

文章编号: 1674-8190(2023)02-136-09

战斗机全机疲劳试验技术发展概述

裴连杰^{1,2}, 王育鹏^{1,2,3}, 张建锋^{1,2}, 何潇^{1,2}, 黄博^{1,2}

(1. 中国飞机强度研究所, 西安 710065)

(2. 中国飞机强度研究所 全尺寸飞机结构静力/疲劳航空科技重点实验室, 西安 710065)

(3. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 在战斗机的设计与研制过程中, 结构强度始终是一个重点关注的问题。疲劳强度决定了飞机的安全性、耐久性和可靠性等重要指标。全机疲劳试验是验证飞机结构疲劳强度是否满足设计要求的重要手段。本文介绍了国内外全机疲劳试验技术的发展现状, 综合分析了我国的全机疲劳试验技术; 总结了新型战斗机全机疲劳试验技术成果, 包含试验载荷谱、载荷边界模拟、动力系统、数据处理、损伤检测和监测等多个方面, 并给出了全机疲劳试验技术的发展规划和建议。该研究可为其他飞机疲劳试验提供重要的技术支撑。

关键词: 战斗机; 疲劳试验; 约束技术; 加载技术; 试验测控; 损伤监测

中图分类号: V271.4⁺1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.02.16

Overview of the development of full-scale fatigue test technology for fighter

PEI Lianjie^{1,2}, WANG Yupeng^{1,2,3}, ZHANG Jianfeng^{1,2}, HE Xiao^{1,2}, HUANG Bo^{1,2}

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(2. Aviation Technology Key Laboratory of Full Scale Aircraft Structure Static and Fatigue Test, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(3. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Structural strength is a key concern in fighter's design and development. Fatigue strength of an aircraft determines important indicators such as safety, durability and reliability of the aircraft. Full-aircraft fatigue test is an important method to verify whether the fatigue strength of aircraft structure meets the design requirements. This paper introduces the development history and current situation of the full-aircraft fatigue test technology at home and abroad, comprehensively analyzes the full-aircraft fatigue test technology in our country, and summarizes the important technical achievements of the full-aircraft fatigue test of a new type of fighter, including aspects of test load spectrum, load, boundary simulation, power system, data processing, damage detection, health monitoring, and so on. In this paper, the development plan and suggestions of the whole aircraft fatigue test technology are given. This research can provide important technical support for other aircraft fatigue tests.

Key words: fighter; fatigue test; restraint technology; loading technology; test measurement and control; damage monitoring

收稿日期: 2022-06-11; 修回日期: 2023-02-04

通信作者: 裴连杰, plj523897265@163.com

引用格式: 裴连杰, 王育鹏, 张建锋, 等. 战斗机全机疲劳试验技术发展概述[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 136-144.

PEI Lianjie, WANG Yupeng, ZHANG Jianfeng, et al. Overview of the development of full-scale fatigue test technology for fighter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 136-144. (in Chinese)

0 引言

早期飞机都是按照静强度和刚度设计的,在多次出现了由结构疲劳引起的灾难事故后,人们逐渐认识到疲劳强度的重要性,开始考虑飞机疲劳强度问题,形成了安全寿命设计思想。随着研究的深入,为充分保障飞行安全,形成了飞机结构耐久性和损伤容限设计思想,提升了飞机的安全可靠,这已成为当今飞机设计思想的主流^[1]。

疲劳试验是对飞机结构耐久性和损伤容限设计的验证,在试验室中对飞机结构施加交变载荷以模拟飞机服役期内可能遇到的各种空中、地面受载情况,来确定疲劳薄弱部位和裂纹扩展寿命、评估结构安全性,为机体结构疲劳定寿、制定维修大纲、进行结构设计和工艺改进等提供依据^[2]。全机疲劳试验是积木式验证体系的顶层,是最复杂、昂贵与耗时的飞机结构强度测试工作,按阶段可划分为疲劳/耐久性、损伤容限和剩余强度试验。

本文对国内外部分战斗类飞机全机疲劳试验技术现状进行对比,分析国内战斗机全机疲劳试验存在的问题、制约技术发展的主要因素,提出建议和发展规划,并总结我国在战斗机全机疲劳试验中研究应用的关键先进技术,以期对其他强度

试验提供技术支持和借鉴。

1 国外试验技术发展现状分析

全机疲劳试验技术即为完成全机疲劳试验而采取的试验方法和技术^[3-4]。战斗机相比其他类型飞机,使用寿命长,机动动作多,飞行高度高、过载大、马赫数大,造成疲劳试验飞行工况多、载荷大、载荷谱复杂,结构内部损伤不易检/不可检,试验技术难度高、风险大、周期长。

在国外,战斗机全机疲劳试验经过多年的发展与技术积累,能够快速、高效、安全地完成各类战斗机全机疲劳试验^[5]。体现在以下方面:

(1) 国外积木式验证体系。积木式验证体系对元件、典型结构到部件结构的细节和失效模式都进行了充分验证,为全机疲劳试验提供了重要支撑。

(2) 国外试验总体方案策划。在试验方案策划时统筹考虑部件静力和疲劳试验,总体协调,可有效缩短总周期,提升效率。F/A-18战斗机全机疲劳试验实施周期仅2年,但准备周期2年、安装调试周期2年,为试验的快速实施奠定了基础。F/A-18战斗机全机疲劳试验效果图如图1所示。



图1 F/A-18战斗机全机疲劳试验效果图
Fig. 1 Image of F/A-18 full-scale fatigue test

(3) 国外试验加载技术。采用精巧的加载装置和假件接头来实现飞机载荷施加。加载装置多为硬式单侧双向加载方式,具有转载速度快、加载

精度高、对损伤检查影响小、可有效降低加载规模等优点,可显著提高试验效率。国外试验加载方案示意图如图2所示。

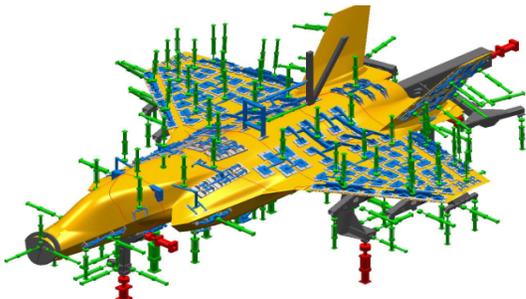


图2 国外试验加载方案示意图
Fig. 2 Image of foreign loading scheme

(4) 国外试验承载技术。多采用一体化框架系统实现试验载荷施加的承载,系统还配置了扣重、检查平台、照明、监控等子系统。

(5) 国外试验约束技术。多采用二力杆形式来约束飞机姿态,实现飞机六自由度约束,同时满足起落架、发动机等约束位置被动载荷施加。该方案较稳定、误差较小,约束和被动载荷传递较快,可有效提高试验效率。

(6) 国外试验动力系统设计。液压动力系统多采用专用硬式管路,仅在作动缸端部使用软管连接;气压动力系统选择较粗的管路、充/卸压口,保证气压与液压加/卸压同步。

(7) 国外试验加载控制技术除了采用先进的试验控制设备,还在加载控制技术方面进行了深入地探索和尝试,使试验运行速度得到提高。

(8) 国外飞机损伤检/监测技术。采用声发射、涡流片、智能涂层等手段对飞机损伤进行在线实时监测,并大力发展飞机结构健康监测(SHM)技术,应用在F/A-18、F22、F35等战斗机中。

2 国内试验技术发展现状分析

我国在强度试验领域经过了近半个世纪的发展,建立了较完整的试验体系^[6]。以往战斗机型号(如J6、JH7、J10等)均已完成了全机疲劳试验,积累了丰富的经验,技术得到了大幅提升。近年来,在国内新型三代、四代战斗机全机疲劳试验中采用了更先进的试验技术^[7];建立了较为完善的积木式验证体系;开始注重试验方案策划;采用了更先进的单侧双向加载、一体化框架承载、撑杆式支持约束、高安全动力系统等试验实施技术^[8];引入先进试验加载控制与测量设备,研究先进控制^[9-10]与测量技术^[11];应用了声发射、SHM等先进的试验监测技术^[12-13]。与欧美等国家和地区的全机疲劳试验技术相比,试验整体技术已经相当,但在个别方面

还存在一定差距,主要体现在试验积木式验证、总体规划、部分实施技术以及试验损伤处置等方面。

3 战斗机疲劳试验新技术

在新型战斗机全机疲劳试验^[14]中,本文提出以满足试验新要求为基本目标,同时致力于提高试验技术、管理和安全水平,打造成强度试验精品工程的试验新方案:解读相关试验标准,分析新型战斗机结构特点、技术难点和新的试验技术要求,进行技术攻关,应用大量新技术、新设备、新方法。

3.1 实施谱优化与加速实施

战斗机飞行载荷谱^[15]是所有类型飞机中最复杂的,每次飞行都是上万量级载荷循环。某新型战斗机全机疲劳试验采用随机谱形式,由十余种交变载荷组成,按照飞—续—飞谱的顺序,进行试验载荷的施加。在载荷处理、实施谱编制过程中,进行处理、简化与优化,在保证考核的前提下,以一套加载系统实现几千种载荷工况的施加。

(1) 载荷实施谱编制与优化技术。根据相关处理原则建立一个疲劳试验载荷优化模型,目标为保证主要考核剖面的弯、剪、扭矩的误差平方和最小且不超过允许值,多目标非线性问题则采用加权求和的方法建立目标函数并求解。根据处理后的载荷,按照载荷谱顺序进行实施谱编制,通过试验控制系统实现疲劳试验载荷谱的施加。

(2) 疲劳试验加速实施技术。进行了控制系统参数优化、改进加载点形式,解决了加载速度不均匀、加载点踏步较多的问题;进行了充气加载控制参数优化、增设充/放气装置,提升了充放气速度;进行了实施谱优化,依据载荷幅值进行谱加载时间优化,实现等斜率加载;引入多重加载限制机制,通过控制加载点误差带、输出能力与执行器限制等结合,降低了动态加载扰动,在保证加载精度的前提下提升了运行效率。

全机疲劳试验运行是一个不断优化迭代的过程,需经过较长的调试、试运行期,待试验参数、指标和数据达到理想状态后,转入正式运行阶段。通过该技术,实现了载荷谱的快速优化与加速实施,缩短了试验调试周期,提升了效率。

3.2 全硬式单侧双向加载

以拉压垫—杠杆系统加载方式为代表的全硬

式加载技术^[16-20],能准确模拟施加飞机气动、惯性等载荷并实现飞机单侧双向加载,是试验加载技术的发展趋势,该技术加载效率高、传载快,可极大地提高试验效率,释放试验现场空间、避免各类干涉问题,节约加载点数量,降低试验工作量。本文提出的新型拉压垫—杠杆系统设计内容含两部分:

(1) 新型拉压垫/剪力块设计技术。优化改进结构形式,提升了疲劳性能;实现拉压垫/剪力块三维曲面设计与生产,研制了橡胶硫化模具,拓展了适用范围,降低了制作成本;拉压垫结构参数化设计,统一了规格,为实现整机的全硬式加载奠定了技术基础。拉压垫示意图如图3所示。

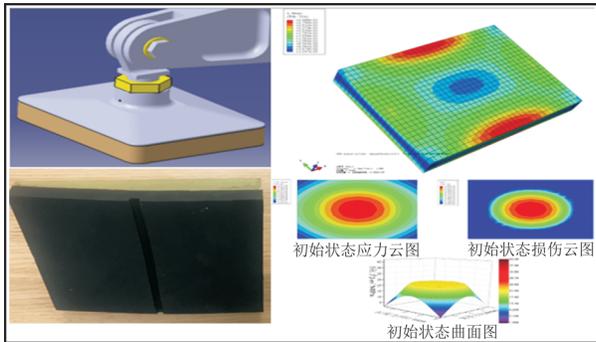


图3 拉压垫示意图

Fig. 3 Image of tension pad

(2) 双向加载杠杆设计技术。改进了杠杆系统传载方式,降低了应力水平、提高了承载能力;合理释放系统自由度,解决了卡滞、摩擦等问题,提高了传载准确性^[21]。杠杆系统示意图如图4所示。

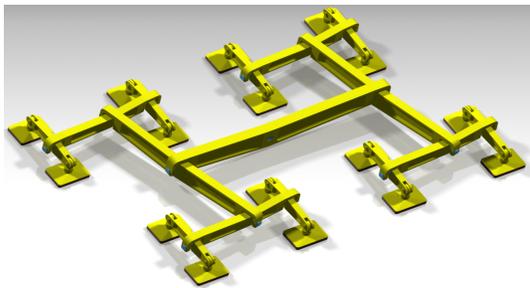


图4 杠杆系统示意图

Fig. 4 Image of lever system

新型拉压垫—杠杆系统在前三代基础上进行了重大改进,加载效率高、传载快,可提高试验效率、释放试验现场空间、避免干涉,缩短试验实施周期。现已大规模应用于新型战斗机全机疲劳试验中,在国内首次实现了全机规模的全硬式单侧双向加载。

3.3 高可靠低附加载荷试验支持约束

飞机支持约束^[22-23]是进行疲劳试验的基础和前提,支持方案的合理性直接关系到试验的质量和试验结果的有效性。新型战斗机全机疲劳试验对飞机姿态控制、约束点误差有着很高要求,需要采用一套约束系统满足几千种疲劳载荷工况的飞机约束与被动加载的需求。本文提出以下新技术:

(1) 垂向撑杆式低附加载荷约束系统设计技术。垂向约束采用“撑杆式”设计形式,释放了约束空间,变形后引起的附加载荷降低,且撑杆结构简单、占用空间小。

(2) 低刚度附加的双发联合约束设计技术。研制了双发动机自适应对拉约束系统,实现了两个发动机在对称面上的约束,又不限制其相对变形,飞机姿态控制更精确。

(3) 无附加载荷双向均载约束设计技术。研制了双向均载约束系统,采用均载原理使双发载荷始终保持一致,实现了双发结构无附加载荷的联合约束,视为1个约束点。

(4) 全方位多层次安全保护系统设计技术。提出结构弹性变形的约束结构强度—刚度匹配设计技术、全状态多层次保护设计技术,提高了试验安全性、便捷性和试验效率。

(5) 全状态约束点误差补偿控制技术。本文首次提出并应用了一种主动点载荷补偿方法,突破了约束点误差分析、修正与控制技术,约束点误差及被动加载误差大幅降低。

通过新型约束形式设计,解决了双发动机结构飞机约束难的问题;通过多种安全措施,全方位多层次保障试验件安全;通过采用约束点误差补偿技术,解决了约束点误差超限问题。应用结果表明,飞机支持稳定、准确,支反力误差满足试验要求,试验安全性大幅提高。试验支约束系统示意图如图5所示。

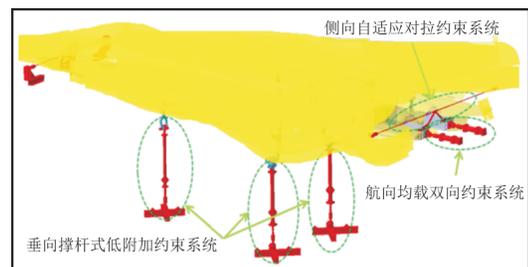


图5 试验支约束系统示意图

Fig. 5 Image of restraint system

3.4 试验边界载荷的精确高效模拟

试验时需模拟飞机载荷边界条件使其与真实飞行载荷相近,模拟是否准确直接关系到试验的加载和扣重准确性。本文提出的边界载荷模拟技术有:

(1) 低附加力加载点设计技术。对系统进行了自由度设计,考虑连接处的自由度,使系统处于静定状态,能快速的传递双向载荷,提高了传载稳定性和可靠性。加载点系统设计效果图如图 6 所示。

(2) 全硬式加载点规划设计。本文提出了全硬式加载点规划设计方案,考虑每个加载点系统对应结构的载荷、变形等参数,协调加载点系统固定位置、行程和长度,能满足试验加载误差要求、适应结构变形,兼顾加载安全保护。全硬式加载规划示意图如图 7 所示。

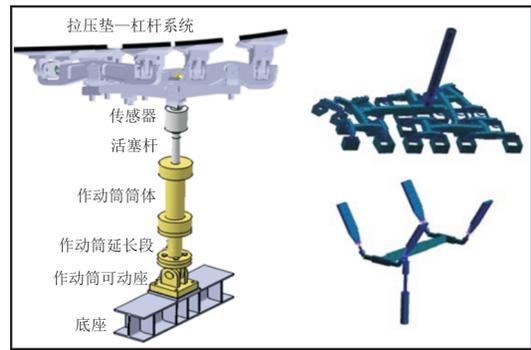


图 6 加载点系统设计效果图

Fig. 6 Design rendering of the load point system

(3) 全机精确扣重技术。针对场地上方无着力点,向上、斜向扣重难的问题,本文提出了下侧隐式扣重、斜向加载点扣重、扣重误差分析等技术,实现了精确扣重,保证了试验考核的真实性。

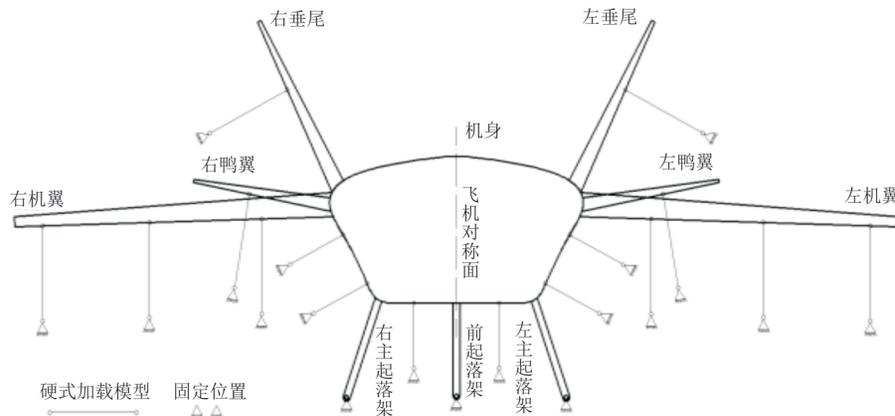


图 7 全硬式加载规划示意图

Fig. 7 Image of full hard load planning

3.5 多功能集成化试验综合平台设计

本文提出多功能集成化试验综合平台的设计理念,以承载框架为核心,兼顾检查/维护平台、监控与照明等系统设计规划、测控设备规划等方面,开展多因素耦合分析、集成化设计、仿真与优化等设计工作,使得平台结构更加安全可靠、子系统更多、功能更完善、使用更便捷、融合度更高。

(1) 多因素耦合分析技术。针对平台设计需考虑的多种因素,分为内、外两类,进行分析、解耦设计,形成了考虑多因素耦合的设计流程。

(2) 综合平台集成设计。引入无顶棚的承载框架设计理念,引入人机工程学设计概念,提升了安全性、便捷性,实现了飞机全包围检查;提出了多系统融合设计思想,提升了系统集成度。

(3) 系统综合仿真分析与优化设计技术。提出了考虑多因素的主承力结构强度校核、迭代优

化设计、高可靠框架节点设计技术。

试验综合平台的应用,保证了加载点加载满足试验需求,整个试验的检查与维护工作便捷,提升了试验的安全性、可靠性。试验综合平台示意图如图 8 所示。



图 8 试验综合平台示意图

Fig. 8 Image of comprehensive test platform

3.6 高安全稳定动力系统设计

试验动力系统的稳定性直接关系到试验成败。传统的设计方案无法满足新型战斗机更高的试验要求。因此,本文对包括液压、气压和电力等三大子系统在内的动力系统,进行优化设计以提升其安全稳定性。技术创新如下:

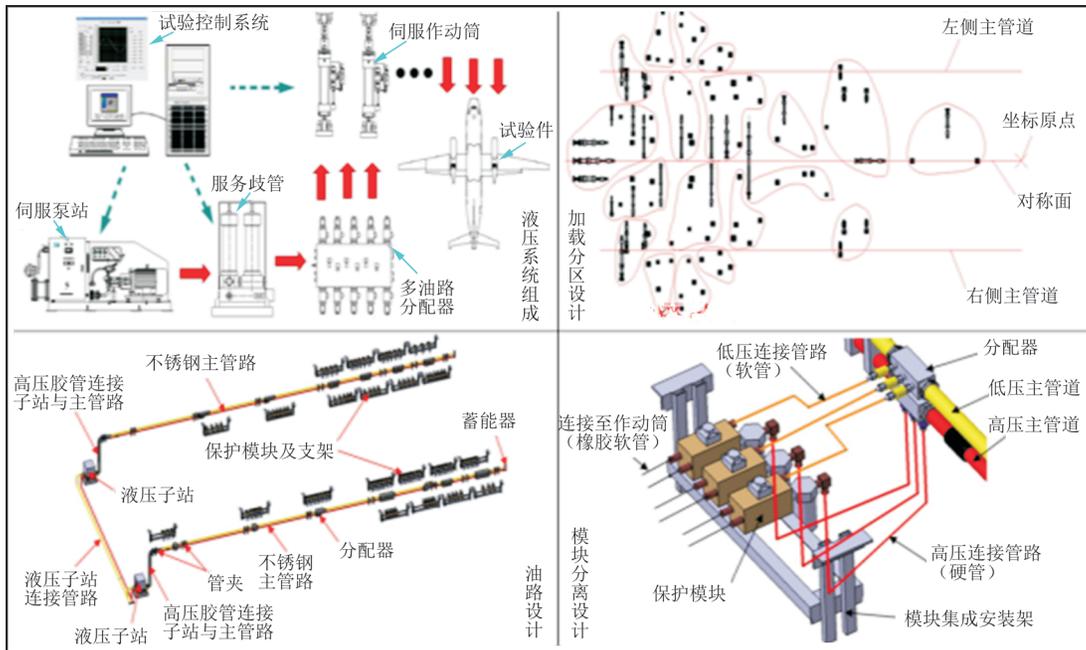


图9 疲劳试验液压系统设计效果图

Fig. 9 Design rendering of hydraulic system

(2) 高安全集成化充气加载系统设计技术。战斗机油箱容积小、充气压力高、充气加载点多导致过充加载、充放气速度慢、多点充气协调困难等问题。提出了高安全集成化充气加载设计与加速技术,包含:集成化试验充气加载试验台设计、集成充气台噪声优化设计、多层充气加载保护等技术。提升了试验安全性、运行速度、加载精度,保障了试验的安全性和进度。集成化充气台示意图如图10所示。

(3) 高稳定电力系统规划设计技术。所有试验设备均需稳定的电力供给才能长时间安全运行。设计、定制了专用配电柜,核心设备分路控制互不影响;减少插座以避免电涌、接触不良等现象;设计电磁屏蔽罩、采用双地线保护以降低电磁辐射的影响;统一规划电路走线、设计专用电线槽,检查/维护更方便,同时防线缆磨损漏电。有效地提升了电力系统的可靠性、稳定性。

(1) 高安全便捷液压系统设计技术。液压系统为作动器提供液压能,是试验的基本保障条件。提出了液压系统建模与伺服流量分析、最优路径管道规划设计、保护模块与作动器分离设计等技术,编制了液压系统设计流程和规范,提升了系统的可靠性、稳定性和作业便捷性。疲劳试验液压系统设计效果图如图9所示。

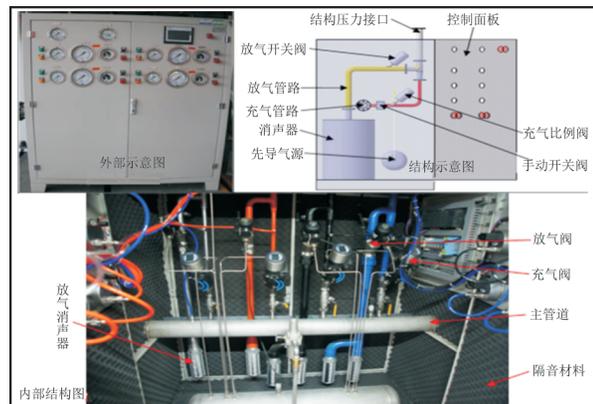


图10 集成化充气台示意图

Fig. 10 Image of inflatable loading system

3.7 多源异构数据整合分析与同步

试验各类数据是发现结构缺陷、损伤的重要依据,具有类型多、格式不统一、数据量大等特征。新型战斗机全机疲劳试验运行速度得到了大幅提升,对各类试验数据的统一性、同步性和时效性要

求更高。因此,本文提出了多源异构数据整合分析与同步技术,主要包括:

(1) 多源异构试验数据融合技术。针对多源异构试验数据格式不统一、类型多样的问题,研发了数据整合软件,进行数据的融合,便于数据的联合分析。

(2) 测、控数据同步性分析技术。针对测、控数据对同步性要求高的问题,分析了造成时间差的各种影响因素,提出了一种测、控系统时间同步方法,建立系统间网络连接及通讯协议,同步时间误差小于 0.1 s。

(3) 基于多源数据联合的损伤辨识技术。提出了一种多源数据联合分析来预判结构损伤的方法,能提前预警损伤出现的时机、位置等,摆脱了以往仅依靠人工目视检测损伤的困境。

(4) 实施谱与测控数据相关性分析技术。对试验测控数据进行相关性分析,揭示测控数据的分布与变化规律,为载荷谱简化、控制参数优化、测量数据质量提升等提供了必要的依据。

3.8 合成孔径相控阵原位检测

新型战斗机全机疲劳试验结构复杂、检测空间狭小、拆解不便,试验运行速度快导致损伤产生和扩展快,给疲劳损伤的检测^[24-25]提出了重大挑战。本文引入并改进了一种合成孔径相控阵的原位检测技术,包括:

(1) 关键结构检测方法分析及仿真技术。基于损伤特性分析获得结构损伤分布、角度等信息,充分考虑可达性、可靠性、检测效率等影响因素,确定合适、有效的检测方法,通过仿真调整检测参数,筛选出最优的检测工艺和参数。

(2) 关键结构损伤的评判方法及定量方法。通过开展飞机关键结构对比试块的设计和制造工艺研究,进行对比试块的检测参数试验,建立连接损伤特征图谱和损伤判据,形成了一套损伤评判方法及定量方法。

(3) 超声相控阵原位检测工艺程序。针对飞机不同位置结构形成了原位无损检测工艺程序,包括:无损检测方法、适用范围、探头安放的位置、检测参数、损伤判断依据、损伤定性方法。

依据关键结构特征和受载情况,分析了损伤分布特征,设计和制造无损检测对比试块;通过无损检测仿真建立关键结构相控阵检测方法,并进行模拟验证获得损伤评判标准;以人工刻伤的对比

试块信号为基准,建立损伤定量表征标准。建立了一套有效的翼身连接接头原位无损检测工艺和评价体系。解决了新型战斗机多处不可达、不可检部位的损伤检测难题。合成孔径相控阵检测示意图如图 11 所示。

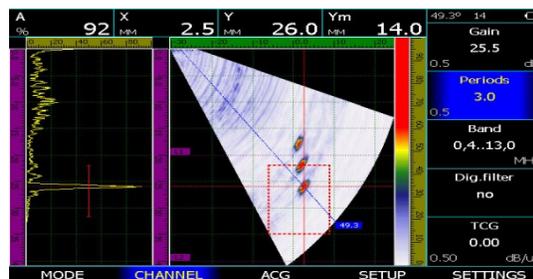


图 11 合成孔径相控阵检测示意图

Fig. 11 Image of synthetic aperture control array for damage detection

3.9 自动化高可靠声发射监测

声发射是疲劳试验健康监测的重要手段^[26],在新型战斗机全机疲劳试验中面临自动化程度低、时效性差、跨结构损伤识别难度大,数据量大导致干扰多,系统长时间运行稳定性难保证等问题。本文引入并改进了自动化高可靠声发射监测技术,包括:

(1) 监测数据高效采集技术。建立了基于远程控制的高效采集监测策略,“采集+分析”同步进行,提升了数据采集与分析效率。

(2) 监测数据存储/清洗技术。提出了外挂存储阵列的海量数据存储策略,“剔除+整合”的数据清洗预处理方案,提升了存储空间。

(3) 监测数据自动化处理技术。提出了数据同步、分谱块提取、数据自动统计与可视化分析等技术,提升了数据自动化处理的效率和精度。

(4) 结构损伤识别预警技术。依据声发射检测数据,提出了基于积木式策略的损伤识别技术、基于载荷同步的损伤识别技术,实现了飞机结构损伤识别预警、损伤位置和发生时刻定位。

声发射等健康监测技术手段的提升和应用,打破了传统的主要依靠试验后线下无损检测发现结构损伤的现状,实现了结构损伤的在线监测,可提前预警损伤位置,为无损检测提供支持。

3.10 技术应用效果

在新型战斗机全机疲劳试验中,本文研究并

应用了多项新技术,给试验提供了更快的速度、更精确的边界条件、更安全的试验状态、更便捷的作业环境、更美观的视觉效果。与某第3代战斗机全机疲劳试验进行各项指标对比,如表1所示。

表1 与某第3代战斗机全机疲劳试验对比
Table 1 Compared with the fatigue test of a third-generation fighter

战斗机型号	长×宽	起飞质量/t	加载通道/个	运行速度/(波段·天 ⁻¹)
新型	20 m×13 m	37	120	9 742
某3代	15 m×9 m	20	100	5 067

一般情况下,随着飞机尺寸和重量变大,疲劳试验所需的加载通道和试验规模会变大,试验速度则有所降低。但从表1可以看出:新型战斗机全机疲劳试验运行速度反而比某第3代战斗机快了一倍,这得益于以上新技术的研究与应用。

4 总结与改进建议

我国在战斗机全机疲劳试验技术领域已取得了显著的进步、达到了全新高度:采用了先进的单侧双向加载技术、撑杆式低附加载荷约束技术,加载、约束与边界模拟精度得到大幅提升,提高了试验品质;采用了多功能集成化试验综合平台、高安全稳定动力系统,提高了试验的效率、安全可靠性和便捷舒适性等;采用了实施谱优化与加速实施技术、多源异构数据整合分析与同步技术,提高了试验精度、运行效率,同时实现了数据整合、提升了数据质量;采用了合成孔径相控阵原位检测技术、高可靠声发射监测技术,实现了对不可达部位的损伤检测、在线损伤监测,降低了试验风险。

战斗机全机疲劳试验技术仍有提升和发展的空间,可借鉴国内民用飞机强度试验技术^[27]、国外强度试验技术等。建议:加强疲劳关键件分析能力,准确预测疲劳薄弱部位并提前制定处置预案;加强数据分析能力,通过开发程序、自研软件,实现大数据自动化存储、处理与反馈,实现全机疲劳试验的实时分析、预警;持续加强损伤检测能力,引进或研究更先进的检测技术或定制专用检测设备,及时、有效地发现初始损伤,保障飞机结构安全;试验在追求试验运行速度的同时应从加载质量、均匀/协调性、安全性等方面进行全面提高,保证试验优质运行;尝试在全机疲劳试验中,拓展“5G+人工智能”的应用,提升试验的效率、时效性、自动化与智能化程度等。

5 结束语

本文以新型战斗机全机疲劳试验为研究背景,分析国内外全机疲劳经验、吸取教训,面对新型战斗机的新结构材料、新功能特点、新试验要求,策划、研究并攻克了多项新技术,提升了我国在全机疲劳试验领域的技术水平。

然而,面对我国日益增加的战斗机型号研制任务、紧张的研制周期、急迫的型号需求,全机疲劳试验乃至全机强度试验能否按期、安全的完成,保证战斗机型号早日装备,是未来的主要难题。因此,全机疲劳试验技术还需持续发展,特别是在试验加载、实施等传统技术方面遇到瓶颈的时候,应另辟蹊径,重点发展试验数字化、无线测量、数据实时预警、结构智能检测、试验多专业协同等技术,进一步提升试验效率、安全性,才能保障更先进的战斗机按期装备、形成战斗力。

参考文献

- [1] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范——地面试验: GJB 67.9A—2008[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2008.
The General Reserve Department of PLA. Military airplane structural strength specification—Ground tests: GJB 67.9A—2008[S]. Beijing: Publishing and Distribution Department of Military Logo of General Armament Department, 2008. (in Chinese)
- [2] REYMER P, LESK A, ZIELINSKI W. The concept of a full scale fatigue test of a SU-22 fighter bomber: Krzysztof Jankowski 2014[R]. Poland: Air Force Institute of Technology, 1979.
- [3] 中国飞机强度研究所. 航空结构强度技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
Aircraft Strength Research Institute of China. Aircraft structure strength technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [4] 强宝平. 全尺寸飞机结构试验技术[J]. 航空科学技术, 2012(6): 10-13.
QIANG Baoping. Evaluation of full scale aircraft structure strength test technology [J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(6): 10-13. (in Chinese)
- [5] 薛景川, 薛铁军, 郑旻仲. 原苏联民航飞机耐久性和损伤容限设计与试验技术发展概况[J]. 航空学报, 1993, 14(3): A202-A204.
XUE Jingchuan, XUE Tiejun, ZHENG Minzhong. The general situation of design and test technique development on civil aircraft durability and damage tolerance of previous USSR [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(3): A202-A204. (in Chinese)
- [6] 范瑞娟, 王新波, 杨剑锋. 通用飞机全尺寸疲劳试验验证技术[J]. 航空科学技术, 2016, 27(6): 57-61.
FAN Ruijuan, WANG Xinbo, YANG Jianfeng. Full-scale fatigue test verification technology for general aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(6): 57-61.

- (in Chinese)
- [7] 吴波, 舒成辉. 基于可靠性准则的飞机结构强度验证力法研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(3): 41-45.
WU Bo, SHU Chenghui. Research on aircraft structural strength verification force method based on reliability criteria [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(3): 41-45. (in Chinese)
- [8] WU J, YUAN S, ZHOU G, et al. Design and evaluation of a wireless sensor network based aircraft strength testing system[J]. Sensors, 2009, 9(6): 4195-4210.
- [9] KWEDER J, PANTHER C, SMITH J. Applications of circulation control, yesterday and today [J]. International Journal of Engineering, 2010, 4(5): 411-429.
- [10] ZHAO Hongwei, DUAN Shihui, FENG Jianmin. A preliminary study on application of closed-loop cross compensation control in accelerated fatigue testing [C] // The 33rd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. US: AIAA, 2017: 21-25.
- [11] GUASTAVINO R, GORANSSON P. A 3D displacement measurement methodology for anisotropic porous cellular foam materials[J]. Polymer Testing, 2007(26): 31-39.
- [12] BOLLER C. Next generation structural health monitoring and its integration into aircraft design[J]. International Journal of Systems Science, 2000, 31(11): 1333-1349.
- [13] ZOU Y, TONG L, STEVEN G P. Vibration-based model-dependent damage(delamination) identification and health monitoring for composite structures—a review[J]. Journal of Sound and Vibration, 2000, 230(2): 357-378.
- [14] 王育鹏, 裴连杰, 李秋龙, 等. 新一代战斗机全机地面强度试验技术[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 53482.
WANG Yupeng, PEI Lianjie, LI Qiulong, et al. Full-scale aircraft ground strength test technology of next generation fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 53482. (in Chinese)
- [15] ALI D, SHAHZAD A, KHAN T. Development of fatigue loading spectra from flight test data [C] // The 21st European Conference on Fracture. Catania, Italy: [s. n.], 2016: 20-24.
- [16] 卓轶, 吕媛波, 张文东. 飞机结构强度试验中拉压垫加载技术研究[J]. 科学技术与工程, 2016, 16(2): 244-248.
ZHUO Yi, LYU Yuanbo, ZHANG Wendong. The research of tension/compression pad load technique in structure strength test[J]. Science Technology and Engineering, 2016, 16(2): 244-248. (in Chinese)
- [17] 杨耿振, 王征, 裴连杰, 等. 一种用于拉压垫杠杆加载系统的杠杆接头: CN110823677B[P]. 2022-04-01.
YANG Gengzhen, WANG Zheng, PEI Lianjie, et al. A lever joint for a pull-press pad lever loading system: CN110823677B[P]. 2022-04-01. (in Chinese)
- [18] 张磊, 裴连杰, 王征, 等. 一种飞机结构强度地面试验次级加载结构: CN111301707B[P]. 2021-10-01.
ZHANG Lei, PEI Lianjie, WANG Zheng, et al. Secondary loading structure for airplane structural strength ground test: CN111301707B[P]. 2021-10-01. (in Chinese)
- [19] 郭俊豪, 张磊, 裴连杰, 等. 一种拉压垫粘贴顶杆装置: CN111458212B[P]. 2020-08-30.
GUO Junhao, ZHANG Lei, PEI Lianjie, et al. A pulling and pressing pad pasting ejector rod device: CN111458212B[P]. 2020-08-30. (in Chinese)
- [20] 郭永跃, 裴连杰, 杜晓峰, 等. 一种机身载荷施加装置: CN110823719B[P]. 2022-06-07.
GUO Yongyue, PEI Lianjie, DU Xiaofeng, et al. A pulling and pressing pad pasting ejector rod device: CN110823719B[P]. 2022-06-07. (in Chinese)
- [21] 巴塔西, 法洋洋, 于哲峰, 等. 基于CATIA的飞机结构试验加载杠杆系统参数化建模方法[J]. 实验室研究与探索, 2012(2): 54-58.
BA Taxi, FA Yangyang, YU Zhefeng, et al. Parameterized modeling for whiffletree loading system in aircraft structure test based on CATIA[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2012(2): 54-58. (in Chinese)
- [22] 王育鹏, 裴连杰, 郑建军, 等. 一种双发动机侧向约束装置: CN111439391B[P]. 2021-10-01.
WANG Yupeng, PEI Lianjie, ZHEN Jianjun, et al. A double-engine lateral restraint device: CN111439391B[P]. 2021-10-01. (in Chinese)
- [23] 王高利, 唐吉运. 全尺寸飞机结构试验约束点载荷误差分析及优化[J]. 工程与试验, 2014, 54(2): 42-46.
WANG Gaoli, TANG Jiyun. Error analysis & optimization for constraint point load of full scale aircraft test [J]. Engineering and Testing, 2014, 54(2): 42-46. (in Chinese)
- [24] BATES D, SMITH G, LU D, et al. Rapid thermal non-destructive testing of aircraft components [J]. Composites Part B: Engineering, 2000, 31(3): 175-185.
- [25] 马保全, 周正干. 航空航天复合材料结构非接触无损检测技术的进展及发展趋势[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 35-51.
MA Baoquan, ZHOU Zhenggan. Progress and development trends of composite structure evaluation using noncontact nondestructive testing techniques in aviation and aerospace industries [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7): 35-51. (in Chinese)
- [26] 孙侠生, 肖迎春. 飞机结构健康监测技术的机遇与挑战 [J]. 航空学报, 2014, 35(12): 8-21.
SUN Xiasheng, XIAO Yingchun. Opportunities and challenges of aircraft structural health monitoring [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 8-21. (in Chinese)
- [27] 郑建军, 唐吉运, 王彬文. C919飞机全机静力试验技术 [J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522364.
ZHENG Jianjun, TANG Jiyun, WANG Binwen. Static test technology for C919 full-scale aircraft structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 522364. (in Chinese)

作者简介:

裴连杰(1984—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞行器强度试验技术。

王育鹏(1969—),男,博士研究生,研究员。主要研究方向:飞行器结构强度。

张建锋(1975—),男,学士,研究员。主要研究方向:飞行器结构强度。

何潇(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构无损检测技术。

黄博(1986—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构健康监测技术。

(编辑:马文静)