

# 民用航空发动机持续转动适航要求研究

## Research on Airworthiness Requirements for Civil Aero Engine Continued Rotation

贾 惟 何文博 / JIA Wei HE Wenbo

(中国民航大学, 天津 300300)

(Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

### 摘 要:

中国民用航空规章 CCAR 25-R4《运输类飞机适航标准》要求航空发动机的持续转动不会危及飞行安全。围绕 25.903(c) 款并对比 33.74 条和 33.92 条,从条款的内容、制定背景、修订原因以及技术内涵四个方面全面分析了适航审定对航空发动机持续转动的要求。从发动机合格审定和飞机合格审定两个角度分析了适航符合性验证的基本内容,为工业方理解适航条款提供参考,为局方开展型号合格审定工作提供支持。

**关键词:**民用航空发动机;持续转动;适航

**中图分类号:**V23

**文献标识码:**A

[Abstract] CCAR Part 25 presents a requirement for aero engine continued rotation which states that the continued rotation of aeroengine could not jeopardize the safety of the airplane. Based on the requirement of 25.903(c) and compared with 33.74 and 33.92, airworthiness requirements to aero engine continued rotation were analyzed from contents, background, amendments and technology. Method of compliance demonstration for continued rotation is analyzed from engine certification and airplane certification. The result shows the paper can provide a reference for industry to understand the regulation, and support for the type certification of CAAC.

[Keywords] civil aero engine; continued rotation; airworthiness

## 0 引言

涡轮发动机空中停车、燃烧室熄火或者不工作时,气流通过未点燃的发动机并由气动力、转子惯性和阻力矩共同作用而带动发动机转轴转动,短时间内稳定在某一转速的亚稳定旋转状态称为涡轮发动机的风车状态<sup>[1]</sup>。导致涡轮发动机进入这种持续转动状态的原因有很多,对发动机安全运行的影响程度也有所不同。所以,为了保证发动机进入持续转动状态后,飞机仍然能够继续安全飞行直至降落,25.903(c)款和 33.74 条以及 33.92 条分别从飞机安全性和发动机安全性的角度进行了约束。

我国现行有效的 CCAR 25-R4《运输类飞机适航标准》和 CCAR 33-R2《航空发动机适航规定》中关于涡轮发动机持续转动条款的制定均参照了 FAR 25 部和 FAR 33 部相应的条款。为了深入理解

发动机持续转动的适航要求,对条款进行适航性解释,本文采用文献研究法,对 FAR 25 部和 FAR 33 部中涉及到的持续转动条款进行梳理,从条款内容、修订过程以及技术内涵等多个角度对条款和符合性验证要求进行分析,为运输类飞机和涡轮发动机的型号合格审定工作提供技术支持。

## 1 FAR 25.903(c) 款

在 20 世纪 40 年代末期,FAA(Federal Aviation Administration)的前身 CAA(Civil Aeronautics Administration)颁布了 CAR 4b,用于运输类飞机的适航审定。随着航空科学技术的发展和进步,对 CAR 4b 进行了多次修订。与此同时,随着涡轮发动机在运输类飞机中的广泛应用,美国适航当局于 1957 年颁布了 SR 422,并于 1959 年颁布了 SR 422B。1965 年,FAA 基于 CAR 4b 和 SR 422B 制订了 FAR 25

部,作为运输类飞机适航审定的标准<sup>[2]</sup>。到目前为止,FAR 25 部已经更新到第 25-142 号修正案。

### 1.1 第 25-0 号修正案

FAR 25.903 条最早来源于 CAR 的 4b.401 条款,它对发动机在飞机上的安装、起动以及控制等提出了一个整体性的要求。其中 25.903(c) 款对涡轮发动机持续转动的控制提出了要求<sup>[3]</sup>。

### 1.2 第 25-23 号修正案

25.903(c) 款要求:必须有在飞行中单独停止和再起动任何一台发动机的措施,对于涡轮发动机的安装,只有持续转动会危及飞行的安全时才需要有停止任一发动机转动的措施;在防火墙的发动机一侧,可能暴露于火中的停转和再起动系统的每个部件至少是耐火的。

从条款的内容和要求可以看出,最初的 25.903(c) 款涉及到了两个重要问题:一个是停止转动和再起动的问题,另一个是耐火的问题。针对发动机停止转动和再起动的问题,要求必须具有在飞行中单独停止任意一台发动机转动的措施和再起动的措施,对于涡轮发动机的安装,如果其持续转动不会危及飞行安全,则不需要符合这个要求。

FAA 认为,对于活塞式发动机,无论是停止任意一台发动机的转动还是再起动,都是没有任何异议的。对于涡轮发动机来说,如果其持续转动会危及飞机的安全,则必须具有停止任意一台发动机转动的措施。但是对于涡轮发动机的再起动问题,FAA 的调查结果表明,从未发现任何安装涡轮发动机的运输类飞机没有再起动措施的情况。因为,涡轮发动机的再起动能力在操作训练中是必需的,并且这种能力对于预防发动机意外停车也是极其重要的。

基于上述分析,FAA 在第 25-23 号修正案中修改了 25.903(c) 款的内容,对发动机停止转动和发动机再起动进行了区别性的要求。对于发动机的停转,FAA 要求必须有在飞行中单独停止任意一台发动机转动的措施,但对于涡轮发动机的安装,只有其继续转动会危及飞机的安全时才需要有停止任意一台发动机转动的措施。对于发动机的再起动,FAA 要求必须提供空中再起动任意一台发动机的措施<sup>[4]</sup>。

### 1.3 第 25-40 号和第 25-94 号修正案

25.903(c) 款中的另外一个重要问题就是耐火

问题。由于发动机内部起火后再起动发动机并继续进行使用的情况是非常罕见的,因此 FAA 认为要求再起动系统部件耐火所带来的收益很小,没有必要对再起动的系统部件提出耐火的要求。FAA 考虑到这个实际情况,在第 25-40 号修正案中对再起动的系统的耐火要求进行了修订,将原来要求“在防火墙中的发动机一侧,可能暴露于火中的停转和再起动系统的每个部件必须至少是耐火的”修改为“在防火墙的发动机一侧,可能暴露于火中的停转系统的每个部件必须至少是耐火的”,也就是删除了对再起动的系统的耐火要求<sup>[5]</sup>。

在第 25-94 号修正案中,对 25.903(c) 款中的文字错误进行了修订,并没有对条款的内容进行实质性地更改<sup>[6]</sup>。

与此同时,发动机空中再起动能力是飞机安全运行所必须的。因此,为了进一步明确对发动机再起动能力的要求,第 25-40 号修正案将原来的 25.903(c) 款中对涉及发动机再起动系统的要求进行了扩展,并新增为专门的一个条款,即 25.903(e) 款。该条款要求制定再起动能力必须满足的高度和空速条件,并且进一步要求发动机必须具有在此包线内再起动的能力。此外,该条款还对发动机再起动的点火条件也进行了明确的要求。

## 2 FAR 33.74 条

FAR 33.74 条从发动机安全性的角度对发动机的持续转动提出了要求。

### 2.1 第 33-17 号修正案

上世纪 90 年代初期,为了提高美国和欧洲适航标准的一致性,美国和欧洲的适航当局以及工业方对 FAR 33 部和 JAR-E 中的相关条款进行统一,其中就涉及到风车状态的持续转动和转子锁定装置。当时 FAR 25 部中的 25.903(c) 款中提到了这个问题。对于涡轮发动机的安装,只有在持续转动会危及飞行安全的情况下才需要停止发动机的持续转动,而当时的 JAR-E 中提出了一个无滑油条件下风车状态的安全目标。

为了与 25.903(c) 款中发动机持续转动的控制要求和安全目标保持一致,航空规章咨询协会动力装置协调工作组建议在 FAR 33 部中增加 33.74 条,对风车状态提出明确的要求,确保发动机空中停车后的风车状态不会对飞机产生危害性的影响。因

为发动机制造商必须满足 33.74 条的要求,而 33.74 条的安全性要求与 25.903(c) 款相同,所以发动机制造商可以直接为飞机制造商提供相关的信息,这样就可以减少飞机制造商 25.903(c) 款符合性验证的工作,也可以降低飞机制造商的成本。在这样一个背景下提出了 FAR 33.74 条<sup>[7]</sup>。

在针对 NPRM 95-3 的讨论中,有评论者建议将“windmilling”修改为“continued rotation”,保证与 25 部中条款的一致性,同时“continued rotation”一词也包含了机械和气动力学的影响。也有评论者认为,33.74 条中的文字表述欠准确,比如“engine”应修改为“any of the engine main rotating systems”,“likely to occur”应修改为“and in the flight conditions expected to occur”。还有评论者认为应该将“typical installation”删掉,因为这是针对所有安装制定的要求。FAA 接受了上述修改意见。

在进一步讨论中,有评论者指出应该删除“for any reason”这一表述或者对这一表述解释清楚。因为如果安装了转子锁定装置,这个条款就要求在转子锁定装置失效的情况下还要满足条款的要求。FAA 表示,该条款的初衷并没有考虑转子锁定装置的失效,因此 FAA 保留了“for any reason”这一表述,同时对“for any reason”这一表述进行了补充和解释,仍然包含了使发动机停车的所有因素。

有评论者指出,应该删除“hazard to the aircraft”这一表述,用更明确的标准来代替。FAA 接受了这一建议,通过引用 33.75 条使安全标准更加明确。这个标准能够在发动机这一级别进行评估,不需要安装在飞机上再进行评估。

还有一位评论者提出,应该确定转子不平衡的持续转动状态下,飞机/发动机接口处的负载并提交给发动机型号合格审定,但是 FAA 不同意这个观点。FAA 认为,这个建议超出了该条款的制定范围,因为该条款仅仅涉及发动机持续转动特性,并不涉及各种发动机负载情况下飞机的结构要求,而且该建议并没有给出任何评价飞机/发动机接口处负载的标准,这个标准只有在考虑整个飞机的时候才能进行评估。

FAA 综合各方面的意见和建议,在第 33-17 号修正案中正式颁布了 33.74 条<sup>[8]</sup>。

## 2.2 第 33-24 号修正案

在 2006 年,由于对 33.75 条中的危害性发动机

后果进行了比较大的修改,因此 33.74 条中对 33.75 条的引用也需要同步进行修订。GE 公司提出,应该在 33.74 条中引入对于危害性后果可接受的概率范围,与 33.75 条保持一致,但是 FAA 并不同意上述观点。FAA 认为,对 33.74 条的修订仅限于对 33.75 条中危害性发动机后果的引用,也就是 33.75(g)(2)(i) 目到 33.75(g)(2)(vi) 目。因此,在第 33-24 号修正案中,对涉及到的 33.75 条引用的内容以及 33.74 条中的文字进行了修订<sup>[9]</sup>。

## 3 FAR 33.92 条

FAR 33.92 条针对发动机转子锁定装置的试验提出了要求。

### 3.1 第 33-6 号修正案

对发动机转动控制的要求体现在 FAR 25 部中,这样就将要求适用的对象限制为运输类飞机。FAA 认为,基本的风车规定应该适用于为所有飞机装配的发动机。NPRM 71-12 中指出,转子或者满足在没有滑油的情况下进入风车状态的要求,或者具备停止转子风车转动的措施,同时还提出要开展风车试验<sup>[10]</sup>。

有评论者表示,对于单发飞机来说 33.92 条并不是必要的,3 个小时的时间可能并不符合实际情况。当发动机在飞行轨迹的一个关键点上发生失效,应根据推荐的飞行技术确定时间和转速。当然也有评论员对于没有滑油条件下 3 个小时的备降时间持怀疑态度。FAA 认为,在审定期间不可能清楚了解每一台发动机最终的使用情况,因此需要建立一个通用的标准来表明在发动机在可能遇到的常见的、典型的飞行轨迹下具备一定的安全性。3 个小时的时间确实能够代表一个预期的飞行轨迹所需要的时间,保持无滑油的风车状态 3 个小时也是可能的。

也有评论者提出,在轴承冻结的情况下要求发动机风车转速降低或者发动机停止转动,FAA 对此表示了认可。还有评论者指出,并没有足够的经验表明有必要开展这些试验,如果符合这个条款则意味着发动机审定的时候就需要开展飞行试验。FAA 认为使用经验表明有必要开展这些试验,同时也指出飞行试验并不是必须的。FAA 在第 33-6 号修正案中,正式提出了 33.92 条“风车试验”<sup>[11]</sup>。

### 3.2 第 33-10 号修正案

在 33.92 条颁布后发现,上述条款应用到亚音

速飞机的涡轮发动机合格审定时,给发动机制造商增加了不必要的负担。经过了多年的使用后,没有事故报告指出发动机在没有滑油的情况下的风车状态会导致飞机灾害性的后果。因此,有评论者建议删除 33.92(a) 款中对亚音速发动机的要求。但是,也有评论者对此产生质疑,他们建议保留现有的条款,这样可以对发动机风车状态下使用故障的缺失进行解释,但是 FAA 并不同意。大多数正在服役的发动机的审定基础在 33.92 条颁布之前已经确定,但是多年的服役过程中没有出现风车状态导致危害性事故的报告。因此对于亚音速发动机来说,已经不需要进行风车状态的试验了。但对于超音速发动机来说,仍然需要进行风车状态的实验,因为超音速发动机风车状态的转速比亚音速发动机要高出很多,所以需要在 33.92(a) 款中对超音速发动机进行要求。

在讨论过程中,也有评论者要求申请人提供证据表明发动机在没有滑油的风车状态下不会对飞机造成危害。FAA 同意这个观点,同时也为了与 33.23 条和 33.77 条保持一致,对 33.92(a)(2) 项和 33.92(a)(3) 项进行了修改,进一步明确了 bursting 的具体含义以及对 33.23 条中极限载荷的引用。在第 33-10 号修正案中对 33.92 条进行了修订<sup>[12]</sup>。

### 3.3 第 33-17 号修正案

33.92 条经过第一次修订后,要求对安装在超音速飞机上的发动机进行风车试验的同时,还需要对涡轮发动机转子停转和锁定设备进行持久性试验。在 NPRM 95-3 中,有评论者建议删除 33.92(a) 款中的试验要求,同时澄清关于转子停转和锁定设备持久试验的要求,并且使之适用于所有安装此设备的涡轮发动机<sup>[7]</sup>。

删除 33.92(a) 款的建议是基于世界上仅有的超音速商务运输机的服役经验。英法两国的协和号超音速客机自从 1974 年以来,经历了一些在超音速飞行条件下发动机空中停车的事件。在这些事件中,由于气动阻力的影响以及推力的损失,飞行速度很快降低到亚音速的水平。因此,开展超音速发动机的风车试验是没有必要的。

由于删除了 33.92(a) 款,因此将 33.92(b)(1) 项变为新的 33.92(a) 款,同时在 33.92 条中要按照发动机使用说明的规定操作停止和锁定转子的装

置。为了进一步明确耐久性的含义,要求转子在承受该状态下持续飞行可能引起的最大扭矩的情况下,每一次锁定后必须在这些状态下保持静止 5 分钟。即使这样,条款中也没有对如何开展这些试验提供足够的信息,只是通过增加 5 分钟的时间来确定系统的耐久性。根据上述建议,在第 33-17 号修正案中对 33.92 条进行了修订,同时将条款名称改为“转子锁定试验”<sup>[8]</sup>。

## 4 符合性验证要求概述

### 4.1 发动机转动控制符合性要求

1) 如果不能完全停止涡轮发动机的转动,那么应该表明,无论是风车状态还是可控的持续转动状态,或者是涡轮发动机停车,不会导致:

(1) 动力装置(包括发动机和附件)结构损伤对发动机或者飞机结构产生不利影响;

(2) 可燃液体进入火区或者点火源;

(3) 对飞机气动和结构完整性产生不利影响的振动模式。

2) 在所有飞行条件下,除非持续转动将导致 1) 中的任何一种状况出现,用来控制涡轮发动机转动的螺旋桨、制动器或者其他方法并不需要使发动机完全停止转动。

3) 如果通过发动机进气系统进气门、转轴或其他类型的制动器来控制发动机的转动,除非有补偿的特征保证发动机失效或者临界的运行条件不会出现,发动机转动控制系统的单一故障或者失效不应该引起进气门关闭或者制动器失灵。

使用经验已经表明,涡轮发动机的持续转动不会对飞机产生危害性影响,所以近些年设计的涡轮发动机并没有采用停转装置来满足这个条款的要求。但是,随着宽弦风扇叶片的应用,不平衡量的增大导致不平衡载荷的增加,需要关注发动机不平衡振动与飞机的相互作用,评估发动机不平衡振动对机体结构的影响。

### 4.2 持续转动符合性要求

1) 持续转动可能是由于风车或者由于机械作用引起的,可以通过试验或者分析的方法表明对 33.74 条款的符合性,并考虑典型的飞机安装条件对发动机的影响。

2) 空中停车以后,对于发动机的工作条件及其最大工作时间的分析,应该考虑所有预期使用该发

动机的飞机,如旋翼机、亚音速飞机以及超音速飞机等。

3) 需要考虑但不限于以下条件:

(1) 发动机滑油完全流失;

(2) 由于叶片脱落和叶片脱落导致的转子损伤引起的不平衡振动。

应当结合上述条件以及发动机单发停车后的飞行包线考虑持续转动的时间。

4) 建立经过验证的发动机模型,在整个飞行包线范围内,通过分析、试验或者两者相结合的方法,确定发动机叶片脱落和叶片脱落对转子造成损伤之后,转子的不平衡量和发动机持续转动的速度,以及施加在发动机/飞机截面上的情况,并在发动机安装文件中提供相关的信息。

#### 4.3 转子锁定装置符合性要求

1) 如果不能满足持续转动的要求,申请人可以选择在发动机型号设计中增加转子锁定装置。当发动机在空中不工作时,使用该装置可以停止并防止发动机转子继续旋转。该装置是发动机型号设计的组成部分之一,应该与发动机上的其他部件一样,满足相同的试验标准。此外,当发动机处在最大旋转扭矩的工作条件时,转子锁定装置应该满足 33.92 条款规定的工作规范和耐久性试验规范。最大旋转扭矩的评估应该考虑发动机转子有损伤和无损伤这两种情况。

2) 有转子锁定装置的发动机停车后,由于转子锁定装置失效而持续转动,这样不满足 33.74 条款的要求。所以,应该按照 33.75 条款的要求,评估转子锁定装置所有可能的失效模式,应该考虑飞行中转子锁定装置非指令性或者无意起动的情况。

3) 因为转子锁定装置的预期使用频率很低,所以该装置应该设计成在发动机正常的工作条件下,其性能的退化不会超出其使用限制,也就是仍然能够保证发动机停车后启动时完成其预定的功能。

4) 为了重新启动发动机,转子锁定装置应该设计成能够使机组解锁发动机转子。如果重新启动失败,机组应该能够重新锁定发动机转子。

5) 应该考虑进气温度和发动机外表面温度对转子锁定装置的影响。

## 5 结论

本文全面阐述了 25.903(c) 款、33.74 条和 33.

92 条的制定背景、修订历史和技术要求,详细分析了条款对应的每一个修正案和修订原因,初步提出了三个条款对应的符合性验证要求。

如果持续转动会危及飞行安全,25.903(c) 款要求必须具备停止任意一台发动机转动的措施,与此同时,停转系统的每一个部件必须是耐火的。因此,25.903(c) 款是从动力装置的角度提出对发动机持续转动的安全性要求,其安全性目标与 33.74 条是一致的。所以,发动机制造商可以直接为飞机制造商提供相关信息以减少飞机制造商关于 25.903(c) 款的符合性验证工作。

33.74 条款要求涡轮发动机的持续转动不会导致非包容的高能碎片、客舱产生有毒气体、不可控推力和火情、安装系统失效或螺旋桨脱开,也就是说,33.74 条从持续转动对涡轮发动机失效影响的角度进行了约束。如果发动机型号设计包括转子锁定装置,除了需要满足发动机上的其他部件需要满足的试验标准之外,还应该满足 33.92 条的提出的工作和耐久性要求。

#### 参考文献:

- [1] 王占学,王永杰,乔渭阳,等. 涡轮发动机低转速部件特性扩展和风车状态性能模拟[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 146-150.
- [2] 白杰. 运输类飞机适航要求解读第 4 卷: 动力装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- [3] Federal Aviation Administration. Final Rule Recodification and new Part 25 [Z]. U. S. Department of Transportation, November 4, 1964.
- [4] Federal Aviation Administration. Final Rule Transport Category Airplane Type Certification Standards [Z]. U. S. Department of Transportation, April 1, 1970.
- [5] Federal Aviation Administration. Final Rule Airworthiness Review Program, Amendment No. 4: Powerplant Amendments [Z]. U. S. Department of Transportation, March 10, 1977.
- [6] Federal Aviation Administration. Final Rule Transport Category Airplanes: Technical Amendments and Other Miscellaneous Corrections [Z]. U. S. Department of Transportation, February 20, 1998.
- [7] Federal Aviation Administration. Notice of Proposed Rule-making Airworthiness Standards: Windmilling and Rotor Locking Tests, and Vibration and Vibration Tests [Z]. U. S. Department of Transportation, February 22, 1995.

[8] Federal Aviation Administration. Final Rule Airworthiness Standards; Windmilling and Rotor Locking Tests, and Vibration and Vibration Tests [Z]. U. S. Department of Transportation, May 29, 1996.

[9] Federal Aviation Administration. Final Rule Airworthiness Standards; Safety Analysis [Z]. U. S. Department of Transportation, August 27, 2007.

[10] Federal Aviation Administration. Notice of Proposed Rule-making Aircraft and Aircraft Engines; Proposed Certification Procedures and Type Certification Standards [Z]. U. S. Depart-

ment of Transportation, April 26, 1971.

[11] Federal Aviation Administration. Final Rule Aircraft and Aircraft Engines; Proposed Certification Procedures and Type Certification Standards [Z]. U. S. Department of Transportation, September 20, 1974.

[12] Federal Aviation Administration. Final Rule Aircraft Engine Regulatory Review Program; Aircraft Engine and Related Powerplant Installation Amendments [Z]. U. S. Department of Transportation, December 16, 1983.

(上接第 34 页)

可以看出,在显示排序上,高级别告警显示排列优先于次级别告警,且温度过热派生的阀门自动关闭也发出 CAS 消息提示飞行员 EDP 不可用。体现了飞机故障状态,且系统自动防护并处理告警。

### 3.3 双发失效

模型中设置 L\_ENG\_RUNNING\_EEC1A\_R1、R\_ENG\_RUNNING\_EEC1A\_R1 参数为 0,表明左右发动机处于停车状态。同时将电源参数 R\_BPCU\_EMER\_PWR\_ONLY\_R1 置为 1,飞机处于应急供电状态,以隔离电源汇流条失效故障叠加影响。

如图 5 所示,EICAS 显示“HYD1-2 LO PRESS”告警。双发失效作为根源故障会派生 1#、2#液压系统低压告警,与表 2 通过人工梳理的根源-派生故障状态一致。这种状态下,根据液压系统工作原理,1#和 2#液压泵 EDP、EMP 全部失效,且管路液压处于低压状态,此时飞机由 3#液压系统提供液压能。

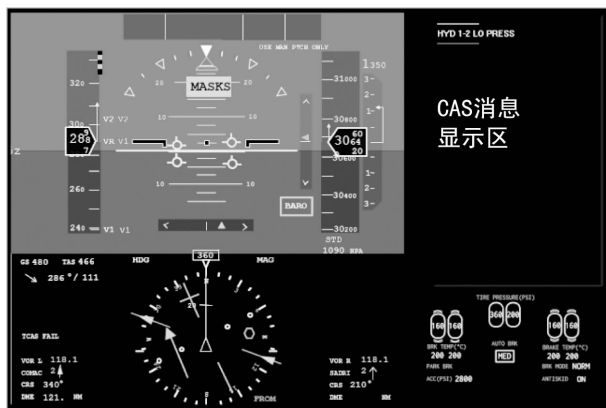


图 5 双发失效故障派生的液压系统 CAS 消息

可以看出,双发失效下液压系统的派生信息抑制了液压泵不工作等失效告警。需要说明的是,EI-CAS 页面的导航显示及起落架参数等均是模型中

内置的静态参数,仅是为了还原真实显示器的状态,与仿真无关。

表 2 双发失效根源故障的液压系统派生消息梳理结果

飞机级根源消息	故障系统	系统级派生消息	失效影响
双发失效	液压	HYD 2 LO PRESS	2#系统低压
双发失效	液压	HYD 1 LO PRESS	1#系统低压

## 5 结论

通过建立基于信号逻辑的告警模型,能够简单快捷地注入系统非正常操作和故障场景,并直观显示不同场景下的告警信息,极大地减少人为梳理的工作量和主观不确定性。采用模型既可作为告警逻辑设计本身的一种验证方式,也可作为告警设计中人为因素研究的一种有力工具,对飞行员告警辨识度研究具有重要意义,同时,有利于在复杂系统集成中告警排序和抑制形成统一规范,此外,利用模型中的告警逻辑也便于针对真实飞机中遇到的问题进行排故。

### 参考文献:

- [1] 杜建勋. 发动机指示和机组警告原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社,1994:90-95.
- [2] Albert, J. Rehmann. Flightdeck Crew Alerting Issues: An Aviation Safety Reporting System Analysis[R]. Springfield: National Technical Information Service,1996.
- [3] 宋静波. 飞机构造基础[M]. 北京:航空工业出版社,2011:79-88.