

# 涡扇发动机装机条件雨天环境使用能力试验验证技术

梁言, 刘涛, 马争胜

(中国飞行试验研究院发动机所, 西安, 710089)

**摘要** 为系统验证国产小涵道比涡扇发动机雨天环境下使用能力, 以装机条件下该型动力装置为研究对象, 采用装机条件下发动机吞水试验、模拟雨天滑跑溅水试验以及雨中适应性试飞3项试验研究了该动力装置雨天环境使用能力。经试验发现, 发动机在装机吞水条件下发生喘振, 在溅水试验和雨中适应性试飞过程中工作正常。试验结果表明, 所设计的发动机雨天环境验证技术可以有效识别该型发动机吞水后喘振故障, 系统验证发动机雨天环境使用能力。

**关键词** 涡扇发动机; 装机条件; 吞水试验; 溅水试验; 雨中适应性试飞

**DOI** 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.03.009

**中图分类号** V235 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)03-0056-07

## A Test of Operating Capability for Turbofan Engine in Rainy Weather Environment under Conditions of Installation

LIANG Yan, LIU Tao, MA Zhengsheng

(Aero-Engine Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract** In order to systematically verify the ability to a domestic small bypass ratio turbofan engine in rainy days in application, a subject of study with an aero-engine being installed is made. And an adaption of test flight for three test systems is performed respectively, i. e. an engine water swallowing test with installed conditions, a simulated slippery running splash test in rainy day, and an adaptability of test flight in rain. In the test there is involved some surge under the conditions of installed water swallowing, and the engine is operating normally in the process of the splash test and the adaptability of test flight in the rain. The test results indicate that the designed engine rain environment verification technology can effectively identify the surge risk of engine after water swallowing, and systematically verify the engine's ability to use in the rainy day environment.

**Key words** turbofan engine; installation conditions; water injection test; splash test; adaptability test flight in the rain

雨天使用环境下发动机将直接吸入大气中的液态水, 雨水吸入可能导致发动机喘振、熄火、推力衰减、机械损坏等一系列问题, 因此对动力装置雨中环

境使用能力的考核, 一直是动力装置整机试验的一项重点任务<sup>[1-3]</sup>。

当前, 国内外涉及动力装置雨天环境使用能力

收稿日期: 2023-11-29

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0001-0050)

作者简介: 梁言(1993-), 男, 陕西宝鸡人, 工程师, 研究方向为航空动力装置飞行试验。E-mail: 610973017@qq.com

**引用格式:** 梁言, 刘涛, 马争胜. 某型涡扇发动机装机条件雨天环境使用能力试验验证技术[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(3): 56-62. LIANG Yan, LIU Tao, MA Zhengsheng. A Test of Operating Capability for Turbofan Engine in Rainy Weather Environment under Conditions of Installation [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(3): 56-62.

的验证条款,主要包括发动机吞入大气环境中的液态水以及飞机进气道外来物吸入<sup>[4-6]</sup>。其中,吞入大气中的液态水条款主要采用发动机台架吞水试验进行验证。Walsh 和 Fletcher 等人给出了由于吸雨要求压气机增加做功的简化关系式,得出压气机所需增加功率与吸入雨的质量成正比<sup>[7]</sup>。Nikolaidis 等在 2008 年对压气机吸入雨水后的性能特性开展了相关研究<sup>[8]</sup>。2015 年,Alam 等在 GT1 和 GT2 两台发动机上开展了发动机吞水后性能变化研究,得到了被试对象吞水后产生的性能增益<sup>[9]</sup>。国内方面,旷桂兰等对某涡轴发动机开展了台架吞水试验,并捕获了该发动机的喘振故障<sup>[10]</sup>,邢洋等对某涡扇发动机开展了台架吞水试验,获得了发动机吞水前后工作特性参数<sup>[11]</sup>。而飞机进气道外来物吸入,主要采用在飞机起飞、着陆、滑行过程中进行外物吸入试飞科目进行验证。国外方面,NASA 于 1987 年开始尝试开展飞机溅水试验,分析影响不同积水跑道溅水环境下飞机滑行速度、起飞质量的变化<sup>[12]</sup>,国外部分军用运输类飞机和民用飞机在正式投入运营前均开展过不同程度的溅水试验<sup>[13]</sup>。国内方面,杨成凤等采用数值仿真手段,就某型运输机开展了机轮溅水特性及其对进气道吸水的影响研究<sup>[14]</sup>。赵海刚等基于国内外运输类飞机溅水试飞方法,开展了针对 ARJ-21 飞机溅水试验方法研究<sup>[15]</sup>。

本文从飞机提出的具备雨天环境使用能力的指标要求出发,阐述了开展动力装置雨天环境试验的必要性。之后,分阶段设计开展动力装置装机条件下吞水试验、模拟雨天滑跑溅水试验以及真实雨天环境适应性试飞。通过对相关试验结果的分析评估,得到了该型动力装置雨天环境性能底数,建立起动力装置体系化的雨天环境使用能力试验验证技术。飞机对雨天环境使用能力首次提出明确指标要求,但国内前期尚未系统开展过类似型号飞机的雨天环境使用能力验证工作。对该型机配装的发动机,其吞水后工作能力的评估,采取类似民航适航领域等效安全的策略,基于与该型发动机构型类似的衍生型号的台架吞水试验结果,采用对比分析的方法,表明当前被试对象能够满足吞水试验的考核要求。但采用等效安全策略表明符合性的前提,是对比对象双方在几何结构、材料和工作特性等方面具备高度相似性。经对比,两者虽然在总体结构及材料方面基本一致,但在控制系统总体架构和具体的控制规律方面存在差异。其次,国内前期并未针对类似型号飞机开展过溅水试验,但相关试验的开展

却具备一定程度必要性。按照 FAA 对 Part 25 901 条款修正案 25-40 中的说法<sup>[16]</sup>,仅开展发动机吞水试验,其验证结果仅能表明发动机具备满足条款要求的吞水能力,但无法充分说明飞机进气道安装条件下吸入物对动力装置的影响。最后,对于该型动力装置,尚未开展过真实雨天环境下的适应性试飞,未获得飞行员对该型发动机雨天使用环境的真实评价。

综上,系统化开展被试对象雨天环境使用能力验证试验很有必要。针对被试对象特点,从逐步释放试验风险的角度出发,先后设计开展动力装置装机状态吞水试验、飞机溅水试验以及动力装置雨天适应性试飞,以充分验证被试对象雨天环境真实使用能力。同时国内尚无针对该类型装备的适航验证方法,因此借鉴民航适航概念<sup>[17]</sup>,针对该型发动机及其配装飞机,开展雨天使用环境适航性验证方法研究,将有助于充分验证该型发动机及其配装飞机的雨天使用性能。

## 1 发动机装机条件下吞水试验

目前,国内外发动机吞水试验,均基于地面台架试验开展,试验时在发动机前方加装工艺进气道。该试验手段的不足在于,无法充分反映进气道对水流的集聚和沉降效应,同时,台架吞水试验也无法反映进发匹配性。基于上述考虑,本文设计了发动机装机状态下的吞水试验,以反映发动机在真实装机条件下的吞水响应特性。

### 1.1 装机条件下吞水试验被试对象及试验设备

#### 1.1.1 被试对象

不同于发动机台架吞水试验,装机条件下吞水试验的被试对象为配装被试发动机的飞机。试验前飞机停放于地面全机推力台,在飞机进气道前方放置喷水装置。试验时机械师操纵飞机发动机工作于既定状态,喷水装置以既定水量向进气道喷水。发动机按照试飞要求,进行了相关的流道气动参数、振动参数的加改装,全机加装测试采集与记录系统,实时采集和记录发动机以及飞机平台数据。

#### 1.1.2 喷水装置

喷水装置由喷水环、支架、供水系统组成。喷水环和固定支架如图 1 所示,每个喷嘴可以独立拆卸,可满足不同发动机状态下不同吞水量的需求。选用满足水滴粒径要求的喷嘴,通过调节水压,达到试验所需的粒径和水量要求。

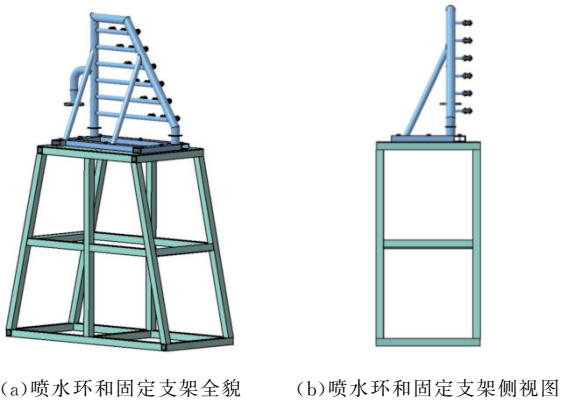


图 1 喷水环和固定支架

供水系统由水泵、水箱、过滤器、调节阀、开关阀、液位计、压力表及连接管路等组成,供水系统控制回路如图 2 所示。设计预调回路实现流量快速调整,设计大小双回路使供水流量快速变化。

1.2 装机条件下吞水试验设计

参考国内外发动机吞水试验相关的民机适航标准和军用标准规范,本文识别出发动机装机状态吞水试验主要试验因子及各试验因子水平如表 1 所示。试验时通过喷水装置实现对喷水量、水滴直径

和水量分布的定量控制,实现发动机各典型工况下的吞水试验。

1.3 装机条件下吞水试验实施方案

按试验点设计结果,规划装机条件吞水试验实施方案如表 2 所示。同时,为对比发动机吞水前后推力性能及其他工作特性是否出现衰退,在吞水试验前后分别安排发动机装机条件下推力特性录取试验。

表 2 装机条件吞水试验实施方案

程序	喷水量	发动机状态	加减速
吞水前性能录取	无	慢车稳态	慢车↔中间
		中间稳态	中间↔最大
		最大稳态	慢车↔最大
慢车状态吞水	3.5%空气流量	慢车稳态	慢车↔中间
	5%空气流量	慢车稳态	慢车↔中间
中间状态吞水	3.5%空气流量	中间稳态	中间↔最大
	5%空气流量	中间稳态	中间↔最大
吞水后性能录取	无	慢车稳态	慢车↔中间
		中间稳态	中间↔最大
		最大稳态	慢车↔最大

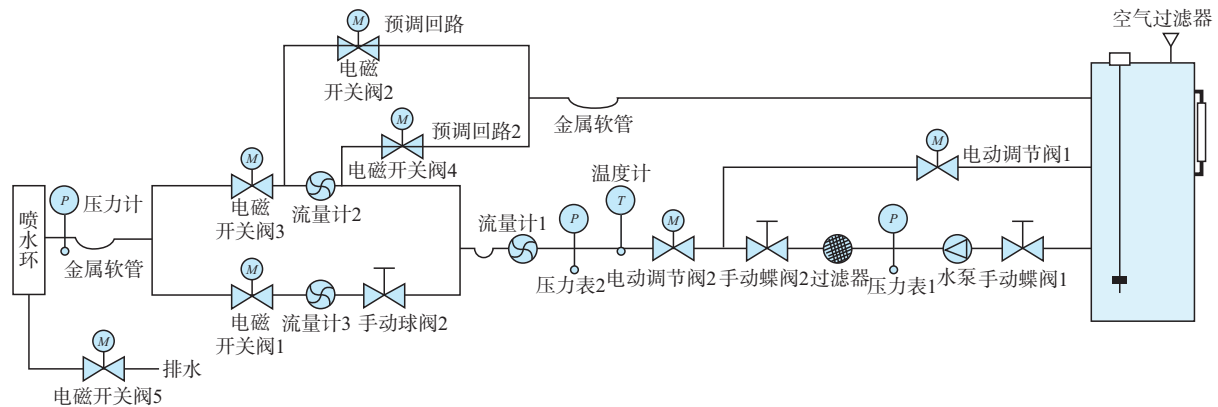


图 2 供水系统控制回路

表 1 发动机装机状态吞水试验主要试验因子及各试验因子水平选取

试验因子	水平范围	水平选取	选定依据
大气环境	包线范围内的各种大气环境	试验当天的环境	考核常规大气条件下发动机吞水后表现 《GJB4877-2003/JSSG-2007B》
喷水量	2%~5%	3.5%、5%	考虑更严苛的考核方式,不进行 2% 水量吞水。不同状态下 5% 吞水量已经可以覆盖该型发动机极限吸雨工况
水量分布	随机分布 均匀分布 指定分布(50%水量进入 发动机进口 1/3 面积)	均匀分布	随机分布实现较为困难,指定分布出于考虑 进气道安装效应的影 响,安装状态下可不 考虑
水滴直径	0~7 mm	≤2 mm	《GJB 4877-2003》
水温	各实际海拔高度下雨水温度	地面实际环境温度	主要考核常温地面环境下发动机吞水后 性能
发动机典型状态	稳态:最大状态 过渡态:起动、慢车↔最大	稳态:慢车、中间 过渡态:慢车↔中间、中间↔最大	《GJB 4877-2003》,且出于安全考虑,暂不 进行起动状态吞水试验
吞水时间	0~5 min	5 min	《GJB 4877-2003》

### 1.4 装机条件下吞水试验结果分析

发动机慢车稳态吞水过程主要参数历程曲线如图 3 所示。图中  $\phi$  代表油门杆角度,  $N_1$  代表发动机低压转速,  $N_2$  代表发动机高压转速,  $T_6$  代表低压涡轮后总温,  $T_{25}$  代表高压压气机进口总温, 图中纵坐标为各参数相对于参考量的无量纲相对值, 横坐标为按实际时序记录的无量纲时间序列。黑色实线代表各参数相对值; 红色虚线代表各参数控制上限。发动机慢车状态下, 发动机吞水前后均按照  $N_2$  控制计划进行控制。由于发动机吞水后汽化吸热, 沿程温度参数均不同程度下降, 吞水后恢复至吞水前水平。发动机慢车吞水过程中未出现发动机熄火、喘振等故障, 吞水前后发动机慢车推力变化不明显。

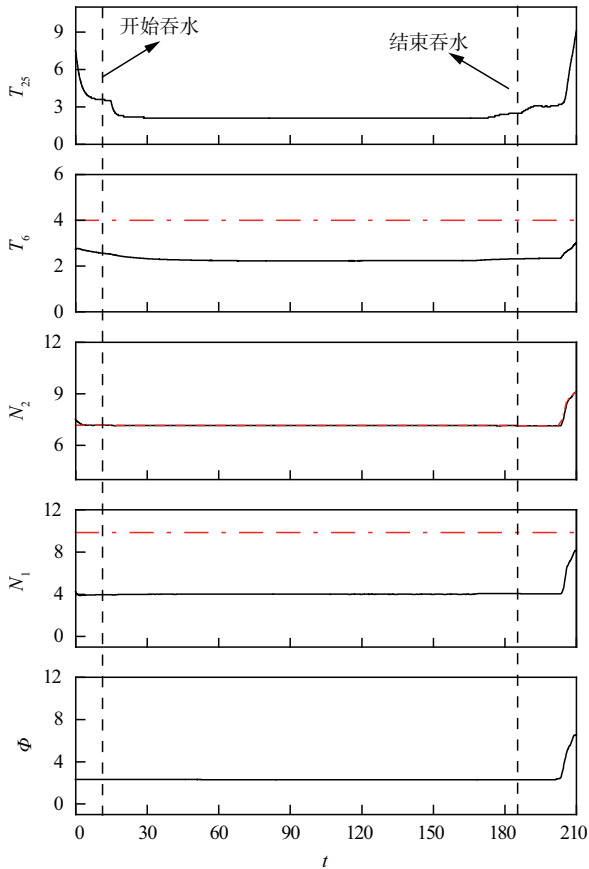


图 3 发动机慢车稳态吞水过程主要参数历程曲线

发动机慢车↔中间过渡态吞水典型过程如图 4 所示。图 4 中红色实线代表发动机未吞水时加速过程中参数变化, 黑色实线代表发动机吞水时加速过程参数变化, 蓝色虚线为各参数控制上限。可以看到发动机加速过程受吞水影响显著, 发动机吞水后压气机气动负荷加重, 因此吞水过程使发动机加速过程变长。

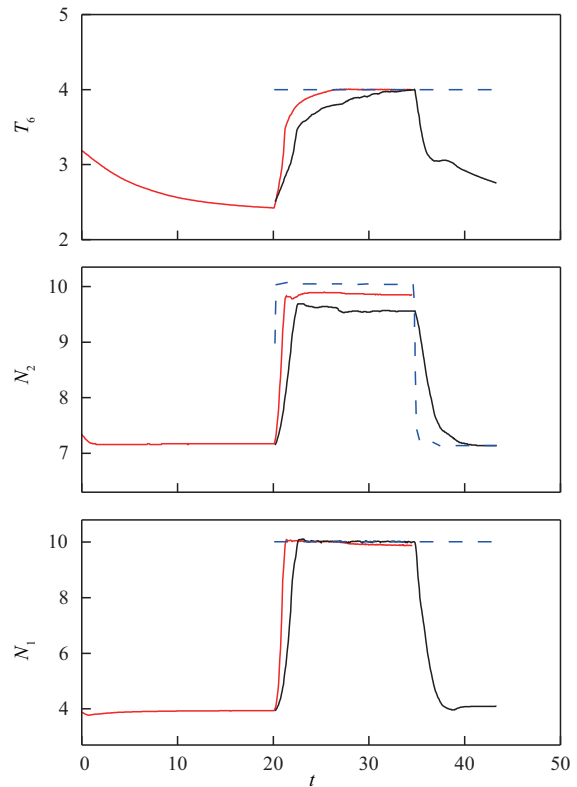


图 4 慢车↔中间过渡态吞水典型过程

发动机以中间状态空气流量的 3.5% 吞水量进行稳态吞水前后参数变化情况如图 5 所示。图 5 中,  $T_1$  为发动机进口总温,  $N_{1c}$  为低压换算转速,  $N_{2c}$  为基于  $T_1$  的高压换算转速,  $T_{25}$  为压气机进口总温,  $N_{25c}$  为基于  $T_{25}$  的高压换算转速,  $P_3$  为高压压气机出口总压,  $W_f$  为主燃油流量,  $T_6$  为低压涡轮后总温,  $P_6$  为低压涡轮后总压,  $\pi_t$  为涡轮落压比,  $B$  为中介机匣振动总量,  $\alpha_1$  为风扇导叶角度,  $\alpha_2$  为压气机导叶角度,  $D_8$  为喷口喉道截面位置直径, Thrust 为地面全机台测得的装机推力。由图 5 可知, 发动机吞水后相对变化最大的参数分别是  $T_{25}$ 、 $N_{25c}$  和  $\alpha_2$ , 其余参数基本保持不变。  $T_{25}$  和  $\alpha_2$  降低,  $N_{25c}$  升高。

高压压气机进口总温  $T_{25}$  下降, 与之对应的高压换算转速  $N_{25c}$  升高, 受高压换算转速控制的高压导叶角度  $\alpha_2$  偏开。由于发动机吞水后高压导叶偏开, 因此发动机中间稳态状态吞水后出现喘振, 后续试验随即终止。事实上, 在 20 世纪 80 年代初, GE 公司的发动机曾多次在吸入雨水后引发压气机喘振。为彻底查找原因, 1984 年, GE 公司对一台曾在雨中使用时发生喘振的发动机进行了台架试验。试验研究发现发动机吸入雨水时, 雨水撞到压气机进口处温度传感器的线圈, 使温度偏离正常值 (约  $5^\circ$ ), 导致可调静子叶片无法精确调节, 最终引发喘振<sup>[2]</sup>。

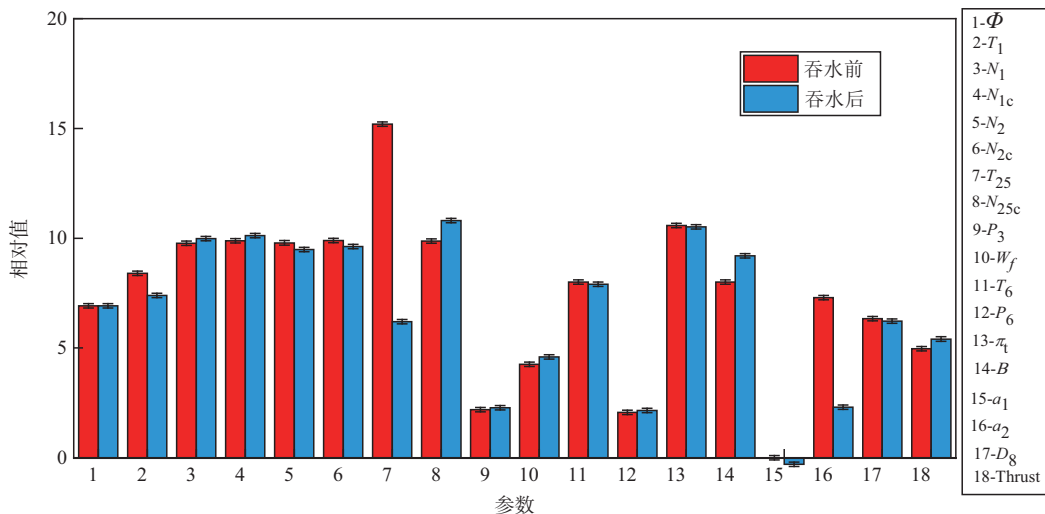


图5 发动机中间稳态吞水前后参数变化情况

基于该发动机特有的控制规律,设计单位以高压压气机进口总温与发动机进口总温的比值作为判据,当  $T_{25}/T_1$  低于设计阈值时,判定发动机进入吞水状态,则高压导叶角度转为受基于发动机进口总温  $T_1$  的高压换算转速  $N_{2c}$  控制,同时根据  $T_{25}$  的降低程度,适度偏关高压导叶角,提升发动机稳定性。相关措施经进一步验证可有效解决发动机中间状态吞水后喘振问题。

## 2 模拟雨天滑跑溅水试验

模拟雨天滑跑溅水试验的目的,是采用飞机在积水跑道上滑跑的方式,捕获飞机溅水喷溅模态及对应的临界速度,评估发动机在最大溅水模态下动力装置响应,以充分、真实反映进气道安装效应对发动机水吸入后响应的影响<sup>[18]</sup>。从公开发表的成果来看,国内外尚未见同类型飞机溅水试验相关成果。本文参考民航适航条款 FAR Part 25 1091 中对飞机进气道的验证条款需求以及与之对应的咨询通告 AC(advisory circular)20-124 中推荐的“涡轮发动机飞机的水吸入试验”中推荐的飞机溅水试验方法<sup>[19]</sup>,设计并开展了该型飞机的国内首次溅水试验。

### 2.1 模拟雨天滑跑溅水试验被试对象及试验设备

#### 2.1.1 被试对象与模拟积水跑道

模拟雨天滑跑溅水试验的被试对象为某型飞机,溅水试验所录取的机载测试参数主要来自飞机和发动机本体总线参数。

采用围建蓄水槽的方案,构建如图6所示的溅水试验积水跑道,满足达成飞机临界溅水构型需求。每次试验前采用专用工具对水深进行测量,以保证水深满足溅水试验要求。

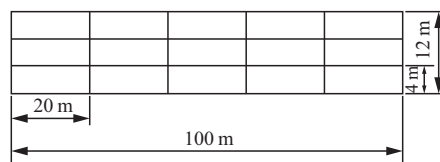


图6 溅水试验积水跑道

#### 2.1.2 摄像记录方案

为了全程跟踪和记录飞机的溅水状态、溅水轨迹和溅水量,记录飞机在水槽中滑行时的速度变化,在水池周边布置2台高速数字摄像机和3台高清摄像机,形成摄像记录方案如图7所示。

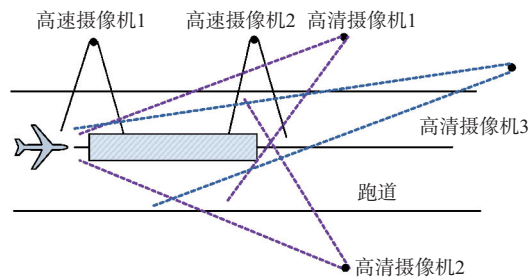


图7 摄像记录方案

### 2.2 模拟雨天滑跑溅水试验方法

为模拟飞机雨天出动起降全过程,试验首先安排开展了飞机在水槽边由静止状态双发起动至慢车状态。双发起动完成后,分别在慢车、暖机、中间及最大状态稳定工作。随后分别在不同特征速度下开展了发动机慢车状态、节流状态、中间状态以及最大状态进入水槽的溅水试验。获得飞机不同入水速度及发动机状态组合下的喷溅入水模态。

### 2.3 模拟雨天滑跑溅水试验结果及分析

飞机水槽边启动至慢车过程未见明显地面涡出现,双发起动完成后各状态工作稳定,未见水吸入。

飞机典型入水喷溅模态如图8所示,在该喷溅模态下,积水进入飞机进气道的水量最大,与之对应的发动机各主要工作参数历程曲线如图9所示。



图8 飞机典型入水喷溅模式

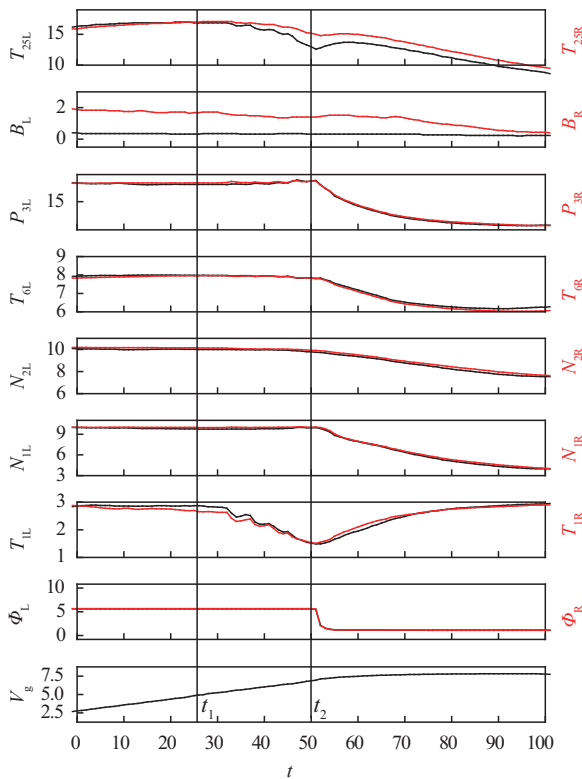


图9 飞机典型入水喷溅模式下发动机主要参数历程曲线

图9中, $V_g$ 代表飞机地速,其余参数含义与上文相同,下标L代表左发参数,R代表右发参数。 $t_1$ 代表入水时间, $t_2$ 代表出水时间。

由数据结果可以看出,发动机进口总温 $T_1$ 和高压压气机进口总温 $T_{25}$ 降低,与之相关的各项参数均发生变化。其中,高压压气机出口总温降低 $60.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,发动机进口总温降低 $15.7\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,高压压气机总温降温幅度大于发动机进口总温降低幅度。根据风扇需用功计算方法,如式(1)所示,风扇需用功减小。

$$W_{fan} = C_p T_{25} - C_p T_1 \quad (1)$$

式中: $W_{fan}$ 代表风扇需用功; $C_p$ 代表定压比热容。而此时涡轮处于超临界状态,涡轮功基本不变,故涡轮对风扇产生剩余功率,促使风扇加速,使得 $N_1$ 升高。由于涡轮功基本不变,风扇需用功减小,由涡轮功与风扇需用功和高压压气机需用功平衡可知,高压压气机需用功增大,涡轮对高压压气机产生负的剩余功率,高压压气机减速, $N_2$ 降低。由于高压压

气机需用功增大,故高压压气机气动负荷加重,因此高压压气机出口压力 $P_3$ 升高,相关参数的变化趋势与吞水试验一致,但参数变化幅度较吞水试验小,主要原因是溅水试验进入发动机水量小于吞水试验导致。最大喷溅模式下,发动机工作正常,未出现喘振、熄火等异常现象。表明飞机能够满足雨天起降滑跑需要。

### 3 动力装置雨中适应性试飞

为验证动力装置真实雨天环境的使用能力,在前置试验基础上,开展了动力装置雨中适应性试飞。以配装被试发动机的某型飞机为研究对象,机上加装机载测试和采集系统,录取飞机总线数据和发动机总线数据。分别进行了中低速滑行、高速滑行和雨中环境动力装置适应性试飞。

中低速滑行时最大滑行地速为 $86\text{ km/h}$ ,发动机节流状态,跑道为水态跑道,1 h内累计降雨量为 $3.0\text{ mm}$ (中雨)。中低速滑行时雨水进入进气道,发动机参数响应与溅水试验保持一致。

高速滑行时最大滑行地速为 $225\text{ km/h}$ ,发动机最大状态,跑道为水态,1 h内累计降雨量为 $4.3\text{ mm}$ (中雨)。高速滑行时进入飞机进气道的雨水较少,发动机参数变化并不明显。

雨中适应性试飞时,试飞员完成完整的雨中起飞,空中飞行,雨中下滑着陆等试飞动作,试飞期间1 h内累计降雨量为 $3.05\text{ mm}$ (中雨)。其中空中飞行时发动机状态按需,参考发动机飞行典型任务剖面<sup>[20]</sup>设计了发动机试飞试验点,分别开展了发动机雨中稳态工作参数测定,发动机过渡态加减速等科目。稳态工作参数测定分别对发动机慢车、节流、中间及最大状态进行了稳态性能检查,期间发动机工作稳定,各项参数符合稳态设计规律。发动机过渡态加减速分别对发动机慢车↔中间、慢车↔最大和中间↔最大不同模式加减速性进行了检查,期间发动机过渡态工作稳定,加减速时间符合指标要求。

雨天环境试飞结果表明,发动机参数稳定,工作正常,未出现喘振、熄火等异常现象。飞行员评述反映发动机操纵未见异常现象。

### 4 结论

通过涡扇发动机装机条件雨天环境使用能力验证试验,可得到结论如下:

1)对于动力装置雨天环境使用能力验证,构建起装机条件下体系化试验验证技术。通过逐步开展

吞水、溅水试验及雨中适应性试飞,充分摸清了动力装置吸雨后的性能底数,有效控制试验风险,全面验证和优化了动力装置雨天环境使用能力。

2)由相关试验结果可知,发动机在中间状态吞水后,高压压气机进口总温降低幅度明显,其进口导叶角度随之偏开,易导致发动机喘振。通过在控制软件内增加发动机吞水工况判据,降低吞水时高压导叶角度偏开程度,可有效改进发动机中间状态吞水喘振故障。相关试验结果对采用类似控制规律的发动机型号具备较高的参考价值。

3)相比于台架吞水试验,动力装置装机状态下吞水试验可以有效反映真实进气道安装效应对发动机吞水后工作响应的影响,进一步简化发动机吞水试验设施和水量分布要求,具备一定优势。

### 参考文献

- [1] 薛洪科,常鸿雯,刘旭峰.某型航空发动机地面吞水试验设备技术研究[J].机械工程师,2019(1):64-65,71.
- [2] 陈光.雨水对飞机发动机的影响[J].航空发动机,2013,39(4):1-4.
- [3] 唐通,孔雅婵,蒋全维,等.航空发动机吞水试验方案研究[J].科技创新与应用,2022,12(21):4.
- [4] 国防科学技术工业委员会. GJB 4877-2003 航空涡轮发动机吞水试验要求[S].北京:总装备部军标出版发行部,2003:1-6.
- [5] Federal Aviation Administration. Turbine Engine Power-Loss and Instability in Extreme Conditions of Rain and Hail: 33.78-1[S]. Washington D C: Federal Aviation Administration, 2000.
- [6] 中国民用航空局.运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S].北京:中国民用航空局,2011.
- [7] WALSH P, FLETCHER P. Gas Turbine Performance [M]. London: Blackwell Science, 1998.
- [8] NIKOLAIDIS T. Water Ingestion Effects on Gas Turbine Engine Performance[D]. Cranfield: Cranfield University, 2008.
- [9] ALAM H, SASSO J, DJUNAEDI I. Performance Enhancement of Gas Turbine Power Plant via Wet Compression Technique and Its Effects on Economic Aspects[J]. British Journal of Applied Science and Technology, 2015(11):1-12.
- [10] 旷桂兰,王道波,单晓明,等.某型航空涡轴发动机整机吞水性能试验[J].航空动力学报,2009,24(11):2415-2420.
- [11] 邢洋,王常亮,李兆红,等.航空涡扇发动机吞水性能变化[J].航空动力学报,2019,34(8):1717-1723.
- [12] DAUGHERTY R H, STUBBS S M. Measurements of Flow Rate and Trajectory of Aircraft Tire-Generated Water Spray [R]. Washington D C:NASA,1987.
- [13] GOODEN J H M. Crspray-Impingement Drag Calculation of Aircrafton Water-Contaminated Runways [R]. Amsterdam Netherlands: National Aero-Space Laboratory,2001.
- [14] 杨成凤,郭兆电,邓文剑.机轮溅水特性及对进气道吸水的影响[J].航空学报,2018,39(2):56-65.
- [15] 赵海刚,屈霁云,马争胜,等.运输类飞机动力装置溅水试验技术[J].航空动力学报,2021,36(12):2673-2682.
- [16] Federal Aviation Administration. Airworthiness Review Program, Amendment 25-40 [EB/OL]. (1977-03-17)[2024-03-28]. <https://federalregister.gov/citation/42-FR-15042>.
- [17] 白康明,郭基联,焦健.军用飞机研制阶段适航性研究[J].空军工程大学学报(自然科学版),2011,12(5):1-4.
- [18] 李飞,孙文,张海涛.基于有限元分析的飞机挡水板强度验证飞行试验方法[J].空军工程大学学报,2023,24(6):58-64.
- [19] Federal Aviation Administration. Advisory Circular (AC) 20-124, Water Ingestion Testing For Turbine Powered Airplanes[EB/OL]. (1985-09-30)[2024-03-28]. [https://www.faa.gov/regulations\\_policies/advisory\\_circulars/index.cfm/go/document.information/documentID/22183](https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentID/22183).
- [20] 郝晓乐,雷晓波,李密,等.航空发动机典型任务剖面归纳方法[J].空军工程大学学报(自然科学版),2017,18(6):6.

(编辑:陈斐)