

民用飞机动力装置溅水试验适航验证方法

戚学锋, 曾 涛

(中航工业上海飞机设计研究院, 上海 201210)



戚学锋(1977), 男, 博士, 高级工程师, 从事民用飞机动力装置系统集成设计、试验试飞及适航取证技术研究工作。

收稿日期: 2012-04-23

摘要: 通过对民用飞机溅水形态进行分析, 结合相关适航文件、咨询通告和工业标准, 给出了溅水试验中试验速度和飞机构型的选择方法。分别从工程试验和适航验证试验方面, 得到溅水试验最严酷状态下的飞机-发动机构型, 并通过向适航审查方演示飞机-发动机组合在溅水状态下运行的安全性, 给出了试验场地设置和试验通过判据的建议值。研究成果可供制定民用飞机动力装置溅水试验方案时参考。

关键词: 适航取证; 民用飞机; 动力装置; 溅水试验

Water Ingestion Certification Test Method of Civil Aircraft Power System

QI Xue-feng, ZENG Tao

(AVIC Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: The choose method of test speed and aircraft configuration in the water ingestion was obtained by analyzing the civil aircraft water ingestion and combined with certification files, consultation and industry standard. The most critical aircraft/engine configuration for water ingestion was determined in the engineering test and certification test. The method to set the test facility and test pass/fail criteria are also proposed. The study results will provide valuable reference to civil aircraft propulsion system water ingestion test plan.

Key words: certification; civil aircraft; power system; water ingestion test

0 引言

溅水试验是民用飞机动力装置适航验证的重要内容, 目的是验证飞机在积水(包括融雪)跑道上运行(起飞、降落和滑跑)时不会因发动机吸水过量而引发运行问题^[1]。国外相关研究机构针对飞机溅水进行了较为系统地试验和理论研究^[2-3], 而国内对民用喷气飞机溅水适航试验尚无成熟经验。

本文通过研究相关适航文件、咨询通告和工业标准和国外民机研制的经验, 并结合国内某民用支线客机试验经验, 提出了民用飞机动力装置溅水试验适航验证方法。

1 溅水机理和影响分析

飞机在积水跑道上运行会引起积水的溅射, 导致涡轮喷气发动机吞水, 进而导致发动机喘振、失速甚至熄火, 如图 1 所示。根据 FAR/CCAR 25.1091 和

25.1323 中的相关规定, 飞机设计中应避免在起飞、降落和滑行过程中将过量溅水(包括融雪)吸入发动机, 避免发生不安全情况。为此, 通常通过试验进行验证^[4]。



图 1 某飞机溅水试验

1.1 溅水的形成

当飞机以低于滑水速度经过积水跑道时, 起落架滑跑路径上的积水将发生溅射。以飞机起落架为基准, 积水溅射的方向分为起落架前方、后方和侧面。在

SAE 标准 AIR1904 中, 向起落架前方、后方溅射的水流分别称为“舰首波”(Bow Wave)和“公鸡尾”(Rooster Tail)^[5], 如图 2 所示; 侧面溅射分为 2 部分: 由起降架轮胎离心力直接导致的溅射称为“侧羽”(Side Plume)^[5], 侧羽水流横向运动撞击原先未受扰动的积水产生新的侧向溅射称为“尾流溅射”(Wake Trajectories)^[5], 如图 3 所示。国内某飞机

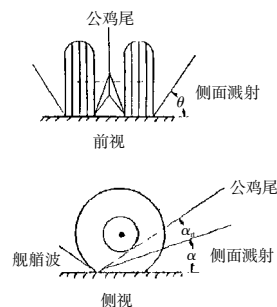


图 2 起落架前、后溅水结构

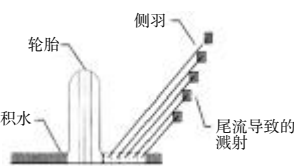


图 3 侧向溅水



图 4 国内某飞机溅水形态

1.2 溅水对机体部件的影响

飞机溅水对动力装置、APU、起落架、空调系统和空速指示系统均会造成影响。

1.2.1 动力装置

溅水对动力装置的影响主要包括: (1) 发动机吞水对其运行产生影响, 可能导致发动机推力减小甚至熄火。(2) 在吞水开始阶段水迹形成的瞬时进气畸变, 可能导致发动机失速或喘振; 国内某型支线客机试验表明, 在溅水初始阶段会出现明显的发动机转速波动。(3) 由水迹造成的进口总压畸变可能导致发动机失速或喘振。(4) 影响反推工作。根据适航咨询通告 AC33-2B 中的要求, 吞水不应导致发动机推力持续减小和熄火^[6]。在民用飞机动力装置溅水试验中应对上述影响进行验证。

1.2.2 机械结构

溅水对飞机机械结构的影响主要包括: (1) 冲击损伤, 指水花对飞机结构(包括进气道、发动机风扇、起落架、机身结构等)产生冲击而导致的机械损伤。(2) 结构附着, 指水(或融雪)附着在飞机结构上。(3) 结冰, 指结冰条件下溅射出的水冻结在飞机结构上, 改变了飞机原有型面, 由此导致地脱落冰还有可能造

成 2 次损伤。

1.2.3 空调系统和空速指示系统

在溅水过程中, 空调可能吸入溅水导致工作不正常, 而空速指示系统也可能因水迹造成的进口总压畸变而产生错误。

1.3 溅水对飞机性能影响

基于溅水对飞机部件的影响, 可知溅水对飞机性能的影响主要体现在以下 2 个方面。

1.3.1 飞机起飞性能

溅水会导致飞机起飞性能下降, 主要因积水(或融雪)产生的阻力^[7]所造成的。该阻力主要由起落架轮胎溅射积水和由前面溅射所引起的水花冲撞飞机结构产生的。某飞机积水跑道起飞特性如图 5 所示。从图中可见, 随着积水深度的增加, 飞机离地所需的滑跑距离越来越长, 当积水深度超过 3.81 cm 以上, 飞机无法离地^[6]。

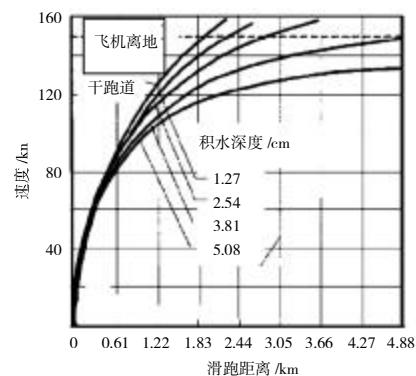


图 5 某飞机积水跑道起飞特性^[6]

1.3.2 飞机降落性能

溅水可能影响反推工作, 进而影响飞机降落性能。

2 试验方法^[8]

民用飞机动力装置溅水适航验证试验的目的是验证飞机在积水跑道上滑行、起飞和着陆过程中进气道吸水条件下的飞机-发动机组合运行的安全性。主要针对发动机和各受影响系统的工作特性, 采取的试验形式是在飞机跑道上设置一定深度的水池, 令飞机以规定的构型和速度通过, 观察并记录发动机及其他受影响系统在溅水过程中的工作情况。积水跑道对于飞机起飞性能的影响不在本试验考察范围内。

溅水试验通常分为工程试验和适航验证试验 2 部分。工程试验的目的是通过对飞机质量、重心位置、速度、起落架胎压、轮胎磨损程度、襟缝翼构型、减速板

构型和发动机引气构型等进行组合试验,得到溅水试验最严酷状态的飞机-发动机构型;适航验证试验的目的是利用工程试验确定的构型向适航审查方演示飞机-发动机组合在溅水最严酷构型下的运行特性。

需注意的是,溅水试验是1项高风险试验科目,其风险主要来自发动机可能出现不良工作特性和当飞机进入滑水状态后其操纵无法控制。所谓滑水现象(也称为水漂现象或者液面效应),是指轮胎在覆盖1层水膜的路面上行驶时,因轮胎不能完全排除或无法排除路面水膜,从而使运输工具在水膜上行驶的现象^[9]。在滑水现象发生时,飞机滑跑方向和速度都将失去控制,是极为危险的状态。

2.1 试验场地的设置

本试验中水池水深通常为1.27 cm,也可根据具体型号选择更深的深度,验证完的水深将作为飞机运行限制值。此外,试验水池中应有90%以上的面积达到要求的试验水深。考虑到地面倾斜的影响,可在水池内加装隔断以保持水深的一致性。

水池长度应保证在最严苛条件下的溅射至少保持1 s。在工程试验中,由于最大溅水构型尚未确定,应保证所有试验状态的溅射至少保持1 s;当最大溅水构型确定后,可在验证试验中调整水池长度。

若飞机主起落架处于发动机进气截面前部,应考虑到取前起落架与主起落架同时溅射的情况,则水池长度为

$$L_e = V \times t + L_g \quad (1)$$

式中: L_e 为水池长度; V 为最大试验速度; L_g 为飞机前起落架与主起落架之间的距离。

水池宽度应大于2个主起落架之间的距离,以满足所有起落架同时发生溅射的要求,并可保证试验过程中的通过性。若飞机主起落架处于发动机进气截面后部,则 L_g 可不考虑,水池宽度也可作相应调整。

2.2 试验速度的选择

为了验证不同速度对溅水的影响,在工程试验中速度应从低速逐渐增加至飞机抬前轮速度 V_R 。最小速度可选择某一速度作为初始试验速度,若试验表明在更低的速度区间可能出现更大的溅水形态,则应降低最小试验速度以找到最大溅水构型。为避免出现滑水现象,试验速度应低于临界滑水速度。出现滑水现象的关键因素是轮胎胎压和速度,NASA的滑水方程为

$$V_c = 9 \times \sqrt{P_T} \quad (2)$$

式中: V_c 为临界滑水速度; P_T 为轮胎胎压。

2.3 试验构型设置

溅水试验应考虑飞机运行状态分为起飞、降落和滑行。在溅水试验中通常将滑行与起飞状态合并测试。本试验采取让飞机以等速度通过水池,并使溅水形态持续一定时间的方式。而在降落过程中飞机接地瞬间的溅水形态持续时间较短,对此不进行验证。若需对接地状态的冲击溅水进行模拟,则应通过实际降落进行验证。

2.3.1 飞机总体构型设置

飞机总体构型包括质量、重心和气动构型。试验中应通过一系列速度、质量和重心的组合来确定临界构型。最大起飞和着陆质量通常分别为起飞和降落状态的临界构型。重心位置变化影响前后起落架的相对压缩量。对于翼吊构型而言,前起落架通常为发动机溅水主要来源,建议采用前重心;对于尾吊构型而言,应通过预试确定合适的重心构型。

试验中还应考虑飞机气动构型(包括襟缝翼、减速板)的使用,通过一系列工程试验来确定溅水的临界气动构型,并用于溅水适航验证试验。

2.3.2 溅水试验动力装置构型设置

溅水试验中动力装置主要受点火器、引气系统和反推系统等子系统的影响。根据AC20-124的要求,发动机溅水试验应考虑实际运行中可能出现的最严酷情况,应设置易熄火和易喘振的构型。

易熄火构型通常与点火器的设置有关。在试验中,点火器应设置为在实际运行中可用的最易熄火的构型。例如,若试验机型允许发动机单点火器派遣,则应在试验中采用点火器构型。

易喘振构型通常与发动机推力等级和引气状态有关。发动机推力等级与飞机运行状态有关,在模拟起飞中,发动机的推力等级选择为起飞推力(飞机通过水池的速度需通过刹车进行控制);在模拟降落中,发动机推力等级选择为地面慢车和最大反推推力(飞机先以较高推力状态进行加速,在通过水池前降低到所需状态推力)。引气状态应考虑对应最大引气和关闭引气2种状态。在工程试验中应对2种引气状态均进行验证以确定何种状态为严酷构型。采用最大引气状态的原因有:(1)在模拟结冰状态下运行需开启短舱防冰和机翼防冰系统;(2)在最大引气状态下易于

吸入更大的水量。采用引气关闭状态的目的是通过关闭引气将发动机置于易喘振的状态。

2.3.3 动力装置外其他系统构型

溅水还会影响 APU、起落架、空调系统和空速指示系统,在试验过程中应一并考虑。若起落架验证构型采用挡泥板,则在试验中也应安装挡泥板。起落架轮胎胎压、花纹、磨损程度对于溅水的影响应通过分析或者工程试验予以确定,并采用溅水最严酷构型作为适航验证构型。

3 试验判据

结合国内外资料和某支线客机试验经验,并参考 AC 25-939^[10]中对发动机工作特性的要求,针对动力装置制定试验判据。

对于模拟起飞状态:不允许发生可听到发动机喘振、发动机熄火持续的推力损失发动机中度和重度不良特性。

对于模拟降落状态(反推未打开):不允许发生可听到的发动机喘振、发动机熄火、发动机振动超限,可探测到但不需机组作出反应的轻度和中度不良特性是可接受的,而其他发动机中度和重度不良特性不可接受。

但对于反推打开的模拟降落状态:不允许发动机熄火,在一定限度(根据飞机性能需求确定)内的推力损失、可探测到但不会影响到飞行任务的轻度和中度不良特性可以接受,但发动机重度不良特性不可接受。

在试验过程中,要求飞机其他相关系统工作正常,机体结构不应出现结构损伤。

4 结束语

溅水试验是民用飞机动力装置系统适航取证的重要验证试验之一。目前,国内在此方面还缺乏成熟

经验。本文通过研究相关民用飞机适航规章、咨询通报、工业标准和国外其他机型的资料,并结合国内某民用支线客机试验经验,给出了民用飞机动力装置溅水试验的实施方案和相应试验判据,对中国民用飞机动力装置系统适航取证工作有重要的参考意义。

参考文献:

- [1] FAA. Water, slush and snow on the runway [S]. AC 91-6A. America, 1978.
- [2] Gooden J H M. CRspray-impingement drag calculation of aircraft on water-contaminated runways [R]. Amsterdam, the Netherlands, National Aerospace Laboratory, NLR-TP-2001-204.
- [3] McBride, Eillis E. An experimental investigation of the scale relations for the impinging water spray generated by a planing surface[R]. NACA-TN-3615, 1956.
- [4] FAA. Flight test guide for certification of transport category airplanes [S]. AC25-7A. America, 1998.
- [5] SAE. Tire spray suppression-airplane design and consideration for [S]. AIR 1904B. America, 2001.
- [6] FAA. Aircraft engine type certification handbook [S]. AC 33-2B. America, FAA,1993.
- [7] Barrett R B. Drag and spray measurements from a small pneumatic tyre travelling through a water layer [R]. Ministry of Aviation, S&T Memo 8/64,1965.
- [8] FAA. Water ingestion for turbine powered airplanes [S]. AC 20-124. America, 1985.
- [9] 李强,张卓,张立. 临界滑水速度的计算研究[J]. 重庆交通大学学报(自然科学版), 2011,30(5):899-993.
LI Qiang, ZHANG Zhuo, ZHANG Li. Calculation and research of hydroplaning critical velocity [J]. Journal of Chongqing Jiaotong University (Natural Sciences)2011,30(5):899-993. (in Chinese)
- [10] FAA. Evaluating turbine engine operating characteristics [S]. AC 25-939 America, 1986.

(上接第48页)

(in Chinese)

- [8] 汪光文,周正贵,胡骏. 基于并行遗传算法压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报, 2006,21(5):923-929.
WANG Guangwen, ZHOU Zhenggui, HU Jun. Design optimization of compressor blades using parallel genetic algorithms [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21 (5): 923-929. (in Chinese)
- [9] 周正贵,邱名,徐夏,等. 压气机/风扇二维叶型自动优化设计研究[J]. 航空学报,2011,32(11):1987-1997.

ZHOU Zhenggui, QIU Ming, XU Xia, et al. Automatic optimization design of compressor/fan 2D blade profile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1987-1997. (in Chinese)

- [10] 陈铁,刘仪,刘斌,等. 轴流式叶轮机械叶型的参数设计方法[J]. 西安交通大学学报,1997,31(5):52-57.
CHEN Tie, LIU Yi, LIU Bin, et al. A Character-parameter method for axial turbomachinery blade design [J]. Journal of Xi'an Jiao Tong University, 1997, 31(5): 52-57. (in Chinese)