

全尺寸飞机结构疲劳试验数字孪生 技术思考与探索



张海英,陈先民,董登科

中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 陕西 西安 710065

摘要:全尺寸结构疲劳试验是飞机模型研制验证的重要手段,其较长的周期制约了模型的验证反馈和服役使用,而数字孪生技术的引入有望变革试验模式,助力试验提质增效。结合国内全尺寸结构疲劳试验特点和现状,本文提出了疲劳试验数字孪生的内涵和总体框架,介绍了数字孪生在试验全周期的应用场景,识别并分析了全周期数据获取与管理、多环节结构分析、及时准确的试验测量与监测、多重不确定因素量化更新、沉浸感可视化与交互等关键技术,结合机身段疲劳试验实例介绍了初步的探索工作,为疲劳试验数字孪生技术的发展指明方向。

关键词:数字孪生; 疲劳试验; 疲劳断裂; 贝叶斯更新

中图分类号: V215

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.01.006

由于飞机结构疲劳性能受材料、工艺、结构形式、载荷历程等多重因素影响,民用航空规章第 25.571 条“结构的损伤容限和疲劳评定”中均要求^[1],对可能引起灾难性破坏的每一结构部分进行疲劳和损伤容限评定,评定还必须结合有试验依据和服役经验(如果有服役经验)支持的重复载荷和静力分析来进行,必须用充分的全尺寸疲劳试验依据来证明在飞机的设计使用目标寿命期内不会产生广布疲劳损伤。GJB 775A^[2]中也明确要求应在装有测试设备的飞机上重复施加飞-续-飞设计使用载荷谱来实施耐久性试验,在完成耐久性试验后,应采用重复施加飞-续-飞设计使用载荷谱来进行损伤容限试验。因此,目前一段时期内,全尺寸疲劳试验(FSFT)仍是民机结构适航符合性验证及军机型号合格审定的必要方法,而全机疲劳试验是重中之重。

以民机为例,全机疲劳试验通常包含两倍设计目标寿命(DSG)的疲劳试验、一倍 DSG 的裂纹扩展试验、剩余强度试验和拆毁检查 4 个阶段。经过航空工业在疲劳领域几十年的研究,全机疲劳试验复杂度、精度和速度都不断提高,但随着新型号设计目标寿命的不断增加,从策划、设计、实施、拆毁检查到评估的整个试验流程仍需要几年甚至十几年,消耗大量的人力和物力,也制约了型号的服役使用。

自 2011 年美国空军研究实验室提出机体数字孪生

(ADT)^[3]计划以来,数字孪生的概念开始引起广泛关注,也不断得到完善、发展和应用。数字孪生针对物理实体对象特征,构建融合对象几何、物理、行为与规则的数字化虚拟模型集合体,以传感器等手段建立实体与模型之间的状态连接,通过数据的更新、交互、融合、分析,在数字世界模拟物理实体在现实中的行为,实现对物理对象的优化、扩展。作为一种普适性的概念,数字孪生可以与产品设计、制造和服务等多领域结合,提供智能运行、精准管控与可靠运维等多种服务目标^[4-5]。空客 A350XWB 和洛克希德-马丁 F-35 的总装生产线中都引入了数字孪生技术,通过全流程数据和模型的充分利用,以数字化监控、自动化管控、工艺流程改进等方式显著提高了生产效率。ADT 则是一种面向飞行器的多物理场、多尺度、多概率的仿真模型,能够利用飞行器在线传感器数据、离线地面检查数据、历史运行数据、测试数据甚至专家经验等,反映并预测对应结构在全寿命周期内的行为和性能,从而解决飞行器的维护和寿命预测问题^[6-9]。

随着飞机结构领域高性能仿真、损伤监测、数据融合等技术的进步,将数字孪生应用到结构疲劳试验中,有望构建虚拟与物理试验并行融合互动的新模式,实现试验运行状态实时感知、结构疲劳性能可靠预估、试验/维修决策优化,提高试验管控能力和效率。蒋泽^[10]、刘瑜^[11]等分别提出了

收稿日期: 2024-05-31; 退修日期: 2024-08-30; 录用日期: 2024-11-04

基金项目: 航空科学基金(2020Z058023006)

引用格式: Zhang Haiying, Chen Xianmin, Dong Dengke. Thinking and exploration of digital twin technology in full-scale fatigue test of aircraft structure[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(01): 46-55. 张海英, 陈先民, 董登科. 全尺寸飞机结构疲劳试验数字孪生技术思考与探索[J]. 航空科学技术, 2025, 36(01): 46-55.

基于数字孪生的船舶结构虚实融合试验方案和智能飞行试验模式,但相关具体技术的研究报道还较少。完备的结构疲劳试验数字孪生应包括高保真数字孪生模型构建、疲劳失效风险评估、物理试验数据获取、基于物理数据的重要参数概率分布检验、孪生模型动态重构等环节,目前在全周期数据获取和管理、结构多尺度分析、试验状态数据准确测量与监测、多重不确定因素量化、沉浸感可视化与交互等方面还存在技术难题。因此,本文在总结全尺寸结构疲劳试验特点的基础上,首先提出了其数字孪生的内涵和整体框架,介绍了数字孪生在试验全周期的应用场景,然后对关键技术难点和发展方向进行了探讨分析,最后结合机身段疲劳试验实例介绍了开展的一些初步探索工作。

1 全尺寸结构疲劳试验数字孪生内涵和应用前景

1.1 全尺寸结构疲劳试验及其特点

全尺寸结构疲劳试验是在实验室中对全尺寸飞机或部件结构施加模拟飞机服役中预期经历的各种重复载荷,获取结构的疲劳和损伤容限特性,以验证飞机结构是否满足设计目标要求,疲劳和损伤容限设计、分析方法的正确性和制造工艺的可行性,结构损伤检测方法和修理方案的有效性,暴露疲劳薄弱部位,为结构设计和制造工艺的改进、结构维护大纲的制定提供试验依据。

除了结构试验件,疲劳试验一般包含机械系统、动力系统、控制系统、测量系统、监测系统和损伤检查。其中,机械系统中的支持结构模拟试验件的边界自由度约束条件或飞机的姿态,加载结构则以胶布带/拉压垫及其杠杆连接系统、假件接头等形式模拟气动力、惯性力的作用;动力系统以液压、气压设备为加载提供动力;控制系统驱动各加载通道的同步协调加载;测量系统通过关键部位粘贴的应变片、

位移传感器和数据采集设备测量结构的应变和位移;监测系统通过预期损伤部位布置的声发射、压电等传感器监测结构的损伤情况;定期的人工损伤检查确定结构的损伤及其扩展情况。

支持和加载结构设计的合理性直接关系到载荷施加的准确性,动力和控制系统设计的合理性直接关系到加载的效率,测量和监测系统、损伤检查方案设计的合理性关系到应变、位移和损伤数据的完备性。疲劳试验系统结构及相互关系如图1所示。由于动力和控制系统的设计及参数配置需要结合实验室基础条件、操作人员经验、液压和控制等多系统仿真来完成,本文后续不再考虑该部分内容。

全机疲劳试验在结构强度地面试验中规模最大、复杂程度最高、持续时间最长,表1给出了几个型号全机疲劳试验中加载和测量通道数的对比^[12-15]。可以看到,除了俄罗斯的两型飞机外,其他试验的主/被动加载通道总数都在100个以上,测量通道在2800个以上。结构疲劳性能受原材料供货状态(成分、晶粒尺寸和取向、微观结构缺陷等)、结构几何构型(孔、缺口、槽、凸耳、紧固件连接等)、加工和装配质量(表面粗糙度、划痕、毛刺、加工和钻孔造成的撕裂、连接件配合间隙等)、加载历程(载荷大小、顺序、作用位置)等多重因素的影响,存在天然的分散性和细节敏感性。但是受目前工业水平的限制,结构疲劳性能分析中难以精准确定各个疲劳危险部位的细节状态,评估结果难免包含较大的不确定性,一般需要通过比较保守的假设或安全系数来覆盖各种不确定因素。同时,由于结构形式^[16]、工艺及材料的不断更新,以及目前工业界对结构疲劳行为认知的局限,全尺寸疲劳试验中仍会出现疲劳开裂、扩展时间与预期偏差过大,或非预期部位损伤等现象,统称非预期损伤。若没有及时发现这些非预期损伤,可能会导致结构提前破坏,试验无法获得足够的数

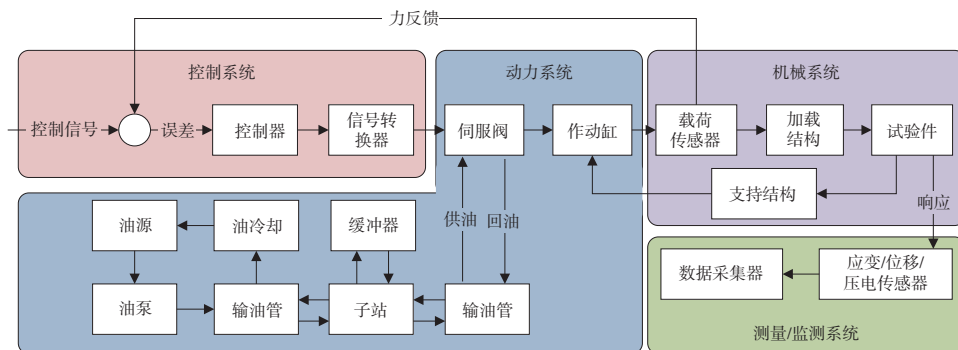


图1 疲劳试验系统结构示意图

Fig.1 Schematic illustration of fatigue test equipment

表1 多型飞机全机疲劳试验加载和测量规模对比

Table 1 Comparison between loading and measurement scales of multi-type aircraft FSFT

飞机型号	加载通道/个	测量通道/个
A380	182	12000
波音 787	135	2800
PRJ-95LR	64	800
IL-76MD-90A	93	2000
MRJ	124	3000

找损伤原因、确定结构后续的检查及维修方案。非预期损伤的一系列处理及期间的等待时间也是全机疲劳试验周期特别长的原因之一。

因此,传统的仿真模型和分析不能有力支撑结构疲劳试验的实时决策,作用有限。数字孪生技术的出现和发展为解决上述问题提供了新的思路。

1.2 全尺寸结构疲劳试验数字孪生内涵

参考ADT概念,根据全尺寸结构疲劳试验的目的及特点,可以将其数字孪生概括为:一套代表全尺寸结构疲劳试验件和试验系统制造及维护状态的、集成的数字模型,随着试验进行和试验数据的获取动态演化,并基于可靠的分析模型、实时试验数据及相关的历史数据,映射并预测试验件和试验系统在试验全周期内的行为。其整体框架如图2所示,包含以下5个要素及其相互连接。

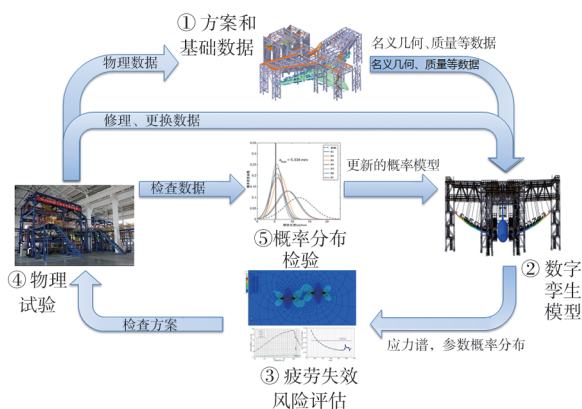


图2 疲劳试验数字孪生框架

Fig.2 Digital twin framework of fatigue test

(1) 试验方案和基础数据

疲劳试验数字孪生的起点应该是试验方案模型,包含试验件的名义几何数据、加工工艺及质量数据、材料及其静强度/疲劳/损伤容限性能数据、初始损伤尺寸,试验支持、加载、动力、控制、测量、监测系统方案等数据。

(2) 数字孪生模型

由试验方案和相关基础数据即可建立初始的数字孪生模型。随着试验件制造、试验环境搭建和试验实施,获得试验件实际尺寸、加工工艺及质量偏差、应变/位移测量数据、损伤检查数据、修理和更换等数据,数字孪生模型持续同步更新,包含的物理试验个性化特征越来越丰富。因此,疲劳试验数字孪生模型应至少集成几何(试验件、试验支持/加载/动力/控制/测量/监测系统的几何模型)、物理(材料及其性能数据、制造和装配工艺、结构载荷/环境谱、结构疲劳和损伤容限设计要求、加载/测量/监测设备性能等)、结构力学(试验件有限元分析模型、实时测量获得的载荷/应变/位移数据等)、结构损伤(结构损伤历程)等多重模型和数据。此外,孪生模型也是对试验状态进行基于模型动态可视化的基础。

(3) 疲劳失效风险评估

由于现在的飞机结构主要按损伤容限准则进行设计,且依据损伤容限评估结果确定结构检修计划,该框架的疲劳失效风险评估主要依据损伤容限分析进行。损伤容限分析中将初始损伤尺寸、材料性能参数等各种存在不确定性的因素当作随机变量来处理,获得各危险细节发生断裂失效的概率(POF)随载荷循环的变化。依据失效概率评估结果,即可对原有试验检查周期进行相应的调整更新,既可避免检查周期过短影响试验实施效率,也可避免检查周期过长导致损伤漏检或结构失效。在此过程中,初始损伤尺寸、材料性能参数的概率分布来自数字孪生模型,疲劳危险细节处的应力谱也是通过数字孪生模型中的载荷-应力传递函数,或者多层次有限元分析模型获得。由于试验载荷相对于实际飞行载荷来说是确定的,在试验调试阶段,结合试验应变、位移测量数据对载荷-应力传递函数或多层次有限元分析模型进行修正更新后,可将细节应力谱作为确定量而非随机变量来处理。

(4) 物理试验

物理试验现场准备过程中可能获得试验件的部分实际尺寸和加工质量偏差等数据,调试和实施过程中获得试验件实际的载荷、应变、位移数据,按要求进行检查后获得各部位的损伤检查结果数据,实施修理后获得局部的修理或更换数据,进行拆毁检查后获得各部位的损伤历程数据。这些数据都需要实时或定期同步到其数字孪生模型中,用于模型修正和更新,也应在试验总结阶段收录入型号的基础数据库当中。

(5) 概率分布检验

概率分布检验主要是依据物理试验中损伤检查结果数

据,对失效风险评估中采用的随机变量分布进行检验并更新,获得其条件概率分布。目前在结构疲劳方面的概率分布检验主要采用贝叶斯方法^[17-20]。图3给出了基于贝叶斯推断的裂纹尺寸分布更新示例^[21],其中,带底圈数字表示其对应图2中的所属环节。一般情况下, t_0 时刻的初始裂纹尺寸不确定性较大,导致预估的 $t_0+\Delta t$ 时刻裂纹尺寸分散带较大,如图3(a)所示。如果在 $t_0+\delta t$ 时刻对试验件进行了损伤检查,并依据检查结果采用贝叶斯推断更新此刻的裂纹尺寸分布,如图3(b)所示,则可以有效减小 $t_0+\Delta t$ 时刻裂纹尺寸分散带。

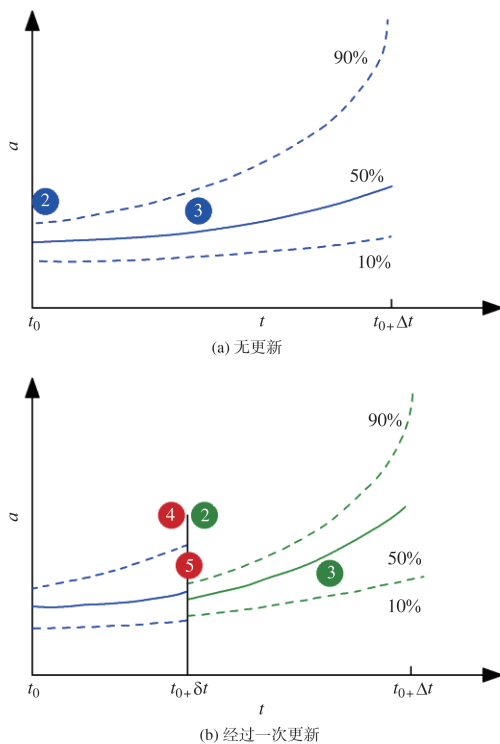


图3 基于贝叶斯推断的裂纹尺寸分布更新示意^[21]

Fig.3 Illustration of updating on crack size distribution based on Bayesian inference^[21]

在试验全周期中,随着新数据的不断获取,上述2~5要素的循环过程不断重复,使得数字孪生模型中越来越多的细节与物理试验达到较高的一致性,从而降低疲劳失效评估中的不确定性,并可据此实现对试验检查和实施计划的个性化调整。

1.3 全尺寸结构疲劳试验数字孪生应用场景

数字孪生与结构疲劳试验全周期相结合,在试验不同阶段有相应的应用场景,从不同的方面发挥作用,助力型号研制验证提速增效。

在试验设计阶段,根据试验件和试验方案模型建立初始的数字孪生模型,并在模型上进行典型工况下的静力分

析,一方面通过应力分布与理想状态的对比确定支持、加载方案的合理性,一方面通过筛选高应力区、应力集中区,确定测量、监测和检查方案的合理性。在此基础上,对识别出的疲劳危险部位进行疲劳裂纹萌生寿命、裂纹扩展寿命进行分析,进一步确定检查方案的合理性。根据分析结果,对试验方案进行更改、优化。

在试验准备阶段,试验件和试验系统生产、装配完成,根据试验件具体的超差、代料等情况,对孪生模型进行修正,使其包含对应试验实体的特性数据,基于修正后的模型进行分析,评估超差、代料等情况对结构疲劳性能带来的影响,以及试验件和试验系统的装配状态是否满足要求。

在试验疲劳运行阶段,根据试验中测得的应变和位移数据、损伤检查数据实时或定期地传递到数字孪生模型中,保持孪生模型与物理试验实体状态的同步。一方面,根据试验数据与模型分析结果的差异对试验实体进行检查,如非预期损伤处是否有孔径偏差、预应力等问题,或依据贝叶斯推断对初始裂纹尺寸、材料性能分布进行更新,对数字孪生模型进行必要的修正,并根据新的裂纹扩展寿命预估结果对试验检查、修理计划进行必要的调整,降低损伤漏检概率,也避免频繁检查导致的试验效率问题。另一方面,基于数字孪生模型建立相关多源异构数据管理和动态可视化系统,使试验人员能够以直观的、基于模型的形式把控试验状态、性能、风险、进度等情况,保证疲劳试验的高效安全运行。

在剩余强度试验阶段,通过数字孪生模型预演各加载工况,根据结构破坏危险性辅助工况排序,在保证考核工况充分的同时,也能降低结构破坏危险性。

在拆毁检查和试验总结阶段,数字孪生模型分析结果辅助筛选拆毁检查部位,同时详尽的拆毁检查数据反馈到孪生模型中,对模型进行进一步的校验和验证,保证模型的可靠性,且校验后的模型可用于运营支持及后续型号研制。

2 全尺寸结构疲劳试验数字孪生关键技术分析

在数字孪生概念引起广泛关注后,多个工业软件公司先后推出了相关的数字孪生类软件,为实现某些形式的数字孪生提供了很好的解决思路及平台。但是要实现图2数字孪生框架的正常运转,以数字孪生交互反馈支撑实时决策,从而助力结构疲劳试验提质增效和模式变革,还面临全周期数据获取和管理、多环节高精度结构分析、及时准确的试验测量与监测、多重不确定因素量化更新、沉浸感可视化与交互等一系列技术挑战。其中,全周期数据获取和管理

是建立试验高保真数字模型、实现多环节高精度结构分析的基础,结构分析的精准度影响试验测量与监测方案的合理性,测量与监测数据的时效性和准确性保障不确定因素的量化更新,进而支撑数字模型动态演进,而可视化与交互则为其提供融合互动平台。

2.1 试验全周期数据获取和管理

结构疲劳试验全周期数据应当包含试验件和试验系统设计、制造、试验多个阶段的完整数据。其中,试验件制造数据与结构疲劳性能密切相关,也直接影响数字孪生模型的保真度。材料初始缺陷情况、零件表面光洁度等确定结构的初始缺陷尺寸,连接件与孔的配合紧密程度影响应力集中部位和应力水平^[22],装配预应力改变局部细节的应力循环历程,开孔位置偏差可能导致裂纹扩展路径变化^[23]。这些数据都可能对结构疲劳裂纹萌生和扩展产生重大影响,但对其准确获取和管理还存在一定的难度。例如,某型工序或装配过程中产生的残余应力或者预应力^[24],目前比较准确的无损测量方法主要有X射线或中子衍射法,受测量对象的尺寸限制,还难以在大型航空工程结构中大量开展测量工作。因此,在没有具体制造数据的情况下,数字孪生模型只能采用名义数据或基于统计结果的数据。随着航空制造和检验数字化水平的不断提升,试验件制造数据采集将越来越丰富,结构数字孪生模型初始状态数据也将更加准确。同时,这些个性化制造数据随物理实体和模型在厂所之间的传递和管理,也是建立试验件高保真数字孪生模型需要解决的问题之一。

另外,试验数据不仅包含本试验方案设计、准备和实施过程中产生的测量、监测、检查等大量实时、非实时数据,还包含相关结构低层级试验及材料性能试验的数据。其中,试验设计数据是数字孪生模型构建的基础数据,准备过程中产生的、与设计有一定偏离的数据是孪生模型的个性数据,实施过程中实时产生的测量、监测、检查等数据则是实现数字孪生的纽带和桥梁,而相关多层次试验及材料性能试验数据则是校准疲劳裂纹分析方法、使数字孪生模型准确发挥预测功能的重要基础^[25-27]。与试验件制造类似,试验现场准备过程中,如试验夹具与试验件之间的装配间隙、每个连接件的预紧力等数据的准确获取和管理也存在一定的难度,这也会在一定程度上影响到数字孪生模型的保真度。试验运行过程中的加载、测量、监测、检查等实时数据产生、存储于不同种类和网络的计算机系统中,要做到与数字孪生模型之间的实时传输与互动,涉及实验室不同网络和计算机系统的改造及融合。相关结构低层级试验和材料

性能试验数据的使用则需要加强对历史试验数据的管理,开发结构/试验相关性的关联搜索等工具,以支持相关数据的有效使用,使数字孪生模型更好地发挥作用。

2.2 多环节高精度结构分析

由于疲劳损伤一般发生在连接孔、台阶等局部细节处,由微观缺陷演化为工程可检裂纹,而且疲劳损伤的尺寸在微米至毫米量级^[28],结构细节尺寸在毫米至厘米量级,全尺寸结构尺寸则在米至百米量级,因此,飞机结构疲劳损伤分析中存在明显的多尺度问题。为了发挥数字孪生模型对物理试验的服务作用,就要通过应力分析、含裂纹结构仿真、基于模型降阶的破坏风险评估等一系列高精度分析,尽可能真实、准确、快速地预测结构在疲劳载荷作用下的性能。

应力分析是疲劳损伤扩展分析的基础,其准确性严重影响疲劳损伤扩展分析结果是否准确可靠。以2024-T3铝合金含裂纹结构受常幅疲劳载荷作用为例,细节应力分析10%的误差就能引起疲劳裂纹扩展寿命预测结果约37%的误差。目前的应力分析主要采用基于有限元的数值分析方法,以全机自然网格模型和局部细化模型相结合的多层级建模方法在计算精度和计算成本之间取得平衡。为了真实模拟结构细节响应状态,需要反映细节处的形状突变、连接形式等特征,对有限元网格划分要求较高,需要以较小的网格尺寸防止局部畸变或不收敛问题。同时,众多细节模型边界条件和载荷施加的准确性也直接影响应力分析精度^[28]。此外,对于随机谱载荷情况,则需要开展一系列载荷工况条件下的多层次分析才能获得疲劳危险部位的应力历程,以支持后续的疲劳裂纹扩展分析。因此,高保真细节模型构建、不同层级模型间边界和载荷条件的精确传递、疲劳多工况的高效计算是多层级应力分析需要重点考虑并解决的问题。

含裂纹结构的疲劳断裂力学仿真分为两种情况。一种是载荷传递路线清晰、局部应力场单一的简单结构及经典开裂模式,如单向受载薄壁结构孔边开裂,可直接使用现有裂纹扩展分析软件,如美国的Nasgro、Afgrow等,简化为经典构型快速获得应力强度因子参数及裂纹扩展历程。另一种是复杂构型或复杂应力场结构,简化为简单构型会带来较大误差,需要通过建模仿真进行精确分析。文献[29]详细对比了几种常见疲劳断裂仿真方法,包括有限元法(FEM)、扩展有限元法(XFEM)、无网格法、相场断裂法(PFM)、边界元法(BEM)、对称伽辽金边界元(SGBEM)-有限元迭代法和装配法等。虽然新的仿真方法不断克服传统有限元疲劳断裂仿真中面临的高密度奇异单元剖分、裂纹扩展过程中网格反复重新划分、计算规模大等难题,但要模拟包含毫米甚至微米

级裂纹的飞机复杂结构损伤扩展过程,尤其是涉及厚体结构非平面三维裂纹、各向异性或复杂应力场导致的裂纹路径变化、高应力场下的非线性等问题时,还存在求解规模、计算效率、收敛性及裂纹路径判据等难点。

此外,由于飞机结构的复杂性,以及材料、细节构型和开裂形式的多样性,即使应用多层次应力分析、高效SGBEM-FEM仿真方法,要完成全尺寸结构应力场及损伤扩展历程的预测,也需要消耗大量的人力资源和计算时间。目前一段时间内,要随试验进展进行实时的评估预测和更新,还需要借助模型降阶方法来实现^[30-32]。在飞机结构应力和疲劳断裂分析领域,目前应用较多的模型降阶主要是基于数据拟合的代理模型方法^[33-35],如基于多层次仿真数据的应力传递函数、应力强度因子与裂纹尺寸映射函数、裂纹扩展速率与应力强度因子关系函数等。对于每个细节,基于有限的仿真结果样本数据构建足够精度的降阶模型,并且在应力传递函数、应力强度因子函数、裂纹扩展速率函数联合应用情况下避免降阶带来的误差累积放大,以及利用实时试验数据对降阶模型进行自适应更新,都还需要进一步的深入研究。

2.3 及时准确的试验测量与监测

实现数字孪生的关键一环是通过先进传感手段实时感知物理实体的状态,精准、全面获取各物理对象的响应数据。对于结构疲劳试验,一方面要及时获取试验件的受力、损伤状态,另一方面要实时了解各试验系统的运行状态。

目前国内结构疲劳试验中测量试验件受力状态的主要手段还是应变片法,获取有限个离散点的应变历程。对于容易产生疲劳损伤问题的细节突变处大应力梯度、应力集中,应变片法测量存在诸多限制。随着基于数字图像相关(DIC)的全场应变测量、热弹应力测量(TSA)技术的发展成熟,将其应用到疲劳试验关键区域应变场分布和变化实时监测中,助力及时发现高应力部位或应力异常变化部位,是疲劳试验应重点发展的方向之一。在此基础上,如何通过不同周期相同工况下应变数据的对比,对出现的应变变化及时捕捉、分析、定位,发现可能存在的结构损伤或损伤扩展,也是需要考虑的问题。

在损伤检查和监测方面,目前的结构疲劳试验主要依靠定期停止试验进行人工检查,效率不高且容易出现漏检。基于声发射和压电的损伤监测技术在试验中的覆盖率和检出精度方面还有待提升。航空工业强度所开发了基于机器视觉的结构损伤识别技术,但是其识别能力和精度有待持续提升,且对识别结构的开敞性和可达性都有较高要求,而

结构试验中疲劳危险部位多、遮挡多,其应用范围非常有限。因此,单一的监测/检测设备和手段难以完全覆盖试验对象,根据试验结构特点,综合多种技术手段及时准确获取试验损伤状态数据,是保证疲劳试验成功、提高试验质量、实现数字孪生的重要基础。

同时,结构疲劳试验中用到大量的机械、电力/电子、液/气压等试验系统,每类系统又包含若干功能各异的设备,各设备的工作性能会随着工作时间、工作强度等因素发生改变,其故障的产生具有一定的随机性和不定时性,每一单独设备的故障都可能导致试验准确性不足或无法进行。因此,如何通过温、湿、光、电等传感网格的布局,监测各试验系统的运行状态并对异常情况及时预警,也是需要解决的问题之一。

2.4 多重不确定因素量化更新

结构疲劳数字孪生体中的诸多不确定因素一般分为认知不确定(缺陷尺寸和材料参数等,相对确定但未知)和随机不确定(飞行载荷和裂纹扩展量等,受自然变化影响且具有随机性)两类^[29]。疲劳试验中虽然载荷不确定性相对较小可选择忽略,但是缺陷尺寸尤其是细节初始缺陷尺寸、裂纹扩展模型参数、装配处的残余应力等都是重要的不确定性源,会影响数字孪生模型的保真度和疲劳失效评估的准确性^[35-36]。

针对裂纹尺寸不确定性问题,美国ADT计划中选择了基于动态贝叶斯网络的数据推理方法,综合工程经验和假设,将裂纹尺寸及其概率分布参数均作为随机变量处理,随着物理数据的不断更新,对概率分布参数进行动态的条件检验,从而逐步缩小裂纹尺寸分布的分散性。这一方法的可行性也得到了不同研究的确认,成为裂纹长度诊断的常用方法^[37-39]。但是,基于贝叶斯网络进行裂纹扩展材料参数和局部残余应力场等的推理和确定方法还需要相当多的研究和验证,且需要在此基础上综合多重不确定因素,建立结构疲劳失效概率预测模型和动态更新框架。

由于贝叶斯推理需要与裂纹扩展模型融合应用,而不同结构细节形式、开裂模式和载荷谱类型最适用的裂纹扩展模型不尽相同,裂纹扩展模型选用不合理可能导致贝叶斯推理收敛性的问题,因此,需要针对不同裂纹进行分门别类,开展裂纹扩展模型适用性及其与贝叶斯推理融合的适应性研究,建立相应的模型选用准则、模型与数据融合适用性判据。在工程应用中,还要针对疲劳试验多细节、长周期、多源数据等特点和时效性需求,开发高效、强鲁棒的贝叶斯推理和疲劳失效概率预测更新软件,内嵌相应的算法、准则、判据,实现不确定因素量化更新的自动化和准实时性。

2.5 沉浸感可视化与交互技术

由于结构疲劳试验现场环境复杂,部分区域可达性差,尤其是机舱内部需封闭以施加增压舱载荷,难以实时快速现场观测,且试验运行过程中的结构破坏风险导致现场人员或设备有一定的危险性。融合多源异构数据分析进行基于数字孪生模型的实时动态显示,提供沉浸式交互界面,可辅助试验人员以更直观的形式,实现对试验状态、结构性能和试验风险的实时掌控和动态评估。澳大利亚国防科技组织(DSTO)提出了基于热弹应力场测量(TSA)和数字孪生模型的全机疲劳试验概念^[40],如图4所示,通过布置灵敏的TSA机器人,实时获取试验件全范围的应力状态及危险部位,并将数据传送到孪生模型云端进行可视化处理,而试验或分析人员直接在虚拟现实环境中观测结构关键部位的应力变化和损伤演化。

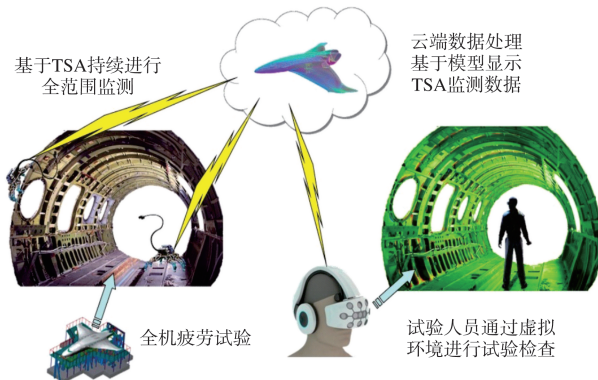


图4 基于热弹应力场测量和沉浸式可视化的全机疲劳试验示意图^[40]

Fig.4 Illustration of future FSFT based on TSA and immersive visualization^[40]

要实现高沉浸感可视化与实时交互,首先要开展多源数据驱动的试验状态快速重构。对于重点关注的试验件,要考虑其载荷、位移、应变和损伤等多方面的状态,每种状态的重构都牵涉到多种测量数据、监测数据和仿真结果数据的融合分析,需要对点、面、体数据相互校验,进行一致性评估和修正,且需要根据人员指令在不同状态间快速切换。而状态数据基于模型进行可视化展示时,同样面临多尺度问题,局部的应力集中或损伤显示需精细到毫米级,全尺寸试验数字孪生环境下的细节状态高精度显示对图形处理、模型轻量化等能力需求具有较高要求。海量数据快速变化迭代,也是对数据处理和图形显示的效率和实时性的一大挑战。此外,对于保障试验正常运行的试验系统,也需要基于传感网络数据进行状态数据的可视化,才能更好地发挥辅助可视化决策的作用。

其次,基于模型的数据可视化需要与虚拟现实(VR)或增强现实(AR)技术结合,合并试验环境数据,提供高沉浸感的体验。如疲劳试验中的声音可能提示试验件的异常或设备的正常运转,也是试验判断的重要依据之一。现场声音数据与三维模型实时状态的结合呈现,将有效提升数字孪生模型的沉浸感和效能。

3 结构疲劳试验数字孪生实例探索

航空工业强度所疲劳团队结合某型飞机机身段疲劳试验,在融合数字孪生的结构疲劳试验方面开展了一些初步探索。试验件以机身中部等直段为考核区,包含一个机身纵向对接区、6对观察窗。试验设计框架、夹具模拟前后机身对试验件的边界支持,并施加相应的内压、剪力 and 弯矩载荷,如图5所示,疲劳试验中施加等幅疲劳载荷。

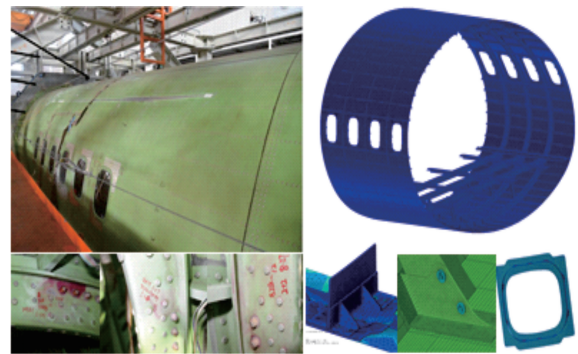


图5 机身等直段试验及其部分多层次分析模型

Fig.5 Fatigue test and a part of multi-level analysis models for the straight fuselage section

由工程经验和全局有限元分析判定窗框角部区域为疲劳危险部位之一,建立窗框区域的局部细节模型,并利用子模型技术赋予其边界条件,计算疲劳载荷的其细节应力分布,并针对窗框角部铆钉孔处可能存在的孔边裂纹形式,获得其名义应力。由于该部位结构相对简单,将其简化为有限宽板孔边穿透裂纹形式,采用强度所自主研发的损伤容限分析软件进行相应的应力强度因子历程和寿命计算。融合铝合金薄板孔边裂纹目视检测概率、裂纹扩展模型参数正态分布,获得裂纹尺寸随载荷循环概率预测结果,并结合三次无损检测尺寸数据进行贝叶斯更新,其中27-28框间窗框左上角孔边裂纹的结果如图6所示。

由图6可以看到,由于初始裂纹尺寸的不确定性大,在没有进行贝叶斯更新之前,裂纹尺寸预测的分散性较大,随着融合检查数据的贝叶斯更新,分散带越来越小,意味着预测结果越来越接近真实情况。虽然多个窗框角部是相似细节,但各

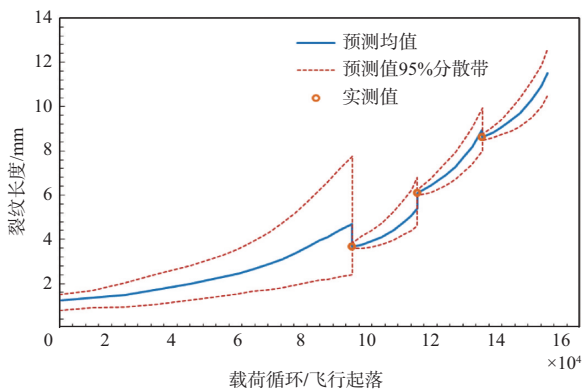


图6 窗框角部铆钉孔边裂纹预测及更新

Fig.6 Fatigue crack growth prediction and updating for the rivet hole at the corner of window frame

个实际裂纹扩展情况并不相同,意味着每个细节都需要进行概率预测和贝叶斯更新,工作量大且烦琐。因此,实现结构疲劳试验数字孪生不仅需要大量的建模和计算工作,更需要算法开发、软件编制来简化和支撑相应技术的大范围实现。

4 结束语

数字化转型是新时代先进军民用飞行器研制的必由之路。全尺寸结构疲劳试验作为飞行器结构研制验证的必要手段和重要一环,既要面临数字化转型的重大挑战,积极提升试验数字化水平,又要抓住数字化转型的重大机遇,借助数字孪生及相关新兴技术的蓬勃发展,开发融合数字孪生的疲劳试验技术,变革传统单一的物理试验模式,建立物理与数字精准映射、并行融合、实时互动新模式,以试验状态实时精准感知、全周期数据驱动数字模型动态演进、结构疲劳行为可靠预测、试验/维修可视化决策,保障试验高效、安全、高质量地完成,为型号研制提供有力支撑。要建立完备的结构疲劳试验数字孪生系统,还需要在试验全周期数据获取与管理、多环节高精度结构分析、及时准确的试验测量与监测、多重不确定因素量化更新、沉浸感可视化与交互等技术方面开展深入研究,持续开发并完善相关软硬件,不断提升试验的可预见性、可观测性、可反馈性、可改进性,扎实推进数字孪生技术在疲劳试验全周期中的应用。

AST

参考文献

[1] CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S]. 中国民用航空局, 2008.
CCAR-25-R4 Transport category airplane airworthiness standards[S]. Civil Aviation Administration of China, 2008. (in

Chinese)
[2] GJB 775A—2012 军用飞机结构完整性大纲[S]. 中国人民解放军总装备部, 2013.
GJB 775A—2012 Military aircraft structural integrity program[S]. The General Reserve Department of PLA, 2013. (in Chinese)
[3] Tuegel E, Ingrassia A R, Eason T G, et al. Reengineering aircraft structural life prediction using a digital twin[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2011, 2011: 154798.
[4] 陶飞, 刘蔚然, 刘检华, 等. 数字孪生及其应用探索[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(1): 1-18.
Tao Fei, Liu Weiran, Liu Jianhua, et al. Digital twin and its potential application exploration[J]. Computer Integrated Manufacturing System, 2018, 24 (1): 1-18. (in Chinese)
[5] 陶飞, 张贺, 戚庆林, 等. 数字孪生十问: 分析与思考[J]. 计算机集成制造系统, 2020, 26(1): 1-17.
Tao Fei, Zhang He, Qi Qinglin, et al. Ten questions towards digital twin: analysis and thinking[J]. Computer Integrated Manufacturing System, 2020, 26 (1): 1-17. (in Chinese)
[6] Tuegel E. The airframe digital twin: some challenges to realization[C]. 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2012.
[7] Tuegel E, Kobryn P A, Henderson D. The airframe digital twin spiral 1 program[C]. 2016 Aircraft Airworthiness and Sustainment Conference, 2016.
[8] Kobryn P, Tuegel E, Zweber J, et al. Digital thread and twin for systems engineering: EMD to disposal[C]. AIAA SciTech Forum/55th AIAA Aerospace Science Meeting, 2017.
[9] 李鹏, 潘凯, 刘小川. 美国空军机体数字孪生计划的回顾与启示[J]. 航空科学技术, 2020, 31(9): 1-10.
Li Peng, Pan Kai, Liu Xiaochuan. Retrospect and enlightenment of the AFRL airframe digital twin program[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(9): 1-10. (in Chinese)
[10] 蒋泽, 韦朋余. 船舶结构虚实融合试验构建方法研究[C]. 中国造船工程学会船舶力学学术委员会测试技术学组2021年学术会议, 2021.
Jiang Ze, Wei Pengyu. Construction method of ship structure virtual reality fusion test[C]. 2021 Academic Conference of the Testing Technology Group of the Ship Mechanics Academ-

- ic Committee of the Chinese Society of Naval Architectural Engineering, 2021.(in Chinese)
- [11] 刘瑜, 谢强. 数字孪生的技术特点及在飞行试验中的应用展望[J]. 系统仿真学报, 2021, 33(6): 1364-1373.
Liu Yu, Xie Qiang. Technical characteristics of digital twins and application prospects in the field of flight testing[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(6): 1364-1373. (in Chinese)
- [12] Steven A C, Brandon D C, Shane R S, et al. Full-scale fatigue testing at Boeing commercial airplanes: from the 707 to the 787 [C]. ICAF 2017, 2017:1271-1280.
- [13] Zichenkov M C, Konovalov V V, Scherban K S, et al. A review of fatigue test of full scale aeronautical structures in TsAGI during the period from 2015 to 2017[C]. ICAF 2017, 2017: 1456-1465.
- [14] Hilfer G, Tusch O, Wu D, et al. Changing the philosophy of full-scale-fatigue-tests derived from 50 years of IABG experience towards a virtual environment [C]. ICAF 2019, 2020:723-735.
- [15] Setta K, Fukuoka T, Nagao K, et al. Full scale fatigue testing for Mitsubishi regional jet [C]. ICAF 2019, 2020:762-770.
- [16] 马野, 宋盛菊, 刘焱飞. 飞行器新结构技术展望[J]. 航空科学技术, 2023, 34(11): 63-74.
Ma Ye, Song Shengju, Liu Yanfei. Prospect of new structure technology for flight vehicle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11): 63-74. (in Chinese)
- [17] Straub D. Stochastic modeling of deterioration processes through dynamic Bayesian network [J]. Journal of Engineering Mechanics, 2009,135(10):1089-1099.
- [18] Mohantty J R, Verma B B, Ray P K, et al. Prediction for mode-I overload-induced fatigue crack growth rates using neuro-fuzzy approach [J]. Expert System with Applications, 2010, 37 (4): 3075-3087.
- [19] Wang H K, Hayne R, Huang H Z, et al. The use of high-performance fatigue mechanics and the extended Kalman/particle filters, for diagnostics and prognostics of aircraft structures [J]. Computer Modeling in Engineering & Sciences, 2015, 105(1):1-24.
- [20] Li C, Mahadevant S, Ling Y, et al. Dynamic Bayesian network for aircraft wing health monitoring digital twin [J]. AIAA Journal, 2017, 55(3): 930-941.
- [21] Liao M, Renaud G, Bombardier Y. Airframe digital twin technology adaptability assessment and technology demonstration [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2020, 225: 106793.
- [22] Jochum R, Rufin A, Sisco T, et al. Fatigue considerations in the development and implementation of mechanical joining processes for commercial airplane structures [C]. ICAF 2019, 2020: 215-227.
- [23] Cerrone A, Hochhalter J, Heber G, et al. On the effects of modeling ss-manufactured geometry: toward digital twin [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 2014: 439278.
- [24] 康永刚, 李国茂, 宋嗣仁, 等. 飞机壁板装配偏差传递与演变及其优化方法[J]. 航空科学技术, 2024, 35(4): 40-51.
Kang Yonggang, Li Guomao, Song Siren, et al. Transfer and evolution of aircraft fuselage panel assembly deviation and optimization methods[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(4): 40-51. (in Chinese)
- [25] Yeratapally S R, Leser P E, Hochhalter J D, et al. A digital twin feasibility study(Part I): Non-deterministic predictions of fatigue life in aluminum alloy 7075-T651 using a microstructure-based multi-scale model [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2020, 228: 106888.
- [26] Leser P E, Warner J E, Leser W P, et al. A digital twin feasibility study (Part II): Non-deterministic predictions of fatigue life using in-situ diagnostics and prognostics [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2020, 229: 106903.
- [27] Liu Z, Meyendorf N, Mrad N. The role of data fusion in predictive maintenance using digital twin[C]. AIP Conference Proceedings, 2018.
- [28] Whelan G, McDowell D L. Uncertainty quantification in ICME workflows for fatigue critical computational modeling [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2019, 220: 106673.
- [29] 董雷霆, 周轩, 赵福斌, 等. 飞机结构数字孪生关键建模仿真技术[J]. 航空学报, 2021,42(3):023981.
Dong Leiting, Zhou Xuan, Zhao Fubin, et al. Key technologies for modeling and simulation of airframe digital twin [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 023981. (in Chinese)
- [30] Ritto T G, Rochinha F A. Digital twin, physics-based model, and machine learning applied to damage detection in structures [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2021, 155: 107614.

- [31] O'Hara P J, Hollkamp J J. Modeling crack propagation within a reduced-order model framework [C]. 55th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2014: 0150.
- [32] O'Hara P J, Hollkamp J J. Modeling fatigue crack propagation in a Ti-alloy at elevated temperature within a reduced-order model framework[C]. 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2016: 1720.
- [33] Hombal V, Mahadevan S. Surrogate modeling of 3D crack growth [J]. International Journal of Fatigue, 2013, 47: 90-99.
- [34] Spear A D, Priest A R, Velleux M G, et al. Surrogate modeling of high-fidelity fracture simulations for real-time residual strength predictions [J]. AIAA Journal, 2011, 49(12): 2770-2782.
- [35] Karve P M, Guo Y, Kapusuzoglu B, et al. Digital twin approach for damage-tolerant mission planning under uncertainty [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2020, 225: 106766.
- [36] Sankararaman S, Ling Y, Mahadevan S. Uncertainty quantification and model validation of fatigue crack growth prediction [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2011, 78(7):1487-1504.
- [37] Millwater H, Ocampo J, Crosby N. Probabilistic methods for risk assessment of airframe digital twin structures [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2019, 221: 106674.
- [38] Leser P E, Hochhalter J D, Warner J E, et al. Probabilistic fatigue damage prognosis using surrogate models trained via three-dimensional finite element analysis [J]. Structural Health Monitoring, 2017, 16(3): 291-308.
- [39] Wang Y, Binaud N, Gogu C, et al. Determination of Paris' law constants and crack length evolution via extended and unscented Kalman filter: An application to aircraft fuselage panels [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2016, 80: 262-281.
- [40] Wong A K, Jackson P. Towards the virtual fatigue test: hardware-in-the-loop integrated fatigue test simulation (HiLiFTS) [C]. ICAF 2015, 2015: 955-964.

Thinking and Exploration of Digital Twin Technology in Full-scale Fatigue Test of Aircraft Structure

Zhang Haiying, Chen Xianmin, Dong Dengke

National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China

Abstract: Full-scale structural fatigue test is an important means for the development and verification of aircraft models, but its long cycle restricts the verification feedback and service use of models. The introduction of digital twin technology is expected to change the test mode and help improve the quality and efficiency of the test. Based on the characteristics and current situation of domestic full-scale structural fatigue test, the connotation and overall framework of fatigue test digital twin are proposed, and the application scenarios of digital twin in the whole cycle of the test are introduced. Key technologies such as full-life-cycle data acquisition and management, multiple structural analysis, timely and accurate test measurement and monitoring, quantitative updating of multiple uncertainties, immersion visualization and interaction are identified and analyzed. Some preliminary exploration work is also introduced in combination with an example of fuselage fatigue test. The research points out the direction for the development of digital twin technology in fatigue test.

Key Words: digital twin; fatigue test; fatigue fracture; Bayesian updating

Received: 2024-05-31; **Revised:** 2024-08-30; **Accepted:** 2024-11-04

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(2020Z058023006)