

文章编号:1000-8055(2021)02-0431-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2021.02.022

民用航空涡轮发动机持久试验条款发展历程

王晓明, 綦 蕾

(中国民用航空局 中国民用航空适航审定中心, 北京 100102)

摘 要: 全面回顾了航空发动机适航规章 CCAR-33R2 第 33.87 条持久试验的演变历程,在解读适航规章条款要求的基础上,深入跟踪了当前国际上针对 33.87 条持久试验的研究动态。跟踪研究发现,自 1957 年规定了 6h×25 阶段的 150h 试验谱以来,涡轮发动机持久试验的主体要求基本保持不变,而涡轮发动机设计则出现了显著的发展。发动机设计技术的进步带来了与适航规章要求不协调的问题,针对该问题当前国际上已开展了 150h 持久试验替代试验的探索性研究及应用,虽然现阶段还存在一系列问题有待澄清和解决,但相关研究为我国民用航空发动机适航符合性方法及适航标准制定与修订提供了参考和借鉴。持续深入跟踪国内外适航技术动态,及时采取积极的应对策略,并开展有针对性的条款研究工作,对于提升我国适航技术规章的编制和修订能力具有十分重要的意义。

关 键 词: 发展历程; 问题剖析; 持久试验; 涡轮发动机; 适航

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Development history of civil turbine engine endurance test requirements

WANG Xiaoming, QI Lei

(Airworthiness Certification Center,

Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China)

Abstract: The development history of 33.87 endurance test in aero-engine airworthiness standards CCAR-33R2 was comprehensively reviewed. Based on the interpretation of airworthiness regulation requirements, the current research of 33.87 endurance test in the world was deeply tracked. It showed the endurance test requirement remained essentially unchanged since 1957 when the current 6 hour×25 cycles formats were implemented, but turbine engine designs had evolved significantly. The progress of engine design technology brought incompatibility with airworthiness regulations, so exploratory research and application on alternative test of 150 hour endurance test was carried out in the world. Despite of some existing issues for clarifications, the relevant research can provide reference for the accepted compliance method research and the airworthiness standard formulation and revision in China. It is of great significance for improving the compilation and revision ability about China's airworthiness technical regulations to track domestic and international airworthiness technology trends continuously and deeply, and then take positive response strategies timely

收稿日期: 2020-10-21

作者简介: 王晓明(1963—),男,高级工程师,主要从事民用航空适航审定和持续适航技术研究。

通信作者: 綦蕾(1981—),女,正高级工程师,博士,主要从事航空发动机气动性能、适航审定技术研究。

E-mail: qilei_acc@caac.gov.cn

引用格式: 王晓明,綦蕾. 民用航空涡轮发动机持久试验条款发展历程[J]. 航空动力学报,2021,36(2):431-439. WANG Xiaoming, QI Lei. Development history of civil turbine engine endurance test requirements[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(2):431-439.

and carry out targeted research on relevant provisions.

Key words: development history; issues illustration; endurance test; turbine engines; airworthiness

随着民用航空产品设计技术的迅速发展以及对运行事件相关物理问题认识的不断加深,民用航空产品的适航技术要求也在不断更新和完善。以航空发动机为例,自 2009 年 11 月 2 日现行有效的《航空发动机适航规定》(CCAR-33R2)等效的美国联邦航空规章 FAR (Federal Aviation Regulation)33 第 30 修正案生效以来,国际主流局方持续开展了民用航空发动机适航技术研究与技术规章制定(修订)工作。按照起因分类主要涉及^[1]:新识别的环境影响机理(如单粒子效应、瞬时燃油结冰、新的结冰环境、爬升阶段核心机吸鸟、火山云)、新识别的发动机内部原因失效机理(如风扇尾流非定常激振力效应、声疲劳问题)、新的设计制造技术(复合材料风扇叶片、增材制造、信息系统安全保护)、条款持续研究的新认识(如防火试验气体燃烧器的使用)、条款应用存在的通用问题(如持久试验)以及规章协调/一体化等方面。全面梳理和总结适航规章条款的演变历程,持续深入跟踪国际民航界适航理论、规章、标准和政策措施等的相关动态,结合型号审定实践经验,开展适航规章的制定(修订)研究,具有十分重要的意义。

本文全面回顾了《航空发动机适航规章》(CCAR-33R2)第 33.87 条涡轮发动机持久试验条款的演变历程,并对当前 33.87 条款要求进行了解读,在此基础上深入跟踪了国际上针对 33.87 条持久试验的研究动态,为我国民用航空发动机适航符合性方法研究及适航标准制定(修订)研究提供了参考和借鉴。

1 条款发展历程

1.1 美 国

美国第 1 部民用航空发动机适航规章产生于 1937 年^[2],即 FAR 33 的前身——美国民用航空规章 CAR(Civil Air Regulation)13,仅适用于活塞发动机,之后 CAR 13 经历了 13 次修订或改版。美国联邦航空局(FAA)成立后,对 CAR 13 进行重新编排,于 1965 年颁布了 FAR 33,FAR 33 至今已经历了 34 次修订。从 1952 第一个专门针对涡轮发动机的持久试验条款出台至今,涡

轮发动机持久试验相关的适航条款修正案如表 1 所示^[3-17]。

1937 年的 CAR 13 规章将活塞发动机分为“商用海平面发动机”和“商用高空发动机”两类,第一类的 CAR 13.23 条“持久试验”规定了发动机应进行每周至少 5 h 不间断、共 50 h 的全油门耐久性试验;第二类的 CAR 13.30 条“试验”则规定按照 CAR 13.23 条款要求,将全油门条件替换为高空发动机额定值开展相应的试验。1941 年规章修订,CAR 13 取消了“商用海平面发动机”和“商用高空发动机”的分类,统一设置 CAR 13.215 条为“持久试验”,将试验总时长从 50 h 增加到 150 h,要求在同一台发动机上、按照 50 h(除起飞功率之外)最大功率、50 h 最关键巡航状态功率、40 h 的 91%起飞功率或至少(除起飞功率之外)最大功率、10 h 起飞功率的顺序进行试验,试验周期持续时间不得少于 30 min。

随着涡轮发动机登上历史舞台,1952 年,CAR 13 新增了涡轮发动机有关的适航要求,规章架构重新设置为 A 章总则、B 章活塞发动机、C 章涡轮发动机,其中 B 章 CAR 13.154 为活塞发动机持久试验条款,C 章 CAR 13.254 为涡轮发动机持久试验条款。结合当时的涡轮发动机设计经验和国际标准,CAR 13.254 条款规定了总时长 150 h(30 个阶段、每阶段 5 h)的试验,包括 1 h 5 min 的最大起飞和 5 min 的慢车功率(推力)交替、30 min 的 91%最大起飞功率(推力)、1 h 30 min 的最大连续功率(推力)、1 h 的 90%最大连续功率(推力)、30 min 的 75%最大连续功率(推力)、30 min 加减速,以及 150 h 后的 75 次起动试验。

为了解决民用适航规章与军用规范差异较大,导致军用发动机的民用取证困难的问题,1957 年,CAR 13 进行了大幅度调整。其中涡轮发动机持久试验条款 CAR 13.254 将 30 个阶段、每阶段 5 h 的试验更改为 25 个阶段、每阶段 6 h,新增了“递增的巡航功率/推力”试验要求,并增加了最大温度限制的要求,即除了试验时间不超过 5 min 和不允许稳定的情况外,所有起飞和最大连续运行期间,燃气温度和滑油进口温度必须保持在限制温度。1958 年 CAR 13 的修订进一步明确了涡轮发动机持

久试验发动机功率/推力、转速必须保持在 100%规定值。可以看出,此时持久试验试验谱的主体部分已经十分接近于当前的 FAR 33.87 条款。

此外 CAR 13 还对涡轮发动机持久试验条款进行了其他修订,主要包括:新增反推装置的试验要求;新增旋翼机发动机 30 min 额定功率和 2.5 min 一台发动机不工作(one-engine inoperative, OED)额定功率试验要求;增加移动功率控制杆相关要求。

1965 年,新成立的 FAA 将 CAR 13 更名为 FAR 33,在 CAR 13.254 条款基础上,重新编排形成 FAR 33.87 条款。

之后 FAR 33.87 条款又经历了多次修订,涉及的内容主要包括:新增超声速飞机用发动机的

附加试验要求;调整或新增 30 s、2 min、2.5 min、30 min 和连续 OEI 额定功率的旋翼机发动机的试验计划;调整或新增控制模式、试验用油、引气、功率提取、瞬时超限(超转、超温和超扭)等相关试验要求;此外,为了与欧洲航空安全局(EASA)的 CS-E 规章持久试验条款要求一致,对每阶段 6 h 的试验谱进行了部分时间和顺序的调整。

由此可见,1937~1957 年,涡轮发动机持久试验适航条款主要经历了从无到有、协调适航规章与军用规范差异性的过程。1957 年至今,涡轮发动机持久试验适航条款修订主要针对旋翼机发动机设计特征变化、超声速飞机用发动机设计特征、美欧适航规章一体化以及持久试验附加要求的调整和完善等。

表 1 美国涡轮发动机持久试验条款修订历史
Table 1 US revision history of turbine engine endurance test clause

序号	条款号	条款名称	修正案	生效日期
1	CAR 13.254	Endurance test		1952.3.5
2	CAR 13.254	Endurance test		1956.6.15
3	CAR 13.254	Endurance test	Amdt. 13-1	1957.8.12
4	CAR 13.254	Endurance test	Amdt. 13-2	1958.5.17
5	CAR 13.254	Endurance test	Amdt. 13-5	1963.2.12
6	CAR 13.254	Endurance test	Amdt. 13-6	1964.4.22
7	FAR 33.87	Endurance test	Original	1965.2.1
8	FAR 33.87	Endurance test	Amdt. 33-3	1967.4.3
9	FAR 33.87	Endurance test	Amdt. 33-6	1974.10.31
10	FAR 33.87	Endurance test	Amdt. 33-10	1984.3.26
11	FAR 33.87	Endurance test	Amdt. 33-12	1988.10.3
12	FAR 33.87	Endurance test	Amdt. 33-18	1996.8.19
13	FAR 33.87	Endurance test	Amdt. 33-25	2008.10.17
14	FAR 33.87	Endurance test	Amdt. 33-30	2009.11.2
15	FAR 33.87	Endurance test	Amdt. 33-32	2012.4.13

1.2 欧 洲

欧洲民用发动机适航规章是在英国民航适航要求(BCAR)C 章的基础上发展而来,最早的 BCAR 产生于 1926 年,同样只适用于活塞发动机,1949 年 BCAR 的 C 章增加了涡轮发动机的适航条款。欧洲联合航空局(JAA)成立后,于 1972 年颁布了欧洲通行的联合适航要求(JAR-

E)初版,之后 JAR-E 经历了 12 次修订。2003 年 EASA 成立,基于 JAR-E 第 12 修正案颁布了发动机审定规范(CS-E)初版,截至目前 CS-E 已经历了 6 次修订。

JAR-E 初版中已经包含涡轮发动机的持久试验条款,之后 JAR-E 的涡轮发动机持久试验条款进行了 5 次修订^[18-22],包括调整试验谱以覆盖

旋翼机和固定翼飞机的单轴/多轴涡轮发动机类型、增加旋翼机发动机相关的 OEI 功率额定值要求、纳入试验后的分解检查要求等。CS-E 的涡轮发动机持久试验条款迄今修订了 4 次^[23-26], 主要涉及进一步明确了与其他条款(如 CS-E 650、CS-E 690 和 CS-E 750)的关联性。

随着欧美规章一体化进程的推进, FAR 33 与 CS-E 规章的差异性在逐渐减小。FAR 33.87 和 CS-E 涡轮发动机持久试验条款 CS-E 740 的最新修正案对比表明, 其显著差异主要有^[27]:

1) FAR 33 的 33.87(a)(8)规定了声明的转子轴瞬时超转、燃气瞬时超温和发动机瞬时超扭限制的试验要求; CS-E 的 CS-E 740 条款没有对应内容, 针对该要求颁发了专用条件。

2) FAR 33 的 33.87(a)(3)规定在试验过程中, 除(a)(5)条规定的情况外, 发动机功率或推力、燃气温度、转子轴转速等限制值必须至少是被试的特定发动机规定值的 100%, 即工作限制值基于持久试验验证的最小值确定; CS-E 740 则规定, 发动机的工作限制值根据持久试验适当时期获得的平均值确定。

除了以上两条显著差异外, FAR 33.87 与 CS-E 740 的差异还包括: 具有 OEI 额定功率的发动机持久试验试验谱差异, 递增的巡航功率阶段试验谱差异, 最大引气量、最低滑油压力和滑油限制温度条件的具体试验阶段的差异等, 虽然条款内容存在一定差异, 但其严苛程度基本等效。此外, FAR 33.87 条还给出了超声速航空发动机的持久试验要求, CS-E 740 没有相关要求; CS-E 740 条款包括分解检查的要求, FAR 33 部的分解检查单独设立条款。

1.3 中国

我国的适航规章主要参考了国际上应用比较广泛的 FAA 的适航规章 FAR 33,《航空发动机适航规定》(CCAR-33)初版颁布于 1988 年 2 月 9 日, 相当于 1986 年 4 月 24 日生效的 FAR 33 部第 11 修正案水平, 之后经历了 2002 年 3 月 20 日和 2011 年 3 月 15 日两次修订, 目前的 CCAR-33R2 版与 2009 年 11 月 2 日生效的 FAR 33 部第 30 修正案安全水平一致。

对于涡轮发动机持久试验要求, CCAR-33、CCAR-33R1 和 CCAR-33R2 版的 33.87 条分别与 FAR 33 第 10 修正案、第 18 修正案和第 30 修正案水平相当。

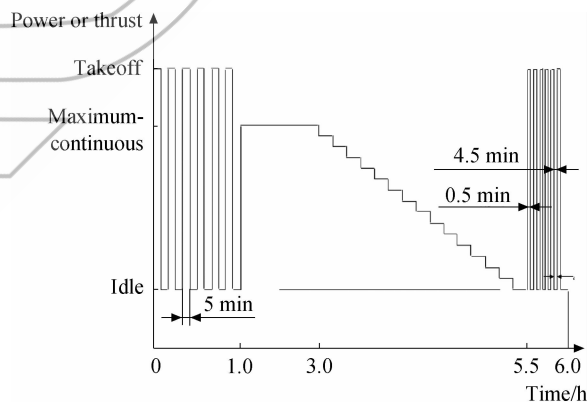
2 当前条款解析

CCAR 33.87 条涡轮发动机持久试验是一个典型的加速严苛度试验, 旨在证明发动机在批准的额定值和使用限制范围内的最低操作性和耐久性水平, 它不仅是发动机型号审定中最关键的整机验证试验, 同时还为飞机型号审定提供了重要技术支撑。

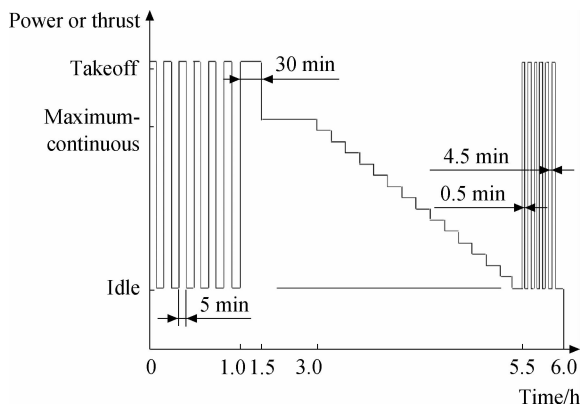
2.1 条款要求和意图

CCAR 33.87 持久试验^[28]的条款要求可以概括为主体要求和附加要求两部分。

1) 主体要求。一是试验谱要求: 每型发动机必须按规定的试验谱(图 1 为除旋翼机发动机之外的试验谱举例), 进行总时数至少 150 h(25 个阶段、每阶段 6 h)的试验, 试验谱中明确了每个阶段的 6 h 试验期间各推力/功率额定值及其相应持续时间的具体要求; 二是红线值要求: 发动机必须进行一次同时工作在 100% 额定推力/功率、燃气温度红线值和转速红线值(对于典型双转子涡轮发动机通常称为“三红线”状态)的试验, 或进行



(a) 阶段1~15



(b) 阶段16~25

图 1 33.87(b)条款要求的 150 h 持久试验谱^[29]

Fig. 1 33.87(b) 150 h endurance test cycles^[29]

多次不能同时保持在 100% 水平(对于典型双转子涡扇发动机通常称为“双红线”状态)的试验。

2) 附加要求。主要包括对发动机的控制模式、试验用油规格和限制值、引气量、功率提取、瞬时超限、功率控制杆操作时间以及发动机起动方面的要求。

CCAR 33.87 持久试验的条款意图可以概括为,通过整机试验验证发动机型号设计的以下方面:

- 1) 最小推力/功率额定值(试验期间无不可接受的推力/功率损失);
- 2) 最大使用限制(关键完整性相关的参数,包括“红线值”);
- 3) 最低操作性水平(试验过程中产生推力/扭矩/功率且不发生喘振/失速);
- 4) 最低耐久性水平(考虑使用限制的发动机操作性水平,通过成功完成试验、试验后的校准和分解检查予以证实)。

2.2 持久试验常见偏离

在实际型号合格审定过程中,为满足当前 150 h 持久试验的条款要求,申请人往往需要对持久试验的发动机设计构型或条款规定的试验谱进行不同程度的偏离并结合补偿措施,以实现或等效实现“三红线”条件,这些偏离设计往往不符合发动机的型号设计目标。以现代大涵道比涡扇发动机为例,试验中常见的型号设计偏离主要包括^[30]:

- 1) 实质上过度增压,迫使试验发动机工作在非典型的型号设计热力循环。
- 2) 对部件进行特定的调整以达到试验条件,及对偏离设计条件的试验结果进行处理,导致试验发动机偏离型号设计。
- 3) 对控制系统进行调整,以允许多个限制值同时超限,这在实际使用中不会发生。
- 4) 采用非正常可调导叶和引气的方式调整级间功分配,以提高转子物理转速和/或燃气温度,导致试验发动机偏离型号设计。
- 5) 部分特殊试验设备硬件要求,导致发动机工作在非型号设计热力循环,或出现与型号设计无关的设备异常或故障。
- 6) 为了与特殊试验设备相兼容,对属于飞机构型的硬件进行调整,导致试验发动机偏离型号设计。
- 7) 采用不同于条款规定的试验顺序开展试验,以调节某些状态试验结束时不允许达到的劣化效果。

8) 针对以上偏离,很难制定出一种能被局方所接受的、适用于所有型号设计的特定试验构型更改。

3 条款研究动态

自 1957 年 CAR 13 规定涡轮发动机的 150 h 持久试验以来^[5],6 h×25 阶段的试验谱基本没有任何实质性变化。然而,随着航空发动机技术的不断发展,民用发动机设计特征出现了显著的改变,如单转子变为双转子或三转子、齿轮风扇发动机、纯机械控制变为全权限数字电子控制、冷却系统的连续可调精细化设计等。如上节所述,实际开展持久试验的过程中,发动机制造商为了满足条款“三红线”的要求,往往要对试验发动机进行设计构型的更改,导致与“试验构型应符合发动机型号设计”的总原则相冲突;或者为了避免对发动机设计构型的重大更改,而改变持久试验条款规定的试验谱,导致对条款要求的偏离。由此引发人们开始思考,从 1957 年至今一直采用的 150 h 持久试验谱,是否仍较好地适用于当前先进民用航空发动机的设计验证。

为此,FAA 航空规章制定咨询委员会(Aviation Rule Making Advisory Committee, ARAC)联合有关适航当局和工业部门,以民用大涵道比双转子涡扇发动机为研究对象,条款要求与发动机技术变革之间的矛盾为切入点,开展了持久试验相关的理论研究和统计分析,提出当前持久试验条款主要存在以下两方面问题^[30]:

1) 在现代发动机的实际工作循环中,各物理转速、燃气温度的红线值通常不会同时出现,但条款要求同时达到。

早期的涡轮发动机主要为单轴、非冷却式涡轮设计,发动机的燃气温度和转子转速红线值可同时发生,而随着双转子(或三转子)、冷却涡轮等设计技术的出现,情况发生了改变。图 2 为发动机工作时最接近红线值状态的示意图(其中绿色、红色和蓝色线分别代表低海拔、中海拔和高海拔高度),可以看出燃气温度(EGT,量符号记为 t_{eg})、转子转速(N_1 或 N_2)最接近红线值的情况发生在不同环境温度和海拔高度条件,说明发动机实际工作中不会出现“三红线”状态,图中横坐标 Δt_{amb} 表示环境温度与标准天温度的差。

图 3 为涡扇发动机实际飞行数据的统计结果。将发动机接近最大允许物理转速(N_1 、 N_2)和 EGT 的发生频率数据进行分组,红色代表仅

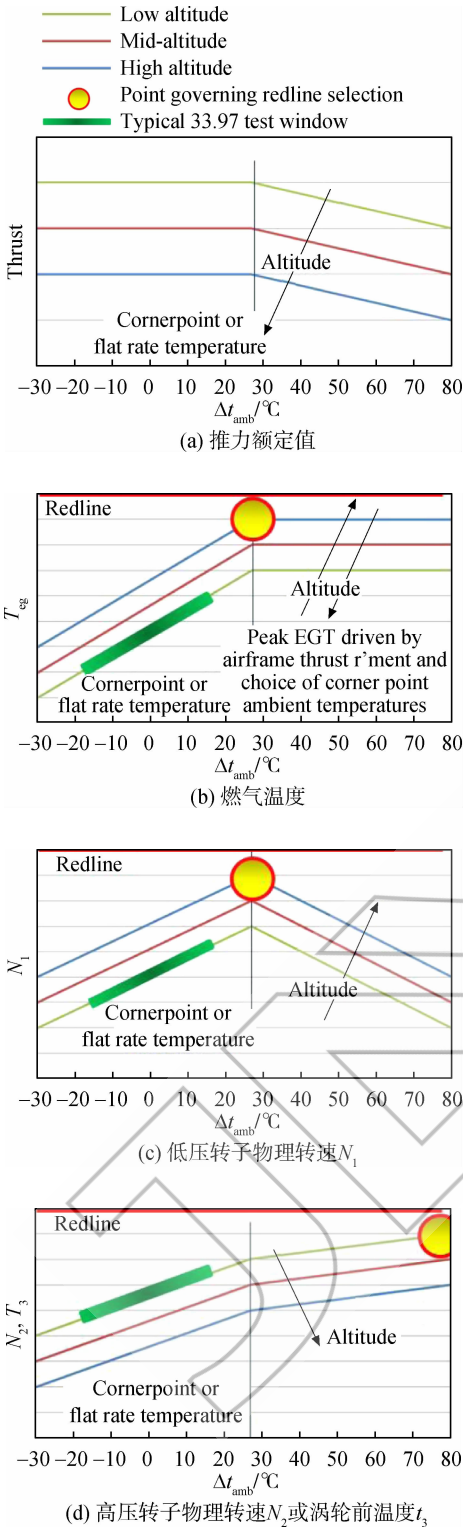


图 2 发动机额定值分布和最大工作状态示意图^[30]

Fig. 2 Engine rating shapes and maximum operating conditions^[30]

EGT 接近红线值,绿色代表 N_2 和 EGT 同时接近红线值,蓝色代表 N_1 、 N_2 和 EGT 同时接近红线值。图 3(a)为安装在窄体机上执行短途飞行任务的涡扇发动机统计数据,图中显示最右边的 N_1 、 N_2 和 EGT 同时达到红线值的情况没有数据

点,最接近“三红线”时发动机仍具有 8°C 的 EGT 裕度, N_1 、 N_2 也具有一定裕度。

图 3(b)为安装在大型宽体机上执行长途飞行任务的涡扇发动机统计数据,同样可以看出,发动机服役时接近“三红线”的情况极为罕见,最接近“三红线”时发动机仍具有 17.6°C 的 EGT 裕度, N_1 、 N_2 的裕度均超过 1%。

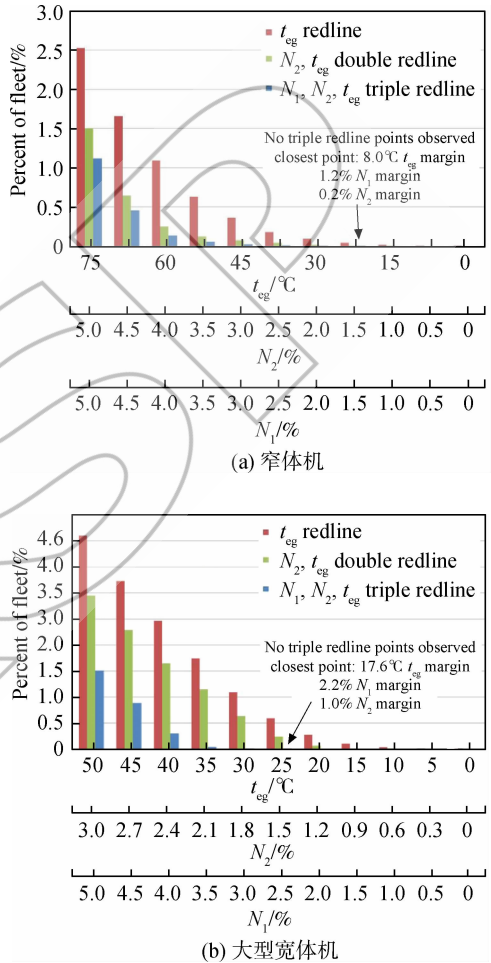


图 3 涡扇发动机同时接近红线物理转速和 EGT 的发生频率统计^[30]

Fig. 3 Frequency of occurrences of simultaneous proximity to redline physical speeds and EGT for turbofan engine^[30]

2) 发动机内部二次流冷却系统的应用,导致试验规定的燃气温度红线值与温度限制部件(如涡轮)的实际工作温度不成正比。

随着涡轮前温度的不断攀升以及涡轮冷却设计技术的发展,发动机内部二次流冷却系统的设计越来越复杂且更加精细化。在持久试验中,如果实现条款要求的“三红线”,会导致发动机运行在偏离实际服役时的状态。图 4 为高压压气机效

率与换算转速的关系曲线,图中显示当发动机运行在“双红线”或“三红线”时,迫使压气机在超出海平面正常状态(型号设计目标)条件下工作,压气机效率降低,级间引气(冷却气源)的压力降低、温度升高,致使冷却气体对涡轮部件的冷却效果远低于型号设计目标。

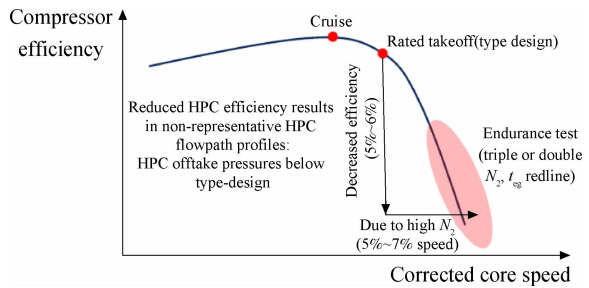


图 4 压气机被迫低于设计状态运行示意图^[30]
Fig. 4 Compressor forced to operate inefficiently well off in-service design^[30]

图 5 为冷却气体压力和温度变化对冷却效果和涡轮温度的影响示意图。“点 1”代表最极端环境、发动机完全劣化时的运行条件,蓝色曲线代表声明的运行包线内、可接受的劣化运行条件。从图中可以看出,在当前条款规定的试验条件下涡轮部件工作在非典型的高金属温度状态,其蠕变的使用率及潜在的其他失效模式远超出型号设计在声明的运行包线内的实际情况,结果导致发动机不易于通过持久试验,多数情况下还不得不进一步分析修正试验结果。

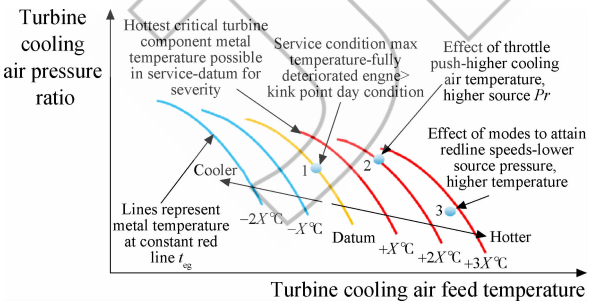


图 5 试验条件抑制冷却效果及增大涡轮部件温度示意图^[30]
Fig. 5 Test condition suppresses cooling air effectiveness and increases turbine component temperatures at an EGT^[30]

图 6 为发动机持久试验和其他整机循环试验,如初始维修检查(initial maintenance inspection, IMD)试验、延程运行(extended-range operations, ETOPS)试验,与运行事件故障数据的对比

分析,图中红色代表持久试验、绿色代表其他循环试验、黄色代表所有在翼事件、蓝色代表重大运行事件,横坐标 TS&D(transmissions, structures & drives)表示传动、结构和驱动装置。从图中可以看出,涡轮部件的故障率其他循环试验近似为运行事件的 6 倍,持久试验近似为运行事件的 9 倍;而安装与控制相关的故障率持久试验和其他循环试验结果远低于运行事件。由此可见,当前的 33.87 条持久试验主要是与热端部件蠕变有关的试验,并未充分暴露出发动机实际运行中可能遇到的其他故障模式。

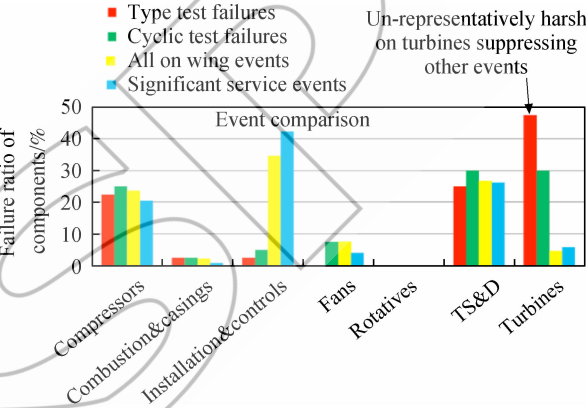


图 6 发动机组件循环、持久试验失效和外场服役事件^[30]
Fig. 6 Cycle, endurance (type) test failures and field events for constituent parts of the engine^[30]

针对上述持久试验条款存在的问题,ARAC 还开展了 150 h 持久试验的替代试验研究,FAA 和 EASA 将 ARAC 的研究结果在一些审定项目中进行了探索性应用,详情参见文献^[30]。虽然现阶段替代试验方法在型号审定应用中仍存在一系列问题有待澄清和解决^[31],相关研究内容依然可为我国民用航空发动机适航符合性方法研究及适航标准制修订技术研究提供参考和借鉴。

4 结论与展望

1) 本文全面回顾了国际主流局方关于民用航空涡轮发动机持久试验条款的编制和修订历程,梳理了条款历次修正案中技术要素的变化特征,总结了各局方当前持久试验条款技术要求的异同,为深入理解持久试验适航条款的实质要求和安全意图,开展条款符合性方法研究,提供了支撑。

2) 深入跟踪了当前国际上针对 33.87 条持久试验条款的研究动态,从理论研究和统计分析的角度,详细解释了航空发动机设计技术进步所

带来的与适航规章要求不协调的技术问题内涵,为后续进一步开展涡轮发动机持久试验条款修订研究,提供了参考。

3) 当前中国民航已逐步实现从跟随、借鉴到自主的适航规章体系建设思路的转变,系统地完成了适航审定技术规章条款要求的全面解析,进入了符合性方法研究与编制的重要阶段,但是适航审定技术规章自主制定(修订)的短板依然突出。持续深入跟踪国内外适航技术动态,及时采取积极的应对策略,并开展有针对性的条款研究工作,对于提升我国适航技术规章的编制和修订能力具有十分重要的现实意义。

参考文献:

[1] 葛蕾,李红琳,陈智强. 浅谈民用航空发动机适航技术新要求[J]. 航空动力,2020(1):45-48.
QI Lei, LI Honglin, CHEN Zhiqiang. New airworthiness technical requirements for civil aero engines[J]. Aerospace Power,2020(1):45-48. (in Chinese)

[2] Civil Aeronautics Board. Aircraft engine airworthiness; CAR Part 13 [S]. Washington DC: Civil Aeronautics Board,1937:1-8.

[3] Civil Aeronautics Board. Aircraft engine airworthiness; CAR Part 13 [S]. Washington DC: Civil Aeronautics Board,1952:4.

[4] Civil Aeronautics Board. Aircraft engine airworthiness; CAR Part 13 [S]. Washington DC: Civil Aeronautics Board,1956:5.

[5] Civil Aeronautics Board. Aircraft engine airworthiness; CAR Part 13 amendment 13-1[S]. Washington DC: Civil Aeronautics Board,1957:3.

[6] Civil Aeronautics Board. Aircraft engine airworthiness; CAR Part 13 amendment 13-2[S]. Washington DC: Civil Aeronautics Board,1958:1.

[7] Civil Aeronautics Board. Aircraft engine airworthiness; CAR Part 13 amendment 13-5[S]. Washington DC: Civil Aeronautics Board,1963:2.

[8] Civil Aeronautics Board. Aircraft engine airworthiness; CAR Part 13 amendment 13-6[S]. Washington DC: Civil Aeronautics Board,1964:2.

[9] Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards;aircraft engines FAR Part 33[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration,1965.

[10] Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards;aircraft engines FAR Part 33 amendment 33-3[S]. Washington DC:Federal Aviation Administration,1967.

[11] Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards;aircraft engines FAR Part 33 amendment 33-6[S]. Washington DC:Federal Aviation Administration,1974.

[12] Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards;aircraft engines FAR Part 33 amendment 33-10[S].

Washington DC:Federal Aviation Administration,1984.

[13] Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards;aircraft engines FAR Part 33 amendment 33-12[S]. Washington DC:Federal Aviation Administration,1988.

[14] Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards;aircraft engines FAR Part 33 amendment 33-18[S]. Washington DC:Federal Aviation Administration,1996.

[15] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards;aircraft engines FAR Part 33 amendment 33-25[S]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2008.

[16] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards;aircraft engines FAR Part 33 amendment 33-30[S]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2009.

[17] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards;aircraft engines FAR Part 33 amendment 33-32[S]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2012.

[18] Joint Aviation Authorities. Joint aviation requirements;engines JAR-E change 5 [S]. Hoofddorp, Netherlands: Joint Aviation Authorities,1980.

[19] Joint Aviation Authorities. Joint aviation requirements;engines JAR-E change 6 [S]. Hoofddorp, Netherlands: Joint Aviation Authorities,1981.

[20] Joint Aviation Authorities. Joint aviation requirements;engines JAR-E change 9 orange paper E/97/1 [S]. Hoofddorp, Netherlands:Joint Aviation Authorities,1997.

[21] Joint Aviation Authorities. Joint aviation requirements;engines JAR-E change 10[S]. Hoofddorp, Netherlands:Joint Aviation Authorities,1999.

[22] Joint Aviation Authorities. Joint aviation requirements;engines JAR-E amendment 12[S]. Hoofddorp, Netherlands: Joint Aviation Authorities,2003.

[23] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for engines; CS-E [S]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency,2003.

[24] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for engines;CS-E amendment 1[S]. Cologne, Germany:European Aviation Safety Agency,2007.

[25] European Aviation Safety Agency. Certification specifications and acceptable means of compliance for engines;CS-E amendment 4 [S]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency,2015.

[26] European Aviation Safety Agency. Certification specifications and acceptable means of compliance for engines;CS-E amendment 5 [S]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency,2018.

[27] Federal Aviation Administration. FAA validation of EASA state of design turbine aircraft engines FAA significant standards difference summary list per FAA-EASA technical validation procedures (TIP) revision; 14 CFR Part 33 amendment 34 compared to CS-E amendment 514 CFR Part 33 amendment 34 compared to CS-E amendment 5 [R]. Washington DC:Federal Aviation Administration,2019.

[28] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定:CCAR-33R2[S].

北京:中国民用航空局,2011.

[29] Federal Aviation Administration. Engine overtorque test, calibration test, endurance test, and teardown inspection for turbine engine certification (§ § 33. 84,33. 85,33. 87, 33. 93);AC 33. 87-1A[R]. Washington DC;Federal Aviation Administration,2015.

[30] Aviation Rule Making Advisory Committee. Alternate test to 14CFR33. 87 endurance test[R]. Washington DC;Federal Aviation Administration,2017.

[31] BRANDON R. Letter from FAA office of rulemaking to ARAC[R]. Washington DC;Federal Aviation Administration,2020.

(编辑:叶 青、陈 越)

