

民用航空发动机型号审定概念 设计阶段风险模型

张 弓, 何 歆, 冯建文, 甄 博

(中国民用航空局 中国民用航空适航审定中心 结构审定室, 北京 100102)

摘 要: 为了在审定项目概念设计阶段识别潜在风险并规划处理措施以提高审定效率,通过综合条款分类统计、符合性方法及实施风险、技术要点解析等方法建立了典型民用航空发动机概念设计阶段工作模型,并开发了条款工作状态信息表。模型在某型民用航空发动机型号审定的实施识别了 278 项潜在风险,并针对典型结构完整性条款从要求确定到设计实现各个过程的潜在风险进行了详细分析,验证了模型的有效性。

关 键 词: 适航; 民用航空发动机; 型号审定; 概念设计阶段; 风险模型

中图分类号: V235.1 **文献标志码:** A

Risk model in conceptual design phase of civil aero-engine type certification

ZHANG Gong, HE Xin, FENG Jianwen, ZHEN Bo

(Structure Certification Division, Airworthiness Certification Center,
Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China)

Abstract: A systematic working mechanism for risk identification in conceptual design phase of civil aero-engine was established to promote efficient type certification with corrective actions. The mechanism comprehensively categorized the risks of regulations, means of compliance, implementations and critical technical points, by which the regulation terms information table was developed. 278 potential risks were identified by regulation terms information table utilization in specific civil aero-engine model. In addition, the potential risk of typical rotor integrity regulation in process from requirement definition to design implementation was analyzed in detail, which verified the mechanism and regulation terms information table.

Key words: airworthiness; civil aero-engine; type certification;
conceptual design phase; risk model

完成型号合格审定并获颁型号合格证(TC)是民用航空发动机进入市场的法定前提。目前包括通用电气(GE)、普惠(PW)、罗尔斯罗伊斯(RR)公司在内的成熟民用航空发动机制造商的多数项目能够在 3 年内完成所有必须的符合性验

证工作,以支持其局方签发 TC。受限于工业实践基础,我国的民用航空发动机型号往往需要更长的时间来完成整个型号合格审定过程,其关键原因之一就在于项目早期局方与申请人未在技术问题上达成一致。如果在项目早期能够充分识别

收稿日期:2020-02-11

作者简介:张弓(1983—),男,高级工程师,博士,主要从事民用航空发动机适航审定结构强度专业研究。

引用格式:张弓,何歆,冯建文,等.民用航空发动机型号审定概念设计阶段风险模型[J].航空动力学报,2020,35(8):1735-1743.
ZHANG Gong, HE Xin, FENG Jianwen, et al. Risk model in conceptual design phase of civil aero-engine type certification [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1735-1743.

技术风险,就可以有针对性地提前开展技术攻关、合理规划符合性验证工作项,从而提高后续工作效率,支撑各阶段验证及审定工作有序进行,保证型号审定顺利完成。

为了使审定局方尽早地介入潜在审定项目,对重要领域和规章相关要求符合性的问题与意向申请人达成共识,为后续审查活动的顺利开展奠定基础,我国民用航空发动机型号合格审定程序设置了项目申请前的概念设计阶段工作^[1],这与国际主流局方的做法基本一致^[2-3]。

美国联邦航空局(FAA)所建立的 TC 模型中包含概念设计阶段的显性规定,其主要工作内容包括程序指导、项目前指导(规章和政策的讨论)、熟悉性介绍和审定计划等方面。FAA 在本阶段的工作最重要的目的是初步熟悉项目的类型和审定计划,以便更有效地规划审定资源。欧洲航空安全局(EASA)的型号合格审定管理并没有严格意义上的概念设计阶段,但在申请提交至 EASA 后,首先实施的 0 阶段与 FAA 概念设计阶段工作基本相同,其最重要的目的是根据项目的评估情况建立审查组。无论 FAA 的概念设计阶段还是 EASA 的 0 阶段工作,都是建立在成熟的发动机制造商和审定体系基础之上的,对于概念设计阶段通过何种方式与申请人就重要的符合性领域达成共识,识别风险并规划处理措施缺乏可供参考的说明。

国内对于民用航空发动机 TC 概念设计阶段的研究处于起步阶段,只有极个别的研究成果针对型号审定的概念设计阶段进行了论述^[4],并且

主要集中在航空器领域。具体实践中,由于型号项目匮乏,以往完成的型号审定项目也缺乏概念设计阶段工作的实践经验。

当前国内针对型号审定的研究仍多集中于计划制定和实施过程中符合性验证方法存在的显性技术差异,无法在项目早期充分识别风险。概念设计阶段的技术工作缺失已经成为我国民用航空发动机取证和审定过程中风险控制和消除的极大障碍。本文针对这一现象,通过综合条款风险分类统计、符合性方法及实施风险、技术要点解析等方法建立了典型民用航空发动机概念设计阶段工作模型,开发了项目条款工作信息表,并结合某型民用航空发动机型号实施了概念设计阶段的条款和风险识别的专题研究工作。

1 概念设计阶段条款验证风险分类分析

根据当前民用航空发动机适航审定所设置的工作模型^[1],审查组所实施的审定工作工程部分的主要工作内容在于判定符合性证据的适用性和有效性。型号合格审定过程各个阶段中的主要技术工作内容与风险如图 1 所示,以下对技术工作内容进行分析:

1) 要求确定阶段(第Ⅱ阶段)

主要工作是确定审定基础,即审查组与申请人就适用规章、专用条件、豁免和等效安全(ELOS)等方面达成共识。

2) 计划制定阶段(第Ⅲ阶段)

主要工作是制定表明符合性的路径,即审查

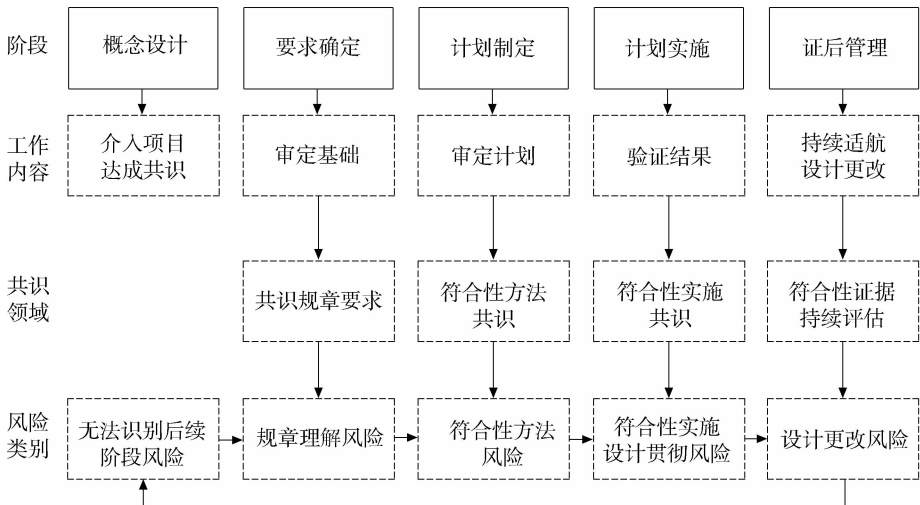


图 1 审定过程中的风险流程图

Fig. 1 Risk flow chart in certification process

组与申请人就符合性验证的思路、方法以及安排方面达成共识。

3) 计划实施阶段(第Ⅳ阶段)

主要工作是通过实施符合性验证,生成符合性证据,并进行符合性判定,即审查组与申请人就符合性证据的有效性和适用性达成共识。

4) 证后阶段(第Ⅴ阶段)

主要工作是产品制造和使用过程中工程问题

的处理,包括对潜在不安全设计特征和不符合性的持续评估,若涉及产品设计定义更改,则与型号审定过程形成闭环处理。

型号合格审定过程工作模型的建立是围绕符合性证据的生成与判定而来,根据产品系统工程和项目生命周期内风险分析的原理^[5-6],可知上述第Ⅱ~Ⅴ阶段的风险对项目的影响程度依次降低,如图 2 所示。

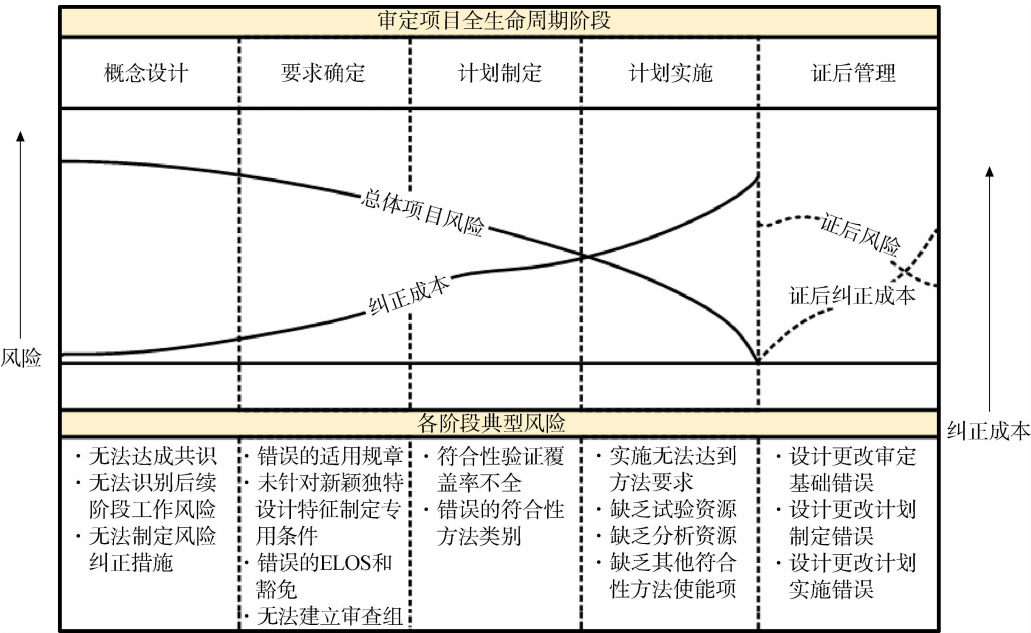


图 2 审定项目全生命周期风险分析

Fig. 2 Risk assessment of life cycle of type certification

本节对型号审定各个阶段风险进行分类分析,说明概念设计阶段风险的识别方法,并根据阶段工作内容对识别出的风险后果进行综合评估,将其分为Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ、Ⅳ类风险。

1.1 审定基础中要求的共识及其风险

审定基础中适用条款、潜在专用条件、潜在豁免和 ELOS 的具体要求达成的共识工作若出现技术分歧,通常会导致项目颠覆性问题,因此从后果危害程度方面分析,此类风险的后果严重程度最高。同时,由于后续计划制定和实施阶段对要求的分解和落实是以要求的正确性和完整性为前提,因此要求确定阶段审定基础共识中存在的问题具有极高的隐蔽性,往往只能体现在运行以及运行中所出现的事故/事故征候中。苏城空难^[7]、潘城空难^[8]、纽约肯尼迪机场 DC-10 吸鸟事故^[9]、伦敦希思罗机场燃油瞬时结冰事故^[10]均显示了在民用航空发动机审定的要求确定时潜在的假设缺陷所导致的严重后果。

由于此类问题隐蔽性较高,项目全生命周期内发生的概率难以先验地确定,为避免问题发生后所导致的严重后果,将此类问题发生的概率保守地估计为与其他阶段问题发生的概率一致。因此,从风险的后果严重程度和发生概率两个方面定性分析可知审定基础中要求共识潜在的风险最为关键,本文的研究中将其定义为Ⅰ类风险。

概念设计阶段对审定基础中的要求达成共识方面的风险具体可以分为 3 个典型的问题:

- 1) 规章要求双方理解存在差异,无法达成一致认识;
- 2) 规章要求的意图双方理解存在部分不清楚的内容;
- 3) 双方完全不理解某条规章要求的意图。

需要指出的是,除了上述 3 类典型问题之外,共识要求过程中隐含着一类问题,双方达成了针对某条规章的共识但并不能确认该共识的正确性。针对此类现象,某型民用航空发动机型号项

目概念设计阶段工作中针对每一条款的理解双方都需要研究相应的证明材料,包括修正案说明、咨询通告、已有审定实践经验等来侧面印证所达成共识的正确性。

某型民用航空发动机项目中,针对复合材料风扇叶片的潜在专用条件,其中对 2 倍离心载荷试验验证要求、复合材料叶片积木式试验技术要求等方面要求意图理解部分不清楚,均定义为 I.2 类风险,此风险若无恰当的纠正措施安排,可能会导致验证工作不充分,对产品符合性结论的有效性产生颠覆性影响。

1.2 符合性方法的共识及其风险

符合性方法达成共识同样是概念设计阶段的重要工作,若局方和潜在申请人就符合性方法的类型、实施路径、准则等方面存在技术分歧,通常会导致项目无法形成可接受的验证思路,从而妨碍制定双方可接受的审定计划,极大地影响后续获得和确认符合性证据的过程。从后果危害程度方面分析,此类风险的后果严重程度较高。由于符合性方法方面的分歧相对于要求确定时的假设分歧是显性的,因此这部分风险的发生概率可以后验地确定。从风险后果严重程度和发生概率两个方面定性分析可知符合性方法共识潜在风险为次关键风险,本文的研究中将其定义为 II 类风险。

概念设计阶段对符合性方法达成共识方面的风险具体分为 3 个典型问题:

- 1) 符合性方法的要求双方理解存在差异,无法达成一致;
- 2) 符合性方法的要求双方理解存在部分不清楚的技术点;
- 3) 双方共识完全不理解某项符合性方法的要求。

与共识规章要求的工作结果相同,隐含问题是双方达成了针对某项符合性方法要求的共识,但不能确认该共识的正确性。本文所进行研究工作采用了与共识规章要求相同的措施。某型民用航空发动机项目中,针对 CCAR 33.23 条安装节的符合性方法分析中,验证试验的保载时间、温度载荷修正、极限载荷/限制载荷中失效工况的分析等方面并不清楚,分别定义为 II.2/3 类风险,可能会导致错误的符合性验证思路与计划,直接影响符合性证据的形成。

1.3 符合性实施的共识及其风险

符合性实施方面达成共识,此项工作主要目

的是在掌握符合性方法的要求为前提下,研究潜在申请人目前是否具备条件实施各个适用条款所要求的符合性方法对型号项目进行验证。实际上是在评估当前潜在申请人的技术条件能否满足覆盖所有符合性验证工作的需求。若局方和潜在申请人就符合性的具体实施无法达成共识,或不具备条件实施,都说明潜在申请人无法按照计划生成符合性证据,影响审定项目的顺利进行。但由于符合性实施方面的分歧以及条件方面的缺口可以通过技术攻关、寻求外部合作等方式进行转移,因此从后果严重程度方面分析,此类风险后果严重程度为普通。符合性实施方面的分歧同样是显性并可以后验确定的,同时经识别后可设置多种措施予以纠正。从风险后果严重程度和发生概率两个方面定性分析可知,符合性实施共识潜在风险为次关键风险,本文的研究中将其定义为 III 类风险。

概念设计阶段对符合性实施达成共识方面的风险具体分为 3 个典型问题:

- 1) 符合性验证的实施双方理解存在差异,无法达成一致;
- 2) 双方共识不清楚如何实施该项符合性验证工作(缺乏使能项);
- 3) 双方共识如何实施符合性验证工作,但关键技术需要攻关。

某型民用航空发动机项目中,CCAR 33.83 条振动试验要求对高温转子及叶片进行动应力测量,而针对热端部件尤其是高压涡轮叶片旋转状态下的零部件动应力测试技术不成熟,需要技术攻关,此类符合性验证工作的使能项缺失定义为 III.3 类风险。

1.4 设计贯彻及其风险

文中第 1.1~1.3 节所涉及的风险完全识别并消除后,按照审定计划实施符合性验证工作并进行符合性判定的证据适用性和有效性就可以得到保证。但对于具体型号,若设计中未贯彻规章的要求,则最终导致不符合规章要求的产品。此类风险若无法在项目早期识别并予以纠正,虽然对局方进行符合性判定和确认的工作并无实质性影响,但会导致潜在申请人研制项目的颠覆性问题,这同样是概念设计阶段技术交流的重要工作内容。

从后果危害程度方面分析,针对审定项目,此类风险的后果严重程度较低,若针对潜在申请人研制项目,后果严重程度可定义为高。由于设计

贯彻方面的风险在项目全生命周期内可通过更改设计等多种方式进行纠正,因此,从风险后果严重程度和发生概率方面定性分析可知设计贯彻方面的风险为次要风险,本文的研究中将其定义为Ⅳ类风险。

概念设计阶段对设计贯彻达成共识方面的风险具体分为 2 个典型问题:

- 1) 设计构型部分贯彻规章要求;
- 2) 设计构型尚未贯彻规章要求。

某型民用航空发动机项目中,控制系统软硬件设计研发对DO-178C^[11]和DO-254^[12]等过程

要求进行了部分贯彻,国内也缺乏相应经验,定义为Ⅳ.2 类问题。

1.5 证后设计更改的风险

证后设计更改可以视为复杂程度和规模较小的新的审定项目,因此文中第 1.1~1.4 节内容同样适用于证后阶段的风险分析,后文不再进行详细论述。

本文上述所识别的 4 类风险分类如表 1 所示,其所构成的闭环系统覆盖要求确定、计划制定、计划实施等各个阶段进行符合性判定的全部风险内容。

表 1 概念设计阶段的风险分类
Table 1 Categorized risk in conceptual design phase

风险类别	分歧	部分不清楚	不清楚
规章理解Ⅰ类	规章理解存在分歧	意图部分不清楚	意图不清楚
符合性方法Ⅱ类	方法要求存在分歧	方法要求部分不清楚	方法要求不清楚
符合性验证Ⅲ类	验证实施存在分歧	实施方法清楚技术需要攻关	不清楚如何实施符合性验证
设计贯彻Ⅳ类		部分贯彻	尚未贯彻

建立针对型号项目规章条款的分类模型并不是审定项目概念设计阶段工作的最终目的,识别具体型号的风险以及审定技术的专题研究是更为现实的需求。因此,在建立概念设计阶段风险分类和工作模型的基础上,还需要建立条款工作状态信息表(regulation terms information table, ReTIT),以此为工具实施具体项目的概念设计阶段工作。

2 概念设计阶段 ReTIT 的建立

审定项目处于概念设计阶段时,由于型号构型存在较大的不确定性,规章要求的符合性问题与潜在申请人达成共识是该阶段的重要工作。由于民用航空发动机的型号研制和审定经验相对匮乏,形成共识过程当中的证据链是核心问题,因此,本文在 ReTIT 的开发中重点关注所形成共识的依据。

项目概念设计阶段针对每一条适用条款均建立 ReTIT,结构与风险分类模型保持一致,即工作信息包括规章理解、符合性方法、符合性实施以及设计贯彻 4 个部分。除此之外,ReTIT 还设置了进行条款研究和风险所必需的规章资料相关信息列。ReTIT 的框架分类如表 2~表 6 所示,其中表 2 为规章资料信息,表 3 为规章要求的理解

信息,表 4 为符合性验证方法信息,表 5 为符合性实施信息,表 6 为设计贯彻信息,表 2~表 6 的所有信息综合构成条款的全部工作状态,以下对各个部分分别进行论述。

2.1 条款内容及规章资料部分

规章及相关的资料是开展 ReTIT 分析研究的基本信息,具体内容如表 2 所示。ReTIT 中将适用条款的内容细分为可被独立理解的最小单元,并以此为依据开展后续的研讨和共识工作。

表 2 ReTIT 规章资料信息框架
Table 2 Frame of regulation related material in ReTIT

规章类别	资料类别
CCAR 33	条款内容 建议的修订项
	高于 30 号修正案内容及可能的处理措施
FAR 33	咨询通告(AC)
	审定政策(policy)
CS-E	条款内容及可能的处理措施
	符合性方法(AMC)
	审定备忘录(CM)
替代性 方法	潜在等效安全(ELOS)及其适用性 潜在豁免及其适用性

由于我国现行有效的 CCAR 33-R2 制定于 2011 年,因此在确定条款研究的资料基础时,针对适用条款,还需要搜集国外局方相对应的最新修正案内容,包括 FAR 33 部高于 30 号修正案的内容以及 CS-E 对应条款内容,同时应针对其中的差异提出可能的处理措施。

规章对应的资料部分需要整理的包括 FAA 方面的咨询通告(AC)和审定政策(policy),EA-SA 方面可接受的符合性方法(AMC)和审定备忘录(CM)。同时还需要总结已经颁布的针对该条款的 ELOS 以及豁免,并分析其技术要点,研究 ELOS 和豁免的潜在适用性。

2.2 规章理解部分

概念设计阶段在已有资料的基础上,对条款的研讨主要集中在理解和实质性要求上。由于要求共识正确性对后续工作影响程度很高,因此规章理解部分应特别注意达成共识的技术点的依据或来源。此外,对于要求共识中所识别的风险项,应制定相应的处理措施,并将其纳入局方和申请人共同维护的问题清单当中。具体内容如表 3 所示。

表 3 ReTIT 规章理解信息框架

Table 3 Frame of regulation understanding in ReTIT

理解项	信息内容
条款实质要求	条款理解
	实质性要求
	双方一致性
	依据或来源
风险项	风险描述
	处理措施

2.3 符合性验证方法部分

符合性验证方法的研究针对规章理解中所识别的每一条要求开展,确定要求的符合性证据,并识别生成该符合性证据的方法要求。根据生成符合性证据的方法要求,计划符合性验证的工作项,确定方法类别,并根据该工作项涉及的工作范围(包括对象和参数范围)制定交付物及审定计划的安排。本部分共识的技术点的依据和来源要求与规章理解部分相同。对于符合性验证方法部分所识别的风险项,同样制定风险的处理措施并纳入问题管理清单。具体内容如表 4 所示。

2.4 符合性实施和设计贯彻部分

针对本文第 2.3 节所识别的符合性验证工作项及方法类别,分别针对民用航空发动机适用的计算分析(A)、零部件试验(CT)、发动机整机试验(ET)等方面对申请人现有实施能力进行分析,以确定实施内容的可实现性。其中不具备条件或缺乏资源的技术点,可提前安排技术攻关或条件改造以消除风险。具体内容如表 5 所示。

表 4 ReTIT 符合性验证方法信息框架

Table 4 Frame of means of compliance in ReTIT

验证方法信息类别	信息内容
符合性验证 工作内容	符合性证据
	符合性方法要求
	双方一致性
	符合验证工作项
	双方一致性
	依据或来源
符合性方法类别	符合性方法代码
	工作涉及范围
	交付物
形成的型号资料	所属审定计划
	风险描述
工作安排	处理措施
风险项	

表 5 ReTIT 符合性实施信息框架

Table 5 Frame of demonstration ability in ReTIT

符合性实施信息类别	信息内容
计算分析	分析内容
	分析计划
零部件试验	试验资源
	试验计划
整机台架试验	试验资源
	试验计划
其他验证实施工作	工作实施使能项
	工作计划
风险项	风险描述
	处理措施

由于 CCAR 33 部条款要求大致可分为两类,一类是针对型号具体的设计构造要求;另一类是针对型号设计过程保证的要求,因此分别针对这

两类要求的贯彻落实情况进行共识研究。具体内容如表 6 所示。

表 6 ReTIT 设计贯彻信息框架

Table 6 Frame of design consideration in ReTIT

设计贯彻信息类别	信息内容
设计构造要求 贯彻落实	涉及的系统/部件
	贯彻情况
	实施计划
过程保证要求 贯彻落实	涉及的体系或程序
	贯彻情况
	实施计划
设计特征	新颖独特设计特征
	潜在专用条件需求
风险项	风险描述
	处理措施

需要指出的是,CCAR 33 部中每个条款具有隐含的适用对象或特征。例如 CCAR 33. 94 条叶片包容性和转子不平衡试验适用于采用金属材料的风扇叶片,若设计构型采用复合材料风扇叶片,其新颖独特设计特征需要制定专用条件。针对型号设计特征及相应专用条件需求的分析同样在 ReTIT 中设计贯彻部分实施。

至此,本文根据概念设计阶段的工作模型完成了 ReTIT 的开发,能够覆盖从规章理解至设计贯彻全部风险分类的研究。以下以典型条款为例讨论 ReTIT 在具体型号工作中的应用。

3 某型民用航空发动机的具体实施

CCAR 33. 27 条是针对民用航空发动机转子结构件强度和超转保护方面的设计要求,是民用航空发动机结构审定专业最关键的基础性条款之一。该条款符合性验证工作中出现的问题会导致转子件强度裕度不足或超转保护功能缺陷,进而引发运行中出现严重的发动机非包容失效,对航空器安全运行造成很大的风险^[13],如图 3 所示。

通过 ReTIT 模型可以准确识别 CCAR 33. 27 条款符合性验证工作中存在的风险。主要从以下几个方面展开风险识别工作:

- 1) 开展规章研究工作,总结条款实质性要求及依据,梳理规章理解方面的风险项;
- 2) 开展符合性方法研究工作,根据已梳理出的条款要求,规划符合性方法及验证工作项,梳理

符合性验证思路方面的风险项;

3) 开展符合性实施研究工作,将已梳理的符合性验证工作项落实到具体的实施方案层级,如分析、整机试验、部件试验等,梳理方案实施方面的风险项;

4) 开展设计贯彻研究工作,根据以上梳理出的验证要求及风险,倒推应提前贯彻在民用航空发动机设计研发阶段的具体工作,并梳理设计贯彻方面的风险项。

以下以 CCAR 33. 27 条为例,详细说明使用 ReTIT 对某型民用航空发动机型号项目概念设计阶段技术风险分析的过程和结果。



图 3 Trent 900 中压涡轮超转非包容失效
Fig. 3 Uncontained failure of Trent 900 intermediate pressure turbine overspeed

3.1 CCAR 33. 27 条的条款内容及规章资料研究

CCAR 33. 27 的条款文本被划分为 13 个可被理解的最小单元。条款的分解过程中识别了(b)款、(c)(2)(v)款等 3 处需要对规章文本进行修订以更清晰表达规章意图。经过对国外成熟局方资料的研究,总结了 FAR 高于 30 号修正案以及 CS-E 相关条款内容,并制定了可采取的处理措施。研究工作共梳理出的资料共 33 份,包括 6 项 AC^[14-19]、1 项 policy^[20]、2 项 AMC、1 项 CM^[21]以及 15 项 ELOS 和 8 项豁免。

针对经过分解的 13 个可被理解的最小条款单元,CCAR 33. 27 的 ReTIT 均确定了条款的理解以及该理解所对应的实质性要求。针对达成一致的理解和实质性要求,全部确定了其要求的参考依据。对于 CCAR 33. 27 条规章理解层面的工作,本文研究识别了 4 个潜在的风险,均为 I. 2 类问题:

- 1) 豁免和 ELOS 相关的规章要求意图部分不清楚,影响审定基础建立;
- 2) 确定最高超转转速的组合失效要求意图部分不清楚,适用零部件可能存在偏差;
- 3) b 款超转保护特征要求意图部分不清楚,除 33. 28 条 f 款之外的验证要求不明确;

4) 单发工作条件下关闭超转保护系统的问题纪要要求意图部分不清楚。

上述规章共识方面的潜在风险直接影响要求确定阶段审定基础的建立,若后续不安排恰当的风险纠正措施,将使审定要求的制定存在缺陷,进而导致运行中严重的安全隐患。

3.2 CCAR 33.27 条的符合性验证方法

针对符合性验证方法部分的研究从条款实质要求所需要的符合性证据识别开始逐项梳理符合性方法的要求,确认符合性验证的工作项及其适用对象,并规划了交付物和相应的审定计划安排。结合某型民用航空发动机申请人技术准备情况,对于 CCAR 33.27 条符合性方法方面的工作,本文研究识别了 7 个潜在的风险,均为 II.2 类问题:

- 1) 未掌握破裂转速分析方法验证具体技术要求,缺乏验证经验(II.2);
- 2) 未掌握超转转速验证方法(II.2);
- 3) 未掌握叶片脱落/转静子碰磨试验验证方法要求(II.2);
- 4) 未掌握包括潜在试验验证在内的发动机热分析验证方法要求(II.2);
- 5) 机械式超转保护特征的符合性要求不明确(II.2);
- 6) 未掌握失效条件下最大超转转速分析及其验证的要求(II.2);
- 7) 未掌握 ELOS 或豁免中排除轴失效评估的方法要求(II.2)。

上述符合性方法要求共识方面的潜在风险影响计划制定阶段审定计划的符合性验证思路和工作安排,未掌握分析以及验证的具体要求会导致无法安排正确的符合性验证工作,直接影响符合性的表明,可能导致项目无法表明对 CCAR 33.27 条的符合性而不能颁发 TC。

3.3 CCAR 33.27 条的符合性实施研究

针对符合性实施部分的研究以验证工作项及方法类型为目标,梳理所需的计算分析、零部件试验或整机试验的使能项情况,这与申请人本身所具有的分析与试验能力直接相关。与符合性实施相近,设计贯彻部分的内容主要针对规章对设计构造所提出的技术要求。经研究,CCAR 33.27 分别对转子单元的强度裕度、控制系统超转保护功能失效率以及轴系的失效率提出了设计要求。由于某型民用航空发动机机构型尚未确定,设计要

求的贯彻情况均不明确。符合性实施以及设计贯彻部分研究内容识别了 6 个潜在风险:

- 1) 未掌握破裂转速分析方法(III.3);
- 2) 未掌握最高超转转速分析方法(III.2/3);
- 3) 未掌握转子尺寸增长影响分析方法(III.2/3);
- 4) 未掌握风扇前轴失效评估方法(III.2/3);
- 5) 未掌握转/静子碰磨试验验证方法,且缺乏试验资源(III.1/2/3);
- 6) 未掌握最大超转转速验证试验方法,且缺乏试验资源(III.1/2/3)。

上述符合性实施共识方面的潜在风险主要是申请人在表明符合性方面使能项的缺失,若后续不能计划恰当的纠正措施进行弥补,则申请人可能无法按照要求生成符合性证据,从而影响审定结论,导致无法颁发 TC。

综上所述,针对 CCAR 33.27 条款的研究结果表明,ReTIT 的采用可以提高型号合格审定中项目概念设计阶段技术工作的效率和正确性,且能够提前识别后续型号审定各个阶段的技术工作中潜在的风险并规划相应的处理措施。某型号审定项目概念设计阶段的实施过程中,采用本文所研究的工作模型和方法对全部适用条款、当时构型的设计特征及潜在的专用条件进行了研究,共识别了 278 项潜在风险,将其作为项目概念设计阶段所识别的关注项,于后续审定阶段按照预计措施加以研究解决。

4 结 论

1) 面向型号合格审定概念设计阶段技术工作的需求,通过综合条款风险分类统计、符合性方法及实施风险、技术要点解析等方法建立了典型民用航空发动机概念设计阶段风险识别的工作模型,根据规章要求至最终符合性验证的不同步骤对风险进行分类研究。

2) 依据概念设计阶段技术工作的模型以及风险分类方法,开发了 ReTIT,并结合某型民用航空发动机型号实施了概念设计阶段的风险识别和审定技术的专题研究工作。

3) 以民用航空发动机结构审定典型条款(CCAR 33.27)为例对 ReTIT 的应用进行了分析,充分识别了条款从要求到实现各个过程中的潜在风险。

4) 通过应用本文研究成果,某型号项目共识别一旦发生可能影响型号项目适航取证工作顺利

开展的潜在风险 278 项,支撑了概念设计阶段技术工作的开展和完成,为型号申请的顺利受理和后续审定工作实施奠定了技术基础。

5) 本文所建立的条款和风险识别工作模型及 ReTIT 工具可为其他型号合格审定项目概念设计阶段工作提供直接的参考。

参考文献:

[1] 中国民用航空局航空器适航审定司. 航空器型号合格审定程序[R]. 北京:中国民用航空局,2011.

[2] Federal Aviation Administration. ORDER 8110. 4C: type certification[R]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2011.

[3] European Aviation Safety Agency. UG. CERT. 00002-005: certification handbook [R]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency,2016.

[4] HAN Bingbing, GAO Yanlei, LI Xin. The study of relationship between transport category aircraft and aircraft engine type certification[J]. Procedia Engineering, 2014, 80:26-33.

[5] 科兹纳. 项目管理-计划、进度和控制的系统方法[M]. 杨爱华,王丽珍,洪宇,等,译. 北京:电子工业出版社,2014.

[6] Project Management Institute. 项目管理知识体系指南[M]. 北京:电子工业出版社,2013.

[7] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report:United Airlines Flight 232 McDonnell Douglas DC-10-10 Sioux gateway airport, Sioux City, Iowa, July 19, 1989[R]. Washington DC:National Transportation Safety Board,1989.

[8] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report: uncontained engine failure, Delta Airlines Flight 1288, McDonnell Douglas MD-88, N927DA, Pensacola, Florida,July 6,1996[R]. Washington DC:National Transportation Safety Board,1996.

[9] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report:Overseas National Airways,Inc. ,Douglas DC-10-30, N1032F, John F. Kennedy International Airport, Jmaica, New York,November 12, 1975[R]. Washington DC: National Transportation Safety Board,1976.

[10] Air Accidents Investigation Branch. Report on the accident to Boeing 777-236ER, G-YMMM, at London Heathrow Airport on 17 January 2008[R]. Aldershot, UK: Air Accidents Investigation Branch,2010.

[11] Radio Technical Commission for Aeronautics, Inc. Software consideration in airborne systems and equipment certification[R]. Washington DC: Radio Technical Commission for Aeronautics,2011.

[12] Radio Technical Commission for Aeronautics. Design assurance guidance for airborne electronic hardware [R]. Washington DC: Radio Technical Commission for Aeronautics,2000.

[13] Australian Transport Safety Bureau. In-flight uncontained engine failure overhead Batam Island, Indonesia 4 November 2010 VH-OQA Airbus A380-842[R]. Australian Capital Territory, Australia: Australian Transport Safety Bureau,2013.

[14] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 27-1:turbine rotor strength requirement of 14 CFR 33. 27[R]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2004.

[15] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 27-1A:engine and turbosupercharger rotor overspeed requirement of 14 CFR § [R]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2011.

[16] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33-2B: aircraft engine type certification handbook[R]. Washington DC:Federal Aviation Administration,1993.

[17] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33-3: turbine and compressor rotors type certification substantiation procedures [R]. Washington DC: Federal Aviation Administration,1968.

[18] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33-7: certification of 30-second and 2-minute one-engine-inoperative (OEI) ratings for retrocraft turbine engines [R]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2006.

[19] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33-7A: guidance for 30-second and 2-minute one-engine-inoperative (OEI) ratings for retrocraft turbine engines [R]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2009.

[20] Federal Aviation Administration. Policy statement PS-ANE-33. 27-01: guidance for turbine, compressor, fan, and turbosupercharger rotor overspeed, loss of load requirement in 14 CFR, § 33. 27[R]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2017.

[21] European Aviation Safety Agency. Certification memorandum EASA CM-PIFS-003: turbine over-speed resulting from shaft failure[R]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency,2012.

(编辑:陈 越)