

浅谈民用航空发动机适航技术新要求

New Airworthiness Technical Requirements for Civil Aero Engines

■ 慕蕾 李红琳 陈智强 / 中国民用航空适航审定中心

紧跟国际民航界适航理论、技术规章、工业标准和政策措施的发展趋势及新要求，对典型案例进行分析，可以对我国民用航空发动机型号发展提供借鉴。

近年来，局方公布了一批典型的发动机适航技术新要求，按照起因大致可以分为5类。一是新识别的环境影响，包括吸鸟、进气系统结冰、瞬时燃油结冰、单粒子效应、火山云；二是典型问题的新认识，如防火；三是新设计技术适航要求，如复合材料风扇叶片；四是适航条款未来发展趋势，如持久试验；五是特殊运行环境，如高高原环境。这其中涉及航空发动机在使用中或者技术条款研究中发现的新的安全相关影响因素（如环境因素、新的失效机理等）、新的设计技术（如复合材料风扇叶片技术），以及航空发动机设计技术发展过程中适航技术要求的适应性问题等。

吸鸟

2009年1月15日，在全美航空1549号航班在哈德逊河迫降事件之后，美国国家运输安全委员会（NTSB）调查并公布了该事件发生的原因：航班起飞后在爬升阶段遭遇鸟群，鸟被吸入发动机核心机之后造成压气机部件损伤，最终导致双发失去推力。

NTSB在对事件做出进一步评估之后提出：该事件中的外部环境吸鸟条件超出了当时发动机适航规章所规定的吸鸟条件，适航要求应考虑起飞爬升阶段发动机核心机吸鸟



一架民航客机从鸟群中穿过

后的性能和机械损伤。

此事件表明，在小爬升率预期的最低风扇转速下开展吸鸟试验更符合现实要求。因为在较低风扇转速和较高吸入速度下，进入核心机的鸟体切片质量更大，吸入后对核心机运转影响较大。

有鉴于此，各国适航当局均针对涡扇发动机吸鸟明确了新的适航要求，并对涡扇发动机核心机吸入群鸟试验增加了以下要求：模拟爬升阶段核心机吸入群鸟的情况；如果试验或分析显示爬升阶段没有鸟

被吸入核心机，则应在试验中模拟进近阶段核心机吸入群鸟的情况。

进气系统结冰

1994年，装有两台涡桨发动机的ATR72飞机由于过冷大液滴导致严重的飞行事故。仅1989—2003年间，有记录的混合相和冰晶的发动机结冰事件就多达60起，对发动机的影响以降转、喘振、熄火为主，还伴随有部分的核心机、风扇和其他部件的损伤。这些事件引起了全球对过冷大液滴、混合相和冰晶结冰环

境的关注。

NTSB的调查显示,过冷大液滴、混合相和冰晶的结冰条件均不在现行适航标准(25部附录C)所规定的大气结冰条件范围内。此外,相关事件还显示,当发动机以低功率状态在地面长时间运行时,降雪环境可能导致风扇下游前几级压气机发生结冰,进而损伤压气机,而现行的适航规章地面结冰运行要求的液态水含量并不能代表发动机长时间曝露在降雪条件的情况。

为此,各国适航当局已开展对结冰相关适航要求的修订工作,增加了对过冷大液滴、混合相和冰晶、降雪三类结冰条件的要求。从目前民用航空发动机适航审定情况来看,还未见任何一型发动机型号已通过整机结冰试验的方法验证过冷大液滴、混合相和冰晶结冰条件的符合性。主要发动机厂商和研究机构虽然已开展了广泛的结冰环境及其影响机理的研究,在相关的结冰关键点分析(CPA)、过冷大液滴和冰晶制备与试验装置、试验验证方法等方面还存在一些问题,缺乏实际的工程经验,因此仍需要开展进一步深入研究。

瞬时燃油结冰

罗罗公司一些型号的发动机在服役过程中出现过瞬时燃油结冰条件下的发动机推力非指令下降故障。瞬时燃油结冰条件是指由于飞机燃油系统中冰的积聚和脱落,导致燃油从飞机传输到发动机的过程中会短时间曝露在高浓度的冰中。由于冰的形态较为黏附和紧密,有可能引起狭窄通道入口(如燃滑油热交换器、油滤单元)处的流量堵塞。此前,

在适航规章要求的常规燃油结冰试验中没有预先考虑到这一燃油结冰的机理。

罗罗公司和波音公司的试验研究表明,当燃油温度在 $-20\sim-5^{\circ}\text{C}$ 之间时,冰晶开始形成并黏附在燃油组件表面,发动机推力非指令下降事件通常发生在 -22°C 。飞机在进近过程中燃油流量增加,大量的冰从燃油管路中脱落并积聚在燃滑油热交换器进口截面处,此时积聚的冰超出了燃油系统可承受的量。当冰的浓度达到一定程度后,燃滑油热交换器进口截面的堵塞限制了燃油流量,从而导致推力的非指令下降。

为此,各国适航当局开展了对燃油系统瞬时燃油结冰条件适航要求的研究与制定。瞬时燃油结冰条件的适航要求主要包括以下几点:评估瞬时燃油结冰条件下最严苛结冰环境的燃油系统进口结冰威胁(燃油温度、燃油特性、含水量、冰的积聚和脱落);开展瞬时燃油结冰条件的试验和分析验证;经验证的瞬时燃油结冰条件参数,须在发动机安装使用手册中进行声明(最大冰的数量和浓度、最小燃油温度)。

单粒子效应

单粒子效应(SEE)是指控制系统中的集成电路PN结受到高能粒子碰撞,发生逻辑状态翻转或电路失效,从而导致系统故障的现象。

随着电子技术的不断进步,电子设备朝着更小的特征尺寸、更高的密度、更低的电压值趋势发展,对大气辐射环境的敏感度更大;内存的位数和寄存器数量也在显著增加;同时,更高效的航空器设计使得飞行高度不断增加,且越来越多

的飞行航线经过极地。这几方面原因导致航空电子系统受单粒子效应影响的风险随之增加。

因此,民用航空发动机厂商已经在发动机电子控制系统设计、安全分析,以及试验验证过程中考虑了大气中子引起的单粒子效应影响。美国联邦航空局(FAA)和中国民航局(CAAC)主要通过问题纪要对具体型号审查项目提出单粒子效应相关要求;欧洲航空安全局(EASA)发布了专门的审定备忘录(CM-AS-004),主要大气辐射单粒子效应影响的审定考虑和可接受的分析方法,该备忘录适用于航空器、发动机、辅助动力装置(APU)和螺旋桨的系统和设备;FAA发布了有关单粒子效应的研究报告,包括《单粒子效应防护技术报告》(DOT/FAA/TC-15/62)和《单粒子效应试验设备的能力需求定义报告》(DOT/FAA/TC-15/16);此外,国际自动机械工程师学会(SAE)在2018年公布了《用于安全评估的大气中子单粒子效应分析》的标准(SAE AIR6219)。

火山云

火山云问题最初来源于国际民航组织(ICAO)对飞机运行的要求,用于对飞行空域中遭遇火山灰污染的飞机运行进行管理。ICAO颁布了题为“飞行安全与火山灰”的9974号文,规定了运营人针对火山灰问题须评估飞行风险、确定并实施适当的程序、采取防护措施,文中还公布了一种方法用于管理已知的或可预测的火山云污染空域的飞行操作,该方法的核心是制定一个安全风险评估(SRA),评估应被运营商所在区域的国家航空局所接受。



飞越火山灰

为此，要求飞机及其发动机生产商须向运营商提供火山灰的敏感性及其影响数据和信息，以支持上述SRA过程。为加强初始适航与运行之间的数据传递，EASA在CS-E的第4修正案中新增了CS-E 1050条款及其“可接受的符合性方法”，明确要求：必须确定涡轮发动机性能对火山云危害性影响的敏感性；必须在相关文件中提供安全运行所需的信息，如飞行前、飞机过程中、飞行后的预防措施、发动机手册修订、建议的持续适航检查等。目前，FAA和CAAC的适航规章还没有特别针对火山云提出具体要求。

防火

航空发动机适航规章33部第33.17条规定了航空发动机防火的要求，条款实质要求为：发动机的设计、构造及材料必须使着火和火焰蔓延的可能性减至最小。一旦发生火情：发动机能够包容、隔离并经受住火情；防止任何易燃的材料加强火情；着火时发动机能够执行预期功能，

且不会导致危害性后果。

为表明对第33.17条的符合性，通常需要开展防火/耐火分析和试验，防火/耐火试验中的关键要素之一是燃烧器的选取、校准和使用。FAA的防火安全研究小组最新研究表明，气体（丙烷）燃烧器无法模拟典型液体（煤油）燃料产生的火焰，其严苛度小于液体（煤油）燃烧器。因此，FAA对防火条款的AC 20-135进行了修订，修订后的AC 20-135删除了先前丙烷燃烧器（气体燃烧器）为可接受的试验用燃烧器的相关表述，明确规定可接受的燃烧器只有煤油燃烧器（液体燃烧器）或与之等效的燃烧器。SAE的A-22防火委员会计划于2020年制定出新的标准，用于支持AC 20-135的内容。

复合材料风扇叶片

复合材料风扇叶片设计已成为大涵道比涡扇发动机设计的发展趋势之一，现已应用于部分先进发动机型号中，如GE90、GENx、LEAP系列

发动机等。由于现行的适航规章要求不覆盖复合材料风扇叶片设计，目前FAA和CAAC主要通过专用条件的形式提出对采用复合材料风扇叶片设计的适航要求。EASA在CS-E第5修正案CS-E 810条款及其AMC中也做了相应的规定。

针对复合材料风扇叶片的适航要求主要包括以下内容：第一，需要证明在整个发动机服役期内，单个复合材料风扇叶片保持系统失效导致的危害性发动机后果的总概率小于 1×10^{-9} /发动机飞行小时；第二，通过试验或分析表明，遭受雷击后，复合材料风扇叶片结构仍然能持续安全地运行；第三，需要满足包容性试验相关要求。

持久试验

航空发动机适航规章33部第33.87条提出了航空涡轮发动机持久试验的适航要求。持久试验是航空发动机适航符合性验证活动中最重要的一项整机试验，试验总运行时间为150h，由25个阶段、每阶段6h组成，因此持久试验通常又称为150h持久试验。持久试验主要验证在批准的额定值和使用限制内，发动机可操作性及耐久性达到可接受的水平，除此之外还可验证发动机各个系统如冷却系统、引气系统、燃油/滑油系统、控制系统等能满足预期的部分功能和性能要求。

自1957年FAR 33规章的前身CAR 13确定了150h持久试验以来，6h×25阶段的试验谱基本没有实质性改变。而随着航空发动机设计技术的不断发展，其设计特征已经出现了显著的变化，如单转子变为双转子或三转子、齿轮传动式风扇发动机构型、

纯机械控制变为全权限数字式电子控制系统、冷却系统的连续可调节精细化设计等。在实际开展持久试验的过程中，发动机厂商为了满足规章要求的同时达到发动机“三红线”的要求，通常都要进行大量试验构型的更改，这与试验构型应符合型号设计的原则相冲突。由此引发人们开始思考：从1957年至今一直采用的150h持久试验谱，是否还能很好地适用于考核和验证新一代的民用航空发动机设计。

FAA 规章制定咨询委员会 (ARAC) 联合相关工业部门，对一系列民用发动机的真实数据进行了评估，他们提出在当前更高涵道比和压比的航空发动机上采用现行的150h持久试验谱存在严重不协调的问题，其本质的基本原理主要有两个方面：在现代发动机的工作循环中，物理转速、燃气温度的红线值通常不会同时出现，但试验规定需要同时达到；试验中规定的红线值燃气温度与温度限制部件的实际工作温度不成正比，因为在高功率/推力状态时发动机内部引气的二次流冷却气量也会相应增加。ARAC 进一步针对持久试验的试验谱对涡轮冷

却气体有效性、压气机效率等的影响进行了深入研究，并考虑一种替代的持久试验及相应的复合性方法。虽然目前 FAA 仍未进行持久试验适航条款的具体修订，但是可以预见150h持久试验要求在不久的将来会迎来颠覆性的变化。

高高原环境

高高原环境是指在海拔高度约为2438m (8000ft) 及以上的高原运行环境。国内运行数据表明，2016年至今，拉萨机场发生多起发动机地面喘振停车事件，相关发动机厂商的调查报告认为，高压压气机叶尖间隙过大使得喘振裕度降低是导致该发动机高高原地面低功率喘振的直接原因。造成喘振裕度降低的原因较为复杂，既有发动机自身的内部因素，也有高高原环境的外部原因，本文在此暂不作技术判断。

鉴于我国高原机场较多的特殊性，CAAC 发布了针对高原机场运行的咨询通告 (AC 121-FS-2015-21R1)，其中涵盖了对高高原机场运行的要求。目前，CAAC 已开始对民用航空发动机初始型号审定中对

高高原环境问题进行重点关注，并开始考虑在适航规章或规范性文件明确高高原环境运行的相关要求，如发动机工作包线的性能验证、关键件的定寿、服役期结构与性能衰退、安装使用手册和持续适航文件等如何纳入高高原环境因素的要求，后续将开展进一步的研究。

结束语

适航法规标准的制/修订是以确定航空产品的最低安全标准为目标，随着航空工业水平的进步和航空运行经验的积累而不断完善、动态发展的过程。除了本文列举的内容之外，还存在其他适航要求新变化，如设计制造新技术（增材制造技术）的适航要求指导材料、型号审定中发现的新失效机理（风扇尾流激振力引起下游压气机叶片裂纹形成和发展）相关问题的适航要求，以及飞发匹配问题（民用航空器适航要求新变化中涉及发动机的部分）等，由于篇幅所限，文中没有逐一列举。

笔者建议，一方面国内民用航空发动机的适航部门建立深入动态跟踪研究机制，在行业内加强科研机构、工业部门、审定部门和法规部门的协同联动，共同实现从基础理论、设计技术、工程应用到标准确立的适航法规标准制修订完整链条；另一方面行业内应加强航空器动力装置与推进系统（发动机、螺旋桨）相关组织机构的协同联动，进一步提高型号审定效能，促进适航规章技术要求的协调一致。

航空动力

（蒹葭，中国民用航空适航审定中心法规标准室副主任，高级工程师，主要从事航空发动机气动热力学、适航审定技术研究）



海拔4411m的稻城亚丁高高原机场