

基于有限元分析的飞机挡水板强度验证飞行试验方法

李飞¹, 孙文², 张海涛¹

(1. 中国航空工业集团有限公司中国飞行试验研究院, 西安, 710089;

2. 中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院, 上海, 201210)

摘要 为防止过量溅水进入发动机进气道, ARJ21-700飞机通过在主起落架机轮间加装挡水板, 以有效提升雨雪等复杂天气情况下的运营能力。针对挡水板强度验证飞行试验中存在的难点——如何准确选取应变传感器改装位置和合理设计试验点, 首先通过分析机轮溅水机理, 建立了溅水载荷模型; 其次借助有限元分析手段确定了挡水板的应力分布并完成了强度校核; 然后根据有限元分析结果完成了应变传感器改装位置选取和试验点设计; 最后通过飞行试验完成强度验证。结果表明: 挡水板的加装可有效改变溅水形态; 有限元分析与飞行试验结果吻合良好, 可为其它类似复杂不规则结构提供有益参考和借鉴; 挡水板安全裕度足够, 并且有较大的减重空间, 须进一步优化设计。

关键词 挡水板; 溅水载荷; 有限元分析; 强度验证; 飞行试验

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2023.06.008

中图分类号 V217+.3 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2023)06-0058-07

Research on Flight Test Method of Aircraft Water Baffle Strength Verification Based on Finite Element Analysis

LI Fei¹, SUN Wen², ZHANG Haitao¹

(1. Chinese Flight Test Establishment, Aviation Industry Corporation of China Limited,

Xi'an 710089, China; 2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 201210, China)

Abstract In order to prevent excessive splashing from entering into the engine inlet, in the ARJ 21-700 aircraft, there is placed additionally between the wheels of main landing gear a water baffle, effectively improving the operation capacity of complex weather such as rain and snow. Difficulties being in existence in the flight test of water baffle strength verification—the selection of refitting position of the strain sensor and the design of test points, firstly, a splash load model is established by analyzing the splash mechanism of the aircraft wheel. Secondly, with the help of finite element analysis, the stress distribution of water baffle is determined and the strength check work is completed. According to the results of finite element analysis, the selection of refitting position of the strain sensor and the design of test points are completed. Finally, the work of water baffle strength verification is completed through flight test. The results show that the installation of water baffles can effectively change the splash pattern. The results of finite element analysis and flight test are in good agreement, which can provide useful reference for other similar complex

收稿日期: 2023-04-02

作者简介: 李飞(1988—), 男, 陕西咸阳人, 硕士, 工程师, 研究方向为飞机飞行载荷与结构强度飞行试验。E-mail: cfte_lifei@163.com

引用格式: 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. LI Fei, SUN Wen, ZHANG Haitao. Research on Flight Test Method of Aircraft Water Baffle Strength Verification Based on Finite Element Analysis [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(6): 58-64.

irregular structures. The safety margin of water baffle is sufficient, and there is a large space for weight reduction, which requires further optimization of the design.

Key words water baffle; splash load; finite element analysis; strength verification; flight test

飞机在积水、融雪、湿雪、干雪、积压雪、冰^[1]、湿冰、泥、碎石等污染跑道滑行和起降时,由轮胎滑跑产生的溅水可能导致起落架和襟翼等部件损伤,出现发动机推力持续下降、喘振、失速、熄火以及性能下降等问题,直接影响飞机的稳定性和操纵性,甚至可能酿成飞行事故^[2]。CCAR-25.1091^[3](d)(2)中规定:“飞机必须设计成能防止跑道、滑行道或机场其它工作场地上危险量的水或雪水直接进入发动机或辅助动力装置的进气道,并且进气道的位置或防护必须使其在起飞、着陆和滑行过程中吸入外来物的程度减至最小。”

当飞机结构布局确定以后,为防止机轮产生的过量溅水进入发动机进气道,国内外通常采取轮胎带翻边设计和机轮间加装挡水板 2 种方式来改变溅水形态^[4],以满足适航审定要求,同时提升飞机在雨雪等复杂天气中的运营能力。ARJ21-700 飞机最初考虑的是主起落架机轮换装翻边轮胎,但在前期溅水研发试验中发现当速度较大(≥ 45 m/s)时有明显溅水进入到发动机进气道,不满足适航审定要求。究其原因是翻边轮胎在高速时溅水控制效果明显降低。考虑到飞机结构布局更改带来的高成本和长周期,为保证良好的挡水效果,主起机轮间加装挡水板几乎是唯一可行的途径。如此一来,挡水板结构设计和强度验证必须满足 2 个要求:①结构设计尽可能减轻重量;②安全裕度要足够。

强度验证是保证结构安全并实现重量最轻化的有效手段,是军用飞机性能鉴定/民用飞机适航审定的重要环节,其目的是在预期设定的各种严重工况下考核结构设计强度是否满足国军标规定/适航条款,并为载荷计算方法正确性验证和结构设计合理性评估提供必要的依据。强度验证通常包括分析和试验 2 大体系方法,其中:分析主要包括工程经验、理论计算、有限元分析、虚拟试验^[5-6]等;试验主要包括地面试验^[7](如静力试验、耐久性试验、损伤容限试验、动态疲劳试验、动力学试验)和飞行试验等。考虑到结构本身和外部受载的双重复杂性,飞行试验可能是强度验证中最值得信赖的手段。

目前,强度验证飞行试验主要采取应变法^[8-9],即:通过改装应变传感器实测严重受载飞行状态下的结构关键部位应力/应变^[10-11],以完成强度校核和设计合理性评估,为性能鉴定/适航审定提供结

论。基于应变法的强度验证包括 3 个环节:方案设计、应变改装和飞行试验,其中难点是应变传感器改装位置选取和试验点设计。原因在于:如果改装位置选取不准确,不仅无法为结构强度校核和设计合理性评估提供准确可靠的飞行实测数据,而且可能导致飞行试验过程中挡水板结构关键受力部位监控不到位而发生破坏;如果试验点设计不合理,则导致没有考核到最严重工况,为后续结构改进和优化设计埋下隐患。针对以上问题,本文建立一种基于有限元分析的挡水板强度验证飞行试验方法,以为其它复杂不规则结构提供借鉴。

1 溅水载荷计算

1.1 挡水板结构简介

ARJ21-700 飞机挡水板由铝合金板加工而成,通过 4 个螺栓与主起落架缓冲支柱连接,位于主起落架 2 个机轮之间,如图 1(a)和(b)所示。

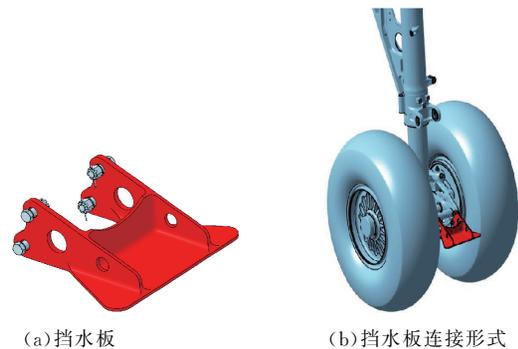


图 1 挡水板结构及连接形式示意图

1.2 机轮溅水机理分析

当飞机在积水、融雪或其它液体覆盖的污染跑道滑行、起降时,会发生溅起,这种现象称为飞机机轮溅水。以起落架为基准,溅水的方向分为前方、侧面和后方,对应的水花分别被称为:①“舰首波”,也称“轮前羽流”,是指由机轮的前向挤压导致跑道上的积水被挤到机轮前面时形成的溅射水花;②“侧向羽流”,是指由于机轮的侧向挤压导致跑道上的积水被挤到机轮侧面形成的溅射水花;③“中间羽流”,也称“鸡尾流”,是指由于机轮起落架结构而导致的机轮间相互影响产生的溅射水花。其中,“舰首波”产生的阻力很小,对起落架、发动机造成的溅射冲击影响可忽略不计^[12]。

飞机机轮溅水的液滴形态和尺寸分布极为复

杂,通常主要受飞机速度、积水深度、跑道形式、机轮几何参数(包括宽度、直径、胎压等)、变形参数、侧风及发动机吸力等因素影响。一般来说,在跑道积水深度不变的条件下,当飞机速度较小时,机轮前方的“舰首波”占主导^[13],此时机轮侧面产生的溅水比较少;随着飞机速度的增加,“舰首波”的强度逐渐降低并趋于平坦^[14]，“侧向羽流”和“鸡尾流”的强度不断增大且溅射位置不断上升,当飞机速度接近打滑速度时,溅射强度达到最大且位置达到最高;当飞机速度继续增加时,机轮逐渐与地面分离,“侧向羽流”和“鸡尾流”的溅射强度、高度将会下降,机轮前的舰首波逐渐消失。

打滑速度^[15],是指飞机机轮离开地面时的速度,其计算公式可表示为:

$$V_v = 1.71 \sqrt{\frac{p}{\sigma}} \quad (1)$$

式中: V_v 表示打滑速度,单位为 m/s; p 表示飞机轮胎胎压,单位为 kPa; σ 表示污染物相对于水的当量密度,其数值与跑道状况有关,其中: $\sigma_{干雪} < 0.2$, $0.2 < \sigma_{雪} < 0.5$, $0.5 < \sigma_{泥和冰} < 1.0$, $\sigma_{水} = 1.0$ 。

ARJ21-700 飞机主起机轮胎压 $p = 1\ 034$ kPa,由式(1)计算,打滑速度 $V_v = 55.1$ m/s。因此,可以初步得出结论:“侧向羽流”和“鸡尾流”的溅射强度和高度随飞机速度的增大呈先增大后减小的趋势,其中峰值可能出现在 55 m/s 附近。

现代大型飞机大多采取多轮起落架布局,当多轮通过积水跑道时,每个机轮都会与积水相互作用,除了形成“舰首波”和“侧向羽流”之外,机轮之间溅起的水流相互汇聚会形成“鸡尾流”。相比于前者,“鸡尾流”的形态更加复杂,其溅射强度更大、高度更高。通常情况下,前起落架机轮间形成的“鸡尾流”可能会被机身所阻挡,但主起落架机轮间形成的“鸡尾流”可能会越过机翼进入发动机进气道^[16-17]。因此,对于尾吊式发动机而言,主起机轮间形成的“鸡尾流”尤其值得关注。

1.3 溅水载荷模型建立

ARJ21-700 飞机采用双发尾吊、前三点式单支柱双轮起落架布局,后机身两侧上方配装 2 台大涵道比涡轮风扇发动机。基于 1.2 节分析,并结合前期溅水研发试验录像,可以确认进入发动机进气道的溅水主要来自主起落架机轮之间向后抛射形成的“鸡尾流”,而向前方和侧方的溅水量则很少,故本文仅对“鸡尾流”作重点研究。

主起机轮间总排水量可表示为:

$$P = LHVT \quad (2)$$

式中: P 表示机轮间总排水量,单位为 m^3 ; L 表示主轮中心距,单位为 m, ARJ21-700 飞机主轮中心距为 0.73 m; H 表示水深,单位为 m。根据 AC 咨询通告对 CCAR-25.1091(d)(2)中的解释和规定,水深为 0.012 7 m,按现有的跑道平整度,要满足试验要求,平均水深须达到 0.018 m 左右,考虑到跑道低洼处水深增加,因而这里溅水载荷计算水深取 0.02 m; V 表示飞机入水速度,单位为 m/s; T 表示溅水冲击作用时间,单位为 s。

考虑到挡水板与轮胎间隙有少部分溅水从前方和侧面溅出,为方便计算,实际作用于挡水板的水量取总排水量的 80%,即:

$$M = 80\% P \rho \quad (3)$$

式中: M 表示实际作用于挡水板的水量,单位为 kg; ρ 表示水的密度,单位为 kg/m^3 。

根据冲量公式,溅水冲击对挡水板的总载荷可表示为:

$$F_t = \frac{MV_w}{T} \quad (4)$$

式中: F_t 表示溅水总载荷,单位为 N; V_w 表示溅水速度,单位为 m/s。

由于有限元分析中施加载荷为总载荷对挡水板的法向分量,故作用于挡水板的溅水载荷可表示为:

$$F = F_t \sin \theta \quad (5)$$

式中: F 表示作用于挡水板的溅水载荷,单位为 N; θ 表示溅水载荷冲击方向与挡水板受载面切向的夹角,单位为 $(^\circ)$ 。

通过分析,溅水速度与飞机入水速度极为接近,为方便计算,本文假设 $V = V_w$ 。

联立式(2)~(5),溅水载荷可表示为:

$$F = 80\% LHV^2 \rho \sin \theta \quad (6)$$

参考国际工程科学数据库 ESDU 算法^[18],计算可得不同入水速度下的溅水载荷 F 如表 1 所示,其变化曲线如图 2 所示。(注:由于 F_t 和 F 数据量值差别较大,因此图 2 采用 2 个不同纵坐标以更好地反映溅水载荷变化趋势。)

表 1 不同飞机入水速度下的溅水载荷

$V/(\text{m/s})$	$\theta/(\text{^\circ})$	F_t/N	F/N
40	28.6	19 512	9 142
45	28.0	24 695	11 200
50	27.5	30 488	14 097
55	27.1	36 890	16 782
60	20.2	43 903	15 145
65	15.6	51 525	13 891

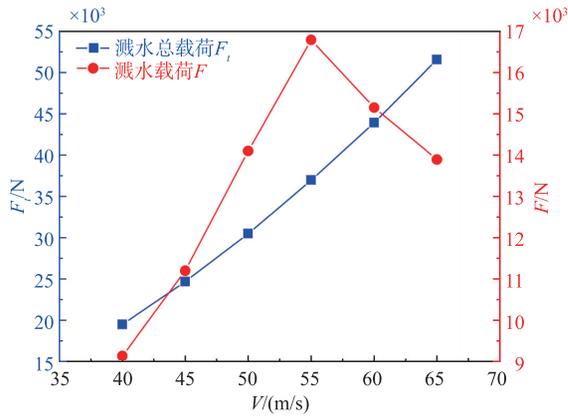


图 2 溅水载荷随飞机入水速度变化曲线

从图 2 可以明显看出,溅水载荷 F 飞机入水速度 V 先增大后减小,其中最大值(16 782 N)出现在 $V=55$ m/s 时。

2 有限元分析

针对挡水板这种复杂不规则结构,传力路径复杂,无法简化成板、梁等工程力学模型,在缺少足够结构分析依据的情况下,仅凭理论分析和工程经验无法精确地确定应力集中区域,因而无法准确地选取应变传感器改装位置。为解决这一问题,本节将开展挡水板有限元模型建立与分析工作,具体实施步骤包括网格划分、材料属性添加、约束建立、溅水载荷施加、应力分布情况确定及强度校核^[19-20]。

Step 1 网格划分。对挡水板采用六面体单元和四面体单元进行建模,保留了高应力区域附近过渡圆角等几何特征,且对该区域的网格进行了局部细化。其中:有限元模型基本单元尺寸为 3 mm,细化区域单元尺寸为 1.5 mm,共划分 60 070 个单元,如图 3(a)所示。

Step 2 材料属性添加。挡水板结构材料牌号为 7050-T7451,弹性模量 $E=71\ 000$ MPa,泊松比 $\mu=0.33$,屈服强度 $\sigma_b=462$ MPa。

Step 3 约束建立。约束建立在挡水板两侧悬臂螺栓孔位置,将孔边节点与孔中心建立刚性连接 REB2,再约束孔中心节点沿轴向转动以外的自由度,如图 3(b)所示。

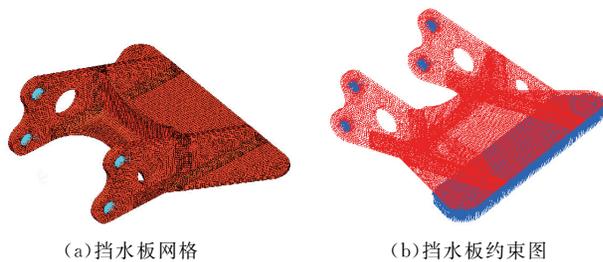


图 3 挡水板有限元模型

Step 4 溅水载荷施加。考虑到溅水分布可能

存在不均匀性,故定义对称和非对称 2 种载荷工况。溅水载荷分别按 1:1 和 1.5:1 均匀地施加在挡水板 2 个半边,分别如图 4(a)和(b)所示。

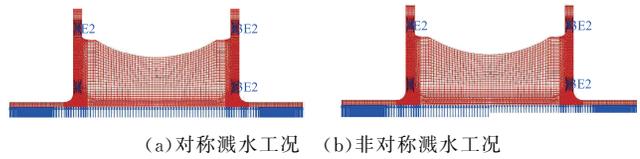


图 4 挡水板溅水载荷工况

Step 5 应力分布情况确定。通过有限元分析得到 12 个溅水载荷工况(40 m/s、45 m/s、50 m/s、55 m/s、60 m/s、65 m/s)下的挡水板 VonMises 应力云图。图 5 和图 6 分别为 50 m/s 和 55 m/s 挡水板 VonMises 应力云图。表 2 列出了不同飞机入水速度下的挡水板 VonMises 应力峰值。图 7 为挡水板 VonMises 应力峰值 σ_{Vmax} 随飞机入水速度 V 的变化曲线。

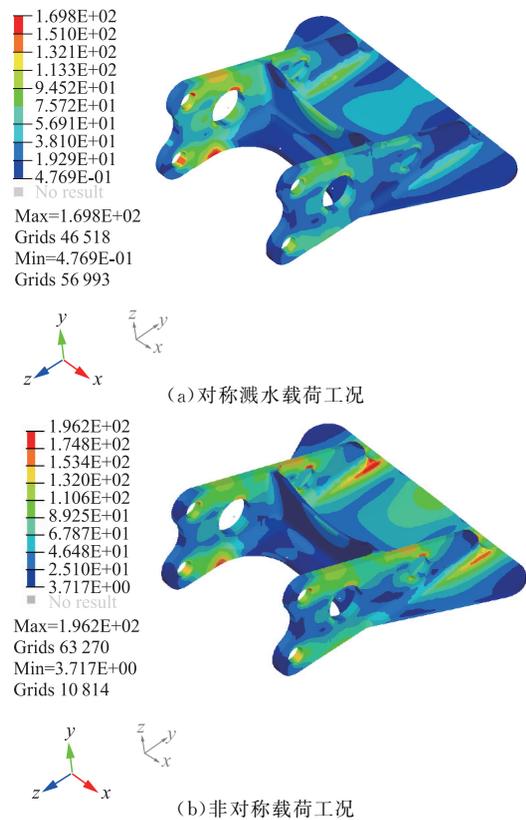
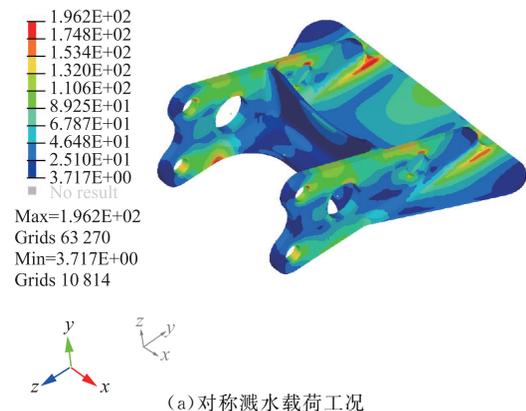
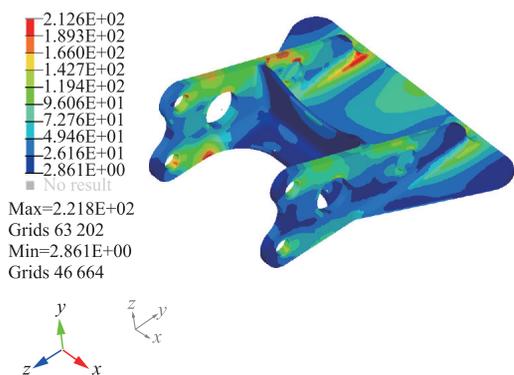


图 5 挡水板 VonMises 应力云图 ($V=50$ m/s)



(a) 对称溅水载荷工况



(b)非对称溅水载荷工况

图 6 挡水板 VonMises 应力云图 ($V=55$ m/s)

表 2 不同飞机入水速度下的挡水板 VonMises 应力峰值

$V/(m/s)$	σ_{Vmax}/MPa	
	对称工况	非对称工况
40	106.6	107.1
45	112.5	112.8
50	151.4	169.8
55	196.2	212.6
60	175.9	192.2
65	70.9	78.4

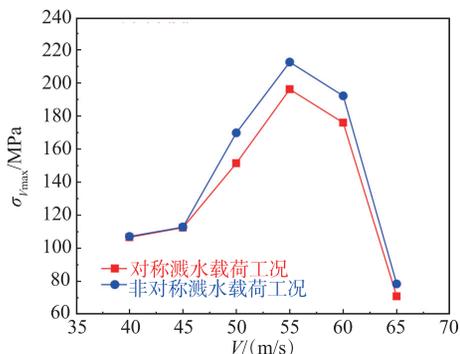


图 7 挡水板 VonMises 应力峰值随飞机入水速度的变化曲线

从图 5~图 7 及表 2 可以看出:

1)挡水板结构整体应力分布合理,应力集中区域主要分布在耳片上沿和下沿,其中受载最严重部位位于挡水板下沿抗弯突变位置;

2)当 $V < 50$ m/s 时,对称和非对称溅水载荷工况下挡水板受载基本相当;当 $V \geq 50$ m/s 时,非对称溅水载荷工况下挡水板受载更为严重;

3)挡水板 VonMises 应力峰值随飞机入水速度的增大先增大后减小,最大值 212.6 MPa 出现在 $V=55$ m/s 非对称溅水工况。

Step 6 强度校核。根据文献[21],计算挡水板结构有限元分析安全裕度 $M. S. F$ 可得:

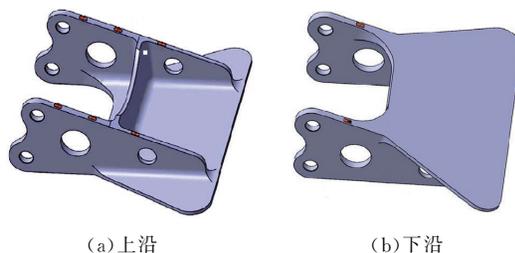
$$M. S. F = \frac{\sigma_b}{\sigma_{Vmax}} - 1 = \frac{462}{212.6} - 1 = 1.17 > 0 \quad (7)$$

因此,通过有限元分析挡水板结构安全裕度足够,满足静强度设计要求,并且仍有优化减重空间。值得注意的是,有限元分析结果正确与否还有待进

一步通过飞行试验进行验证。

3 应变改装

用于挡水板强度验证的应变改装应遵循以下原则:①应变传感器改装在结构主要传力路径上^[22];②应变传感器改装在结构应力集中或较大区域;③应变传感器改装在易于实施且不易被破坏的部位;④合理选择电桥类型;⑤应变传感器及其导线做好安全防护;⑥导线铺设不应干涉起落架收放,并远离溅水冲击区域。由第 2 节有限元分析结果可知,挡水板结构的应力集中区域主要分布在左/右耳片的上沿和下沿,因此确定挡水板的应变传感器改装位置如图 8 所示。



(a)上沿

(b)下沿

图 8 挡水板应变传感器改装位置

另外,为消除温度变化对应变传感器测量误差的影响,并适当增大输出响应,挡水板应变改装电桥类型选择惠斯通全桥。

4 飞行试验

4.1 试验点设计

根据第 2 节有限元分析结果可知,挡水板受载情况随飞机入水速度的增大时间呈先增大后减小的规律,最严重工况为 55 m/s,同时为避免出现滑水现象,试验速度不应超过打滑速度太多且应小于抬前轮速度($V_R = 70$ m/s),因此,确定 ARJ21-700 飞机挡水板强度验证飞行试验点如表 3 所示。飞行试验科目包括 5 架次模拟起飞滑行和 10 架次模拟着陆,其中,模拟着陆涉及发动机最大反推、反推慢车和正慢车 3 种推力要求。

表 3 ARJ21-700 飞机挡水板强度验证飞行试验点

飞机构型	$V/(m/s)$			
	45	50	55	60
模拟起飞滑行	1	1	2	1
模拟着陆	2	3	4	1

试验时,飞机以定点等速的方式通过水池,并遵循“循序渐进”的原则,从小速度逐步逼近到大速度。同时,试验过程中对飞机飞行状态、发动机工作状态及挡水板飞行实测应力等参数由机载数据采集器进

行采集和记录,并通过遥测系统传输至地面监控系统进行实时监控和处理。

4.2 试验水池设计

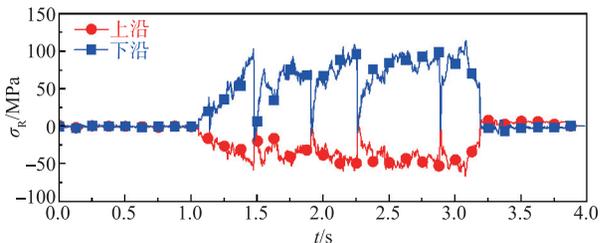
依据合格审定要求,在机场跑道围建长×宽×高=130 m×8 m×0.02 m 蓄水池,如图 9 所示。考虑到机场跑道可能存在不平整的状况,通过在水池内加装格栅来保持水深的一致性。



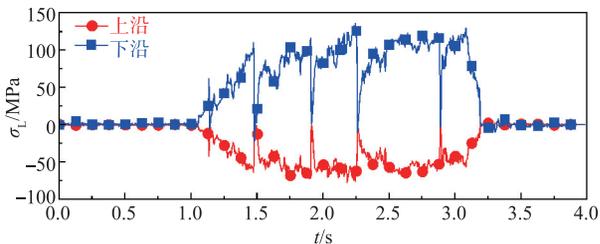
图 9 试验水池

4.3 试验结果及分析

图 10 为 ARJ21-700 飞机入水速度 $V=55\text{ m/s}$ 挡水板飞行实测应力时间历程。



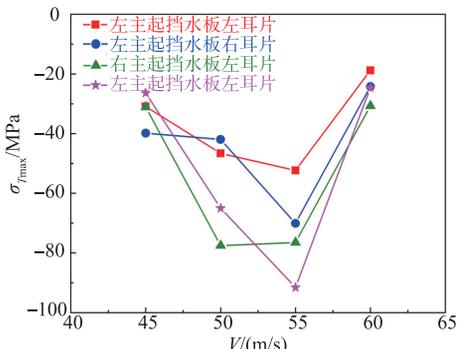
(a) 右耳片飞行实测



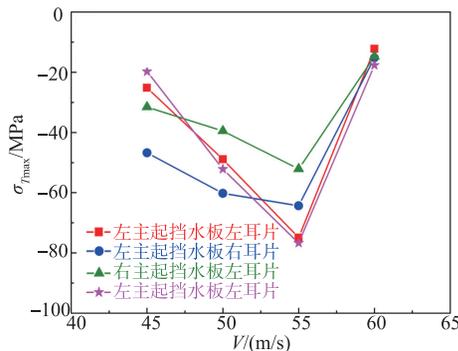
(b) 左耳片飞行实测

图 10 挡水板飞行实测应力时间历程曲线($V=55\text{ m/s}$)

图 11 和图 12 分别为挡水板耳片上沿和下沿飞行实测应力峰值 $\sigma_{T,max}$ 随入水速度 V 的变化曲线。

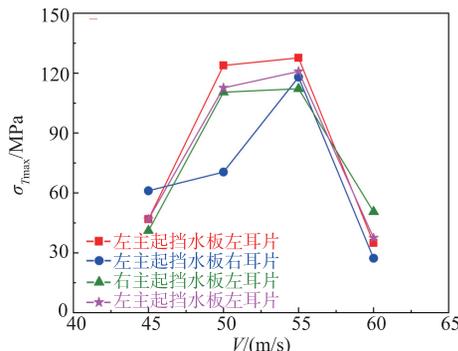


(a) 模拟起飞滑行构型

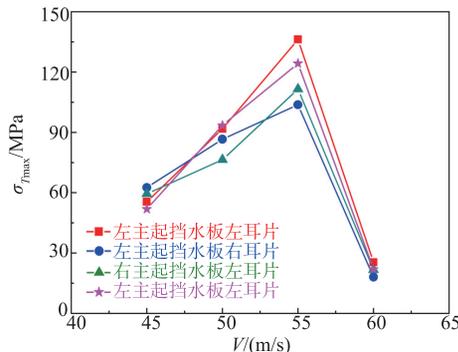


(b) 模拟着陆构型

图 11 挡水板耳片上沿飞行实测应力峰值与飞机入水速度变化曲线



(a) 模拟起飞滑行构型



(b) 模拟着陆构型

图 12 挡水板耳片下沿飞行实测应力峰值与飞机入水速度变化曲线

通过分析试飞数据得到如下结果:

1) 整个飞行试验过程中,没有明显溅水进入发动机进气道,没有发生危及飞行安全的发动机推力持续下降、喘振、失速、熄火等不良工作特性,大气数据系统和 APU 系统工作正常,满足适航审定要求;

2) 挡水板耳片下沿飞行实测应力明显大于上沿,其中:左主起落架挡水板受载最严重部位为左耳片下沿,该测点飞行实测应力峰值为 136.2 MPa,出现在模拟着陆构型试验($V=56.1\text{ m/s}$)中;右主起落架挡水板受载最严重部位为右耳片下沿,该测点飞行实测应力峰值为 127.7 MPa,出现在模拟 7 起飞滑行构型试验($V=55\text{ m/s}$)中;

3) 挡水板左/右耳片上沿和下沿飞行实测应力峰值均随飞机入水速度的增大先增大后减小,其中

最大值均出现在入水速度为 55 m/s 附近。

因此,计算挡水板结构飞行实测安全裕度 $M. S. T$ 可得:

$$M. S. T = \frac{\sigma_b}{\sigma_{Tmax}} - 1 = \frac{462}{136.2} - 1 = 2.39 > 0 \quad (8)$$

5 结论

1) 加装挡水板可有效改变溅水形态,不仅满足了适航审定要求,而且有效提升了 ARJ21-700 飞机在雨雪等复杂天气条件下的运营能力;

2) 挡水板 VonMises 应力峰值和飞行实测应力峰值均随飞机入水速度的增大呈先增大后减小的规律,并且两者最大值均出现在 55 m/s 附近,表明有限元分析与飞行试验结果吻合良好,不仅验证了溅水载荷模型和有限元模型的正确性,而且证明了有限元分析可以为复杂不规则结构的应变传感器改装位置准确选取和试验点合理设计提供直观可靠的依据,后续可为其他类似结构的载荷测量和强度验证工作提供有益的参考和借鉴;

3) $M. S. F = 1.17$, $M. S. T = 2.39$,表明挡水板结构安全裕度足够,满足静强度设计要求,并且仍有较大的减重空间,须进一步优化设计。

参考文献

- [1] 曹旭辉. 运输类飞机污染跑道起降性能算法研究[D]. 广汉:中国民用航空飞行学院,2019.
- [2] SÁNTA I. The Effect of Water Ingestion on the Operation of the Gas Turbine Engine[C]//ICAS 2000 Congress. Bonn: International Council of the Aeronautical Sciences,2000:5241-5249.
- [3] 中国民用航空局飞行标准司. CCAR25 运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2001:162-163.
- [4] 李亚南. 航空轮胎溅水问题分析及翻边挡水作用研究[D]. 西安:西北工业大学,2016.
- [5] CRAIG C E A. Virtual Testing with Validated Analysis Tools[M]. Hampton:Collier Research Corporation,2002.
- [6] OSTERGAARD M G, IBBOTSON A R, ROUX O L, et al. Virtual Testing of Aircraft Structures [J]. CEAS Aeronautical Journal,2011(1):83-103.
- [7] 中国人民解放军总装备部. GJB67. 10A-2008 军用飞机结构强度规范 第 9 部分:地面试验[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2008.
- [8] SKOPINSKI T H, AIKEN W S, HUSTON W B. NACA Report1178, Calibration Strain-Gage Installations in Aircraft Structures for the Measurement of Flight Loads [R]. Hampton:Langley Aeronautical Laboratory,1954.
- [9] JENKINS J M, DEANGELIS V M. A Summary of Numerous Strain-Gage Load Calibrations on Aircraft Wings and Tails in a Technology Format; NASA-TM-4804[R]. Washington D C:NASA,1997.
- [10] 李文龙,杨美娟,唐宁,等. 某型飞机关键部位应变预测[J]. 应用力学学报,2021,38(2):649-654.
- [11] 谢帅,张海涛,霍幸莉,等. 基于连杆应变测量的起落架航门结构健康监测[J]. 空军工程大学学报,2023,24(3):50-54.
- [12] 倪明. 大型客机污染跑道起降性能适航审定方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
- [13] 刘畅. 飞机轮胎溅水仿真分析方法与应用研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.
- [14] 闫坤. 大型飞机污染跑道起降性能和飞行操作适航标准研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
- [15] 蔡靖,李岳,宗一鸣. 湿滑道面飞机轮胎临界滑水速度计算方法比较[J]. 航空学报,2017,38(7):1177-1184.
- [16] 管详善,徐维,任选其,等. 飞机轮胎溅水鸡尾流特性数值模拟[J]. 航空学报,2019,40(11):122996.
- [17] 赵海刚,屈霖云,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.
- [18] Estimation of Spray Patterns Generated from the Sides of Aircraft Types Running in Water or Slush [S]. London: The Royal Aeronautical Society,1998.
- [19] HUEBNER H K. The Finite Element Method for Engineers[M]. New York:John Wiley& Sons,1982.
- [20] DAVID V H. Fundamental of Finite Element Analysis[M]. Britain:Osborne,2004.
- [21] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 第 9 册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [22] 唐宁,白雪. 基于作动器载荷的升降舵铰链力矩测量方法[J]. 兵器装备工程学报,2021,42(9):293-297.

(编辑:陈斐)