

适应性改进的运输机用发动机系统需求分析

System Requirements Analysis of Transport Propulsion Based on Adaptability Improvement

张丹玲 李长晖 唐宇峰 王冠夫 徐嘉悦 / 中国航发沈阳发动机研究所

航空发动机研制过程中，在成熟型号基础上改进改型，能缩短周期、节约成本，是航空发动机系列化发展的重要途径。从系统工程角度出发，探索航空发动机研发体系框架下的衍生型发动机需求分析方法，能够为发动机系列化发展提供参考。

在航空发动机的系统需求分析过程中，发动机类型和设计特点不同导致的需求差异会在需求梳理中直接体现出来，对于适应性改进的衍生型发动机，需求的差异分析起来较为困难。例如，同为涵道比涡扇发动机，可以配装民用客机也可配装军用运输机，但是用途不同，设计侧重点不同，甚至研制体系不同，为需求分析带来挑战。本文主要针对以上情况，在基于系统工程的航空发动机产品研发框架下，以适应性改进发动机需求分析为例，重点研究基于差异的场景分析方法，以及不同考核标准的差异分析方法，为衍生型发动机需求分析与转化提供技术储备。

航空发动机系统需求分析

由于航空发动机的研制是典型的复杂系统工程，以需求为导向的工程活动一直存在于航空发动机的全生命周期^[1]。需求分析是需求管理的重要组成部分，需求分析包含需求的收集、确认、描述、分类、分解与整合等工作，通过原始需求和初始需求梳理和分析，获取系统需求，用于后续需求的分配和验证^[2]。

针对航空发动机研制，需求输

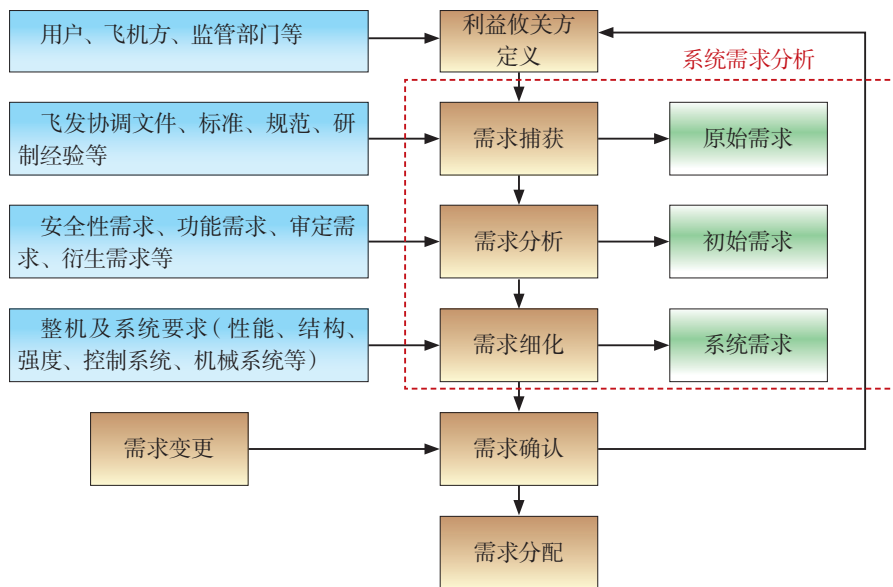


图1 航空发动机系统需求分析流程

入通常来源于飞机方、监管部门、用户和乘客等利益攸关方，同时还应考虑自身研制经验和需求。需求的梳理应秉承完整、准确、责任清晰、可追溯等原则，并且实施动态管理，当发生需求变更时应及时进行迭代和更新。需求分析细化过程中，应对需求进行准确定义和描述，并给出需求状态和需求验证方式^[3]。航空发动机系统需求分析流程如图1所示。

在适应性改进型发动机的需求分析过程中，需要考虑需求的继承、

需求的差异，值得注意的问题有：如果需求的利益攸关方不同，需求的收集和捕获需要进行充分迭代，确保其完整性；改进型需求有明确的差异和潜在的差异，潜在的差异容易遗漏，需要利用系统的方法进行拆解；当发动机监督考核机制不同时，对于需求的验证有交叉与异同的部分应进行详细分析。

需求分析中的场景差异分析 场景分析方法

场景分析和假设分析是系统工

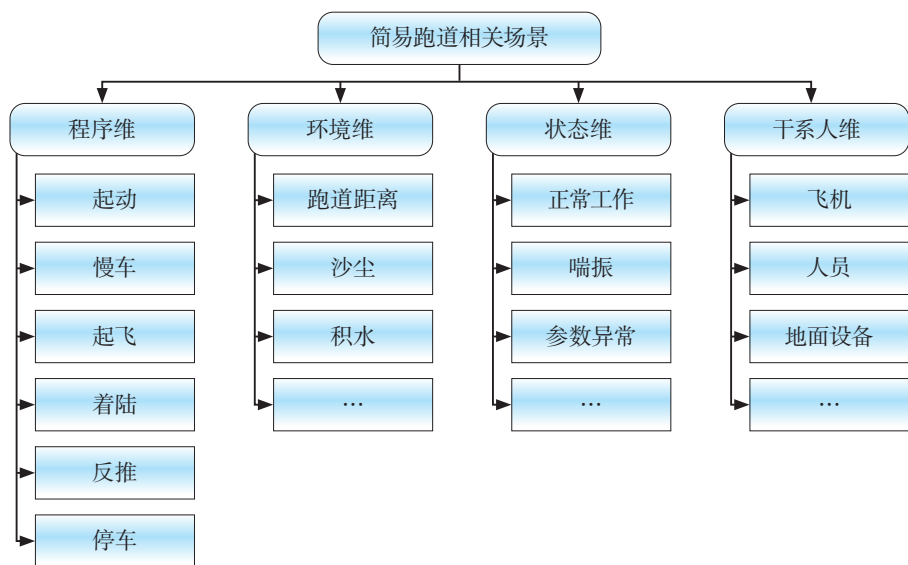


图2 简易跑道起降相关场景

程中基本的分析方法，用于计划制订者对未来不确定性的处理，其中，场景分析技术一直被军事战略家作为战略规划工具。场景分析是一种创造性思维，通过场景分析，可以降低系统中重要需求被忽视的可能性，同时开发场景的活动能够促进组织机构内部之间的沟通^[4]。

航空发动机运行场景具有多样性和复杂性，包括飞机交互、空中和地面使用、人员维护等，涉及多领域、多专业的耦合。场景分析可分层级、多维度开展。例如，按照层级分类，可分为发动机整机级运行场景、子系统层运行场景、零部件层运行场景^[5]。按照维度分类，可分为运行维度、发动机状态、内外环境等^[6]。无论何种分类，应考虑场景的完整性和系统性，确保能够识别发动机全生命周期内的运行事件，包括正常运行和异常运行情况。

对于改进改型的发动机，发动机的架构比较稳定，可以开展少量基于场景的需求分析，优先对型号研发涉及的新的、特殊的场景，开

展基于场景的需求分析，以提升研发效率、节约研发成本。针对飞机不同使用需求的差异，主要区别来自运行场景和任务场景，可按照场景清单逐层开展差异分析。

以简易跑道起降场景为例进行分析，如图2所示。从程序维，发动机运行阶段包括起动、慢车、起飞、着陆、反推、停车；从环境维，包括跑道距离、沙尘、积水等情况；从状态维，包括正常工作、喘振、失速等异常情况；从干系人维，包含飞机（短舱、环境控制系统、飞行控制系统）、人员（飞行员、地勤人员）、地面设备（地面检查设备、地面监测系统）等。

基于需求差异的场景分析

按照上述的场景分析方法，以程序维的地面起动场景和环境维的沙尘为例，开展需求分析过程中的场景分析，详见表1和表2。可以看出，在不同维度开展详细的分析时，每个场景在不同维度存在交叉。例如，起动场景分析中需要考虑沙尘环境，在沙尘场景分析中起动也是

重要的组成部分。因此，在开展简易跑道相关场景分析时，每个维度都应交叉考虑，有助于避免需求的遗漏。

需求分析中的体系差异分析 考核体系的差异

当考核体系存在差异时，会给衍生型产品的需求分析带来一定的困难，分析出的差异直接影响设计改进的增量和验证增量。以军用产品和民用产品的考核体系为例，差异体现在军用发动机按照军用装备研制体系进行设计和验证，鉴定考核受军方监管，在状态鉴定前，按国军标要求完成整机、零部件、系统/成附件的鉴定试验；民用发动机的设计和验证执行民用航空产品研制体系，由适航当局监管其适航取证，在适航取证前，按适航条款要求完成适航审定试验。

因考核体系不同导致的差异主要体现在需求的来源和需求验证上的差异。需求的来源表现利益攸关方需求不同，标准和规范体系不同，民用发动机侧重安全性和经济性，军用发动机侧重功能、性能，能够满足执行任务的工作要求。在需求的验证上，军用标准和民用标准有相同，也有交叉和不同，需要开展详细分析，确保每条需求验证的合理性，既能够进行全面验证，又能最大限度节约资源，缩短研制周期。

目前，在需求分析的层面，军用航空发动机设计和验证标准主要参照《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》(GJB241A)、《军用装备实验室环境试验方法》(GJB150)等，民用航空发动机参照的适航规定包括《航空发动机适航规定》(CCAR-

表1 地面起动场景分析（程序维举例）

| | | | |
|------------|-------------------------------------|-----------|--|
| 场景编码 | 1.1 | | |
| 场景名称 | 发动机地面起动 | | |
| 主要目标 | 发动机具备起动功能，满足飞机使用需求 | | |
| 关联的利益攸关方需求 | (IR_×××××_×××) | | |
| 涉及的交互对象 | 飞机、控制系统、供油系统、传动系统、起动机、座舱显示、飞行员、地勤人员 | | |
| 外部环境 | 自然环境：大气、风、沙尘 | | |
| | 场景描述 | 识别或关联的功能 | 识别或关联的需求 |
| | 发动机处于停车状态，观察起动环境 | 包线要求、环境要求 | 需求编号：SR_×××××_××× 需求描述：发动机在飞机温度包线内的任意一个状态点上均能正常工作 需求编号：SR_×××××_××× 需求描述：发动机在沙尘环境下具备起动能力 需求编号：SR_×××××_××× 需求描述：发动机起动阶段最大风速要求 …… |
| | 飞行员接通起动机气源 | 地面起动机气源 | 需求编号：SR_×××××_××× 需求描述：起动机能够使用外部气源进行发动机起动 … |
| | 飞行员或地勤人员调整油门杆，使油门杆处于慢车状态域 | … | … |
| | … | … | … |

表2 沙尘场景分析（环境维举例）

| | | | |
|------------|----------------------------------|------------|--|
| 场景编码 | 2.2 | | |
| 场景名称 | 发动机在沙尘环境下工作 | | |
| 主要目标 | 发动机具备在沙尘条件下工作能力，能够满足飞机的使用需求 | | |
| 关联的利益相关方需求 | (IR_×××××_×××) | | |
| 涉及的交互对象 | 沙尘、飞机、控制系统、引气系统、短舱、座舱显示、飞行员、地勤人员 | | |
| 外部环境 | 覆盖有沙尘的机场；发动机起动、滑跑、起飞、着陆和反推装置打开状态 | | |
| | 场景描述 | 识别或关联的功能 | 识别或关联的需求 |
| | 发动机在沙尘环境下起动 | 地面起动机气源 | 需求编号：SR_×××××_××× 需求描述：发动机在沙尘环境下具备起动能力 需求编号：SR_×××××_××× 需求描述：起动机能够使用外部气源进行发动机起动 … |
| | 发动机在滑跑、起飞状态的沙尘环境下工作 | 稳态和过渡态工作能力 | … |
| | … | … | … |

33)、《机载设备环境条件和试验程序》(DO-160)、《运输类飞机适航标准》(动力装置相关条款)(CCAR25R4)、《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)、《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)等。

另外，在我国装备试验鉴定新形势下，装备试验鉴定体系通过改革，试验鉴定全面进入科学化和规范化发展。按照试验鉴定的新要求，装备试验分为性能试验、作战试验和在役考核三大类，分别支撑状态鉴定、列装定型和改进升级。为加速新体制下航空发动机试验鉴定创新发展，在发展衍生型号时，可参考装备试验鉴定指导性文件《装备试验鉴定数据采信通用要求》，遵循一致性、等效性、覆盖性、可信性等方面的原则，充分考虑发动机全生命周期，满足3个试验阶段的验证需求，最终形成可追踪的需求验证矩阵。

基于考核标准差异的需求分析

通过比较国军标和适航标准的差异，可知军用、民用发动机某些试验要求是一致的，GJB241A基本涵盖了CCAR-33中涡喷、涡扇发动机相关的技术要求，但是对于同一技术要素，两者存在较大差异。例如，在结构完整性（超温、超转、包容性、压力容器）、环境适应性（吸鸟、吸雹）、持久试车等重点内容上，两者在技术要求上存在明显差异^[7]，在军转民发动机需求分析过程中，需要通过详细的对比分析，梳理出补充验证项目。

以发动机噪声要求为例，首先开展国军标和适航标准的差异分析（见表3），通过差异分析可知，军用、民用发动机噪声要求侧重不同，

表3 国军标和适航要求差异分析（以噪声要求为例）

| 要求 | 军用标准 | 适航要求 | 差异分析 | 分析结论 |
|------------|---|--|--|---|
| 噪声级 / 噪声测量 | GJB 241A3.8.7 噪声级：在全部工作状态下发动机噪声等场强线图的不连续频率与带宽的噪声成分应减到最小； 验证要求：GJB 241A4.4.2.4.11 噪声测量 | CCAR-36第B36.5条 最大噪声级：对于任何第四阶段飞机，其飞越、横向和进近最大噪声级为国际民用航空公约附件16-环境保护-第I卷-航空器噪声-2008年7月第5版-2008年11月20日第9修正案的第四章第4.4段和第三章第3.4段中规定的最大噪声级； 验证要求：SAE ARP1846 静态运转时燃气涡轮发动机的远场噪声测量 | 适航对航空器有明确的噪声指标要求和验证方式，主要开展发动机远场噪声验证。国军标需要根据用户和使用需求确定发动机噪声限制值，远场噪声测量上，测点位置和试验条件有所不同。国军标要求近场噪声测量，适航不要求 | 民用发动机在环境保护上的噪声指标要求较高，军用发动机噪声具体要求需与用户和飞机协调，并需要考虑构件的声疲劳问题 |
| ... | ... | ... | ... | ... |

民用发动机侧重环境保护指标，军用发动机还要考虑噪声对人员、设备的影响，以及噪声环境下发动机构件的声疲劳问题。因此，通过差异分析可知，应在远场噪声级要求基础上增加发动机近场声载荷测量，考虑噪声环境下的强度和寿命设计。

根据以上军民用标准的差异分析，在系统需求分析中将其进行转化，在需求验证分析上得以体现。航空发动机需求的验证方法包括分析、类比、检查、试验验证（地面试车、高空台、试飞、零部件试验）等。以噪声试验验证为例，可通过

需求分析形成需求验证追踪矩阵（见表4），用于后续对需求验证结果和验证符合性进行追踪，需求发生变更时方便进行动态管理。

结束语

从航空发动机产品研发角度，衍生型或改进型发动机的需求分析可以从需求的差异入手，包括使用场景的差异、考核体系的差异等，以上差异应在发动机系统需求中进行体现，并在需求管理中进行跟踪。在需求差异分析应用过程中，为保证需求的完整性，需要借助于系统的

分析工具；为保证需求验证的效能，应按照实现全面验证，又能节约资源的原则开展系统的差异分析；另外，除了考虑研发域的需求，还应考虑制造域、采购域、质量域等其他领域的需求，才能切实加速发动机研制进程，提升产品竞争力。

航空动力

（张丹玲，中国航发沈阳发动机研究所，高级工程师，主要从事航空发动机总体技术、声学设计工作）

参考文献

- [1] 朱日兴. 航空发动机需求追溯管理分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2012,3:105-110.
- [2] 史妍妍. 航空发动机集成产品开发的需求管理流程[J]. 航空动力, 2020,3:41-43.
- [3] 史妍妍. 基于需求的航空发动机研制过程分析[J]. 航空科学技术, 2017,1:48-53.
- [4] INCOSE 国际系统工程协会. 系统工程手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2013.
- [5] 李志敏. 基于模型的发动机场景分析方法[J]. 航空动力, 2022,1:28-31.
- [6] 王常亮. 航空发动机功能分析方法研究[J]. 航空动力, 2021,6:51-54.
- [7] 唐伟. FAR33 与 GJB241A 技术要求对比分析[J]. 航空标准化与质量, 2012,4:36-40.

表4 需求验证追踪矩阵举例

| 需求编号 | 需求内容 | 需求来源 | 与利益攸关方需求的关系 | 技术要求状态 | 验证方法 | 验证准则 | 验证结果 | 符合性 |
|---------|---|------|-------------|--------|-----------|--------------------------------|------|-----|
| xxx_001 | 发动机按规定的设计用法，在飞行和地面状态工作时所产生的噪声环境中，应满足强度和使用寿命要求 | xxx | 完善的 | 暂定 | 分析验证、试验验证 | 评估薄壁结构有无噪声引起的疲劳问题、开展薄壁结构噪声疲劳试验 | — | — |
| xxx_002 | 发动机具备低噪声的环境适应性，满足飞机使用需求 | xxx | 继承的 | 明确 | 整机试验、地面试验 | 发动机典型状态总声压级应不高于xxxdB | — | — |

基于安全性分析的商用航空发动机限寿件制定方法研究及应用

Research and Application of Commercial Aero Engine Life-limited Parts Identification Based on Safety Analysis

■ 韩冰 卢婷婷 吴德龙 / 中国航发商用航空发动机有限责任公司

发动机限寿件是行业公认的最为关键的部件种类之一，一旦失效将导致不可接受的灾难性后果，同时限寿件也是制约发动机使用性与经济性的关键因素。因此，制定合理的限寿件清单可以在保证发动机安全性的同时，提高发动机利用率、降低研制与运行成本。

航空发动机关键转子与主要静子结构件是制约飞机安全性的关键部件，历史上由于此类部件失效引发了数次机毁人亡的事故，为了保障民用航空安全、维护公众安全利益，美国联邦航空局（FAA）及中国民用航空局（CAAC）将原发失效导致危害性发动机后果的转子和主要静子结构件定义为限寿件^[1-2]，并通过《联邦航空条例》（FAR）/《中国民用航空规章》（CCAR）第33.70条对此类部件的设计、制造以及使用管理过程进行了约束，以防止不安全后果的发生。将部件制定为限寿件是保证安全性的重要措施，但也将增加研发与运营的成本。目前，由于我国缺少正向制定发动机限寿件的方法，无法确保限寿件清单的完整性与准确性。基于适航条款要求，针对我国新研商用航空发动机提出基于安全性分析的限寿件正向制定方法，可确保限寿件制定的合理性，在保证发动机安全水平的前提下，提高发动机利用率，避免设计与运营成本被浪费。

限寿件制定概述

制定限寿件清单的目的是明确对安全性有重大影响的发动机结构件，通过约束此类部件的设计、制造及使用，防止不安全后果的发生。恰当的限寿件清单是保证发动机安全性、使用性以及经济性的关键。若将过少的部件作为限寿件，将导致发动机无法达到可接受的安全水平；若将过多的部件作为限寿件，虽确保了发动机安全水平，但因限寿件到寿强制更换导致的发动机大修将严重降低发动机利用率，同时对限寿件的监视、跟踪以及采取的强制性检查也将造成巨大的成本浪费，降低发动机的市场竞争力。

尽管FAA发布的咨询通告（AC）33.70-1指出应通过安全性分析的方法确定限寿件^[3]，但尚未有标准或文献给出基于安全性分析制定限寿件的具体流程。由于我国商用航空发动机研制起步较晚，缺乏研制经验，通常参考相似的成熟机型手册形成限寿件清单，并应用于型号研制中，但此方法存在一定的局限性，新研发动机的材料等关键数据与成熟机

型可能存在差异，无法保证限寿件清单对本型号的适用性，可能导致安全性水平不足或研制及运行成本被严重浪费，同时也难以向适航当局表明限寿件条款的符合性。因此，本文将适航条款要求转化为限寿件判定准则，针对航空发动机的正向设计状态，将限寿件清单的制定融入至安全性分析过程中，提出了基于安全性分析的限寿件制定方法并给出了应用案例，为我国新研商用航空发动机限寿件的制定与CCAR第33.70条（CCAR-33.70）适航符合性的表明提供参考。

制定限寿件判定准则

FAR / CCAR第33.70条明确了发动机限寿件为原发失效可能导致危害性发动机后果的转子和主要静子结构件；同时，AC 33.70-1指明FAR第33.70条所要求识别的限寿件主要关注以低周疲劳为主导失效机理的零部件。例如，发动机通常会设计包容单个叶片的包容结构，单个飞出叶片往往不会导致危害性发动机后果，故叶片通常不作为限寿件；发动机电

子控制器（EEC）虽然对安全有着重要影响，但其失效模式的失效机理并非低周疲劳主导，也无须作为限寿件；再如，燃烧室机匣作为发动机包容结构，也作为压力容器，若具有因内部压力载荷而发生爆裂的风险，则可能产生高能碎片，导致危害性发动机后果，同时其失效机理以低周疲劳为主导，则应作为限寿件。

因此，限寿件的制定必须同时满足两个判定准则：部件原发失效后可能导致危害性发动机后果；该部件失效机理以低周疲劳为主导。

限寿件清单正向制定方法与流程

基于限寿件判定准则，结合航空发动机安全性分析过程^[4]，确定制定限寿件清单的具体流程。

捕获危害性及以上安全性后果

将部件定义为限寿件的首要准则为其原发失效可能导致危害性发动机后果。CCAR-33第33.75条（CCAR-33.75）定义的危害性发动机后果包括非包容的高能碎片、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、与飞行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，以及完全失去发动机停车能力。然而，航空发动机作为高度集成复杂系统，在识别限寿件的过程中，若仅仅考虑CCAR-33.75要求的危害性发动机后果，可能存在识别不全面的风险，如发动机控制系统故障可能产生不可控的高推力，将导致飞机两侧出现较大不平衡推力，在特定飞行阶段将造成机毁人亡。因此，应结合系统的评估方法全面识别发动

机故障可能导致的安全性后果。

功能危险性评估（FHA）是安全性分析过程的第一步，通过对系统功能进行全面、综合地检查，识别功能失效状态、评估其失效影响，并根据失效影响确定安全性影响等级。其中，安全性影响等级包括灾难性、危害性、重要的、轻微的以及无安全影响的，限寿件的识别过程中仅需要考虑灾难性及危害性影响等级的安全性后果。因此，基于发动机FHA获得功能失效状态清单，同时结合CCAR-33.75定义的危害性发动机后果，梳理形成完整的发动机安全性后果清单，筛选危害性及以上影响等级的安全性后果，即为可能产生限寿件的安全性后果清单。

识别导致安全性后果的故障模式

捕获可能产生限寿件的安全性后果清单后，以发动机初步系统安全性评估（PSSA）为基础，识别导致危害性及以上影响等级安全性后果的故障模式。

在发动机安全性分析过程中，FHA工作完成后将开展PSSA工作。PSSA是一种自上而下的评估过程，通常采用故障树的分析方法，通过建立故障树模型，确定导致安全性后果的失效原因，分配安全性需求并确定所评估系统预期的设计架构是否满足安全性目标的过程。基于发动机PSSA，确定危害性及以上影响等级安全性后果的故障树模型，生成故障树最小割集；由于2阶及以上最小割集为组合失效，其中的单个底事件发生不会直接导致顶事件的发生，相关零部件无须考虑作为限寿件，因此可通过检查故障树最小割集阶数，筛选1阶最小割集，得到导致危害性及以上影响等级安全性后果的底事件，即

可能产生限寿件的故障模式。

筛选低周疲劳失效机理的零部件

识别导致危害性及以上影响等级安全性后果的故障模式后，需判定故障模式的失效机理是否以低周疲劳为主导。

故障模式及影响分析（FMEA）是识别系统所有可能的故障模式，分析失效机理，确定失效原因，以及分析各故障模式对系统安全、任务等影响的过程，是安全性分析过程中的重要支撑内容。结合发动机FMEA，确定导致危害性及以上影响等级安全性后果故障模式的失效机理，筛选主要失效机理为低周疲劳的失效模式，进而得到以低周疲劳为主导失效机理的零部件。

形成发动机限寿件清单

基于前序分析过程识别到的零部件应作为限寿件，需要关注的是，AC 33.70-1指出如果零部件是由不同的子部件组成，并最终不可分割的形式构成一个独立零部件，只要其中有一个子零部件被确认为发动机限寿件，那么该零部件整体即视为发动机限寿件。最终遍历全部危害性及以上影响等级的安全性后果，形成发动机限寿件清单。

应用案例

为进一步说明上述限寿件清单制定方法，针对商用航空发动机，以部分典型的发动机FHA功能失效状态以及CCAR-33.75定义的危害性发动机后果为例，形成安全性后果清单，针对影响等级不低于危害性的安全性后果进行筛选，作为可能产生限寿件的安全性后果，如表1所示。

表1中可能产生限寿件的安全性后果包括不可控的高推力、完全

表1 可能产生限寿件的安全性后果

| 安全性后果 | 影响等级 | 是否不低于危害性 |
|--------------|------|----------|
| 不可控的高推力 | 灾难性 | 是 |
| 完全失去发动机停车能力 | 危害性 | 是 |
| 发动机起动功能丧失 | 重要的 | 否 |
| 非包容的高能碎片 | 危害性 | 是 |
| 通告的发动机防冰功能丧失 | 轻微的 | 否 |

失去发动机停车能力以及非包容的高能碎片。其中，导致不可控的高推力以及完全失去发动机停车能力主要为控制系统部件，控制系统具备故障监控措施与冗余设计，根据发动机PSSA，故障树最小割集全部为2阶及以上，即单个零部件失效不会导致不可控的高推力或完全失去发动机停车能力的发生，因此相关的零部件无须考虑作为限寿件。

表2 高压压气机相关限寿件识别过程

| 识别导致安全性后果的故障模式 | | | 筛选低周疲劳为主导失效机理的零部件 | | |
|----------------|-------|--------------|--------------------|---------|-----------------|
| 最小割集 | 是否为1阶 | 可能产生限寿件的故障模式 | 故障模式失效机理 | 是否为低周疲劳 | 故障模式失效机理为低周疲劳部件 |
| 高压压气机1~2级盘破裂 | 是 | 高压压气机1~2级盘破裂 | 局部应力集中引起低周疲劳失效导致破裂 | 是 | 高压压气机1~2级盘 |
| 高压压气机3级盘破裂 | 是 | 高压压气机3级盘破裂 | 局部应力集中引起低周疲劳失效导致破裂 | 是 | 高压压气机3级盘 |
| 高压压气机4~9级盘破裂 | 是 | 高压压气机4~9级盘破裂 | 局部应力集中引起低周疲劳失效导致破裂 | 是 | 高压压气机4~9级盘 |
| 大量高压压气机叶片断裂 | 否 | 不适用 | 不适用 | 不适用 | 不适用 |
| 高压压气机前轴断裂 | 是 | 高压压气机前轴断裂 | 承受的扭矩和轴向力导致低周疲劳失效 | 是 | 高压压气机前轴 |
| 高压压气机后封严盘破裂 | 是 | 高压压气机后封严盘破裂 | 局部应力集中引起低周疲劳失效导致破裂 | 是 | 高压压气机后封严盘 |

发动机非包容的高能碎片通常来源于轮盘、轮毂、叶轮破裂，以及高压机匣爆破、大量叶片同时飞出等，涉及的子系统包括风扇增压级、高压压气机、燃烧室、低压涡轮以及高压涡轮。以高压压气机限寿件的识别过程为例，首先结合发动机PSSA，生成非包容的高能碎片故障树高压压气机相关部件的最小割集，检查其最小割集的阶数，得到可能产生高压压气机相关限寿件的故障模式；然后基于FMEA明确故障模式失效机理，筛选以低周疲劳为主导失效机理的零部件，如表2所示。

表2中可以看出，高压压气机1~2级盘、3级盘、4~9级盘、前轴以及后封严盘原发失效后可能导致非包容的高能碎片这一危害性后果，且其失效机理以低周疲劳失效为主导，故以上零部件全部应作为限寿件进行管理。

结束语

航空发动机安全性是影响飞机安全运行的重要因素，制定合理的限寿件清单是保证发动机安全性的重要措施之一。将适航条款要求转化为限寿件判定准则，结合安全性分析过程给出限寿件正向制定方法，通过对限寿件设计、制造及使用过程进行约束，可大大降低此类部件的失效概率，提高发动机安全水平；同时，合理的限寿件清单可提高部件的利用率，避免研制与运营成本被浪费，提高发动机市场竞争力。所提供的方法已应用于型号研制当中，并获得适航认可，可为我国新研航空发动机限寿件的正向制定与适航符合性的表明提供思路。

航空动力

（韩冰，中国航发商用航空发动机有限责任公司，工程师，主要从事航空发动机安全性设计工作）

参考文献

- [1] US department of transportation, federal aviation administration. CFR14 Part33: Airworthiness standards: aircraft engines [S]. Washington DC: FAA,2013.
- [2] CCAR33-R2. 航空发动机适航规定 [S]. 北京: 中国民用航空局. 2012.
- [3] US department of transportation, federal aviation administration. Advisory circular 33.70 -1: guidance material for aircraft engine life limited parts requirements[R]. Washington DC: FAA,AC 33.70-1,2009.
- [4] SAE ARP 4761A, Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment [S].Warrendale:Society of Automotive Engineers, 2023.