

中国大涵道比涡扇发动机整机试验验证规划研究

王海

(中国人民解放军 93128 部队,北京 100076)

摘要:为满足中国军用运输机和民用大飞机用大涵道比涡扇发动机的研制需求,加速提升中国试验技术能力,根据国外先进大涵道比涡扇发动机整机试验取得的成果,分析并明确了大涵道比涡扇发动机整机试验验证依据,制定了未来中国大涵道比涡扇发动机整机试验验证规划,系统地论证了不同类别整机试验的关注点,总结了开展大涵道比涡扇发动机整机试验需突破的关键技术,为开展其整机试验理清思路。

关键词:大涵道比涡扇发动机;整机试验;验证规划;关键技术

中图分类号: V263.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.06.018

Demonstration Program Study of Overall Engine Test on High Bypass Ratio Turbofan Engine in China

WANG Hai

(PLA 93128 Unit, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to meet the development demand of high bypass ratio turbofan engine for Chinese military transport aircraft and civil large aircraft, and to accelerate and improve the test technical ability in China, the test demonstration basis of high bypass ratio turbofan engine was analyzed and clarified according to the test results of foreign advanced high bypass ratio turbofan engine. The demonstration program of overall engine test of the high bypass ratio turbofan engine in the future was set up. The focus of different kinds of overall engine test was demonstrated systematically. The key technologies needed to break through of overall engine test of the high bypass ratio turbofan engine in China was summarized, and the train of thought for the overall engine test was put forward.

Key words: high bypass ratio turbofan engine; overall engine test; demonstration program; key technologies

0 引言

大涵道比涡扇发动机具有推力大、耗油率低、寿命长、可靠性高、污染低、噪声小等特点,广泛应用于民用客机、运输机、加油机、预警机、无人机等。在《国家中长期科学和技术发展规划纲要》和“十一五”规划纲要中,大型飞机被列为重大专项工程,其中包括大型军用运输机和大型民用运输机,要求配套具有自主知识产权的大涵道比涡扇发动机,这也是必须实现的国家战略目标,该重大专项工程为中国发展大型飞机动力装置提供了前所未有的契机。

目前国内大涵道比涡扇发动机的研制已经取得了一定的成果,开展了整机试验,不过与国际上先进的同类发动机相比,在试验依据、试验方法、试验时数

等方面仍在一定差距^[1-4]。

本文在理清思路、查找不足的基础上,制定了较为合理的整机试验验证规划,以提升试验技术水平,为加快中国大涵道比涡扇发动机研制提供有力支撑。

1 试验验证依据

1.1 民用标准

民用大涵道比涡扇发动机的研发以保证安全性为最基本的原则,其设计和验证以满足适航条例为目标,确保研制的产品在预期的环境中能持续安全地使用。国际适航条例主要包括美国联邦航空局的 FAR33《航空发动机适航规定》、CS-E 欧洲航空安全局《发动机合格证规范》及加拿大运输部的适航规定等^[5-6]。民用发动机从研制伊始,就制定了满足上述适

收稿日期:2019-08-12 基金项目:国防工程重点研究项目资助

作者简介:王海(1971),男,高级工程师,主要从事航空发动机科研项目管理;E-mail:yymh2001@163.com。

引用格式:王海.中国大涵道比涡扇发动机整机试验验证规划研究[J].航空发动机,2019,45(6):97-102. WANG Hai. Demonstration program study of overall engine test on high bypass ratio turbofan engine in china[J]. Aeroengine, 2019, 45(6): 97-102.

航审定基础要求的取证计划,并在部件试验器、整机试车台、高空台、露天台、飞行台等试验台上开展大量试验,以证明发动机的性能、功能、强度、可靠性、耐久性等特性满足安全使用要求。

1.2 军用标准

军用大涵道比涡扇发动机的研制一般以国家军用标准为主要依据,确保研制的产品满足军方和用户的需求,例如美军标 JSSG 2007B《航空涡喷涡扇涡轴涡桨发动机联合使用规范指南》^[7]。随着对安全性重视程度的不断提高,世界主要军事大国逐步认识到军机适航安全性的问题,将军机适航性审查体系纳入研制过程,并制定了相关的军机适航标准,如美国 MIL-HDBK-516C《国防部手册 军用航空器适航性审查准则》^[8]和英国 Def Stan 00-970《军用飞机设计和适航性要求,11部-发动机》^[9]。目前中国军用发动机研制主要以相关的国家军用标准为依据,尚无军用发动机适航的专用标准。

2 试验分类及特点

2.1 试验分类

大涵道比涡扇发动机整机试验主要验证发动机的性能、功能、可靠性、安全性、结构完整性和环境适应性等,对于不同类别的试验项目,关注的重点有较大区别。

(1)可靠性、耐久性类试验。如持久试车、可靠性累积试车,重点关注试车载荷,包含发动机状态、工作时间、循环数等,同时应重点关注试车中出现的问题、解决方式及对后续发动机使用的影响。

(2)性能调试类试验。如新机调试、起动、全流程参数测量等试验,重点关注发动机技术状态、性能满足情况、稳定性、参数测量等。

(3)功能性能试验。如飞机引气、功率提取等试验,重点关注功能满足情况及实现该功能后发动机稳定工作情况。

(4)稳定性试验。如侧风、进口气流畸变等试验,重点关注畸变模拟条件、发动机稳定性、稳态及瞬态性能。

(5)结构完整性试验。如高循环和低循环疲劳、转子结构完整性、包容性、振动和应力等试验,重点关注试验条件、发动机状态和载荷等。

(6)环境和吞咽类试验。如高原起动、环境结冰、

吞鸟、吞冰、吞砂、吞雨等试验,重点关注试验环境条件、试验方法、撞击位置、吞咽物的量和速度等关键参数,另外需关注发动机的性能变化和结构损伤情况。

(7)高空试验。一般包含飞行试验、高空台试验,重点关注发动机在全包线范围内的功能、性能,根据2个平台的特点和能力,对试验结果进行相互补充和相互印证^[10]。

2.2 试验特点

大涵道比涡扇发动机结构形式与小涵道比发动机的有一定差异,装配对象多为客机、运输机、加油机或特种飞机,具有长寿命和高可靠性的特点,因此其整机试验具有如下特点。

(1)试验考核标准参照适航要求。现今国际上普遍采用的大涵道比涡扇发动机整机试验考核标准均参照适航要求进行,适航规定与通用规范有显著区别,适航是保证航空器安全性的最低标准,即是强制性标准。适航标准在全球范围内适用较广,随着对安全性认识逐渐提高,各国不仅在民用领域按照适航标准制定试验考核标准,同时也将适航理念引入军事领域,制定了相关的军用适航标准。

(2)试验时数长。由于大涵道比涡扇发动机具有长寿命的特点,先进的大涵道比发动机在翼工作时间可以超过上万小时,使其研制过程中试验、试飞的时数长。在发动机投入使用后,仍持续进行“取证后加速循环试验”,如PW4000发动机取证后在2年内利用8台发动机继续进行PACER试验;CF6发动机的PACER试验进行20000个循环,投入航线运营时已完成3600个,相当于正常航班运行2年。

(3)试验方法独特。大涵道比涡扇发动机具有风扇直径大、喷管不可调节、VBV及VSV调节的特点,结合其装配对象用途和装配的方式,使其有自身独特的试验方法。例如,由于直径大、配装进气道较短,进气畸变试验一般采用模拟网、模拟板畸变发生装置进行;由于配装的飞机飞行姿态较平稳,吞水试验一般采用均匀喷水的方式;由于具有在翼工作时间长的特点,如果按照正常载荷进行可靠性、耐久性试验,则试验周期将长达数年,一般采用加速模拟试验方法的等效考核以缩短试验周期。

(4)试验设备要求高。大涵道比涡扇发动机由于涵道比大,风扇直径大,需要试验器尺寸较大,以满足其大推力、大进排气流量要求。同时大涵道比发动机

一般都需配装反推力装置,要求试验台具备正、反向推力测试能力及正、反向排气能力。参照适航标准,试验台架还应能满足大涵道比涡扇发动机特种试验需求。

3 国外先进大涵道比涡扇发动机整机试验

3.1 国外大涵道比涡扇发动机发展

目前,在大涵道比涡扇发动机国际市场上,GE、RR和PW3大公司经过几十年的发展,发动机实现系列化,推力范围覆盖95kN~490kN^[1]。在发动机研制过程中开展了大量的科研试验和适航取证试验,随着发动机技术的不断进步,整机试验验证方法和测试方法等逐步成熟完善。

3.2 国外大涵道比涡扇发动机典型试验

3.2.1 可靠性寿命类试验

可靠性寿命类试车是耗时最长、对发动机全面考核最充分的1项试验^[12],例如初始维修检查试车。国外发动机在进行适航取证时,均开展初始维修检查试车以验证发动机的可靠性、耐久性等。不同的发动机公司对相同试验的考核方式存在一定的差异。

PW4000发动机初始维修检查分3个阶段完成,共计3208次加速循环及128次转速递减循环,程序时间约为910.0h,总累计试车时间为927.8h,等效外场8020.0h的载荷试验,载荷加速系数为8.8。试验包括90%“滑跑起飞”加速飞行循环、10%“急跃”加速飞行循环和40个转速递减循环,加速飞行循环用于模拟时长2.5h的典型飞行循环的低周疲劳和高温持久蠕变载荷,40个转速递减循环用于模拟爬升和巡航段的高周疲劳载荷。

CFM56发动机也采用加速任务循环试验方法来确定发动机首次维修时限,其加速任务试车循环又叫“C”循环,每个“C”循环用于模拟1个典型商用飞行循环。每个循环的运行时间为20min,总计运行750个循环,共计约250h,以此来模拟首次维修时限,大大缩短试验周期。

2型发动机初始维修检查试车谱的对比分析见表1。2型发动机均采用加速试车的方式进行考核,加速系数相当,均针对低周疲劳和高温持久蠕变,由于考核的侧重点不同,2型发动机大状态停留时间、循环数、总等效时间均有较大差别。

表1 2型发动机初始维修检查试车谱对比分析

	PW4000	CFM56
试车方式	加速任务循环试车	加速任务循环试车
加速系数	8.8	7.5
模拟载荷种类	低周疲劳、高温持久蠕变、高周疲劳	低周疲劳、高温持久蠕变
反推循环	忽略	保留
单次起飞状态		
停留时间/min	1.5	6.0
最大连续以上状态占	12.6	32.5
总试车时间比例/%		
最大连续以上状态占	1.4	4.3
总等效时间比例/%		
总起飞循环数	3208	750
总等效时间/h	8020	1875

3.2.2 吞咽环境适应性试验

根据适航要求,各航空发动机公司均开展了大量的吞鸟、吞水等吞咽类试验,来验证发动机结构强度和吞咽后的稳定工作能力^[13-14]。

3.2.2.1 吞鸟试验

GE、CFM56等系列发动机,针对发动机吞鸟能力,均开展了相应部件、整机试验。GE发动机地面吞鸟试验场景如图1所示。

3.2.2.2 吞水试验

国外先进大涵道比涡扇发动机均开展吞水试验,CFM56发动机吞水试验如图2所示。按照适航要求,完成了稳态及过渡态吞水试验,吞水量满足不低于发动机进口空气流量4%的要求。



图1 GE发动机露天台吞鸟试验场景



图2 CFM56发动机露天台吞水试验场景

3.2.2.3 侧风试验

为评估大涵道比涡扇发动机在逆风和侧风引起进气畸变条件下的性能和稳定性,需在露天试验台利用侧风试验装置对侧风试验条件进行模拟,CF6-50发动机在18~20.6 m/s(30~40节)的侧风条件下对发动机稳定工作能力进行了评定,如图3所示。



图3 CF6-50发动机侧风试验场景

4 中国在整机试验方面的差距

4.1 试验标准和规范需完善

中国正在开展大涵道比涡扇发动机的研制,并完成了大量的整机试验,在试验验证中,考核方案以目前现有的标准和规范为基础,并引入适航理念,吸取了大量适航方面的经验,加严了对发动机的考核,取得了一定的成果。但由于中国首次引入适航标准进行大涵道比涡扇发动机研制,尚未走完适航取证的全过程,仍需对适航标准的研究进行经验积累与总结。同时由于中国国军标是以美国相关标准为蓝本制定的,不能完全适用于大涵道比涡扇发动机的考核,因此,现已开展部分国军标的修订工作,考虑大涵道比涡扇发动机的研制特点,完善相应的标准及规范。针对目前中国的大涵道比涡扇发动机研制的现状,在设计和试验验证中,应继续坚持将国军标与适航标准相结合的方式,相互补充。

4.2 试验方法需积累

随着中国大涵道比涡扇发动机的研制不断深入,开展了多个国内首次的整机试验研究与验证,如稳定性试验、噪声试验及特种试验等,开创性地填补了国内大涵道比涡扇发动机整机试验领域的多个空白,积累了一定的试验方法与经验。但同时还应看到,在试验的系统性和有效性方面还有待提高,研究性、摸底性试验还需要加强。

国外航空发动机试验技术经历了长期的技术积累与发展,对试验方法进行了不断的研究与探索,形成了成熟的试验方法理论与验证体系,满足了未来军民航空发动机先进技术发展的需要。中国在大涵道比涡扇发动机整机试验方法上仍需加强研究与探索,在稳定性喘振试验、可靠性寿命累积加速模拟试验、整机旋转部件应力测量试验及特种试验等方面,持续开展试验方法的深入研究,充分利用国内外资源,不断地总结和积累,为大涵道比涡扇发动机研制奠定基础。

4.3 试验能力待提高

各航空强国投入巨资,建立了规模庞大的试验基地,拥有大量高水平试验测试及研究设备,而中国大涵道比涡扇发动机整机试验设备在数量和技术水平上仍有较大差距。仅以美国GE公司为例,目前其在伊文代尔、皮勃尔斯、温尼伯共建有室内、高空及露天试验台共计20余座。最近在温尼伯露天台测试的

GE9X发动机推力达568kN。美国空军阿诺德工程发展中心高空模拟试验舱直径达8.5m,最大推力为441kN,进气流量达1250kg/s。在飞行试验台方面各大公司多采用成熟客机如波音747、空客A380等进行改装,可测量参数更多,噪声水平更低,航程更远,飞行包线更广,可开展更大推力级大涵道比涡扇发动机试飞验证。在数据采集和处理上,国际上先进的整机试验台测量通道多达3500个,动态采样速度可达每秒20万个点^[15]。

中国经过几十年的发展,建设了室内、露天、高空及飞行试验台,基本具备功能性能、可靠性寿命、环境适应性、稳定性、结构完整性及高空试验的能力,初步建立了大涵道比涡扇发动机整机试验验证体系。但同时应看到,中国在大涵道比涡扇发动机整机试验能力上与国际先进水平相比仍有一定差距^[16-17],不能满足后续多型号研制的发展需求,仍需加大投入进行研究与建设。

5 试验规划的原则

5.1 在试验标准上,应以适航要求为基础,全面贯彻国军标要求

中国大涵道比涡扇发动机整机试验在验证标准上,应充分参考目前已有的研制基础,结合国内技术现状,以适航要求为基础,全面贯彻国军标要求,坚持将国军标与适航要求相结合,相互补充,对于国军标和适航要求均包含的试验考核项目,应结合型号使用特点加大考核力度,尽早暴露发动机潜在问题,加速发动机成熟进程。

5.2 在试验规划上,应先加大考核时数,积累数据和总结经验

中国大涵道比涡扇发动机试验规划应结合国内研制特点充分借鉴国际上成熟经验,加大考核时数,积累数据和总结经验。可视情增加发动机样本数量,确保考核试验全面性及准确性,提前暴露潜在问题,确保交付的产品安全可靠,同时将各类试验有效结合,尽可能保证各台发动机物尽其用。

5.3 在试验方法上,应融合军标适航要求,确保考核系统有效

针对目前国内已掌握的试验方法,应加强总结与提升,同时在立足自主研制的基础上积极开展对外合作,学习国外先进航空发动机整机试验方法及试验经

验,鼓励支持多做一些开创性的前瞻课题研究与探索,加速提升国内试验技术水平。

6 建议重点关注的问题

6.1 试验设施

在试验设施上,目前室内、露天、高空及飞行试验台可基本满足在研型号的需求,也建立了一些能够满足适航要求的试验设施设备,为了完全满足适航要求,需开展整机台架、设备设施和测量等方面的建设。

6.2 验证标准

目前国内民用航空发动机设计和验证按照适航要求开展设计和验证,军用发动机在研制过程中引入适航理念,将适航要求与国军标要求相融合,在设计、试制和试验中贯彻,建议开展军用发动机适航性体系建设并建立标准,以满足后续军用发动机研发的需要。

6.3 验证方法

应重点关注目前国内型号研制急需的整机试验验证方法,如全寿命加速模拟试车,特种试验等,在研制进程中不断总结完善。

6.4 关键技术

目前中国已基本掌握了小涵道比涡扇发动机的设计及整机试验验证技术,可以为大涵道比涡扇发动机的设计及试验验证提供参考,但由于涵道比以及发动机的用途不同,在关键技术方面也存在一定的差异。大涵道比涡扇发动机开展整机试验验证需掌握的关键技术包括^[18-19]:

(1)整机试验仿真技术。如虚拟样机装配仿真、整机性能试验仿真等。

(2)试验测试技术。如非接触式发动机转子振动载荷监测、转子部件参数测试及信号传输、整机振动测试及诊断技术等。

(3)试验数据分析技术。如可置信度数据智能选取等。

(4)试验结果评定技术。如特种试验结果评定技术等。

(5)持久试车载荷谱设计技术。如等效载荷加速设计技术等。

(6)专项试验关键技术。如整机包容试验叶片断裂技术等。

7 结束语

(1)大涵道比涡扇发动机具有高可靠性及长寿命的特点,使得整机试验时数及周期较长,其试验方法与其他涡扇发动机的有一定差别,需要专用的试验设备,为充分保证发动机安全可靠,目前国际上普遍采用适航标准进行整机试验考核,适航标准要求较高,整机试验难度大。

(2)在未来国内试验标准制定或修订时,应以适航要求为基础,全面贯彻国军标要求,完善相关规范及标准,同时在试验考核时坚持国军标与适航要求相结合,互为补充。

(3)试验规划应全面科学合理,对新研制型号应加大样本数量及考核时数,充分暴露潜在问题,同时对试验技术状态应进行科学预测,合理利用资源避免浪费。

(4)加强国内试验设施建设及试验能力提升,重点关注目前研制急需的试验设备,坚持国内自建与国际引进相结合的原则,为后续大涵道比涡扇发动机整机试验验证体系建设奠定基础。

(5)坚持自主研制,对已掌握的试验方法及关键技术做好总结与提升,同时积极开展对外合作,学习国际上先进的试验方法及适航取证经验,缩短研制周期,加速提升试验技术水平。

参考文献:

- [1] 沈锡钢,齐晓雪,郝勇. 大涵道比涡扇发动机发展研究[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 1-5.
SHEN Xigang, QI Xiaoxue, HAO Yong. Investigation of high bypass ratio turbofan engine development [J]. Aeroengine, 2013, 39(6): 1-5. (in Chinese)
- [2] 胡晓峰. 论发展我国军用运输机[J]. 运输机工程, 2001(5): 2-8.
HU Xiaofeng. On the development of military transport aircraft [J]. Transport Engineering, 2001(5): 2-8. (in Chinese)
- [3] 潘振文. 21世纪初军用运输机研制趋势分析[J]. 运输机工程, 2001(1): 12-18.
PAN Zhenwen. Development of military transport aircraft by the early 21st Century [J]. Transport Engineering, 2001(1): 12-18. (in Chinese)
- [4] Benzakein M. Propulsion strategy for the 21st century—a vision into the future[R]. ISABE-2001-1005.
- [5] Federal Aviation Administration. FAR 33 airworthiness standards: aircraft engine [S]. Washington: Federal Aviation Administration, 1984, 1-48.
- [6] 鲍梦瑶,吕中,李果. 航空发动机适航规章衍变与民用航空大涵道比涡扇发动机研制的关联性[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(2):

- 51-56.
- BAO Mengyao, LYU Zhong, LI Guo. Relationship study between FAR part 33 variations and civil turbofan engine development [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(2): 51-56. (in Chinese)
- [7] Department of Defense. JSSG 2007B Joint service specification guide: engines, aircraft, turbine [S]. Washington: Department of defense, 2008: 1-575.
- [8] Department of Defense. MIL-HDBK-516C Airworthiness certification criteria[S]. Washington: Department of defense, 2014: 1-522.
- [9] MODUK. Defence Standard 00-970 Part 11 Design and airworthiness requirements for service aircraft [S]. UK: Ministry of Defence, 2018: 1-146.
- [10] Ashwood P F. An altitude test facility for large turbofan engine[R]. AIAA-72-1069.
- [11] 李广义. 国外大型军用运输机发展现状与趋势[J]. 航空制造技术, 2005(9): 36-43.
- LI Guangyi. Development status and trends of large foreign military transport aircraft [J]. Aeronautical, Manufacturing Technology, 2005 (9): 36-43. (in Chinese)
- [12] Benton A W, Crow L H. Integrated reliability growth testing [C]//1989 proc. Annual Reliability & Maintainability symposium. Atlanta, GA, USA: IEEE, 1989: 160-166.
- [13] Lominac J K, Boytos J F. Aeropropulsion environmental test facility [R]. ASME 1998-GT-555.
- [14] 陈光. 雨水对飞机发动机的影响[J]. 航空发动机, 2013, 39(4): 1-4.
- CHEN Guang. Influence of rain on aeroengine [J]. Aeroengine, 2013, 39(4): 1-4. (in Chinese)
- [15] Demers C G. Large air transport jet engine design considerations for large and for flocking bird encounters [C]//2009 Bird Strike North America Conference. Victoria, BC Canada; Bird Strike Committee USA and Bird Strike Committee Canada, 2009: 56-58.
- [16] 梁春华. 欧盟大涵道比涡扇发动机技术研究计划[J]. 航空发动机, 2007, 33(2): 57-58.
- LIANG Chunhua. Study program of European Union high bypass ratio turbofan engines technology[J]. Aeroengine, 2007, 33(2): 57-58. (in Chinese)
- [17] 王惠儒. 大型航空发动机试验及试验设备研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(1): 13-17.
- WANG Huiru. Large aero-engine test and test facilities[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(1): 13-17. (in Chinese)
- [18] 方昌德. 大涵道比涡扇发动机特有关键技术 [J]. 国际航空, 2008 (1): 38-40.
- FANG Changde. Key technologies for high bypass turbofan engines[J]. International Aviation, 2008(1): 38-40. (in Chinese)
- [19] 刘大响, 金捷, 彭友梅. 大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 976-979.
- LIU Daxiang, JIN Jie, PENG Youmei. Summarization of development status and key technologies for large airplane engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 976-979. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)