的变形。

(2)无危险量的易燃液体、蒸汽或其他材料的泄漏。危险量是指易燃液体、蒸汽或其他材料的泄漏量可以维持或者加剧火焰燃烧。要求在试验过程中或试验结束后的任何时间，不能有危害性量的易燃液体、蒸汽或其他材料泄漏的情况发生。试验火焰移除后或者试验件依然在承压状态下,需要对试验件进行观察来判别是否发生泄漏以及泄漏程度。

(3)无助燃现象。在试验过程中,试验件本身材料没有助燃现象,材料不会析出易燃液体或其他易燃材料。

(4)无残余火。试验火焰移除后能够快速自动熄火并且不会重新点火。但是,必须考虑试验火焰移除后火焰继续燃烧的情况。这种情况可能是试验件材料的燃烧,也可能是易燃液体泄漏的燃烧(不考虑防火墙的情况)。一般来说,这些是由于试验失效引起的,除非能表明残余的火不会很大程度增加着火危害性。试验结果的可接受程度需要通过具体情况来确定,要考虑试验中部件的类型和功能。

(5)无防火墙失效。在综合考虑压力和机械载荷作用时,防火墙不会被烧穿,在火焰移除后不会继续燃烧。

(6)无其他危害性后果发生。应通过分析评估表明不会引发适航标准 33.75 条中规定的其他危害性后果。

4 总结

(1)根据防火安全性需求,航空发动机应能包容、孤立并且经受火灾,将可燃材料引起着火的可能降至最低,将可能发生的着火带来的危害性降至最低。通过合理选材控制可燃物、细节设计消除着火源、防火墙阻止火势蔓延 3 方面开展防火设计工作,可以有效提高航空发动机的防火能力。

(2)为了证明航空发动机在火灾条件下保证安全的能力,需要开展试验验证。本文对部件防火与耐火能力要求,试验火焰温度、热流密度、火焰面积和冲击位置，试验件环境条件和载荷进行了系统的分析,明确了试验状态和程序。

(3)对于防火试验考核通过的判据,应从完成功能能力、危险量易燃液体、蒸汽等泄漏,助燃和残余火现象以及是否导致防火墙失效和其他危害性后果的发生综合判断。

(4)从设计策略和能力验证角度开展的研究工作可为航空发动机承研单位提供指导,为使用部门鉴定或适航审查提供依据,为相关标准的修订提供参考。

参考文献:

[1] 赵道文,李传良. 基于飞机可燃油液系统的失火事故分析[J]. 火灾调查与分析,2011,9(30): 863-864.
ZHAO Daowen,LI Chuanliang. Analysis of fire catching accident based on aircraft combustible oil system [J]. Fire Science and Technology, 2011,9(30): 863-864. (in Chinese)

[2] Department of Defense. JSSG-2007B Joint service specification guide for aircraft turbine engine[S]. New York: Department of Defense. 2007: 130-131.

[3] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards, part 25: transport category airplanes [S]. US: Department of Transportation, 2009: 280-282.

[4] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: aircraft engines: part 33[S]. US: Department of Transportation, 2009: 10-11.

[5] Robert I. Ochs. Development of a next-generation burner for use in testing thermal acoustic insulation burn through resistance [R]. Washington DC, Federal Aviation Administration, 2009.

[6] Kao Y H. Experimental investigation of NexGen and gas burner for FAA fire test [D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2012.

[7] Robert I O. Design and analysis of the federal aviation administration next generation fire test [D]. Piscataway: The State University of New Jersey,2013.

[8] 王雅云. 飞机发动机防火系统概述 [C]// 探索创新交流 - 第六届中国航空学会青年科技论坛文集. 沈阳: 沈阳航空航天大学,2014: 1029-1034.
WANG Yayun. Introduce to engine fire protection system [C]// Explore Innovation Exchange—6th Chinese Institute of Aeronautics Youth Science and Technology Forum. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2014: 1029-1034. (in Chinese)

[9] 杨燕,寇延清,杨成茂. 飞机发动机短舱结构防火设计与试验验证[J]. 航空科学技术,2014,25(6): 58-61.
YANG Yan, KOU Yanqing, YANG Chengmao. The fire protection of airplane engine nacelles and experimentations [J]. Aeronautical Science and Technology, 2014,25(6):58-61. (in Chinese)

[10] 孙世东,白康明,梁力. 运输类飞机发动机短舱火焰防护设计与验证[J]. 航空工程进展,2013 (1): 7-21.
SUN Shidong, BAI Kangming, LIANG Li. Analysis of airworthiness requirements for powerplant compartment fire protection of transport category airplane[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 25(6):58-61. (in Chinese)

[11]夏越美. 飞机防火试验标准浅述[J]. 航空标准化与质量,1996(6): 29-31.
XIA Yuemei. Explanation of aircraft fire test standards [J]. Aeronautic Standardization and Quality, 1996(6): 29-31.(in Chinese)

[12] 杨毅成. 航空发动机部件防火试验的火焰特征分析 [D]. 天津: 中国民航大学, 2017.
YANG Yicheng. Analysis of flame characteristics of aero engine components fire test.[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017. (in Chinese)

[13] 陈昭. 航空发动机部件防火试验的影响因素分析 [D]. 天津: 中国民航大学, 2017.
CHEN Zhao. Analysis of influencing factors on aeroengine parts fire test [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017. (in Chi-nese)

[14] 吴晶峰，周燕佩. 航空发动机零部件防火性能研究及适航审定探索[J]. 燃气轮机技术,2016,29(4):4-9.
WU Jingfeng, ZHOU Yanpei. Investigation of fire protection performance and type certification for components in aircraft engine [J]. Gas Turbine Technology, 2016, 29(4):4-9. (in Chinese)

[15] 何江,孙有朝,王丰产. 运输类飞机动力装置防火适航要求分析[C]// 2010 年航空器适航与空中交通管理学术年会论文集.北京:中国航空学会,2010: 186-190.
HE Jiang, SUN Youchao, WANG Fengchan. Analysis of airworthiness requirements for powerplant fire protection of transport category airplane [C]// 2010 Airworthiness and air traffic management academic annual proceedings. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and As-tronautics, 2010: 186-190. (in Chinese)

（编辑:张宝玲）