

航空发动机适航审定原则及逻辑研究

Investigation of Aero Engine Airworthiness Certification Principle and Logic

■ 吴晶峰 张森 / 中国民用航空适航审定中心 杨卓君 / 中国航发商用航空发动机有限责任公司

适航审定原则对于民用航空发动机型号取证至关重要，相关适航审定依据及审定逻辑研究，可为从事民用航空发动机适航验证的工业方和审查方人员理解适航本质、厘清审定要素、探索解决路径提供参考。

近年来，随着民用航空运输市场的快速发展，我国民用航空发动机呈现出蓬勃发展的良好局面。目前，已经取证的民用航空发动机型号包括WZ16涡轴发动机、AEC2.0L活塞式发动机和AES100涡轴发动机，正在开展适航取证的还有CJ1000A涡扇发动机、AEP100涡桨发动机等。这些发动机型号的适航符合性验证，使得工业方与审查方在适航理念及符合性验证技术上取得了一定的共识，但仍然存在理解差异，尤其是面对审查中出现的问题，如何寻求合适的解决措施，成为许多新涉入适航领域的技术人员需要面对的问题。民用航空发动机自主研制及适航取证的道路包含了型号设计和适航审定两方面的挑战。适航审定的挑战一方面来自于对型号试验、计算分析等具体符合性验证技术的掌握；另一方面则来自对适航理念的认识理解，包括审查依据、审定要素、问题分析及解决措施等。本文从适航本质、审查原则、问题及解决措施3个方面展开阐述。

适航本质

适航是航空器包括其部件及子系统整体性能和操纵特性在预期环境和使用限制下的安全性和物理完整性的一种

品质。对于一型民用航空发动机的研制来说，决定其性能及市场竞争力的参数包括推力（功率）、推重比（功重比）、耗油率、安全性、知识产权、维修性、成本等各方面，设计考虑的因素越来越综合、越来越复杂，在没有较大创新的前提下，发动机设计裕度与潜力也越来越趋近于极限。以民用航空涡扇发动机第五代产品为例，其涵道比达到10~15，总增压比达到50~75，涡轮前温度接近1800℃，民用航空运输又赋予了发动机高可靠性、持久性、低空停率、低油耗和低排放的预期。在上述各项指标中，适航最关注的是安全，这也是公众最为关心的指标。因此，适航的核心本质是保证安全。

《运输类飞机适航标准》（CCAR-25）第25.1309条要求，飞机系统及部件设计必须使得发生任何妨碍飞机继续安全飞行与着陆的失效状态的概率小于极不可能（ 10^{-9} 次/飞行小时）。分解到发动机层级，《航空发动机适航规定》（CCAR-33）第33.75条要求，申请人必须表明危害性发动机后果的预期发生概率不超过定义的极小可能概率（ 10^{-7} ~ 10^{-9} 次/发动机飞行小时）。其中，妨碍飞机安全飞行与着陆的失效状态定义为灾难性后果，而危害性发动机后果则对应安全分析条款中的7项

顶事件：非包容的高能碎片，客舱用发动机引气中有毒物质浓度足以使机组人员或乘客失去能力，与驾驶员命令的推力方向相反的较大推力，不可控火情，发动机安装系统失效导致非故意的发动机脱开，发动机引起的螺旋桨脱开，以及完全失去发动机停车能力。民用飞机和发动机的适航规章各项技术要求指标均来自于上述安全水平目标，同时，要求飞机和发动机各系统及部件共同协作设计，以实现上述安全目标。

审查原则

审查依据

航空发动机适航审定的依据有3个方面，分别是适航规章（如航空发动机适航规定）、型号合格审定程序（AP-21-AA-2022-11）和申请人的声明。

适航规章规定了发动机型号合格审定必须要遵守的技术要求，型号合格审定程序赋予了各项符合性证据的合法性和合理性，申请人的声明则是针对特定产品的审查技术边界。

申请人的声明对应“适航是航空器包括其部件及子系统整体性能和操纵特性在预期环境和使用限制下的安全性和物理完整性的一种品

质”中的“预期环境”和“使用限制”。如表1所示，发动机数据单中给出了发动机的各项功率定义，如起飞状态、单发失效(OEI)，以及对应的转速、温度、扭矩限制，在型号合格审定中依据相应的参数进行验证。

在实际型号审定过程中，有3个经常遇到的概念：专用条件、等效安全和豁免。这3个概念形成了对规章审定基础、符合性及产品安全性的合理补充。

专用条件的形成是由于当前的适航规章没有包括适当的或足够的安全要求，源于民用航空产品具有新颖或独特的设计特点，或者其预期用途是非常规的，或者与待审航空产品类似设计的型号使用经验已表明其设计可能产生不安全状况。例如，1968年配装波音747飞机的普惠JT9D-3发动机，其相对于当时其他发动机具有显著的更大额定起飞推力(达到193kN)、更大的风扇惯性和压气机压比，因此设置了“发动机功率杆1s内从最小位置移动到最大位置不会出现超温、喘振、失速等有害现象”的专用条件要求，该专用条件在后续规章修订中以CCAR-33第33.73条(a)的方式升级为正式规章。类似设计经验表明，可能产生不安全状况这一情形以发动机吸鸟最为显著，航空发动机吸



图1 哈德逊河吸鸟迫降事件

鸟规章从最初的3类鸟体到现在的4类鸟体，单只大鸟从最初的1.82kg到现在的3.63kg，甚至由于哈德逊河迫降事件(见图1)和茹科夫斯基事件引发的核心机吸鸟最新要求，这些规章在演变过程中都是以专用条件的过渡态存在。

等效安全是指虽不能表明符合条款的字面要求，但存在补偿措施并可达到等效的安全水平。GE公司的GENx-2B67/P发动机采用了与基础型号对比分析的方式表明CCAR-33第33.78条吸雨吸雹条款符合性，

由于对比分析方法不是该条款直接表明符合性的方式，因此形成了等效安全。

豁免是指申请人因技术原因向民航局申请暂时或者永久豁免某些条款，但需要说明豁免的原因以及保证具有可接受的安全水平。航空发动机豁免的一个典型案例是GE公司的GE90发动机，其因技术原因无法达到CCAR-33第33.73条(b)提出的5s内从最小飞行慢车功率达到95%功率的要求(其加速时间为6.25s)，但是经飞机核验后该发动机可满足其上级的飞机需求，即飞机规章CCAR-25第25.119条“在着陆形态中，将发动机油门操纵杆从最小飞行慢车位置开始移向复飞设置位置后8s时，发动机可用功率应保证飞机的定常爬升梯度不小于3.2%”的要求，因此局方同意该条款豁免。

审查逻辑

航空发动机型号合格审定的审

表1 发动机功率参数示例

功率定义	输出轴功率/kW	最大扭矩/(N·m)	燃气发生器转子转速/(r/min)	排气出口温度/°C
30sOEI	842	1246	52400	1008
2minOEI	816	1214	51900	978
连续OEI	768	1148	51000	926
起飞	602	896	51000	926
最大连续	602	896	50400	886

查逻辑包括以验证换使用、要素完备、逻辑合理、基于运行、基于信任。

以验证换使用的本质是基于申请人声明的性能或限制开展验证，对通过验证的产品性能和限制参数予以批准。以表1的OEI状态为例，发动机如需使用连续OEI或者30s OEI功率，则需要按照CCAR-33第33.87条(d)或第33.87条(f)开展验证，以获取对全生命周期内上述OEI功率的使用；如发动机在实际运行中需要允许短暂的超转或超温，则需要在持久试验中予以相应次数的验证；还有发动机工作包线、延程运行(ETOPS)能力等，均需在取证过程中予以验证。同时，适航规章的判据严苛程度也与运行限制程度息息相关。CCAR-33第33.87条(b)~(d)各类常规功率和连续OEI等应急功率的持久试验结束后，要求发动机各零件均需符合型号设计并能继续使用，而考核30s OEI及2min OEI功率对应的CCAR-33第33.87条(f)，试验结束后则允许发动机可以有超出持续适航文件规定的损伤。这一考核判据的差异带来的结果是，常规功率及连续OEI等较低档次应急功率使用后发动机不需要下发检查，而发动机在使用30s OEI和2min OEI功率达到限制时长后需下发检查。与之相似的有发动机吸雨试验与吸入单只大鸟的差异，发动机吸雨后要求发动机不能出现喘振、失速、熄火以及不可接受的损伤等，发动机吸入单只大鸟仅要求发动机不出现危害性后果，因此吸雨后发动机无需任何检查，而吸鸟后发动机则需要下发检查。

要素完备的实质要求是对规章或咨询通告中规定的验证要素需在

符合性验证时实施完备。以CCAR-33第33.64条发动机静承压件为例，在开展试验或分析时需要考虑零件的工作温度、除压力载荷外的重要静载荷、代表零件材料和工艺的最优性能，以及设计允许的不利几何形状等要素。在型号验证中，尽管某要素对特定零件的承压能力影响非常小，实际可不予施加，但对其影响的定性分析却是必不可少的。

逻辑合理具体包括试验考核的等效性、理论公式的通用性、特定软件工具的适用性、基础数据的可靠性及试验验证的严苛性等原则。以试验考核等效性为例，CCAR-33第33.90条初始维修检查其试验循环可以选择预期运行中的工作循环，也可以选择加速严苛考核的加速任务试车循环。在选择加速任务试车循环时，其制定试车谱的逻辑需满足发动机考核损伤等效的原则，如低循环疲劳、蠕变、高温氧化等损伤等效。对于试验验证的严苛性考虑，以管路部件防火试验为例(见图2)，理论上，与试验件连接的陪试件与真实装机时保持一致最符合实际，包括材质、尺寸等，但是在实际验证中，只要没有因为陪试件的原因弱化考核，则可以允许采用

非真实件的陪试件开展试验。

基于运行的本质是在确定符合性验证条件或设置使用限制时考虑实际运行的需求。以结冰试验为例(见图3)，CCAR-33第33.68条(b)要求对发动机在地面结冰条件等待30min并起动的情形开展试验，温度范围为 $-9 \sim -1^{\circ}\text{C}$ ，同时咨询通告要求开展关键结冰点分析。因此对于极寒条件下的地面等待(图3左下边界点S9E， -30°C ，海拔高度0m)，尽管不在规章字面上的温度范围内，申请人也应基于实际运行需求，考虑是否对层云包线内的极限低温结冰条件开展验证，即同时考虑结冰大气条件(层云、积云包线)和发动机工作包线，这也是咨询通告中提出开展关键结冰点分析的原因所在。

基于信任，是审查方面对工业方浩繁的型号设计及验证工作数据所采取的科学管理办法，也是审查方与工业方必须要建立的良好工作关系。以发动机三维流动研究为例，影响仿真计算结果精度和有效性的因素包括计算网格、时间尺度、数值格式、边界条件、湍流模型、燃烧模型、反应机理、数据处理等；影响试验结果的因素则包括试验件、



图2 管路防火试验示意

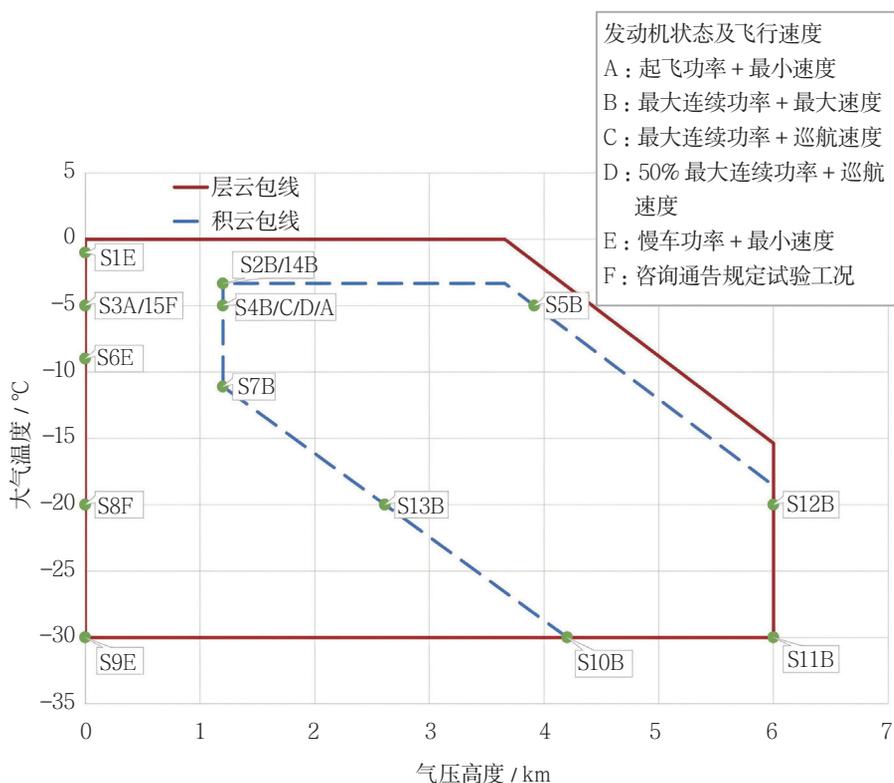


图3 发动机结冰试验点示意

仪器仪表精度、数据采样、试验测点、数据干扰、数据处理等。审查过程中，审查方的介入程度如果深入到上述基础级和基元级层面，对于双方工作的开展无疑是灾难性的。因此，基于信任的审查原则至关重要。

问题及解决措施

型号符合性验证过程中，不可避免地会出现一些突发问题，或者在申请之初就已知的一些技术难题。

验证结果不符合预期

对于验证结果不符合预期的情形，一类是由于设计缺陷或试验操作的原因导致，另一类则是发动机能力已达上限却仍不满足预期要求。

对于设计或试验缺陷导致的问题，通常建议申请人优化设计或完善试验方案来完成符合性验证工作。

对于发动机能力已达上限却不

能满足预期目标的情形，申请人可降低其声明的性能参数，或增加限制来表明符合性。例如，对于150h持久试验，如果发动机实际试验中未能达到目标额定功率或转速、温度红线值，可允许申请人调整其额定功率或转速、温度红线，降为实际试验中所达到的实际参数，调整后条款符合性仍可满足，也符合“以验证换使用”的逻辑。

增加使用限制的方式，其本质仍是降低申请人声明的预期性能。例如，在CCAR-33第33.77条吸冰试验考核时，假设发动机按照规章要求的进气道面积计算需要吞入100g的冰片，但实际试验中在保证发动机不喘振或不熄火条件下最多只能吞80g冰，申请人可申请限制发动机吞冰片质量以满足发动机层面的条款符合性，但是目标装机对象能

否接受这一限制，则需要飞机方予以考虑。

技术难题

适航规章是保障航空安全的最低要求，规章大都比较成熟，但部分新增的规章在发动机学术界和工程界也属于较新的课题，如单粒子翻转、发动机冰晶结冰、过冷大液滴等。对于这些全球范围内都正在研究和攻克的技术难题，申请人应广泛寻求行业内和学术界的技术支持，审查方也应与工业方一道努力，保障航空器的运行安全。

结束语

适航是在申请人声明的预期环境和限制下，按照适航规章验证后所表现出的产品安全性和物理完整性。适航的核心本质是使航空产品达到公众所能接受的安全水平，发动机和飞机各系统及部件协助的安全目标是使发生任何妨碍飞机继续安全飞行与着陆的失效状态的概率小于极不可能。

航空发动机适航审定的依据来源适航规章、型号合格审定程序和申请人的声明，专用条件、等效安全和豁免形成了对规章审定基础、符合性及产品安全性的合理补充。对于型号符合性验证过程中出现的条款不符合性问题和技術难题，型号申请人应开展设计优化、完善试验方案，或调整预期性能、增加限制，广泛寻求全行业支持，提交出一份经得起技术推敲和时间检验的符合性证据，保障航空器的运行安全。

航空动力

（吴晶峰，中国民用航空适航审定中心，正高级工程师，主要从事民用航空发动机适航审定工作）