DOI:10.27055/j.1674-5590.2026.05.001

航空涡轴/涡桨发动机军民持久试验差异及先军后民适航采信路径

谷文博[1a],王剑波[1a],姚 涓[2],黄 庆[2],李鸣章[2],李振磊[1a],
綦 蕾[1b,3],周惠敏[1a],李 果[1a,3],丁水汀[4]

(1.北京航空航天大学 a.能源与动力工程学院;b.航空发动机研究院,北京 100191;2.中国航发湖南动力机械研究所,湖南 株洲 412000;3.天目山实验室,杭州 311115;4.中国民航大学,天津 300300)

摘 要: 随着军民融合深度发展与军民两用航空发动机平台系列化发展,合理采信军民两用发动机的军用持久试验结果,对缩短民用适航验证周期、降低取证成本具有重要意义。本文以航空涡轴/涡桨发动机为对象,梳理了美国、欧洲和中国军用标准与民用适航规章中持久试验条款的演变脉络,重点对比了《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》(GJB 242A—2018)与《航空发动机适航规定》(CCAR-33R2)在持久试验主体要求和附加要求等方面的异同,并从损伤机制与严苛度评价基准两个维度剖析了二者差异的物理内涵。研究表明,军民持久试验在结构完整性、耐久性与可靠性考核目标上具有一致性,且二者均向着基于安全效果的等效持久试验方向演变,但军用标准的试车谱更贴近多变任务剖面,民用适航规章则更强调典型任务循环与"三红线"考核。在此基础上,结合欧美等效持久试验的理念与实践,本文提出了面向先军后民适航采信的持久试验严苛度评价路径,为军民两用航空发动机先军后民适航采信提供方法参考与技术支撑。

关键词: 航空涡轴/涡桨发动机;军用标准;民用适航规章;持久试验;严苛度评价;先军后民适航采信

中图分类号: V231 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5590(2026)05-0001-13

Differences between military and civil endurance tests for aircraft turboshaft/turboprop engines and a military-to-civil airworthiness crediting path

GU Wenbo[1a], *WANG Jianbo*[1a], *YAO Juan*[2], *HUANG Qing*[2], *LI Mingzhang*[2], *LI Zhenlei*[1a], *QI Lei*[1b,3], *ZHOU Huimin*[1a], *LI Guo*[1a,3], *DING Shuiting*[4]

(1a. *School of Energy and Power Engineering*; 1b. *Research Institute of Aero-Engine*, *Beihang University*, *Beijing* 100191, *China*; 2. *AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute*, *Zhuzhou* 412000, *Hunan*, *China*; 3. *Tianmushan Laboratory*, *Hangzhou* 311115, *China*; 4. *CAUC*, *Tianjin* 300300, *China*)

Abstract: With the deepening of civil-military integration and the development of dual-use aero-engine platform families, rationally crediting the military endurance test results of dual-use engines is of great significance for shortening the civil airworthiness verification cycle and reducing certification costs. Taking aircraft turboshaft/turboprop engines as the object of study, this paper reviews the evolution of endurance test provisions in the military standards and civil airworthiness regulations of the United States, Europe and China. It then compares the General Specification for Aircraft Turboprop and Turboshaft Engines (GJB 242A—2018) and the Airworthiness Regulations for Aero-engines (CCAR-33R2) in terms of their main and additional endurance test requirements, so as to identify their similarities and differences. The physical connotation of these differences is analyzed from the two dimensions of damage mechanism and severity assessment criterion. The results show that military and civil endurance tests are consistent in their assessment objectives of structural integrity, durability and reliability. Both are evolving toward equivalent endurance tests based on safety outcomes. However, the test spectra specified in military standards are closer to variable mission profiles. In contrast, civil airworthiness regulations place greater empha-

收稿日期:2026-09-03; **修回日期:**2026-09-27 **基金项目:**国家科技重大专项(MJG3-1N24)

作者简介:谷文博(2002—),男,甘肃兰州人,硕士研究生,研究方向为航空发动机系统安全性与适航.

通信作者简介:丁水汀(1967—),男,辽宁铁岭人,教授,博士,研究方向为航空发动机系统安全性与适航.

sis on representative mission cycles and the "three red lines" assessment. On this basis, drawing on the concepts and practices of equivalent endurance tests in Europe and the United States, this paper proposes an endurance test severity assessment path oriented to military-to-civil airworthiness crediting. This path provides methodological reference and technical support for the military-to-civil airworthiness crediting of dual-use aero-engines.

Key words: aircraft turboshaft/turboprop engines; military standards; civil airworthiness regulations; endurance test; severity assessment; military-to-civil airworthiness crediting

随着军民融合深度发展与军民两用航空发动机平台系列化发展,如何合理采信军民两用航空发动机的军机试验结果,以缩短民用飞机的适航验证周期、降低取证成本,已成为国产航空发动机先军后民(军转民)适航取证中的现实问题。持久试验作为发动机型号合格审定中最为关键的整机验证试验之一,具有试验周期长、资源消耗大的特点,对其军民用差异的准确理解直接关系到型号转化的可行性与经济性。本文系统梳理军民持久试验要求的差异,并在此基础上探索可行的军转民技术路径,对于降低适航验证成本、推动军用平台向民用领域转化具有重要的现实意义。

持久试验是一种加速严苛度循环试验,目的在于验证发动机在经批准的功率/推力额定值及使用限制条件下操作性与耐久性的最低水平[1]。军民持久试验差异的根源在于二者的任务目标、使用环境和飞行剖面存在明显不同:军用标准以作战效能和任务适应性为首要目标,其持久试验以加速任务试车(AMT,accelerated mission test)为核心方法,通过加速模拟外场使用中的损伤演化,在台架试验中提前暴露相关故障[2-3];适航规章则以保障公众安全为基本宗旨,其持久试验以"6 h × 25 阶段"循环谱为基本构型,验证批准限制条件下的最低可接受水平。与此同时,自1957年"6 h × 25 阶段"试车谱确立以来,民用 150 h 持久试验的主体框架基本保持不变,而发动机设计技术已显著进步,二者之间的不协调问题日益凸显[4-5]。正因如此,军民持久试验差异分析不能仅停留于静态条款对比,还应从时间维度纵向梳理军民标准的演变历程,并从国别/地区维度横向比较其演进逻辑、关键节点与交汇点,进而动态审视差异的形成机制及其可能的转化路径。

国内外围绕军民两用航空发动机标准规章体系及持久试验条款已开展了相关研究。在持久试验要求对比方面,于宏军[6]对《航空发动机适航标准》(CCAR-33)、《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)与《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》(GJB 241—1987)进行了对比,从持久试验和补充试验两大类分析了涡扇发动机军民用标准在试验要求方面的异同,指出二者在持久试验方面存在较大区别;唐伟等[7]对比了《美国联邦航空规章第 33 部:航空发动机适航标准》(FAR 33)与《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》(GJB 241A—2010)的技术要求,重点分析了涡扇发动机结构完整性、环境适应性和持久试验的异同,提出了民用航空发动机研制贯彻两套规范的建议;朱晓斌等[8]开展了军用航空发动机转民用适航可行性研究,针对涡轴/涡桨发动机进行了《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》(GJB 242A—2018)与《航空发动机适航规定》(CCAR-33R2)持久试验要求及军民符合性的对比分析,并初步探讨了军转民政策路径。在持久试验发展趋势上,美国联邦航空管理局(FAA,Federal Aviation Administration)联合工业部门针对大涵道比涡扇发动机难以同时满足"三红线"状态的问题,提出了"等效持久试验"的符合性方法[9];欧盟航空安全局(EASA,European Union Aviation Safety Agency)在《发动机合格审定规范》(CS-E)第 8 修正案的第740 条款(CS-E 740)中提出了类似的等效持久试验方案,要求替代试验在加速蠕变寿命消耗方面提供至少等效的严苛度[10];王晓明等[11]回顾了CCAR-33R2 航空涡轮发动机持久试验条款的演变历程,指出其主体框架长期未变与发动机设计技术进步之间的不协调问题,提出深入开展针对性条款研究对于提升中国适航规章制修订能力的重要性;汤鑫豪等[12]以某涡扇发动机高压涡轮叶片为典型部件,提出了一种基于等效损伤原则的等效持久试车谱适航符合性设计与验证方法。

总体来看,现有研究在条款文本对比和单一维度差异描述方面已有一定基础,但仍存在 3 方面不足:①缺乏对军民持久试验条款历史演变的系统梳理,两套体系各自的演进逻辑及趋同趋势尚不清晰;②对比多停留在"要求是什么"的层面,尚未深入揭示差异背后的物理本质,如损伤机制和严苛度评价基准等;③缺乏面向军民两用发动机先军后民适航采信的严苛度评价方法,难以形成定量、可操作的先军后民判定依据。为此,本文以航空涡轴/涡桨发动机为对象,系统梳理军民用标准规章及持久试验条款的演变脉络,深入剖析军民用差异背后的物理机制,在此基础上尝试构

建面向先军后民适航采信的持久试验严苛度评价路径,为军民两用航空发动机先军后民适航采信提供方法参考与技术支撑。

1　军用航空涡轮发动机持久试验要求演进

1.1　军用标准演变历程

航空涡轮发动机(包含航空涡轴/涡桨发动机)的军用标准与持久试验要求同步演进,标准理念的转变推动着试验方法的变革,试验所暴露的问题又反过来促进标准的修订。美国、欧洲和中国因各自工业基础、型号经验和军民融合程度的不同,形成了不同的发展路径。

1.1.1　美国:指令性向指南性演变

美国军用标准的发展大致经历了型号累积、初步规范化、结构完整性强化和联合指南 4 个阶段。第二次世界大战(简称二战)前,美国军用标准多针对制造和性能提出基本要求,此时型号较多,但尚未形成统一规范。二战爆发后,由于军用需求的急剧增加,基于型号经验的标准化工作高速发展,20 世纪 50 年代美国编制《发动机、飞机、涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机通用规范》(MIL-E-5007A)[13],20 世纪 70 年代相继发布《发动机、飞机、涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机通用规范》(MIL-E-5007D)[14]和《飞机、涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机通用规范》(MIL-E-8593A)[15],涡喷/涡扇与涡轴/涡桨发动机分别有了对应的通用规范。20 世纪 80 年代美国发布的《航空发动机、涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机》(MIL-E-87231)[16]及配套的《发动机结构完整性计划》(MIL-HDBK-1783)[17],进一步对发动机结构完整性提出了系统性要求。1995 年《发动机、飞机、涡轮机》(JSGS-87231A)[18]取代 MIL-E-87231,并将适用范围扩展至全部类型。1998 年美国发布的《发动机、飞机、涡轮机》(JSSG-2007)[19]进一步突出标准的指南性质,不再作为强制性规定。此后历经多次修订,现行《发动机、飞机、涡轮机》(JSSG-2007D)虽主体框架未发生实质性改变[20-23],但持续补充了研制和使用过程中的经验教训。总体而言,美国军用标准的发展经历了从经验驱动到科学预测、从指令性要求到指南性要求的转变。

1.1.2　欧洲:多层次、多源头

已有公开资料显示,欧洲军用标准体系呈现多层次、多源头的特点,各国在北约标准化协议(STANAG,Standardization Agreement)的框架下保留有本国的军用标准[24],其中英国国防标准(DEF STAN,Defence Standard)的影响力较大。1987 年,英国首次发布《航空燃气涡轮发动机通用规范》(DEF STAN 00-971 Issue 1)[25],该标准规定了军用飞机和旋翼机燃气涡轮发动机的性能、操作特性、设计可靠性及可维护性等通用要求;此后结合罗尔斯-罗伊斯公司大量型号研制经验以及 EASA 民用适航规章 CS-E 的成熟验证经验,英国于 2006 年发布《军用航空器设计与适航要求 第11 部分:发动机》(DEF STAN 00-970 Part 11)[26]。经历数次换版后,2020 年英国发布最新版本《适航合格审定规范 第 11 部分:发动机》(DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 8)[27-32],该版本明确规定,除标准中另有规定外,应采用 EASA CS-E(第 6 修正案)的认证要求及其相关可接受的符合性方法(AMC,acceptable means of compliance)和附录。这种直接援引民用适航要求的做法表明,该标准的现行要求已充分吸收民用 CS-E 的技术和验证经验,体现出较明显的军民协调特征。

1.1.3　中国:跟随借鉴到自主发展

中国军用标准经历了从参照编制到自主发展的过程。1987 年发布的 GJB 241—1987[33]和《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》(GJB 242—1987)[34]分别参考美国军用标准 MIL-E-5007D 和 MIL-E-8593A 编制,建立了中国航空涡轮发动机通用规范体系。随后发布的 GJB 241A—2010[35]和 GJB 242A—2018[36]在吸收国外军用标准发展经验的同时,也结合了国内型号研制经验,进一步细化和充实了航空涡轮发动机稳定性、可靠性、维修性、保障性、测试性、安全性及结构强度等方面要求。

1.2　军用持久试验要求演变历程

1.2.1　美国:由规定谱转向任务谱

伴随着美国军用标准的演变历程,美国军用持久试验要求主要经历初步规范化和联合指南两个阶段。

初步规范化阶段以 1973 年美国发布的 MIL-E-5007D 和 1975 年发布的 MIL-E-8593A 为代表,二者分别针对涡喷/涡扇发动机和涡轴/涡桨发动机规定持久试车谱。这一时期,飞行前规定试验需开展 60 h(6 h×10 阶段)的持久试验,并完成至少 100 次起动;定型试验需开展 150 h(6 h×25 阶段)的持久试验,并完成至少 300 次起动。此时的试车谱以最大—慢车、递增转速/扭矩、功率变换、反桨、中间功率和最大连续等规定状态的组合为主,属于典型的规定谱[14-15]。

联合指南阶段以 1995 年发布的 JSGS-87231A 为标志。随着航空发动机技术进步和军机任务的日趋多样化,持久试验由规定谱向任务谱发展。JSGS-87231A

将持久试验分为加速任务试车和耐久性试车，耐久性试车又分为任务型耐久性试车和循环型耐久性试车。涡喷/涡扇发动机需开展加速任务试车和任务型耐久性试车，涡轴/涡桨发动机则开展任务型耐久性试车和循环型耐久性试车。任务型试车谱依据实际飞行任务循环制定；加速任务试车谱由多种飞行任务混频构成；循环型试车谱继承此前涡轴/涡桨发动机持久试车程序，重点考核最大—慢车、递增扭矩、功率变换和反桨等状态下的疲劳和蠕变损伤[18]。同时，JSGS-87231A 将研制过程划分为初始飞行许可、完全飞行许可、初始使用许可和工作能力许可 4 个阶段，循环型耐久性试车分别要求至少 30、60、150、300 h。现行的 JSSG-2007D 将初始使用许可阶段增至 300 h、工作能力许可阶段增至 600 h[23]，反映出航空发动机寿命提升对耐久性考核的更高要求。

1.2.2　欧洲：军民趋同的持久试验要求

如前文所述，欧洲军用标准体系中以英国国防部标准的影响力最大。英国军用标准 DEF STAN 00-970 Part 11 中的持久试验要求与欧洲适航规章的 CS-E 740 条款要求关系十分密切，并且根据飞机的类型对试车谱进行了分类。对于高性能战斗机、教练机、超音速飞机及带矢量喷管飞机等所安装的发动机，规定了区别于运输类飞机的试车谱；对于运输机和海上侦察机所安装的涡轴/涡桨发动机，其持久试验要求基本与 CS-E 740 要求一致[37]，与现行 FAR 33.87 和 CCAR-33R2 第 33.87 条款基本等效。总体来看，英国军用标准在持久试验要求上呈现军民高度一致的特点，军用标准与民用适航规章之间没有明显的体系性差异。

1.2.3　中国：从参照编制到自主完善

GJB 241—1987 和 GJB 242—1987 的持久试验要求与相应的美国军用标准基本相同。GJB 241A—2010 借鉴 JSGS-87231A 的思路，不再对试车谱作强制性规定，设计定型阶段由与加速飞行任务相关的 300 h 持久试车及前后各 25 h 阶梯/遭遇试车组成，主要强调试车谱与任务的相关性[35]。GJB 242A—2018 基本沿用 GJB 242—1987 程序，同时参考 JSGS-87231A 阶段划分，将质量鉴定检验分为初始飞行前规定试验、设计定型试验和生产定型试验，持久试验时长分别为 60、150、300 h[36]。总体来看，中国军用标准对美国军用标准的继承具有选择性：涡喷/涡扇发动机全面吸收任务谱理念，涡轴/涡桨发动机的循环型试车谱未发生根本变化。

图 1 给出了美国、欧洲和中国的军用标准及持久试验要求的演变历程。尽管三者发展路径不同，但总体呈现由经验驱动、规定谱和指令性要求向科学预测、任务谱、指南性要求与军民协调演进的主线，核心是使持久试验更真实地反映实际任务并实现损伤等效考核。

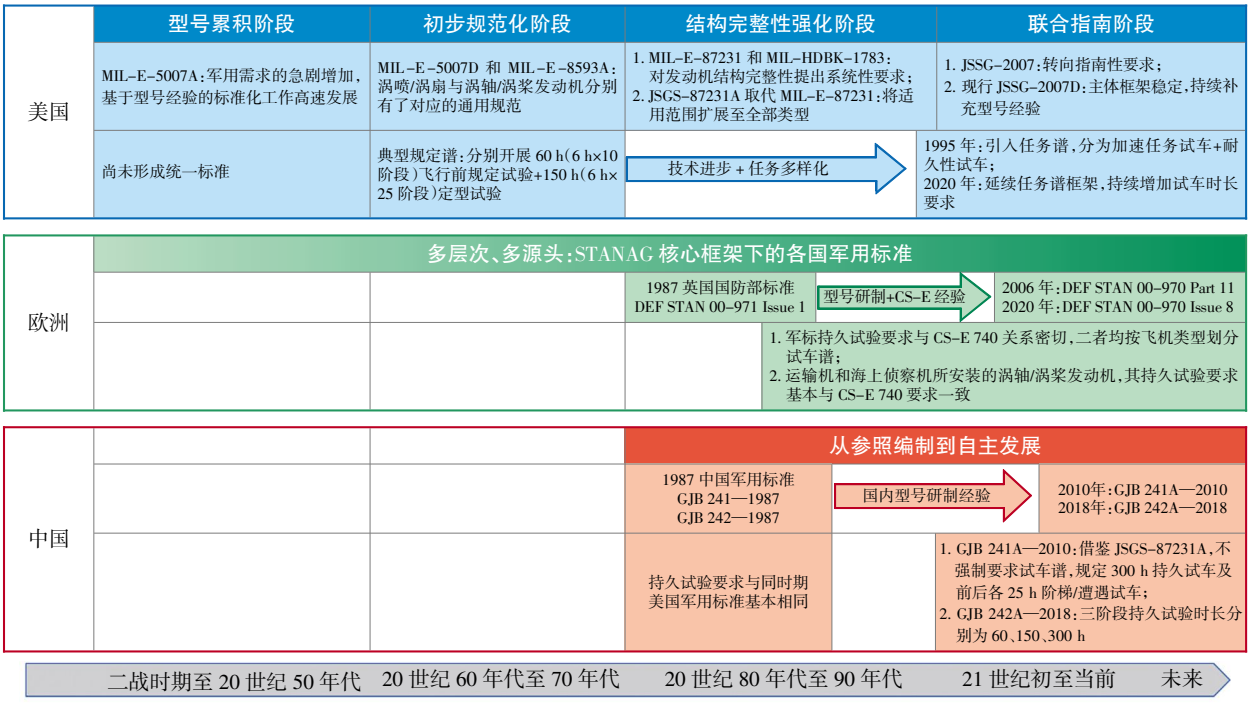


图 1　美国、欧洲和中国航空涡轮发动机军用标准及持久试验要求演变历程

Fig.1　Evolution of military standards and endurance test requirements for aircraft turbine engines in the United States, Europe and China

2 民用航空涡轮发动机持久试验要求演进

2.1 民用适航规章演变历程

适航规章为民用航空产品确立了最低安全标准。美国、欧洲和中国在国际民用航空组织(ICAO,International Civil Aviation Organization)规则框架下,分别建立了世界范围内最具影响力的美国联邦航空规章(FAR,Federal Aviation Regulations)、合格审定规范(CS,Certification Specifications)和中国民用航空规章(CCAR,China Civil Aviation Regulations)三大适航标准体系。

2.1.1 美国:海洋法系特征

美国航空发动机适航规章的演变具有典型的海洋法系特征,主要通过“打补丁”的方式持续修订,经历了美国民用航空规章(CAR,Civil Air Regulations)和FAR 两个时期。20 世纪 40 年代以前,航空发动机以活塞式为主,1937 年 CAR 将发动机适航要求纳入第 13 部分(CAR 13),当时尚无专门的台架试验条款[38]。1941 年,CAR 13 增加了发动机台架试验要求[39]。1952 年,随着涡轮发动机问世,《航空发动机适航要求》(CAR 13)修订为分别适用于活塞发动机和涡轮发动机的两个章节[40],该结构沿用至今。

1965 年,FAR 正式取代 CAR, 原 CAR 13 被 FAR 33 取代,标志着适航审定进入系统化、专业化阶段。FAR 33 初始版本涵盖材料、强度、振动、耐久性等基本要求,此后持续修订,截至 2026 年 9 月,其已历经 36 次修订[41]。

2.1.2 欧洲:多国协调向区域统一演变

欧洲适航规章的演变大致经历了欧洲各国萌芽、联合适航要求(JAR,Joint Airworthiness Requirements)和CS-E 3 个时期。

欧洲最早的适航规章可追溯至 1926 年的《英国民航适航要求》(BCAR,British Civil Airworthiness Requirements)[42],随后法国民用航空局(DGAC,Direction Générale de l′Aviation Civile)和德国联邦航空局(LBA,Luftfahrt-Bundesamt)相继发布本国适航规章。

20 世纪 70 年代,在欧洲一体化背景下,为协调各国民航当局适航标准、推动欧洲航空工业发展和互认,欧洲联合航空局(JAA,Joint Aviation Authorities)于 1972 年以英国规章 BCAR C 章第 7 版为基础编制《发动机联合适航要求》(JAR-E)[43],标志着欧洲适航标准逐步走向统一。

2003 年 9 月,EASA 正式成立,取代 JAA,由合作性组织转型为具有法律约束力的欧盟机构,全面负责欧盟范围内航空产品型号合格审定。同年,EASA 发布 CS-E,取代 JAR-E。CS-E 以 JAR-E 为基础,并融合《滑翔机和动力滑翔机 适航审定规范》第 H 分部(CS-22 Subpart H)及《联合航空要求》(JAR-VLR)附录 B 相关要求。此后 CS-E 经历多次修订,现行有效的 CS-E 是 2026 年 9 月 25 日发布的第 9 修正案[10,44-51]。

2.1.3 中国:引进借鉴到自主完善

中国航空发动机适航规章主要参考 FAA 的 FAR 33 制定。初版 CCAR-33 于 1988 年 2 月 9 日颁布,安全水平等效于 FAR 33 第 11 修正案;之后经历 2002 年 3 月 20 日和 2011 年 3 月 15 日两次修订,其中第一次修订版《航空发动机适航规定》(CCAR-33R1)安全水平等效于 FAR 33 第 20 修正案;现行有效的第二次修订版 CCAR-33R2 与 FAR 33 第 30 修正案安全水平相当[52-57]。对于涡轮发动机持久试验要求,CCAR-33、CCAR-33R1 和 CCAR-33R2 版的第 33.87 条款分别等效于 FAR 33 第 10、18 和 30 修正案[54,58-59]。

2.2 民用持久试验要求演变历程

与军用持久试验逐步向任务化和分阶段验证发展不同,民用航空发动机持久试验在 1957 年形成“6 h × 25 阶段”的 150 h 基本框架后,其核心试车谱长期保持稳定。此后的发展主要围绕试验条件、特殊额定状态、附加要求以及符合性方法进行补充完善。随着发动机结构、控制和冷却技术的不断发展,传统规定性试车谱与部分发动机实际工作特征逐渐出现不匹配,进一步推动了等效持久试验等替代符合性方法的发展。

2.2.1 美国:核心试车谱的确立与长期保持

美国民用发动机的持久试验要求最早可追溯至 1937 年针对活塞发动机的 50 h 耐久性试验[38]。1941年,CAR 统一了持久试验要求,首次形成 150 h 的总试验时长,主要考核发动机结构的蠕变损伤,为后续涡轮发动机持久试验框架的建立奠定了基础[39]。

1952 年,CAR 将活塞发动机与涡轮发动机的持久试验要求分开,涡轮发动机在保持 150 h 总时长的基础上采用多状态组合的“5 h × 30 阶段”循环试验方式,包括起飞—慢车交替、递增巡航功率以及加减速等典型环节,持久试验由单一状态考核发展为多状态

循环考核[40]。1957年,针对军民发动机持久试验标准差异导致的民机取证困难,CAR将150 h持久试验的组织方式确定为“6 h × 25阶段”的试验模式,并通过调整工作状态组合、增加高周疲劳考核以及优化最高温度和转速条件等方式,确立了此后长期沿用的基本试车谱[60]。

1965年,FAR体系建立,持久试验相关条款随之经历了多次修订,但均未改变“6 h × 25阶段”核心试车谱及其基本试验顺序,主要针对额定值、试验条件、引气和附件运行、应急功率(OEI,one engine inoperative)及瞬时超转等特殊工况,以及试验前后的性能要求进行补充和完善[54,58–59,61–65]。因此,美国民用发动机持久试验的演变呈现出核心试车谱长期保持、附加要求持续完善的演变特征。

2.2.2　欧洲:军民趋同的持久试验要求

欧洲民用发动机持久试验随其适航规章体系由JAR–E向CS–E的演变而延续。JAR–E在形成过程中广泛吸收了美国发动机适航要求,CS–E建立后继承其基本技术框架,并在与FAR 33持续协调过程中不断完善。因此,欧洲民用发动机持久试验要求并未形成独立的试车谱演化路径,主要表现为对成熟150 h验证框架的继承和局部修订。现行CS–E 740规定的150 h持久试验采用“6 h × 25阶段”,在试验目的、阶段划分、工作限制及附加要求等方面与FAR 33.87基本等效,仅在部分特殊工况,如OEI的验证方面存在差异。随后,CS–E的第8修正案正式将等效持久试验写入CS–E 740(c)(4)条款,作为可选择的符合性方法。由于英国军用标准与民用适航要求具有较强的一致性,欧洲民用发动机的持久试车谱与军用标准之间也保持了较高的一致性,这一特点与美国军民标准长期分立的格局形成对照[10]。

2.2.3　中国:主体框架稳定与符合性指导完善

中国民用发动机持久试验要求随CCAR–33体系的建立而产生,主要参考FAR 33制定。现行CCAR–33R2的第33.87条款安全水平与FAR 33第30修正案相当,其核心试车谱的主体要求长期保持稳定。后续发展主要体现为符合性指导文件如咨询通告(AC,advisory circular)的补充完善。2024年发布的《航空发动机审定》(AC–33–AA–2024–01R1)相比于前一版《航空发动机审定》(AC–33–AA–2022–01)增加了对持久试验要求的可接受符合性方法的指导[1,66]。

总体来看,传统民用发动机持久试验的发展长期呈现“主体要求保持稳定、附加要求持续完善”的特征。这种高度稳定的规定性框架有利于维持统一的最低安全标准和审定一致性。但是,随着现代发动机设计特征与传统试验前提假设之间的差异不断增大,如何在保持原有安全考核意图的同时,减少非典型乃至过度严苛的要求,已成为持久试验要求及符合性方法发展的重要议题。这也正是等效持久试验及其所遵循的“基于安全效果”的理念受到关注的根本原因。

2.3　基于安全效果的等效持久试验理念发展

随着航空发动机设计技术的不断发展,民用航空发动机设计特征发生了显著变化,如单转子变为双转子或三转子、齿轮风扇发动机的出现、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节精细化设计等,传统持久试验所规定的“三红线”工况与部分现代发动机的实际工作特征已出现不协调。其中,“三红线”主要指典型双转子涡扇发动机的低压转子转速(N_1)、高压转子转速(N_2)及排气温度(EGT,exhaust gas temperature)同时达到各自限制值的工况,相关限制值分别对应最大起飞状态(MTO,maximum takeoff)和最大连续状态(MCT,maximum continuous)等额定工作状态。FAA航空规章制定咨询委员会(ARAC,Aviation Rulemaking Advisory Committee)联合工业部门对此开展了系统性研究,主要识别出两类核心问题。

2.3.1　传统持久试验存在的问题

问题1　在现代发动机工作循环中,各物理转速、EGT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、非冷却结构,发动机EGT和转子转速红线值具有同时出现的物理基础。随着双转子、三转子及冷却涡轮等技术发展,不同物理参数达到红线值的工况条件逐渐分离。实际运行数据表明,现代发动机中EGT与转子转速(N_1和N_2)同时接近红线的“三红线”状态极为罕见,即便出现最接近情况,各参数仍保留了可观的裕度[9]。

问题2　发动机内部二次流冷却系统的精细化设计,导致试验规定的EGT红线值与温度限制部件的实际工作温度产生偏离。

除红线值难以同时出现外,发动机内部二次流冷却系统的精细化设计还使得EGT红线与涡轮等温度

限制部件的实际金属温度之间产生偏离。发动机按传统“三红线”条件运行时，压气机被迫偏离设计工况运行，冷却气源的压力、温度及流量均发生变化，进而降低对涡轮部件的冷却效果，使其处于非典型的高温工作状态。由此，导致涡轮部件产生超出实际运行包线的蠕变损伤，而运行中可能遇到的其他故障模式则不能充分暴露[9]。在实际型号合格审定过程中，为满足“三红线”条件，申请人往往需要采取过度增压、调整控制系统、采用非正常可调导叶等方式，这些偏离均不符合发动机的型号设计目标。

2.3.2　等效持久试验研究

为解决传统规定性适航要求与新技术之间存在的不协调问题，ICAO 提出了“基于规定性的规章要求+可选择的基于安全效果的规章要求”安全监管策略，推动适航规章逐步向基于安全效果要求为主的方向发展。在此背景下，针对传统持久试验对新技术、新构型适应性不足的问题，FAA 和 EASA 均开展了等效持久试验研究。与传统持久试验明确规定试车谱及“三红线”等具体实施条件不同，等效持久试验在保持现有 150 h 持久试验的安全考核意图不变的前提下，采用“基于安全效果”与“基于规定性”相结合的符合性验证思路，由申请人根据发动机实际服役条件和最严苛运行状态确定试验方案。

在上述研究基础上，2025 年 EASA 正式将等效持久试验纳入 CS-E 第 8 修正案，作为可选择的符合性方法，主要针对按传统要求开展试验会产生过度偏离的发动机构型。等效持久试验要求关键零部件的累积损伤至少要达到传统试验的严苛度水平，并以加速蠕变寿命消耗作为主要等效性评估基准，同时须证明其他损伤机制的累积损伤不低于传统试验。采用等效持久试验方案时，需借助可表征发动机全寿命周期劣化过程的热力学模型，结合飞行包线确定最严苛工作条件及其暴露时间。试验分为运行能力验证与耐久性验证两个阶段：前者覆盖高压转子红线转速、风扇转子红线转速及 EGT 红线的运行能力演示；后者以严苛度等效为原则补充试车，以实现关键零部件蠕变与疲劳损伤的等效累积[10]。图 2 给出了等效持久试验的验证路径及物理内涵。

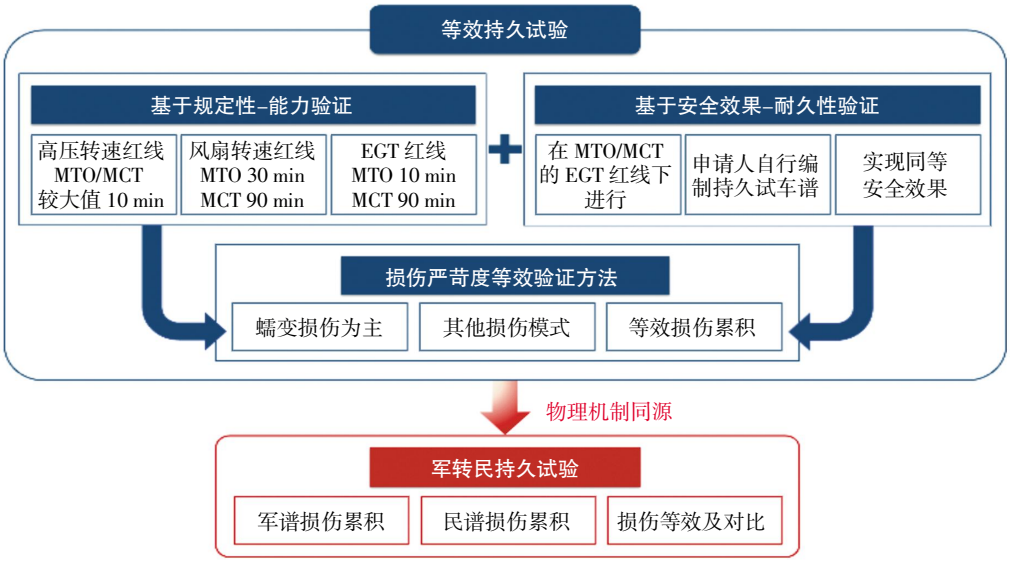


图 2　等效持久试验验证路径及物理内涵

Fig. 2　Verification path and physical connotation of equivalent endurance tests

由此可见，等效持久试验的内涵可从适航要求与物理机制两个层面理解：在适航要求层面，其体现了 ICAO“基于安全效果”监管策略在发动机适航审定中的实践；在物理机制层面，其体现了发动机关键零部件的损伤严苛度等效。民用发动机等效持久试验以损伤严苛度等效替代试验条件的理念，对先军后民适航采信路径研究具有直接借鉴意义。

图 3 给出了美国、欧洲和中国航空涡轮发动机民用适航规章及持久试验要求的演变历程。从图 3 中可以看出，总体呈现“核心试车谱长期稳定、附加要求持续完善、符合性方法向基于安全效果拓展”的主线，其核心是在保持 150 h 持久试验安全考核意图的前提下，以关键零部件损伤严苛度等效适应现代发动机的实际工作特征。

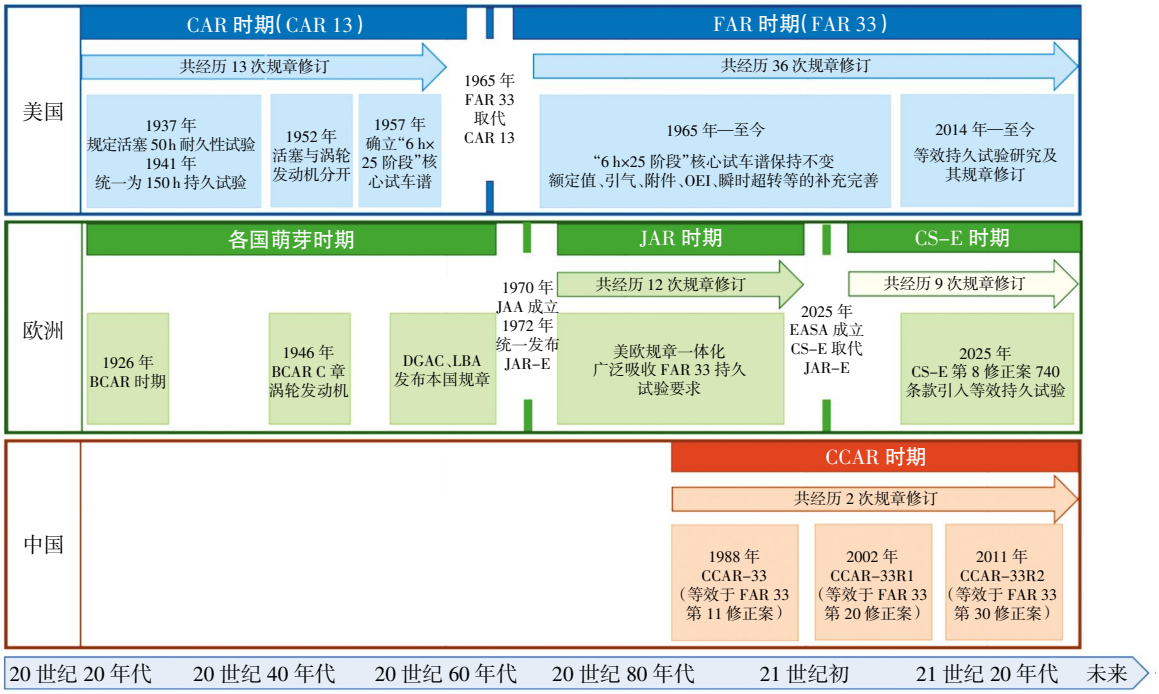


图 3　美国、欧洲和中国航空涡轮发动机民用适航规章及持久试验要求演变历程

Fig. 3　Evolution of civil airworthiness regulations and endurance test requirements for aircraft turbine engines in the United States, Europe and China

3　现行涡轴/涡桨发动机军民持久试验要求对比

军用标准体系和民用航空适航规章虽然形成背景和发展路径不同，但二者都经历了由经验积累向规范化、体系化和科学化发展的过程。随着航空发动机结构、材料、控制等技术的不断发展，军用标准和民用适航规章均逐步由以历史型号经验和规定性技术要求为主，向系统安全性、结构完整性、可靠性及风险控制等综合要求方向拓展，符合性验证方式也由相对单一的规定性试验向试验、分析及多种方法组合发展。近年来，国内关于下一代航空发动机适航规章的研究提出了以系统安全要求为统领，在保证安全等效的基础上兼顾国际兼容和本土适用，并充分吸收军民用发动机研制实践经验的顶层规划路径，为军民用发动机的进一步融合提供了条件[67]。

然而，军民用标准体系并非向完全一致的方向发展，其差异的根源在于规范目标、任务需求和监管机制的不同。军用标准主要面向装备型号研制、鉴定及全寿命周期管理，强调发动机对规定任务剖面和使用环境的适应能力；民用适航规章则以保障公众安全为核心，通过确立最低安全标准，支撑型号合格审定和持续运行。两者在安全性、可靠性和结构完整性方面具有共同的技术基础，总体呈现出“技术基础趋同、规范目标和应用场景分化、具体符合性要求存在差异”的特点。

本章以涡轴/涡桨发动机为对象，详细对比了现行军用标准 GJB 242A—2018 与民用适航规章 CCAR–33R2 在持久试验要求上的异同，重点围绕主体要求与附加要求两方面展开分析。

3.1　主体要求对比

从持久试验主体要求所对应的损伤机制出发，其试车谱可划分为循环谱、保载谱与阶梯谱 3 类。

需要说明的是，GJB 242A—2018 与 CCAR–33R2 对发动机的部分工作状态的表述存在差异。其中，军用标准中的“最大状态”与民用适航规章中的“起飞”在本文所比较的持久试车谱中属于相对应的高功率工作状态。

3.1.1　循环谱

循环谱主要通过发动机在不同状态之间反复转换形成热载荷与机械载荷循环，重点考核结构在循环载荷作用下的低周疲劳、蠕变–疲劳损伤及循环变形等耐久特性。其中，最大状态(起飞)与慢车交替是军民持久试验共同采用的典型循环形式，如图 4(a)所示。图 4(a)展示了军民持久试验共有的最大状态(起飞)与慢车状态交替循环。图中各水平段表示发动机

在相应状态下的持续运行过程,曲线附近的 5 min 为单次循环中各状态的持续运行时间,右侧说明则给出了军民持久试验循环谱共有部分的循环次数及最大状态(起飞)累计保载时间。通过最大状态(起飞)与慢车状态的反复切换,形成较大温度梯度和热–机械应力循环,加速考核关键结构的低周疲劳与蠕变损伤,并暴露叶尖、篦齿等部位的碰磨及循环变形问题。

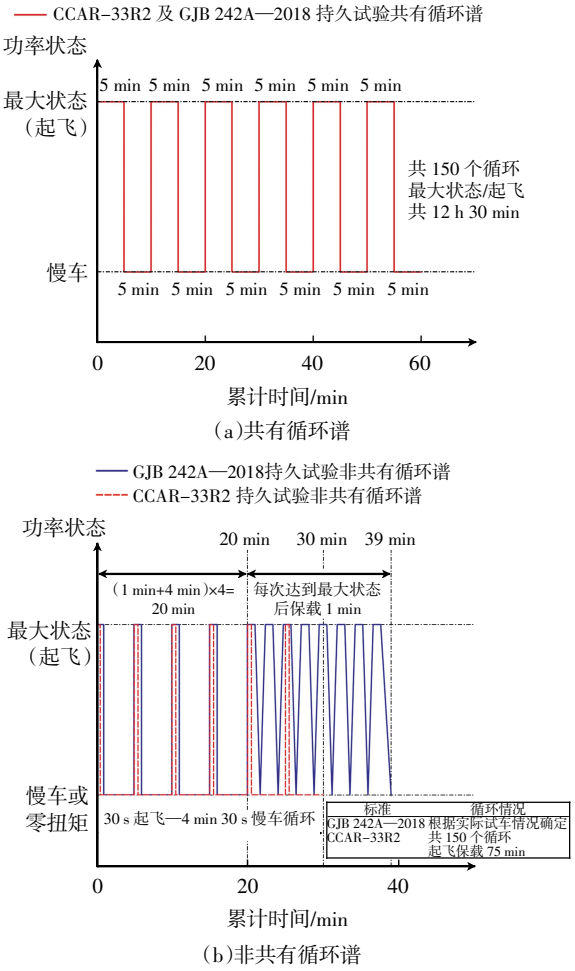


图 4　涡轴/涡桨发动机军民持久试验循环谱对比

Fig.4　Comparison of cyclic spectra in military and civil endurance tests for turboshaft/turboprop engines

民用持久试验在起飞与慢车循环之外,还设置了加减速循环,以慢车与起飞状态间的快速转换为主,用于考核中止起飞/复飞的可操作性及叶尖与机匣之间的碰磨情况,并累积低周疲劳损伤;军用持久试验则进一步设置了功率变换、中间—最大状态等循环,使发动机在最大状态、零扭矩、中间状态等状态间反复切换。由此可见,二者均通过循环载荷累积疲劳损伤,但民用谱以固定加减速循环为主,军用谱状态组合更多、加载路径更复杂,疲劳谱严苛度更高。图 4(b)展示了军民持久试验非共有循环谱的差异。曲线附近的时间标注表示单次循环中相应状态的持续运行时间,其中军用谱采用最大状态保载 1 min与慢车状态运行 4 min 交替的方式,民用谱则采用起飞状态运行 30 s 与慢车状态运行 4 min 30 s 交替的方式,而军用谱还包括最大状态保载 1 min 与零扭矩状态(无保载)之间循环的过程,共持续 19 min,实际循环数由不同型号的实际试车情况确定。此外,图 4(b)中 20 min 及39 min 分别代表军用非共有循环谱的两个阶段的结束时间,30 min 代表民用非共有循环谱的结束时间。右侧表格则分别给出了民用试验的循环次数与起飞状态累计保载时间,以及军用持久试验循环的确定方式。

对于涡桨发动机,螺旋桨顺桨和反桨构成了区别于涡喷/涡扇、涡轴发动机的特殊循环工况。GJB 242A—2018 将顺桨、反桨状态直接纳入持久试验循环,而 CCAR–33R2 则通过第 33.95 条款“发动机–螺旋桨系统试验”进行规定,AC–33–AA–2024–01R1 中规定其相关状态的试验通常结合在其他发动机整机试验中完成。由此可见,军民用标准在此类特殊循环的验证对象和试验组织方式上存在一定差异。

3.1.2　保载谱

保载谱主要通过发动机在特定功率或推力状态下持续运行,考核结构在长时间热载荷和机械载荷作用下的蠕变、持久损伤及持续工作能力。保载状态和时间分配取决于实际飞行任务,军机飞行任务通常较民机更为复杂,因此其保载谱覆盖的工况也更为多样。

图 5 给出了涡轴/涡桨发动机军民持久试验保载谱对比。

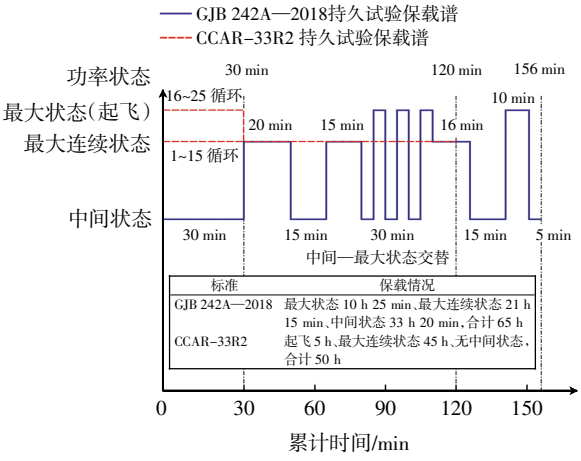


图 5　涡轴/涡桨发动机军民持久试验保载谱对比

Fig.5　Comparison of dwell spectra in military and civil endurance tests for turboshaft/turboprop engines

图 5 中以典型工况的运行时序表征军民用保载谱的差异,曲线附近的时间标注表示相应状态的连续

保载时间或交替工况的总持续时间。此外，120 min 及 156 min 分别代表民用保载谱和军用保载谱的结束时间，30 min 代表民用保载谱的不同循环中对应状态的持续时间：在持久试验的 25 次循环中，1~15 循环为 30 min 的最大连续状态保载，16~25 循环为 30 min 起飞保载。下方表格则统计了完整持久试验中各状态的累计保载时间。民用适航规章中的保载工况具有明显的任务背景，其中最大连续状态下 30 min 持续运行在一定程度上反映了飞机由起飞向巡航过渡的典型时间尺度，90 min 连续运行则与延程运行（ETOPS，extended operations）下的典型持续飞行时间相关。相比之下，GJB 242A—2018 设置了中间状态、最大连续状态及中间—最大状态转换等多种保载工况，分别考核不同转速、扭矩组合下的持续工作能力，保载谱覆盖的工作状态更为丰富。此外，GJB 242 系列标准在最大状态保载方面考虑了发动机自身的持续工作限制，当最大状态允许的连续工作时间不足规定值时，可按实际限制时间运行，其余时间转入中间状态。这表明军用持久试验在规定高功率保载要求的同时，也兼顾了型号本身的工作限制。

总体而言，军民持久试验均包含起飞、慢车、最大连续等主要保载状态，但军用标准进一步设置了更丰富的中间状态及功率转换工况，累计保载时间也存在差异。但需注意，保载时间更长并不直接等价于严苛度更高，两类试验的整体严苛度仍需结合具体载荷水平及相应损伤机制进一步评价。

3.1.3　阶梯谱

阶梯谱主要考核整机振动，要求覆盖发动机全转速区间，暴露振动问题，并要求相关零部件在共振峰值转速附近具有足够的振动运行时间。

图 6 给出了涡轴/涡桨发动机军民持久试验阶梯谱对比。图中以不同转速状态下的分级运行过程表征阶梯谱的加载方式，曲线中的各水平段表示相应阶梯的持续运行过程，纵向变化表示阶梯间的工况切换。其中 48 min 和 96 min 分别对应军用谱高、低转速阶梯段的结束时刻，150 min 对应民用谱的结束时刻；右侧表格则分别标明了军民用阶梯谱的阶梯数量及各阶梯的持续时间。军民持久试验均设置多级阶梯式变工况，但在阶梯数量、各阶梯持续时间及临界振动工况处理方式上存在差异。GJB 242A—2018允许根据试验识别的压气机或涡轮临界振动状态调整阶梯谱，以危险振动转速及其邻近区域工况替代部分递增扭矩运转，体现了军用标准对实际振动风险的针对性考核。CCAR-33R2 在最大连续状态和慢车之间共分为 15 个阶梯，对于有连续 OEI 要求的发动机则减少至12个阶梯；GJB 242A—2018 则分为 8 个阶梯。

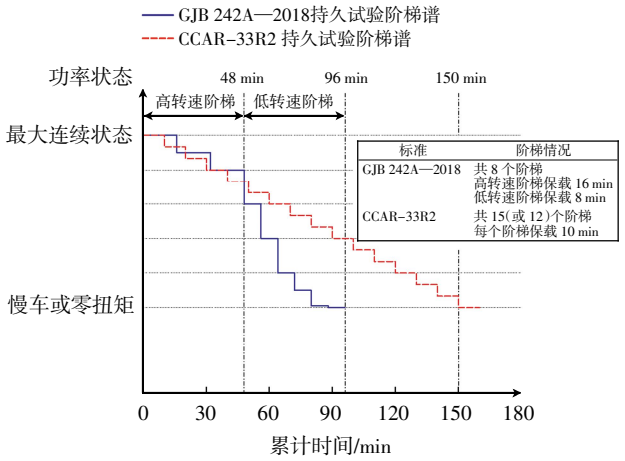


图 6　涡轴/涡桨发动机军民持久试验阶梯谱对比

Fig.6　Comparison of stepped spectra in military and civil endurance tests for turboshaft/turboprop engines

3.2　附加要求对比

附加要求方面，温度、引气及附件加载等常规项目的军民要求基本一致。燃滑油系统都要求考核压力、温度边界下的工作能力，但具体参数设置和试验阶段安排不同。民用适航规章要求的起动次数较少，军用标准则设置了更多次起动及更细的停车间隔。OEI 验证差异最为突出，民用适航规章按不同 OEI 时长分别设定持久试车谱或补充谱，长时 OEI 侧重持续高功率保载，短时 OEI 以补充试验中的重复高功率循环验证；军用标准则采用最大连续状态与应急功率状态交替的参数化循环。

4　持久试验先军后民适航采信技术路径探索

4.1　军民持久试验主体要求耐久性考核共性问题

前文对军民持久试验演进历程和试车谱的对比分析表明，尽管二者在型号目标需求、试车谱构型上存在差异，但其考核本质具有一致性，即均在整机环境和持久试车谱下，评估关键零部件抵抗低周疲劳、蠕变和高周疲劳等损伤模式的能力，以表明其对军用标准或民用适航规章的符合性。上述多模式损伤是军民持久试验中航空涡轮发动机关键零部件（尤其是热端部件）面临的共性问题，也是开展军转民适航采信分析的基础。

对于低周疲劳，在 GJB 242A—2018 和 CCAR-33R2 中，最大状态（起飞）与慢车交替等循环谱导致航空涡

轮发动机轮盘、轴和叶片等关键旋转部件承受循环热–机械载荷,引起典型的热–机械疲劳损伤,表现为循环塑性变形和结构微观组织退化等。循环谱的加载过程还可导致涡轮导向叶片等静子结构承受循环热冲击载荷,产生热疲劳损伤,表现为裂纹萌生、扩展或材料剥落等。此类载荷循环寿命通常低于 5×10^4 次,属于低周疲劳范畴。虽然军民持久试验循环谱有所不同,但所导致的损伤模式均具有典型的低周疲劳特点。

对于蠕变,军民持久试验中的最大状态(起飞)、最大连续等主要保载状态,会使涡轮叶片和涡轮盘等热端旋转部件在高温环境下承受稳定的离心载荷,产生蠕变损伤。宏观上表现为时间相关的蠕变变形,微观上则伴随材料的蠕变空洞和微观组织退化。阶梯谱还会引起阶梯蠕变,使蠕变损伤规律较恒载蠕变更为复杂。从考核本质看,军民持久试验均需要对涡轮叶片和涡轮盘的蠕变变形与持久损伤进行考核,确保涡轮叶片伸长量满足限制要求。

对于高周疲劳,阶梯谱使压气机和涡轮转子叶片在转速区间内逐步接近共振转速,承受离心载荷与高频振动激励共同作用下的高周疲劳损伤,属于高应力比高周疲劳问题。在此期间,转子叶片需承受 10^7 次循环的振动激励而不发生高周疲劳失效。与压气机转子叶片相比,高温环境使涡轮转子叶片的高应力比高周疲劳具有更明显的蠕变—高周疲劳耦合特征。因此,军民用航空涡轮发动机持久试验均包含对高应力比高周疲劳强度的考核。

需要指出的是,军民持久试验还必然存在循环谱、保载谱和阶梯谱之间的交互作用,引起载荷次序效应和低周疲劳、蠕变、高周疲劳多模式损伤的非线性累积,具有典型的复合疲劳损伤特征。

4.2　持久试验先军后民适航采信技术路径

本文的持久试验先军后民适航采信包括两部分:①主体要求对应的关键零部件耐久性核心数据的采信;②附加要求对应的各系统和应急功率等整机验证数据的采信。前者主要采用基于损伤严苛度等效的采信路径;后者则按验证项目开展覆盖性分析。

4.2.1　主体要求核心数据采信

持久试验是军机研制和民机适航取证中最重要的整机考核试验。在军民持久试验载荷谱存在差异的情况下,建立基于严苛度等效的军机转民机持久试验采信技术路径有望成为未来军转民适航审查的有效符合性方法。根据 4.1 节对军民持久试验耐久性考核共性问题的分析,本节进一步以关键零部件损伤严苛度等效为核心,探讨先军后民持久试验采信的技术路径。图 7 给出了持久试验主体要求部分的先军后民适航采信技术路径。



图 7　持久试验主体要求部分的先军后民适航采信技术路径

Fig. 7　Technical path for military–to–civil airworthiness crediting of the main endurance test requirements

步骤 1　整机环境下关键零部件热–机械载荷边界构建。从军民持久试验载荷谱出发,在整机复杂系统环境下捕捉关键零部件的热–机械载荷时空演化规律。建立涵盖航空涡轮发动机性能部件、空气系统元件和耦合元件的整机模型,完成主流和空气系统耦合建模。采用经验证的关键零部件特性参数,计算分析关键零部件的稳态和瞬态热–机械载荷,为部件级分析提供载荷边界。

步骤 2　部件级应力应变分析与危险载荷识别。对关键零部件进行热–机械应力应变仿真分析,在部件层面识别影响结构安全性的危险载荷。建立叶片、轮盘、轴等关键零部件模型,结合前述获得的载荷边界,采用混维方法获得零部件稳态和瞬态温度场。基于经验证的本构模型开展应力应变分析,获得其温度–应力/应变的循环响应,识别危险部位与危险载荷工况。

步骤 3　持久试车谱下损伤量化与严苛度评价。针对典型危险载荷,开展关键零部件材料和模拟件的疲劳、蠕变和持久试验,建立性能数据库和微观组织演化图谱库,结合材料及模拟件的宏观变形、结构微观组织退化和寿命规律,形成损伤和寿命评估模型。通过材料级试验标定材料参数,由模拟件的断裂截尾结果验证低周疲劳、蠕变和高周疲劳相关的损伤和寿命模型的合理性。开展 150 h 持久试车谱下的损伤评

估,并利用已有的军用持久试验所得的关键零部件宏观变形和微观组织退化数据进行验证或修正。进而,进行军民持久试车谱下关键零部件损伤评估,形成关键零部件的损伤严苛度量化评价方法。

步骤 4　先军后民适航采信判定与补充试验决策。完成军民持久试验要求下的关键零部件损伤对比。如果军用持久试车谱造成的结构损伤不低于民用对应要求,则可以作为支持军转民适航符合性的采信证据;反之,则根据损伤评估结果,确定补充试验的内容与时长,进而表明对适航规章的符合性。该路径以关键零部件损伤等效为核心,涵盖整机—部件—材料的跨层级分析与试验验证,可为先军后民持久试验采信提供定量、可操作的判定依据。

4.2.2　附加要求验证数据采信

除关键零部件耐久性考核外,持久试验还包含温度、引气、附件加载、起动、燃滑油及应急功率等整机级附加验证,其采信需按项目覆盖性分类判定。根据 3.2 节附加要求对比结果,温度、引气及附件加载等常规项目,在军用试验条件覆盖民用要求且判定准则相当或更严时,可条件采信;起动项目在覆盖民用包线并满足其判定准则时可采信,否则补充差异验证;燃滑油系统在常规压力、温度边界及滑油规格等条件一致时可部分采信,民用特有或更严苛的边界条件需补充试验。应急功率方面,民用按不同 OEI 时长分别设置持久试车谱或补充谱,军用采用最大连续与应急功率交替的参数化循环,与民用验证逻辑不同,难以直接采信,应按 CCAR-33R2 中对应 OEI 时长要求补充试验。

5　结语

本文围绕航空涡轴/涡桨发动机军民持久试验差异开展了系统分析,探索了军民两用航空发动机持久试验的先军后民适航采信严苛度评价路径,得出以下主要结论。

(1)军用持久试验的演进,总体上由按固定试车谱逐项完成规定状态,转向以实际任务中的损伤为基准设计和评价试验。美国军用持久试验由规定谱逐步转向任务谱,其中涡轴/涡桨发动机以循环型耐久性试车为主;以英国军用标准为代表的欧洲军用要求,其持久试验与民用适航要求总体一致;中国则从参照美国军用标准编制通用规范起步,逐步结合国内型号经验修订完善,体现了从参照编制到自主完善的发展过程。

(2)民用持久试验以长期稳定的核心循环谱为基本框架,并通过附加要求逐步补充完善。美国、欧洲和中国的民用持久试验要求技术框架趋同,差异主要体现在特殊工况的验证方式上。随着现代发动机设计特征与传统“三红线”要求的矛盾日益突出,FAA 和 EASA 开展了等效持久试验研究;EASA 已将等效持久试验纳入 CS-E 740 条款,以加速蠕变寿命消耗为等效基准,标志着民用持久试验由规定性要求向基于安全效果的要求拓展。

(3)现行军民持久试验的考核目标总体一致,但受任务需求、使用环境和飞行剖面影响,二者试车谱设计理念存在差异。主体要求方面,循环谱中起飞与慢车交替为军民用共用要求,民用另设加减速循环,军用增设功率变换等工况;其中保载谱的军用标准覆盖工况更丰富,但其严苛度仍需结合载荷水平与损伤类型等定量评价;阶梯谱的民用阶梯数量更多,军用标准则允许根据临界振动状态进行调整。附加要求方面,温度、引气及附件加载等常规项目基本一致,差异主要集中在起动次数与 OEI 验证方式上。

(4)尽管军民持久试车谱存在差异,但二者底层物理机制同源,均是在整机系统环境下对关键零部件耐久性进行考核,考核内容主要包括低周疲劳与蠕变引起的宏观变形和微观组织退化,以及高周疲劳强度。基于结构性能退化或损伤的物理本质,建议以整机热-机械载荷分析为起点,量化评估军民持久试车谱下关键零部件的损伤,构建基于损伤严苛度等效的军转民持久试验采信技术路径,为军转民适航审查提供技术支撑。

后续将按本文 4.2.1 节步骤 1~4 开展军转民适航采信研究,核心研究内容有如下几点。

(1)载荷边界构建与危险载荷识别。当前对军民持久试车谱下关键零部件耐久性的评估,多局限于稳态热-机械载荷下的结构强度分析,尚未充分考虑整机瞬态载荷的影响。未来可从两方面深入:①发展军民两用航空发动机关键零部件在持久试车谱下的瞬态热-机械载荷时空演化规律的高精度分析与验证方法;②辨识不同载荷循环对关键零部件损伤的影响及主导作用,为军民持久试验载荷谱等效替代及后续可能的补充试验提供载荷输入。

(2)数据库建设。现有损伤与寿命模型多局限于简单载荷下的断裂寿命分析,材料或模拟件试验数据通常以断裂为终止,难以直接用于 150 h 持久试验等定时截尾试验的损伤严苛度评价。建议面向 150 h 整机持

久试车谱,完善材料和模拟件的定时截尾数据,建立涵盖材料/模拟件的载荷、变形、微观组织等多源信息数据库,为持久试验军转民提供可用数据支撑。

(3)军民持久试验严苛度等效判据。建议进一步完善复杂载荷谱下航空发动机关键零部件耐久性评估方法,充分考虑持久试车谱的瞬变效应、次序效应和耦合效应,并引入发动机性能衰退的影响;探索宏观不可逆变形与微观组织退化相结合的关键零部件损伤量化方法,构建载荷—宏观变形—微观损伤的多维量化关系,形成整机试车谱下的结构耐久性量化评估方法与判据,为军民持久试验的先军后民适航符合性判定提供依据。

参考文献:

[1] AC-33-AA-2024-01R1 航空发动机审定[S].

[2] 王粲, 张腾. 军用航空发动机标准发展概述[J]. 航空动力, 2020(3): 57-60.

[3] Ogg J S, Taylor W R. Accelerated mission testing of gas turbine engines [J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(4): 247-249.

[4] 綦蕾, 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.

[5] AC 33.87-1A: 2015 Engine overtorque test, calibration test, endurance test, and teardown inspection for turbine engine certification[S].

[6] 于宏军. CCAR33 部、34 部与 GJB241 的试验要求对比分析[J]. 航空标准化与质量, 2006(5): 18-21.

[7] 唐伟, 刘启国, 朱瑾, 等. FAR 33 与 GJB 241A 技术要求对比分析[J]. 航空标准化与质量, 2012(4): 36-40.

[8] 朱晓斌, 吴晶峰. 军用航空发动机转民用适航可行性研究[J]. 民航学报, 2026, 10(3): 186-190.

[9] AVIATION RULE MAKING ADVISORY COMMITTEE. Alternate test to 14 CFR 33. 87 endurance test[R]. Federal Aviation Administration.

[10] CS-E Amendment 8: 2025 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[11] 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.

[12] 汤鑫豪, 窦英睿. 涡扇发动机等效持久试车谱适航符合性设计与验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51(1): 133-140.

[13] MIL-E-5007A: 1951 Engines, aircraft, turbojet and turbofan[S].

[14] MIL-E-5007D: 1973 Engines, aircraft, turbojet and turbofan[S].

[15] MIL-E-8593A: 1975 Engines, aircraft, turboshaft and turboprop[S].

[16] MIL-E-87231: 1985 Engines, aircraft, turbojet and turbofan[S].

[17] MIL-HDBK-1783: 1997 Engine structural integrity program (ENSIP)[S].

[18] JSGS-87231A Engines, aircraft, turbine[S].

[19] JSSG-2007 Engines, aircraft, turbine[S].

[20] JSSG-2007A Engines, aircraft, turbine[S].

[21] JSSG-2007B Engines, aircraft, turbine[S].

[22] JSSG-2007C Engines, aircraft, turbine[S].

[23] JSSG-2007D Engines, aircraft, turbine[S].

[24] Pittini M, Kourousis K I. Harmonising and standardising military airworthiness in Europe: A review of key aspects and achievements[J]. The Aeronautical Journal, 2024, 128(1323): 911-927.

[25] DEF STAN 00-971 Issue 1 General specification for aircraft gas turbine engines[S].

[26] DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 1 Design and airworthiness requirements for service aircraft—Part 11: Engines[S].

[27] DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 3 Design and airworthiness requirements for service aircraft—part 11: Engines[S].

[28] DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 4 Design and airworthiness requirements for service aircraft—part 11: Engines[S].

[29] DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 5 Design and airworthiness requirements for service aircraft—part 11: Engines[S].

[30] DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 6 (2015) Design and airworthiness requirements for service aircraft—part 11: Engines[S].

[31] DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 7 Design and airworthiness requirements for service aircraft—part 11: Engines[S].

[32] DEF STAN 00-970 Part 11 Issue 8 Certification specifications for airworthiness—part 11: Engines[S].

[33] GJB 241—1987 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].

[34] GJB 242—1987 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范[S].

[35] GJB 241A—2010 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].

[36] GJB 242A—2018 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范[S].

[37] CS-E Initial issue Certification specifications for engines[S].

[38] CAR Chapter 13: 1937 Aircraft engine airworthiness[S].

[39] CAR Part 13: 1941 Aircraft engine airworthiness[S].

[40] CAR Part 13: 1952 Aircraft engine airworthiness[S].

[41] Amendment 33-36: 2023 Medium flocking bird test at climb condition [S].

[42] Airworthiness Handbook for Civil Aircraft (A. P. 1208) Amendment List No. 46[M]. London: His Majesty's Stationery Office, 1936.

[43] JAR-E: 1972 Joint airworthiness requirements: Engines[S].

[44] CS-E Amendment 1: 2007 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[45] CS-E amendment 2: 2009 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[46] CS-E Amendment 3: 2010 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[47] CS-E Amendment 4: 2015 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[48] CS-E amendment 5: 2018 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[49] CS-E Amendment 6: 2020 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[50] CS-E Amendment 7: 2023 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[51] CS-E Amendment 9: 2026 Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S].

[52] Amendment 33-11: 1986 Airworthiness standards: aircraft engines; turboprop engine propeller brake[S].

[53] Amendment 33-20: 2000 Airworthiness standards: bird ingestion[S].

[54] Amendment 33-30:2009 Airworthiness standards: aircraft engine over-

(下转第 23 页)

Advances and Current Practices in Mobility, 2022, 4(4): 1126–1137.

[11] Olaru A, Gaina M K. Aircraft fuel tank inspection with hexapod mobile robot[J]. International Journal of Mechatronics and Applied Mechanics, 2022, 1(11): 66–76.

[12] Marquette W, Schultz K, Jonnalagadda V, et al. Semi–autonomous tele–operation using differential flatness of a crane robot for aircraft in–wing inspection[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2025, 10(3): 2742–2749.

[13] Ricárdez Ortigosa A, Bestmann M, Heilemann F, et al. Foundations for teleoperation and motion planning towards robot–assisted aircraft fuel tank inspection[J]. Aerospace, 2025, 12(2): 156.

[14] Zhong Yuhai, Wang Runxiao, Feng Huashan, et al. Analysis and re–search of quadruped robot′s legs: a comprehensive review[J]. Interna–tional Journal of Advanced Robotic Systems, 2019, 16(3): 1729881–419844148.

[15] Luo Jianwen, Ye Shusheng, Su Juntong, et al. Prismatic quasi–direct–drives for dynamic quadruped locomotion with high payload capacity[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2022, 235: 107698.

[16] Xu Yong, Liang Zheng, Liu Jiali. A new metamorphic parallel leg mechanism with reconfigurable moving platform[J]. Mathematical Prob–lems in Engineering, 2020, 2020: 1–11.

[17] 张月, 董雷, 宦荣华, 等. 风电叶片管道内窥履带机器人的设计与运动分析[J]. 中国机械工程, 2021, 32(15): 1884–1889.

[18] 张铁, 吴骄任, 蔡蒂, 等. GIS 内壁检测的四足爬壁机器人运动学分析[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2021(6): 6–10.

[19] 裴海珊, 齐飞, 窦小明, 等. 基于导航路径约束的多模块柔性检测机器人运动规划研究[J]. 机床与液压, 2023, 51(15): 42–49.

[20] Kuffner J J, LaValle S M. RRT–connect: an efficient approach to sin–gle–query path planning[C]//Proceedings of the 2000 IEEE Interna–tional Conference on Robotics and Automation, April 24–28, 2000, San Francisco, CA, USA. IEEE, 2000: 995–1001.

[21] Pan Jia, Chitta S, Manocha D. FCL: a general purpose library for colli–sion and proximity queries[C]//2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation, May 14–18, 2012, Saint Paul, MN, USA. IEEE, 2012: 3859–3866.

[22] Carpentier J, Saurel G, Buondonno G, et al. The Pinocchio C++ library: a fast and flexible implementation of rigid body dynamics algorithms and their analytical derivatives[C]//2019 IEEE/SICE International Sym–posium on System Integration (SII), January 14–16, 2019, Paris, France. IEEE, 2019: 614–619.

[23] Li Huayang, Qi Chenkun, Gao Feng, et al. Mechanism design and workspace analysis of a hexapod robot[J]. Mechanism and Machine Theory, 2022, 174: 104917.

（责任编辑:明　月）

（上接第 13 页）

torque limits[S].

[55] CCAR–33: 1988 航空发动机适航标准[S].

[56] CCAR–33R2: 2011 航空发动机适航规定[S].

[57] CCAR–33R1: 2002 航空发动机适航规定[S].

[58] Amendment 33–10: 1984 Aircraft engine regulatory review program; aircraft engine and related powerplant installation amendments[S].

[59] Amendment 33–18: 1996 Airworthiness standards: aircraft engines new one–engine–inoperative (OEI) ratings, definitions and type certification standards[S].

[60] CAR amendment 13–1: 1956 Aircraft engine airworthiness: miscella–neous amendments resulting from the 1956 annual airworthiness review [S].

[61] Amendment 33–3: 1967 Powerplant design requirements for aircraft engines and propellers[S].

[62] Amendment 33–6: 1974 Aircraft and aircraft engines: Certification pro–cedures and type certification standards[S].

[63] Amendment 33–12 : 1988 Airworthiness standards: aircraft engines[S].

[64] Amendment 33–25: 2008 Airworthiness standards: rotorcraft turbine engines one–engine–inoperative (OEI) ratings, type certification[S].

[65] Amendment 33–32: 2012 Technical amendment; airworthiness stan–dards: aircraft engines[S].

[66] AC–33–AA–2022–01 航空发动机审定[S].

[67] 尹泽勇, 丁水汀, 李果, 等. 航空发动机下一代适航规章制定策略和技术路径[J]. 中国工程科学, 2022, 24(4): 230–239.

（责任编辑:任诗雨）