

直升机尾部结构疲劳及缺陷容限试验 装置研制及应用

李清蓉¹, 包名¹, 江洪流²

(1. 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001; 2. 南昌航空大学, 南昌 330063)

摘要: 目的 获得尾部结构的疲劳寿命和检查周期, 满足民用直升机适航验证要求, 保证飞机的飞行安全, 开展复合材料尾部结构疲劳及缺陷容限试验技术研究。方法 介绍了尾部结构疲劳及缺陷容限试验专用试验台、气动冲击设备、柔性自动特征扫描成像无损检测系统等的设计及研制, 采用研制的成套试验装置, 实现尾部结构试验件连接约束和载荷边界的全面真实模拟、复杂载荷谱的精确控制、冲击损伤缺陷预制及缺陷自动识别与检测。结果 经试验验证, 载荷误差小于 2%, 冲击能量误差小于 2%, 缺陷检测误差小于 1 mm, 各项指标都满足项目研究目标和技术指标要求。结论 研究成果在民用直升机研制中得到了成功应用, 可为后续其他直升机尾部结构疲劳及缺陷容限疲劳试验提供良好的借鉴, 具有重要的工程应用价值。

关键词: 尾部结构; 疲劳及缺陷容限; 试验方法; 冲击; 无损检测

中图分类号: V216

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2023)05-0042-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.05.007

Development and Application of Fatigue and Flaw Tolerance Test Device on Helicopter Tail Structure

LI Qing-rong¹, BAO Ming¹, JIANG Hong-liu²

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jiangxi Jingdezhen, 333001, China;

2. Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

ABSTRACT: The work aims to study the fatigue and flaw tolerance test technology of composite tail structure, in order to obtain the fatigue life and check interval of tail structure, meet the airworthiness verification requirements of civil helicopters and ensure the flight safety of helicopters. The design and development of the specialized test bench, pneumatic impact equipment, flexible automatic scanning and imaging nondestructive testing system for the fatigue and flaw tolerance test of tail structure were described. With the whole set of test devices, the connecting restriction and load boundary of the tail structure specimen were simulated fully, the complex load spectrum was controlled accurately, the impact flaws were prefabricated and the flaws were detected automatically. The experimental results indicated that the load error was less than 2%, the impact energy error was less than 2% and the error of flaw detection was less than 1 mm. All indicators satisfied the research objectives and technical indicators of the project. The research results have been successfully applied in the development of civil helicopters, which can

收稿日期: 2023-03-15; 修订日期: 2023-04-28

Received: 2023-03-15; Revised: 2023-04-28

作者简介: 李清蓉 (1976—), 女。

Biography: LI Qing-rong (1976-), Female.

引文格式: 李清蓉, 包名, 江洪流. 直升机尾部结构疲劳及缺陷容限试验装置研制及应用[J]. 装备环境工程, 2023, 20(5): 042-050.

LI Qing-rong, BAO Ming, JIANG Hong-liu. Development and Application of Fatigue and Flaw Tolerance Test Device on Helicopter Tail Structure[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(5): 042-050.

provide a good reference for other helicopter tail structure fatigue and flaw tolerance tests, and has important engineering application value.

KEY WORDS: tail structure; fatigue and flaw tolerance; test method; impact; nondestructive testing

复合材料具有高比强度、比刚度特征以及易于设计等优势,在航空结构中获得越来越广泛的应用^[1-2]。先进复合材料结构占飞机结构总量的比例,在某种程度上成为评价该飞机性能的重要技术指标。据调查数据表明,复合材料的使用在空客 A380 飞机上约占 25%,在波音 B787 飞机上约占 50%,而在空客 A350 超宽体客机上增加到 52%^[3-4],有一些无人机上的用量甚至达到 90%以上^[5-6]。近几十年来,随着先进复合材料及其设计和制造技术的发展,复合材料在直升机上的应用也逐渐推广,甚至涌现了以 V-280、H-160 等为代表的全复合材料军民用直升机^[7-8]。由此得知,复合材料在飞机结构中已得到认可,也越来越受到重视。

AC313 民用直升机是在借鉴原有型号平台基础上,按照国际通行的适航标准,国内首个采用与国际接轨的适航审定程序和最新成熟先进技术自主研发的全新大型民用直升机,尾部结构为全复合材料结构。以往军用型号采用计算方法或安全寿命法评估确定机体尾部结构寿命,只能给出偏保守的安全寿命,通过计算方法或安全寿命法评估尾部结构寿命,必然在质量和性能方面付出一定的代价,不能充分发挥结构的性能^[9-10]。按照民航适航取证要求,需验证机体尾部结构适航条款 CCAR29.571 及 FAA AC20-107B “复合材料飞机结构”相关要求的符合性,必须表明存在缺陷的结构在寿命期间或更换时间内,能够承受变幅交变载荷,而缺陷没有可检扩展^[11-12]。尾部结构是直升机机体结构中的复杂关键部件,主要载荷有质量力、尾桨推力以及平尾和垂尾的气动力,其疲劳应力水平明显高于中机身和机头,机体的疲劳寿命一般由尾部结构的寿命代替^[13]。由于结构形状复杂,承受的载荷严重,而质量又要求尽量轻,因此提供精确的疲劳试验考核环境,进行试验考核获得尾部结构的疲劳破坏模式、疲劳危险部位、疲劳寿命和检查周期至关重要。综上所述,研制满足尾部结构疲劳及缺陷容限试验要求的试验装置,并进行试验验证,是获得尾部结构缺陷容限安全寿命和检查周期的必经途径。

李玉莲等^[14]应用飞机全尺寸疲劳试验应力测量结果,对飞机结构薄弱部位进行了疲劳优化设计研究。付裕等^[15]指出未来的疲劳试验应能够更真实准确地模拟工作环境,并阐述了同时引入各种更先进的测量手段,对提高疲劳试验效率、试验水平和试验数据可靠性的重要性。孙侠生等^[16]综述了波音、空客、庞巴迪系列飞机的全尺寸结构疲劳试验进展情况,可见国外飞机公司一直将全尺寸疲劳与损伤容限试验作为获取结构性能数据的重要部分,也是适航验证的重

要手段。

然而,系统介绍疲劳及缺陷容限试验装置研究的文献较少。本文针对民用直升机适航验证要求,系统介绍了尾部结构疲劳及缺陷容限试验专用试验台、气动冲击设备、柔性自动特征扫描成像无损检测系统等的设计及研制。采用研制的成套试验装置,实现了尾部结构试验件连接约束和载荷边界的全面真实模拟、复杂载荷谱的精确控制、冲击损伤缺陷预制及缺陷自动识别与检测,形成了完整的尾部结构疲劳及缺陷容限试验技术体系,可为其他直升机尾部结构疲劳及缺陷容限疲劳试验提供参考。

1 试验方案分析

选取尾部结构典型任务状态,通过计算分析,将尾部结构工作中承受的分布载荷等效到试验中,按载荷谱施加尾桨载荷、平尾载荷、尾梁载荷,试验分为第一阶段(缺陷安全寿命验证阶段)和第二阶段(检查周期验证阶段),试验载荷示意图如图 1 所示。

直升机结构在制造、运输、存放、使用维护过程中会由于内外因素的影响,存在一些初始无法检测或漏检的缺陷以及产生某些意外损伤。按照适航条款 CCAR29.571 要求,需采用缺陷容限疲劳评定方法定寿,为模拟可能存在的损伤。在进行第一阶段(缺陷安全寿命验证阶段)试验之前,应在试验件上进行 BVID 冲击损伤预制。在进行第二阶段(检查周期验证阶段)试验前,应在试验件上进行 CVID 冲击损伤试验预制。试验的判据为缺陷是否扩展,试验过程中,应定期对试验件初始预制缺陷位置和冲击损伤位置进行无损检测,跟踪试验件缺陷扩展情况。

因此,应按照试验要求,研制满足试验安装加载要求的专用试验台,开发适用于大型部件冲击缺陷预制的冲击设备,以及重复性和稳定性更好、扫描精度更高的无损检测设备,解决传统检测方法难以检测识别缺陷的问题。

2 试验装置研制

2.1 试验台设计及研制技术

为了尽可能地模拟试验件的安装及载荷传递,避免试验件局部应力集中,试验件支持方案设计采用接口部分与装机状态一致的过渡段假件与试验件对接,过渡段假件固定端通过螺栓固定在刚性整体框架承力板上。

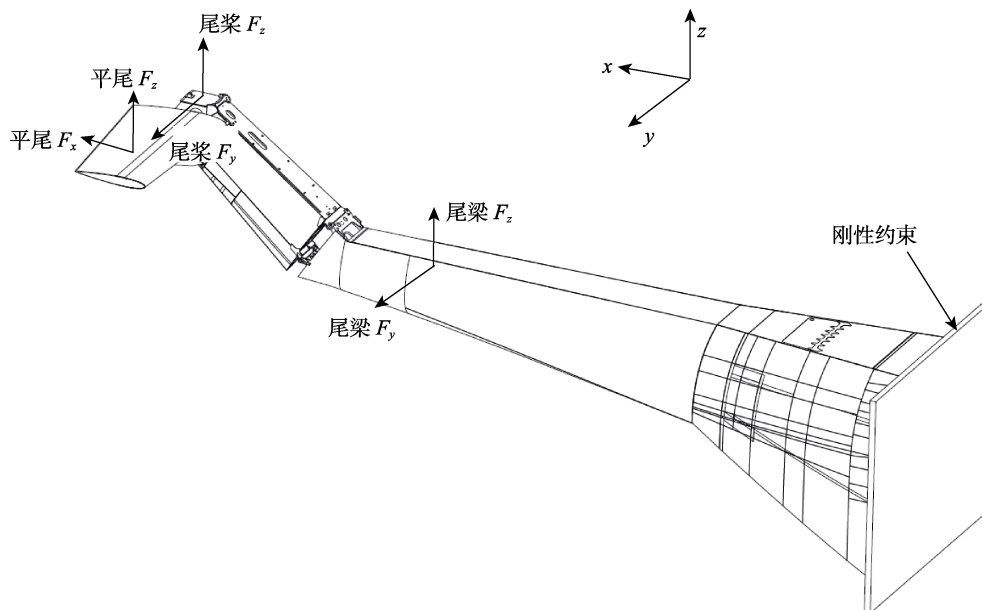


图1 疲劳及缺陷容限试验加载

Fig.1 Schematic diagram for fatigue and flaw tolerance test loads

平尾载荷加载点施加 x 方向和 z 方向载荷, 各载荷工况 x 方向和 z 方向成比例, 将 2 载荷合成, 由 1 个作动器施加 (F_{pw}), 作动器通过加载点保证加载方向。尾梁载荷加载点施加 y 方向和 z 方向载荷, 由 2 个作动器分别施加 (F_{yw1} 和 F_{zw1}), 平尾和尾梁为曲面形状, 平尾载荷和尾梁载荷采用木块-卡板连接翼型夹方式进行加载, 木块与试验件接触面垫毛毡, 防止试验件接触面磨损, 可有效施加载荷, 并避免应力集中造成试验件非正常破坏。尾桨载荷加载点施加 y 方向和 z 方向载荷, 尾桨载荷通过尾桨假件由 2 个作动器分别施加 (F_{ywj} 和 F_{zwj}), 尾桨假件与斜梁装配接口设计与装机状态一致。

加载夹具质量对试验的影响不能忽略, 试验设计配重物与加载夹具重心连接, 消除自重。装配前现场称量加载夹具的质量, 通过在夹具上连接配重物平衡质量, 消除加载夹具的自重对试验的影响。

国内首次开展尾部结构疲劳和缺陷容限试验方案设计, 按照设计的技术方案, 完成专用试验台设计和研制。整个试验台长 13 m, 宽 9 m, 高 6 m, 解决了大尺寸部件边界模拟、载荷施加等难题。试验台如图 2、图 3 所示。

2.2 冲击试验装置研制

现有一些小部件的冲击损伤多采用重力势能转化为动能的方法^[17-19], 即在一定的高度释放冲击头, 作自由落体运动至被冲击物体表面, 通过调整冲击头质量和下落高度产生一定的冲击能量, 冲击能量计算公式为 $E=m \times g \times h$ (m 为冲击头质量, h 为冲击头高度, g 为重力加速度)。用圆管引导冲击头下落到试验件 (如图 4 所示), 要求调整试验件位置, 使被冲击表

面尽可能垂直冲击方向, 采用手动防反弹板防止在同一区域二次冲击, 需要人工反应迅速, 否则可能对试验件产生二次冲击损伤。

大型部件难以实现调整位置, 在使用自由落体冲击法进行冲击损伤预制时, 为了能够实现大型部件冲击试验, 某飞机试验采用类似弹弓的装置, 由冲击头、橡皮筋、管道和激光测速装置组成, 如图 5 所示。每次冲击前, 通过标定试验确定冲击头的释放位置, 在小球出口处对冲击头速度进行测量, 确认冲击能量, 由于橡皮筋往往容易产生塑性变形或弹性系数发生变化, 伸长量与拉力不成正比, 真实能量与标定能量重复性差, 因此难以精确控制冲击能量。

本试验项目中, 冲击损伤位置包括传动平台、左侧壁板、右侧壁板、底部蒙皮、斜梁左壁板等位置。根据冲击损伤预制试验要求, 设计一套专用气动式冲击试验机, 如图 6 所示。气动式冲击试验机是以空压机中的压缩空气为动力, 通过发射管将圆柱形冲击弹射向试验材料, 并以光电测速计测定冲击弹速度与能量。冲击弹离开光电测速计的冲击能量 I 可用式 (1) 计算。

$$I = \frac{1}{2} M v^2 = \frac{1}{2} M \left(\frac{L}{t} \right)^2 \quad (1)$$

式中: I 为冲击弹的冲击能量, J; M 为冲击弹的质量, kg; v 为冲击弹的速度, m/s; L 为冲击弹的长度, m; t 为冲击弹通过光电测速计的挡光时间, s。

为达到要求的冲击深度, 在相同或相似结构上通过标定试验确定冲击能量, 控制对应冲击能量空压机的压力进行冲击。冲击后, 安装在发射管上的磁铁将回弹的冲击弹吸附在发射管内, 防止冲击弹对试验材

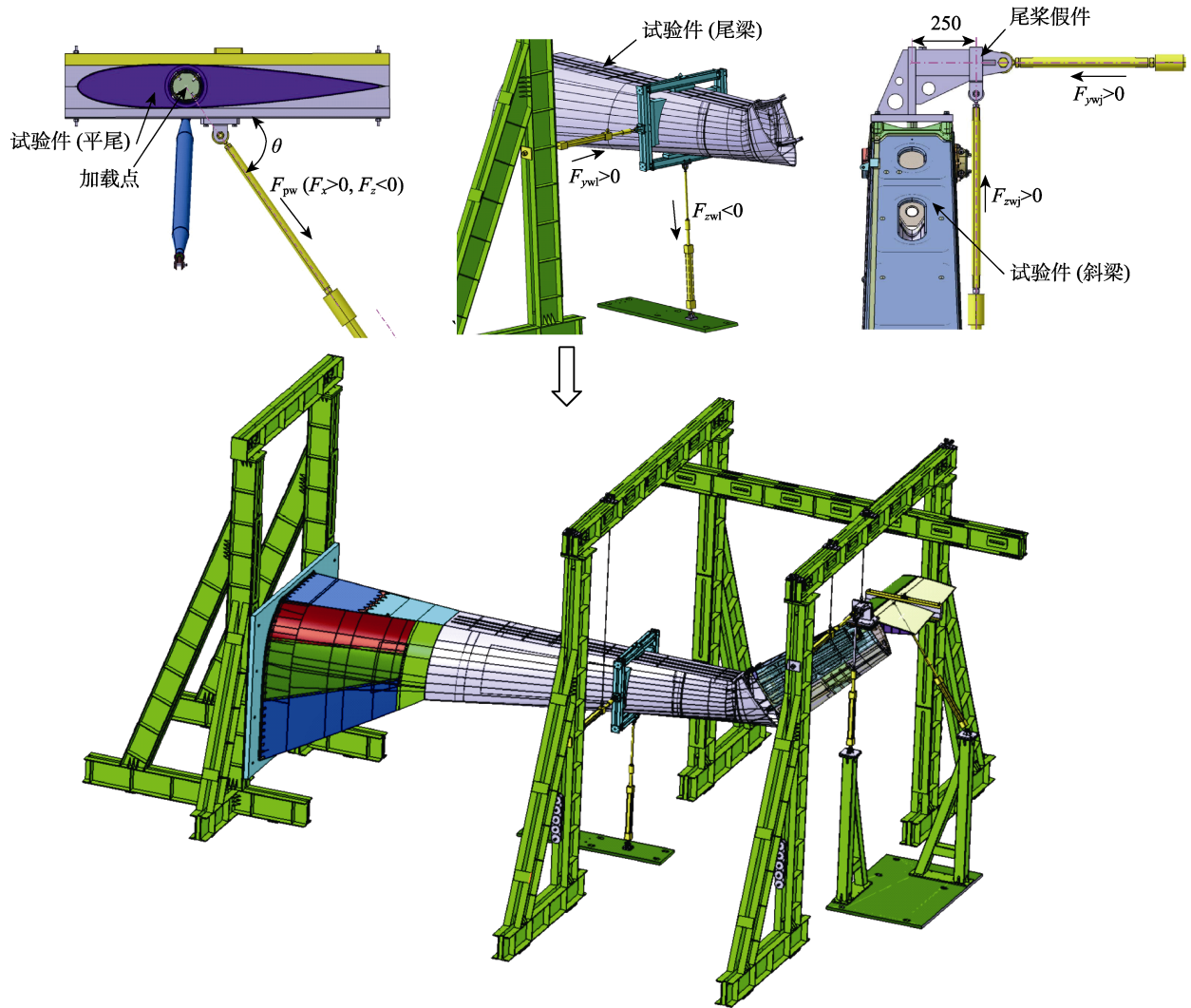


图 2 疲劳及缺陷容限试验台设计

Fig.2 Schematic diagram for design of fatigue and flaw tolerance test bench



图 3 疲劳及缺陷容限试验台照片

Fig.3 Photo of fatigue and flaw tolerance test bench

料或零部件进行二次冲击, 以及伤及操作人员或其他物品。发射管可固定于支架上, 也可手持或肩扛发射管, 能够实现对材料或零部件, 特别是大型零部件, 从上下、前后及左右方向任意角度进行冲击试验, 可精确控制冲击方向和能量。经分析数据, 冲击能量误差小于 2%, 解决了以往冲击设备存在的问题。本试

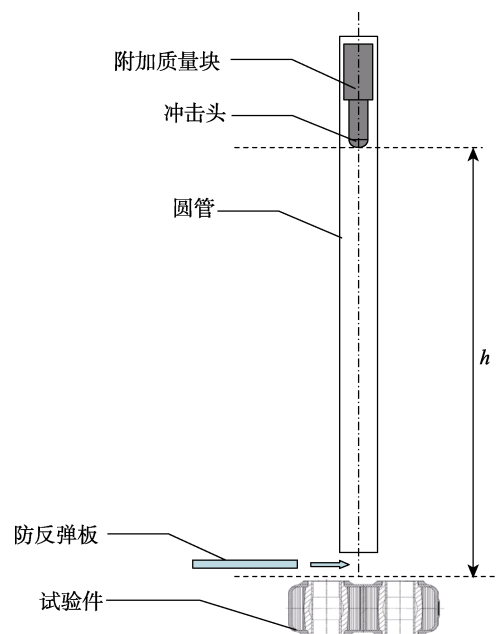


图 4 自由落体式冲击

Fig.4 Free fall impact

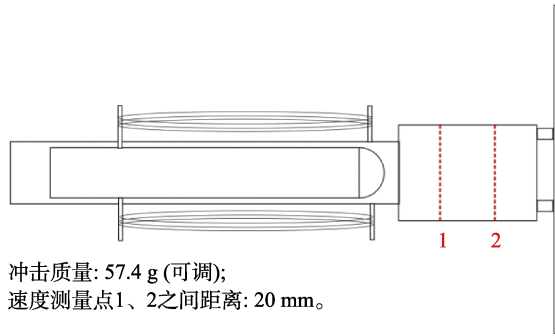


图5 某飞机试验冲击设备
Fig.5 Impact device in a certain helicopter test

验项目冲击试验数据见表1。

2.3 无损检测设备研制

由于复合材料结构的特殊性,复合材料飞机零部件在制造和使用过程中会产生缺陷或损伤^[20-23]。因此,在进行全尺寸试验时,必须考虑到可能的制造缺陷和冲击损伤。缺陷安全寿命试验判据为缺陷无明显可检扩展或缺陷出现扩展但能承受极限载荷;检查周期试验判据为缺陷无明显可检扩展或缺陷出现扩展但能承受限制载荷。因此,在试验过程中,应对制造缺陷和冲击损伤进行无损检测,跟踪试验件缺陷扩展情况,获得含预制缺陷及冲击损伤试验件的缺陷安全寿命和检查周期^[24]。

在本项目尾部结构疲劳和缺陷容限试验中,考虑

了平台壁板组件蒙皮、左右壁板内外蒙皮、中段右侧板件6处蒙皮脱粘缺陷和传动平台、左侧壁板、右侧壁板、底部蒙皮、斜梁左壁板等位置6处外部冲击损伤,如图7所示。由于结构复杂,以及制造等原因,采用传统的检测方法多处缺陷无法检出,如图7中左右壁板内外蒙皮与泡沫脱粘缺陷、壁板冲击损伤缺陷(反面已开裂)都无法检出。

结合本项目无损检测需求,开展了无损检测探索和研究,开发了一套柔性自动特征扫描成像检测系统,如图8所示。采取超声F扫描^[25]的方法,利用计算机全波列采集检测信号,提取和存储许多特征,经信号处理后,按多种特征进行成像显示。除了能检测局部缺陷外,还能对检测信号进行频谱分析和数字滤波,通过各种特征量的提取和重构,能实现缺陷的自动识别,从而提高定量精度。

检测时,机械装置底座通过真空泵抽真空而固定在试验件上,检测系统上位机通过PLC发出脉冲信号和方向信号给步进电机,控制步进电机运动和方向。步进电机带动机械装置运动,同时带动检测探头垂直于试验件表面运动,机械装置通过丝杠传动给光栅尺,光栅尺编码信号反馈给同步电路。通过同步电路处理之后,触发超声脉冲发射接收仪接收超声信号,保证采集卡采集超声信号与机械传动光栅编码同步。超声检测信号储存在采集卡中,由超声特征成像检测系统软件提取并处理成像。

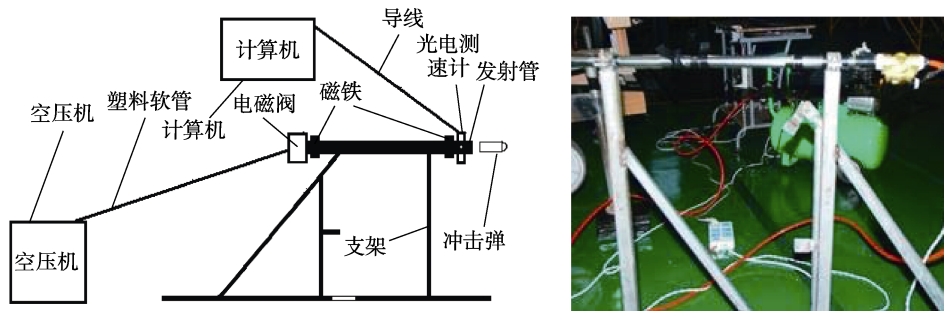


图6 气动式冲击试验机
Fig.6 Pneumatic impact tester

表1 冲击试验数据
Tab.1 Impact test data

编号	部位	坐标/mm	BVID 冲击损伤预制				CVID 冲击损伤预制			
			要求能量/J	实际能量/J	凹坑深度/mm	误差/%	要求能量/J	实际能量/J	凹坑深度/mm	误差/%
A	传动平台	(x, y)=(15 710, 52)	10.0	9.98	0.73	0.20	11.0	11.05	打穿	-0.45
B	左侧壁板	(x, z)=(14 400, 1 660)	4.3	4.32	0.27	-0.47	4.7	4.67	打穿	0.64
C	右侧壁板	(x, z)=(12 100, 1 790)	21.0	21.16	1.61	-0.76	22.0	21.97	打穿	0.14
D	中段左侧板件	(x, z)=(15 786, 1 618)	21.0	20.85	0.21	0.71	22.0	22.40	1.10	-1.00
E	底部蒙皮	(x, y)=(12 388, 161)	18.0	17.98	0.24	0.11	20.0	19.91	打穿	0.45
F	斜梁左壁板	(x, z)=(17 060, 1 975)	10.0	10.13	0.04	-1.30	16.0	15.85	0.63	0.94

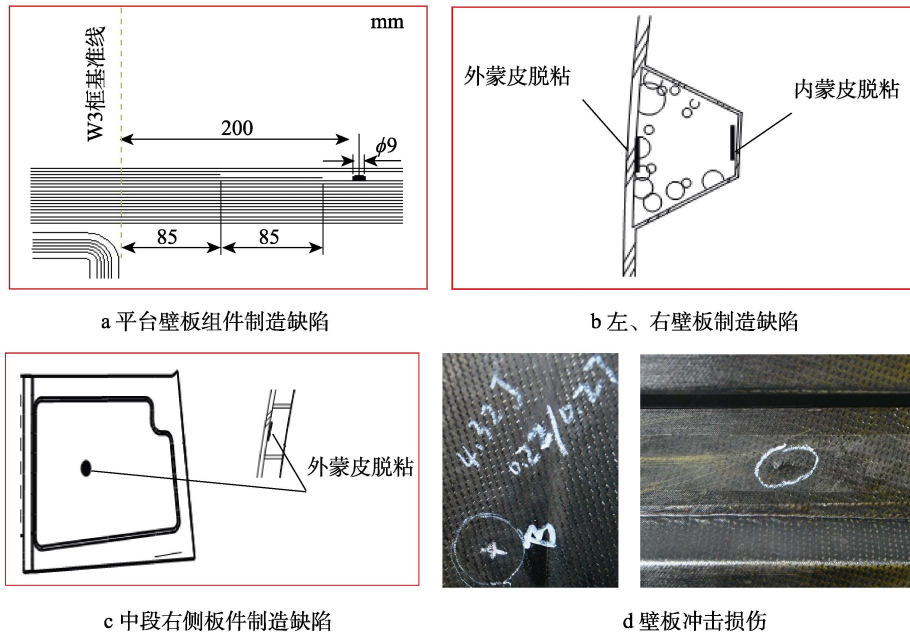


图 7 预制缺陷和冲击损伤

Fig.7 Prefabricated flaw and impact damage: a)manufacturing defects in platform wall panel components; b) manufacturing defect in left and right wall panels; c)manufacturing defect in the right side panel of the middle section; d)impact damage to wall panels



图 8 柔性自动特征扫描成像检测系统
Fig.8 Flexible automatic scanning and imaging nondestructive testing system (appearance and mechanism drawing)

采用自动特征扫描检测方法代替传统的扫描方法, 重复性、稳定性更好, 扫描精度更高, 检测误差小于 1 mm, 解决传统的 C 扫描方法难以检测识别曲面形状复杂结构缺陷的问题。试验过程中的无损检测数据见表 2, 检测到的冲击损伤缺陷扩展前后对比如图 9 所示。

2.4 加载设备与载荷调试技术

控制系统采用 MTS 公司的 FlexTest 200 电液伺服控制系统, 系统具有高精度、高稳定性等特点, 闭环控制, 并具有超载保护功能。加载机构选用液压伺服作动器, 电液伺服加载控制原理如图 10 所示。

表 2 无损检测数据
Tab.2 Nondestructive testing data

编号	第一阶段						第二阶段			mm
	第 1 次	第 2 次	第 3 次	第 4 次	第 5 次	第 6 次	第 8 次	第 9 次	第 10 次	
A	24.5×27	25×28	24.5×27	24.5×27	24.5×27	24.5×27	39.5×32.5	40×32.5	40.5×32.5	
B	16×8	16×8.5	16.5×8.5	16.5×8.5	16×8.5	16×8	33×21	33×21.5	37.5×22	
C	78×29	78×31	78×30	78×30.5	78×30.5	78×30.5	78×38.5	77.5×38	78×37.5	
D	28×17.5	28.5×16.5	27.5×17	26.5×17	27×17	26.5×17.5	36.5×39.5	36×39.5	36×39	
E	77×24.5	76.5×24	77×24	77×25	76×24.5	77×25	84×26	84×26	84×26	
F	27.5×23	27.5×23	27.5×23	28×23	28×23	27.5×23	39×37	39×36.5	39×35	
a	18×17	18×17.5	18.5×17.5	18.5×17.5	18×17	19×18	19×18	19×18	19×18	
b1	19×13	19×14	19×14	19×14.5	19×14.5	18.5×14.5	18.5×14.5	19×15	19×15	
b2	24×15	25×16	24×15	24.5×15	24.5×15	25×15.5	25×15.5	24×15	24×14.5	
b3	23.5×5	23.5×5	23.5×5.5	24×6	24×6.5	24.5×6.5	24.5×6.5	24×6.5	24.5×6.5	
b4	29×10	30×10.5	30×10	30×10.5	30×10.5	30.5×11	30.5×11	30×10.5	30.5×10.5	
c	20.5×9.5	21×9.5	21×11	21×11.5	21×11.5	21×11.5	21×11.5	21×11.5	21×11.5	
结果	缺陷未扩展						B 点缺陷扩展			

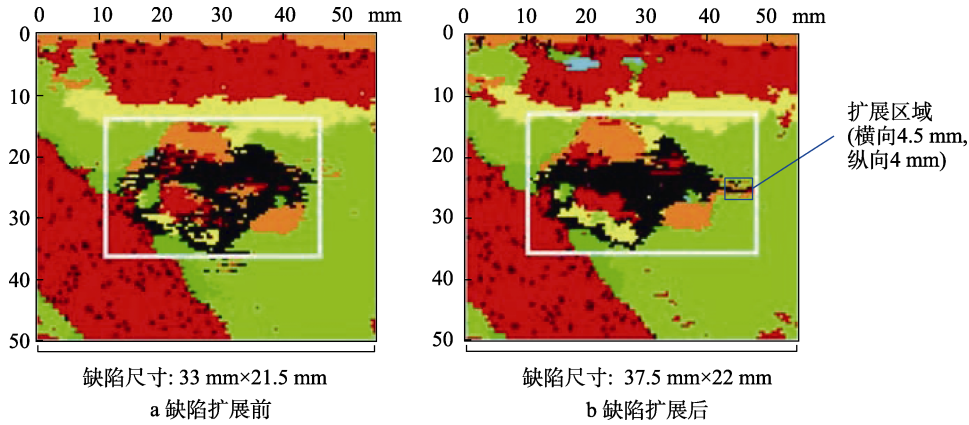


图9 冲击损伤缺陷扩展前后无损检测对比

Fig.9 Comparison of impact flaw subject to nondestructive testing before (a) and (b) after expanding

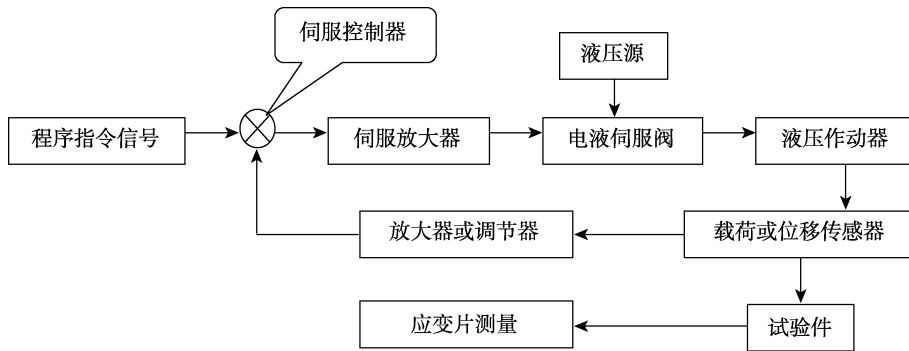


图10 电液伺服加载控制原理

Fig.10 Principle of electro-hydraulic servo loading control

尾部结构试验载荷谱主要考虑各种飞行任务状态的低周载荷，同时对关键部位进行应变测量。根据低周疲劳载荷的施加特点，如果控制系统采用标准的正弦、余弦或三角波形的加载命令，在尾部结构试验多载荷、多状态协调加载试验中，反馈值与命令值误差比较大，难以实现加载。通过控制系统软件将试验载荷谱1次循环分解成若干个载荷时间历程加载段，将每个加载段离散成大量的加载点，编制成随机谱作为加载控制谱，调整确定各项加载参数，保证各载荷协调加载，反馈值与命令值误差控制在2%以内。采用先进的试验测试技术，解决了尾部结构疲劳及缺陷容限试验复杂载荷测试和应变测量问题，满足加载要

求。典型任务状态（后限重心搜索救援任务）加载载荷和应变测量曲线如图11所示。可以看出，应变输出与试验载一致性较好，规律符合理论计算值。

3 实施效果

我国开展了AC313民用直升机尾部结构疲劳及缺陷容限试验技术研究，完成了尾部结构疲劳及缺陷容限试验台、冲击设备、无损检测设备的研制，突破了专用试验台设计、冲击损伤缺陷预制、自动无损检测等关键技术，通过了适航审定及试验验证。经分析，试验载荷误差小于2%，冲击能量误差小于2%，无损

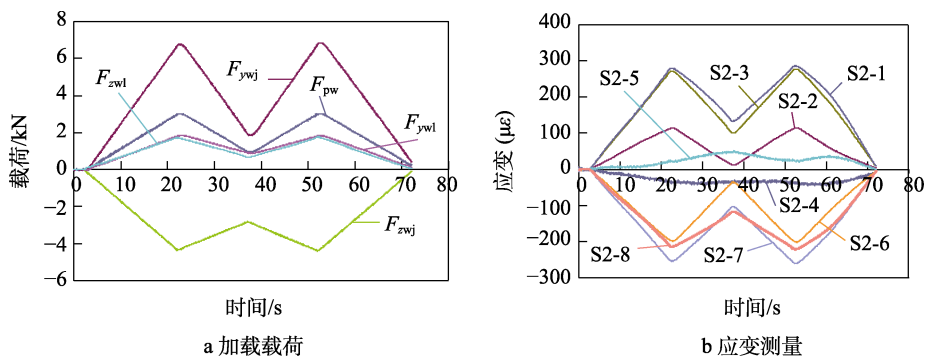


图11 典型任务状态加载载荷和应变测量曲线

Fig.11 Measurement curve for loads and strains of typical task status

检测误差小于 1 mm, 达到了国内外领先水平。这些设备在 AC313 民用直升机研制中的成功应用, 为确定尾部结构缺陷安全寿命和检查周期提供了准确可靠的数据支持。试验结果表明, 尾部结构缺陷安全寿命为 12 000 h, 检查周期为 2 000 h, 验证了结构和强度达到预期要求, 加速了型号研制进程, 可进一步开展减质量和结构优化设计。项目成果可直接运用尾部结构技术状态于和该直升机一致的系列直升机, 该直升机尾部结构疲劳及缺陷容限试验的顺利开展也为其他型号的研制积累了经验, 试验技术已广泛应用于多个型号研制, 具有良好的推广价值。

4 结论

1) 国内首次建立了完全满足民用直升机适航验证要求的尾部结构疲劳及缺陷容限试验技术体系, 同时自主研制了专用试验台, 实现了试验件连接约束和载荷边界的全面真实模拟, 采用全数字式协调加载控制设备实现了复杂载荷谱的精确控制, 载荷误差小于 2%。

2) 创新设计了可调整方向和精确控制冲击能量的气动式冲击设备, 实现了尾部结构疲劳及缺陷容限试验冲击损伤缺陷预制, 冲击能量控制精度高, 冲击能量误差小于 2%。

3) 自主研制了柔性自动特征扫描成像检测系统, 实现了缺陷自动识别与检测, 重复性、稳定性好, 扫描精度高, 检测误差小于 1 mm。

4) 研究成果在 AC313 民用直升机研制中得到了成功应用, 可为后续其他直升机尾部结构疲劳及缺陷容限疲劳试验提供良好的借鉴, 具有重要的工程应用价值。

参考文献:

- [1] 黄文俊, 何志平, 程小全. 直升机复合材料应用现状与发展[J]. 高科技纤维与应用, 2016, 41(5): 7-14.
HUANG Wen-jun, HE Zhi-ping, CHENG Xiao-quan. Development and Application Analysis of High Modulus Glass Fiber for Helicopter Blade[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2016, 41(5): 7-14.
- [2] 熊健, 李志彬, 刘惠彬, 等. 航空航天轻质复合材料壳体结构研究进展[J]. 复合材料学报, 2021, 38(6): 1629-1650.
XIONG Jian, LI Zhi-bin, LIU Hui-bin, et al. Advances in Aerospace Lightweight Composite Shell Structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(6): 1629-1650.
- [3] 马志阳, 高丽敏, 徐吉峰. 复合材料在大飞机主承力结构上的应用与发展趋势[J]. 航空制造技术, 2021, 64(11): 24-30.
MA Zhi-yang, GAO Li-min, XU Ji-feng. Application and Development for Composite Primary Structure in Large Aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(11): 24-30.
- [4] 马立敏, 张嘉振, 岳广全, 等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 317-322.
MA Li-min, ZHANG Jia-zhen, YUE Guang-quan, et al. Application of Composites in New Generation of Large Civil Aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(2): 317-322.
- [5] 杜龙, 李朝光, 王红飞. 先进复合材料在无人机上的应用及关键技术[J]. 教练机, 2017(2): 10-17.
DU Long, LI Chao-guang, WANG Hong-fei. Application of Advanced Composite on UAV and Key Technologies[J]. Trainer, 2017(2): 10-17.
- [6] 陈绍杰. 复合材料技术发展及其对我国航空工业的挑战[J]. 高科技纤维与应用, 2010, 35(1): 1-7.
CHEN Shao-jie. Development of Composite Technologies and Its Challenges to China Aviation Industry[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2010, 35(1): 1-7.
- [7] GARDINER G. Composites Help Bell V-280 Toward Future Vertical Lift[J]. Composites World, 2016(25): 1-8.
- [8] 肖蔓. H160 直升机及阿拉诺涡轴发动机发展[J]. 航空动力, 2022(2): 21-23.
XIAO (M /W). Development of Airbus H160 and Safran Arrano[J]. Aerospace Power, 2022(2): 21-23.
- [9] 云新尧, 付裕, 熊峻江. 直升机结构损伤容限技术研究现状与展望[J]. 航空科学技术, 2013, 24(5): 66-70.
YUN Xin-yao, FU Yu, XIONG Jun-jiang. Review of Damage Tolerance Technology for Helicopter Structures[J]. Aeronautical Science & Technology, 2013, 24(5): 66-70.
- [10] 黄文俊, 程小全, 赵军. 直升机旋翼复合材料结构损伤容限设计中的问题[J]. 应用力学学报, 2014, 31(1): 67-72.
HUANG Wen-jun, CHENG Xiao-quan, ZHAO Jun. Some Problems in Damage Tolerance Design of Helicopter Rotor Composite Structures[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2014, 31(1): 67-72.
- [11] CCAR-29-R2, 运输类旋翼航空器适航规定[S].
CCAR-29-R2, Airworthiness Standards for Transport Rotorcraft[S].
- [12] AC20-107B, Composite Aircraft Structure[S].
- [13] 《飞机设计手册》总编委员会. 飞机设计手册第 19 册直升机设计[M].北京: 航空工业出版社, 2005.
Aircraft Design Manual Editorial Board. Aircraft Design Manual Vol. 19: Helicopter Design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005.
- [14] 李玉莲, 袁胜毅, 吴永奎. 基于试验的飞机结构疲劳优化设计研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(6): 25-31.
LI Yu-lian, YUAN Sheng-tao, WU Yong-kui. Research on Optimization of Airplane Structure Fatigue Based on Test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(6): 25-31.
- [15] 付裕, 刘牧东, 吴堂珍, 等. 直升机复合材料结构疲劳

- 寿命评定技术的研究进展与发展趋势[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 83-88.
FU Yu, LIU Mu-dong, WU Tang-zhen, et al. Development and Trend on Fatigue Life Evaluation of Helicopter Composite Structure[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 83-88.
- [16] 孙侠生, 苏少普, 孙汉斌, 等. 国外航空疲劳研究现状及展望[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 524791.
SUN Xia-sheng, SU Shao-pu, SUN Han-bin, et al. Current Status and Prospect of Overseas Research on Aeronautical Fatigue[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 524791.
- [17] 肖闪闪, 陈普会, 沈薇, 等. 复合材料结构冲击损伤检出概率的试验研究与分析[J]. 复合材料学报, 2013, 30(4): 231-237.
XIAO Shan-shan, CHEN Pu-hui, SHEN Wei, et al. Experimental Study and Analysis on Probability of Detection for Impact Damage of Composite Structures[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(4): 231-237.
- [18] 林智育, 许希武, 朱伟垚. 复合材料层板冲击损伤特性及冲击后压缩强度研究[J]. 航空材料学报, 2011, 31(1): 73-80.
LIN Zhi-yu, XU Xi-wu, ZHU Wei-yao. Experimental Study on Impact Damage Characteristics and Residual Compressive Strength of Composite Laminates[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(1): 73-80.
- [19] 冀赵杰, 关志东, 黎增山, 等. 压缩预应力对复合材料层板抗冲击损伤性能的影响[J]. 复合材料学报, 2016, 33(8): 1677-1686.
JI Zhao-jie, GUAN Zhi-dong, LI Zeng-shan, et al. Effects of Compressive Preload on Impact Damage Performance of Composite Laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(8): 1677-1686.
- [20] 陈绍杰. 复合材料结构修理[J]. 高科技纤维与应用, 2016, 41(6): 12-14.
CHEN Shao-jie. The Structure Repair of Advanced Composite[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2016, 41(6): 12-14.
- [21] 高铁成, 郭恒飞, 赵传阵, 等. 航天复合材料无损检测技术的发展现状[J]. 天津工业大学学报, 2017, 36(1): 71-76.
GAO Tie-cheng, GUO Heng-fei, ZHAO Chuan-zhen, et al. Progress of Nondestructive Testing Techniques for Aerospace Composites[J]. Journal of Tianjin Polytechnic University, 2017, 36(1): 71-76.
- [22] 刘菲菲, 周正干, 刘松平, 等. 复合材料结构修理高分辨率超声断面成像检测与缺陷评估[J]. 航空制造技术, 2021, 64(21): 24-31.
LIU Fei-fei, ZHOU Zheng-gan, LIU Song-ping, et al. Cross-Sectional Imaging and Defect Evaluation of Composite Repairs Using High-Resolution Ultrasonic Technique[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(21): 24-31.
- [23] 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): 1787-1803.
MA Bao-quan, ZHOU Zheng-gan. 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): 1787-1803.
- [24] 王玉合, 朱定金, 刘晓同. 某大型民用直升机尾段缺陷容限仿真及试验验证技术[J]. 装备制造技术, 2019(2): 74-78.
WANG Yu-he, ZHU Ding-jin, LIU Xiao-tong. Simulation and Test Verification Technology for Flaw Tolerance of Large Civil Helicopter Tail Section[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2019(2): 74-78.
- [25] 谢小林, 廖嘉, 范红青, 等. 超声 F 扫描检测碳/环氧复合材料层合板冲击损伤—电阻变化[J]. 航空材料学报, 2009, 29(3): 107-110.
XIE Xiao-lin, LIAO Jia, FAN Hong-qing, et al. Detecting Impact Damage—Resistance Change in Carbon Fiber/Epoxy-Matrix Laminate by Ultrasonic F-Scan[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2009, 29(3): 107-110.

责任编辑: 刘世忠