

某型机复合材料结构全尺寸试验验证技术研究

刘秀芝¹, 郭义林^{2,3}, 卢少微², 马宏图³, 郑双^{2,3}, 刘新华², 马强²

(1. 中国民用航空沈阳航空器适航审定中心, 沈阳 110043)

(2. 沈阳航空航天大学, 沈阳 110136)

(3. 辽宁通用航空研究院, 沈阳 110136)

摘要: 全尺寸结构试验作为“积木式”验证体系的最高层级, 直接关系到飞机复合材料结构适航审定的成败。为了证明某型23部正常类通用飞机复合材料机体结构符合CCAR 23部和AC20-107B的相关要求, 首先分析和探讨全尺寸静力、疲劳及损伤容限试验的规划与实施技术; 其次, 针对首次全尺寸静力试验中机翼根部发生断裂的问题, 使用计算分析与试验验证相结合的方法, 提出设计更改方案并依据“积木式”方法设计机翼根部组合件试验, 验证改进方案的有效性; 最后, 优化后的结构顺利通过了全尺寸极限载荷试验, 其结果证明了复合材料机体结构符合适航条款相关要求。本文的分析、改进、试验设计以及适航验证过程可为同类型飞机的符合性验证提供有益参考。

关键词: 复合材料; 积木式; 全尺寸试验; 适航验证

中图分类号: V21

文献标识码: A

Research on full-scale test verification technology of composite structure of a certain type airplane

LIU Xiuzhi¹, GUO Yilin^{2,3}, LU Shaowei², MA Hongtu³,

ZHENG Shuang^{2,3}, LIU Xinhua², MA Qiang²

(1. Shenyang Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC, Shenyang 110043, China)

(2. Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

(3. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China)

Abstract: As the highest level of BBA verification system, full-scale structure test is directly related to the success of aircraft composite structure airworthiness certification. In order to prove that the composite material airframe structure of a certain type of CCAR-23 normal category general aircraft complies with the relevant requirements of CCAR 23 and AC20-107B, firstly, this paper analyzes and discusses the planning and implementation techniques of full-scale static, fatigue and damage tolerance tests; Secondly, in order to solve the issue of wing root fractures failure during the first full-scale static test, a method combining computational analysis and experimental verification was used to propose a design modification and to design a wing root assembly test which was based on the BBA to verify the effectiveness of the improvement scheme. Finally, the optimized structure successfully passed the full-scale ultimate load test and the test results proved that the composite material airframe structure of this aircraft meets the relevant requirements of airworthiness regulations. The analysis, modification, test design and airworthiness certification process provide an important reference for the compliance verification of similar type aircrafts.

Key words: composite materials; building block approach(BBA); full-scale structure test; airworthiness certification

收稿日期: 2025-06-24; 修回日期: 2026-04-23

基金项目: 民航局安全能力建设项目(AADSA2023017)

通信作者: 卢少微(1973-), 男, 博士, 教授。E-mail: lushaowei_2005@163.com

引用格式: 刘秀芝, 郭义林, 卢少微, 等. 某型机复合材料结构全尺寸试验验证技术研究[J]. 航空工程进展.

LIU Xiuzhi, GUO Yilin, LU Shaowei, et al. Research on full-scale test verification technology of composite structure of a certain type airplane[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

复合材料具有高比强度、高比刚度、可设计性强、整体成型性能好等诸多优点,已在通航飞机领域获得广泛应用^[1-2]。但同时,复合材料对环境、重复载荷和外来冲击等较为敏感,且破坏模式不确定、缺乏规律,使得其在飞行器适航审定中出现了一系列与金属材料结构不同的新问题^[3],如材料和工艺偏差带来的缺陷引起的复合材料性能下降;结构细节构型不连续和材料不连续等引起的应力集中;结构胶接、螺栓连接等细节;冲击损伤、服役环境对复合材料性能的影响。

这一系列问题使得在民用飞机研制中必须开展复合材料结构“积木式”验证^[4-5]。复合材料结构制造商的“积木式”试验计划是适航当局对复合材料结构进行合格审定的重要组成部分^[6],应在获得合格审定机构批准后执行,经过批准的“积木式”试验计划也是复合材料结构研发计划的管理工具。

“积木式”方法是一个由简单到复杂、由浅入深、循序渐进地解决复杂问题并规避各种技术和经济风险的系统性方法,由试样、元件、典型结构件和组合件级的试验和分析组成,可以用来说明变异性、环境、结构不连续(如接头、开口或其他应力集中部位)、损伤、制造缺陷、细节设计或特定工艺等问题^[7]。

在“积木式”试验过程中,低层级试验获得的具有共性的性能数据与分析方法用来支撑高层级结构设计,高层级试验用来验证低层级验证所不能涉及的问题,逐级解决相应层面不同复杂程度的技术问题,排除技术、进度和成本风险^[8]。低层级试验获得的经验也有助于避免结构在较高层级的全尺寸试验中发生破坏。复合材料结构存在多种可能的破坏模式,并且很难预计,需要通过全尺寸试验发现薄弱设计环节,验证结构能达到极限载荷承载能力,保证飞机复合材料具有所要求的可靠度^[9-11]。

目前报道的机翼及其连接位置处研究以有限元模拟为主,仅少部分研究者提出了试验研究方法。王燕萍等^[12]通过有限元对某型机翼身连接接头处刚度可靠性进行分析,通过模拟给出了在要求可靠度情况下安全寿命随疲劳寿命变异系数的变化曲线,为该型飞机的设计定型提供依据;隋国

祥等^[13]提出一种考虑连接的一体化机翼传力分析方法,计算出的盒段截面弯矩分配与有限元结果具有较好的一致性,盒段结构截面尺寸分布的分析结果也与优化结果相近,能够满足连接强度与稳定性要求;王志阔等^[14]采用Abaqus软件从阶梯高度、螺栓排列方式、螺栓孔边距对机翼接头连接结构钉载分配比例及孔边最大应力进行了分析,指出在设计过程中需考虑多种因素对螺栓连接结构进行合理安排;云兆心等^[15]基于机翼载荷—电桥响应方程的基本原理,采用回归分析逐步后退法确定机翼载荷方程系数,给出了机翼载荷方程分析方法;叶聪杰等^[16]基于有限元模型计算结果,研究了空中2.5g平衡机动和地面最大垂直力着陆两个载荷工况下,机翼—机身连接结构的受力情况,采用增加梯形板和后三角板的设计方式改善了载荷承受能力;廉伟等^[17]指出机翼根部的连接设计应尽可能保证主载荷方向上的结构连接刚度和结构整体性,充分释放垂直于主载荷方向上的连接刚度;杜晓坤等^[18]提出了一种机翼载荷实测地面标定试验的加载方法,通过自动调整载荷方向,保证大展弦比机翼加载过程中载荷的准确性,为大展弦比机翼地面标定试验提供了一种可靠的工程试验途径。

综上所述,现有研究已在机翼及其连接结构的仿真分析、可靠性评估、传力特性分析、载荷计算与试验标定等方面取得了较为丰富的成果,为机翼结构与性能评定提供了重要理论依据。然而,针对复杂载荷工况下复合材料机翼及连接结构的全尺寸试验验证与数值分析相结合的研究仍比较有限,基于复合材料“积木式”试验体系开展结构优化与验证的工程实践亦相对不足。

本文以某型23部正常类通用飞机复合材料机体结构为研究对象,系统探讨全尺寸静力、疲劳及损伤容限试验的验证技术,表明对CCAR 23.305、23.307和23.573(a)^[19]条款的符合性;通过分析首次静力试验中机翼根部断裂的失效原因,提出翼梁截面优化、胶接面积增大及包裹层补强等改进措施;基于“积木式”方法,增补机翼根部组合件静力、疲劳试验,通过组合件试验验证翼梁的优化改进方案,降低全尺寸试验风险,最终完成全尺寸极限载荷试验,并重点解决试验失败后的设计迭代与风险控制问题。

1 某型机设计及复合材料结构要求

某型机采用上单翼正常式布局、单发螺旋桨电推进系统、前三点不可收放式起落架、双排四座座舱,按CCAR-23部要求设计。主要用途包括:点对点旅行飞行或公务飞行、飞机驾驶员执照培训的基本飞行训练、空中观光、航空旅游及体验飞行等航空活动。

某型机的机翼、机身、尾翼、襟翼、副翼、升降舵、方向舵以及舱门和整流罩等均为复合材料结构,结构重量占比约90%;以碳纤维复合材料为主,复合材料结构零部件生产除重要部位(如翼梁缘条)采用热压罐成型工艺外,其他复合材料结构采用湿法手糊真空袋压成型工艺。不同结构具体成型工艺如图1所示。

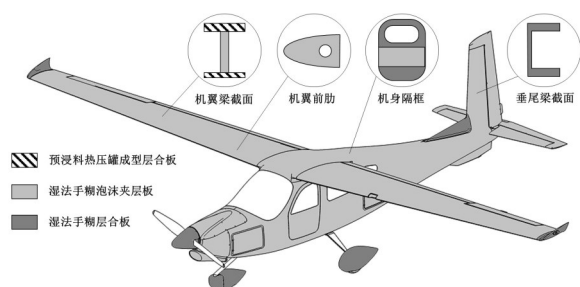
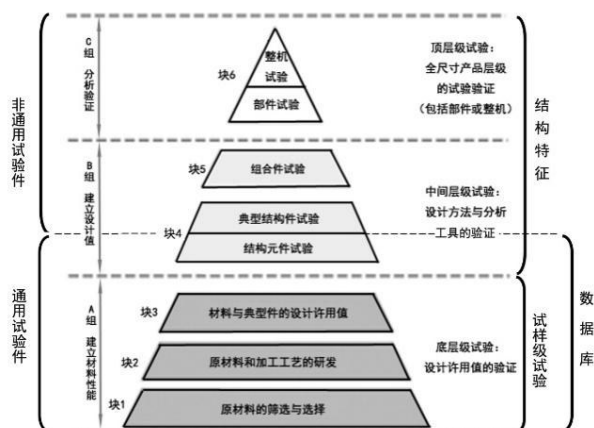


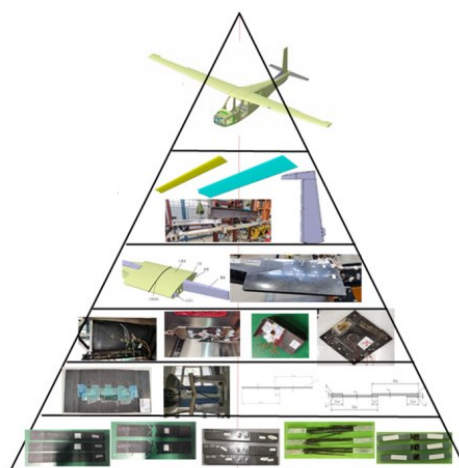
图1 某型机复合材料应用示意图

Fig. 1 Illustration of the application of composite materials in a specific type of aircraft

根据建议的复合材料“积木式”试验层级规划,结合该型飞机结构特点,其复合材料结构的“积木式”试验规划包括:试样试验,元件、细节件试验,组合件试验、部件试验、全尺寸试验。该型机的复合材料“积木式”验证规划如图2所示。试样试验包括了材料鉴定试验、设计许用值试验,在这一级试验中考虑环境的影响;元件、细节件试验,主要进行结构重复出现的典型结构、连接结构、疲劳、损伤修复等,评估损伤、环境、疲劳载荷对结构力学性能的影响,进一步验证“积木式”底层试验确定的设计许用值;组合件试验进行机翼根部组合件疲劳及损伤容限试验,该层级试验原计划用全机试验覆盖,在全尺寸首次静力试验失败后,补充该层级试验,该部分内容在后续章节详细讨论;部件试验包括襟翼、副翼、升降舵、方向舵的疲劳及损伤容限试验;全尺寸试验在后续章节详细讨论。



(a) “积木式”试验层级示意图



(b) 某型机“积木式”试验规划

图2 “积木式”试验层级示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the BBA test level

2 复合材料结构全尺寸静强度、疲劳及损伤容限试验要求

某型机复合材料结构静强度适航验证依据咨询通告AC20-107B确定了全尺寸结构静强度、疲劳及损伤容限相对于规章条款CCAR 23.305、23.307、23.573(a)可接受的符合性方法,具体如下^[7]:

AC20-107B§7 结构验证—静强度:在静强度评定中,考虑可能引起材料性能退化的重复载荷与环境条件的影响。AC20-107B§8 结构验证—疲劳和损伤容限:损伤容限评估由识别其破坏会降低飞机结构完整性的结构开始,必须对结构进行损伤威胁评估,来确定在制造、使用和维护期间可能出现的损伤部位、类型和尺寸,评估中要考虑疲

劳、环境影响、固有缺陷、外来物冲击或其它意外损伤(包括离散源损伤)。若有足够的“积木式”试验证据,保证所选的重复和静力加载顺序可得到代表服役情况的结果或提供保守的评估,则可通过单个部件试验件的试验,得到最终的静强度、疲劳和损伤容限验证。

由此可见,全尺寸试验验证应通过在相应环境下的极限载荷试验,并考虑所有临界载荷情况、失效模式、重复载荷和环境曝露导致的复合材料性能退化,考虑材料和工艺的变异性;必须用试验支持的分析或用试样、元件、组合件级试验来证明,不可检缺陷或由质量控制、制造验收准则允许的任何缺陷以及最终产品的维护文件允许的使用损伤不会使结构的静强度低于极限载荷承载能力;必须按照复合材料结构生产规程和工艺规范来制造和装配静力试验件。

在进行复合材料结构的疲劳及损伤容限评定时,应考虑结构的损伤威胁、几何形状、可检性、设计和损伤/退化形式;必须对复合材料结构进行损伤威胁评估,以确定在制造、使用或维护期间可能出现的损伤类型、部位和尺寸;各类损伤的引入应能充分代表各类损伤所要求的门槛值。应对结构件关键区域进行重复载荷试验,以确定结构对损伤扩展的敏感性;重复载荷应代表预期的使用情况;初始可检损伤的大小应与制造和使用检查门槛值相一致;重复载荷行为的变异性应通过适当的载荷放大系数,以便在更短的测试持续时间内实现相同水平的可靠性。

由以上要求确定某型机采用同一个全尺寸试验件进行静强度、疲劳/损伤容限试验验证。全尺寸试验规划如图3所示。

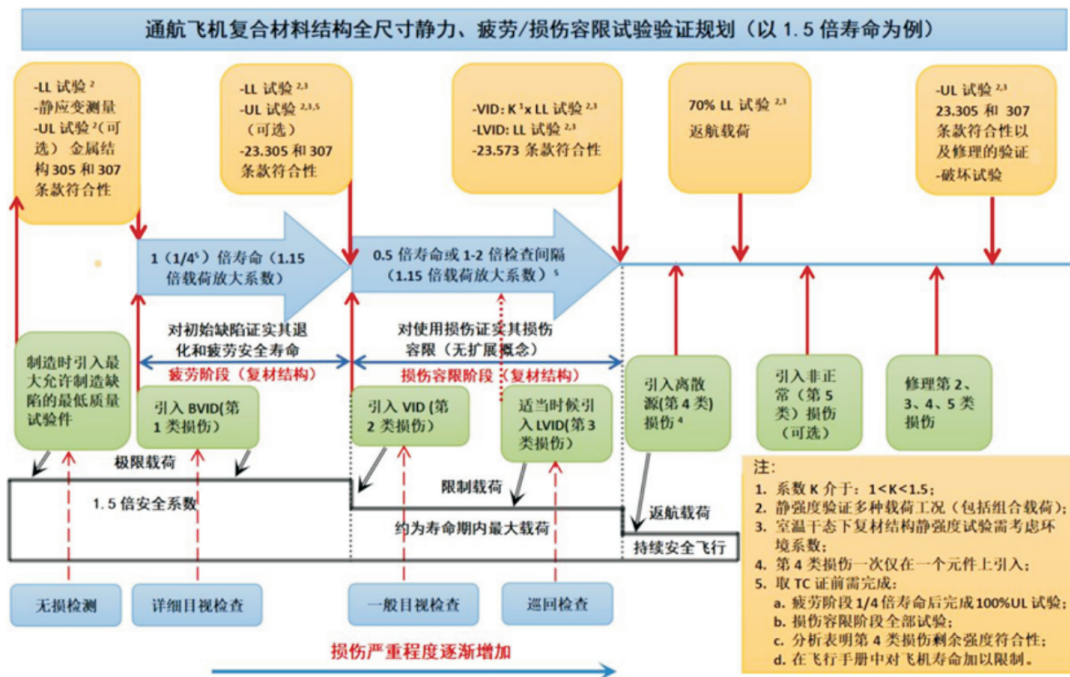


图3 全尺寸复合材料结构静强度、疲劳及损伤容限试验规划^[4]

Fig. 3 Test plan for static strength, fatigue and damage tolerance of full-scale composite structures^[4]

本文在制定全尺寸试验规划时重点关注以下几个方面:

1) 全尺寸试验件。确保试验件按照复合材料结构生产规程和工艺规范进行制造和装配,经局方制造符合性检查合格并签发适航批准标签。

2) 确定静强度试验载荷工况。获取全部严重设计载荷工况和数据,包括但不限于气动载荷、地面载荷、各类内部和外部集中载荷、其他面外载荷

(含制造装配过程中产生的局部载荷)等。某型机通过全机载荷筛选和分析,确定了严重试验载荷工况和数据,包括以下工况:

工况 1: 对称正过载工况,机翼剪力、弯矩最大,考核机翼的剪力、弯矩承载能力;

工况 2: 襟翼放下正突风载荷工况,机翼扭矩最大,考核机翼的扭矩承载能力;

工况 3: 最大侧向载荷工况,考核垂尾剪力、弯

矩承载能力,后机身扭矩、弯矩承载能力;

工况4:平尾最大载荷工况,考核平尾剪力、弯矩承载能力,后机身剪力、弯矩承载能力。

3) 确定疲劳谱。载荷谱代表飞机服役中预期的载荷历程,载荷谱确定原则具体包括:根据飞机用途确定典型任务剖面,覆盖典型载荷情况,考虑材料不同疲劳特性。

某型机以飞行培训用途为主,该用途机动载荷最严重并且飞行起落次数最多,因此本文以飞行培训用途为基础,分别设计了“日常机动训练”和“起落航线训练”两种典型任务剖面。

根据典型任务剖面,充分考虑飞行载荷、地面载荷以及“地空地”循环等典型载荷情况后确定了机动谱、突风谱、着陆谱和地空地谱等典型的载

荷谱^[20]。

对复合材料机体结构编制全机疲劳载荷谱,载荷放大系数取1.15倍,寿命放大系数取1.5倍^[21]。对于某型飞机机体结构,大部件之间的接头为金属结构,铝合金分散系数取4倍,结构钢分散系数取5倍^[22],因此金属接头不在全机疲劳试验考核,对其单独进行试验考核。

4) 损伤尺寸/类别/检测方法/剩余强度关系确定。全尺寸试验将验证4类缺陷/损伤,全尺寸试验的损伤尺寸/类别/检测方法/剩余强度关系曲线示意图如图4所示。这些缺陷/损伤除了通过常规设计分析方法确定的关键件/重要件及其部位外,还应充分考虑各类缺陷/损伤在结构上的位置分布。

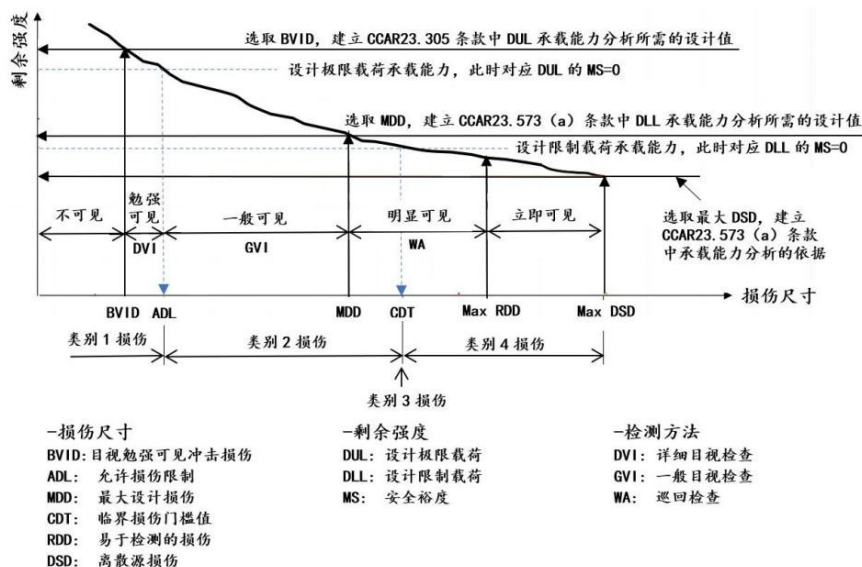


图4 损伤尺寸/类别/检测方法/剩余强度关系曲线^[23]

Fig. 4 Relationship curve between damage size/type/detection method/residual strength^[23]

5) 过载系数(载荷放大系数)确定。全尺寸静强度验证充分考虑来自环境曝露、材料和工艺变异性、重复载荷等对静强度试验验证的影响,静强度试验在疲劳后进行。由复合材料“积木式”试验中的低层级试样级试验获得环境影响系数(EF)为1.3,设计的试验矩阵既考虑了低温干态、常温干态、高温湿态等温湿度组合又考虑了湿法手糊由材料和工艺变异性引起的强度降,该系数在元件、细节件级试验中得到初步验证。

6) 修理验证。对全尺寸试验引入的VID、LVID和类别4等各类损伤依据型号确定的损伤修理方案进行修理,使修理后的结构恢复至与原本

损伤结构的承载状态,通过试验验证修理方案的可靠性。

7) 全尺寸试验顺序和过程控制要求确定。如图3所示,对于在一件全尺寸试验件上进行多个工况和/或多项试验的试验项目,应依据设计验证要求和产品实际使用情况,确定合适的试验顺序,并对试验过程进行严格控制。结合AC20-107B相关要求,针对本型号特点,用一个试验件验证,同时满足CCAR 23部对复合材料结构静力、疲劳及损伤容忍试验要求。

制定的试验顺序如下:静力试验(试验前引入BVID损伤);疲劳试验;极限载荷静力试验($EF \times$

极限载荷);损伤容限试验(试验前引入VID损伤,末期引入三类、四类损伤);限制载荷试验($EF \times$ 限制载荷);复材维修(VID、LVID、三类、四类损伤)、极限载荷试验($EF \times$ 极限载荷)及裕度试验。

8) 刚度模拟及试验设备检查。所有工装夹具(包括试验所需力学等效模拟件)均应满足规定的力学边界条件和可能的被动加载中的刚度模拟要求。所有试验设备的满量程精度及工装夹具的刚度和强度均应满足试验全程要求,尤其关注高载破坏阶段。

3 某型机全尺寸试验结果及改进措施

3.1 试验结果

某型机首次进行全尺寸“机翼最大弯剪工况”极限载荷静强度试验过程中,加载到87%极限载荷时机翼根部发出巨大声响,加载系统按下急停卸载。试验中断后拆卸机翼,对试验件状态进行检查,发现左侧机翼大梁根部断裂,如图5~图7所示。具体情况为:翼梁根部上下缘条与腹板胶界面脱胶;距离翼梁端部约860 mm处的外层碳纤包裹层完全脱胶、撕裂;距离翼梁端部约400 mm处,翼梁根部的腹板发生断裂。本次事故标志着首次全尺寸静力试验失败。



图5 拆卸机翼后的翼梁根部整体形貌
Fig. 5 The condition of the wing spar root after disassembling the wing



图6 航前方向破损情况
Fig. 6 Damage to the heading direction side



图7 航后方向破损情况
Fig. 7 Damage to reverse heading direction side

3.2 失效原因分析

失效发生后,依据损伤位置、类型、尺寸等信息,从试验、制造、无损检测及设计等方面对失效产生原因进行分析,具体如下:

1) 试验过程分析。回查发现传感器、载荷采集、位移、应变均未发现异常,试验程序无误符合批准的试验大纲要求。

2) 湿法手糊及二次胶接制造工艺排查。制造过程记录表明符合相关工艺规范要求,质量控制到位,未发现制造不符合项。经试验结果分析,左梁破坏而右梁未破坏,湿法手糊成型对操作者的依赖程度较高,很难保证制造过程的可重复性以及质量的一致性。外层碳纤包裹的工艺不能保证其能够紧致包住内部结构。

3) 无损检测分析。依据试验大纲,破坏一侧机翼即左侧机翼试验前进行了BVID冲击,右侧机翼未进行BVID冲击;制造后及BVID冲击后均进行了无损检测,无漏检现象;虽然破坏区域的无损检测结论完好,但分析怀疑BVID冲击后引起了梁缘条与湿法手糊结构间分层;弱胶接检测是业内公认的难题,极易漏检。

4) 翼梁根部详细设计分析。机翼缘条采用碳纤维单向带预浸料固化成型,与湿法成型的泡沫夹层结构工字形梁共胶接,共胶接界面使用湿法成型的树脂及固化剂;外层设计有8层45°的湿法手糊碳纤包裹;翼梁根部设计2个直径20 mm对接销孔,左、右翼梁通过2个对接销连接;翼梁根部高度及宽度尺寸逐渐缩小;机翼结构采用单梁布局,机翼与机身通过前销钉、后耳片与机身连接。机翼根部设计示意图如图8所示。机翼升力以剪力形式通过前销钉与后耳片传递到机身上,左右机翼弯矩自平衡;在翼梁2个对接销钉处形成反力,靠端头的销钉孔载荷向上,靠内侧的载荷向下。翼梁根部典型截面示意图如图9所示。

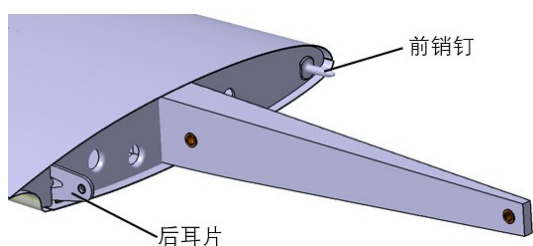


图8 翼梁根部设计示意图

Fig. 8 Illustration of the design for the wing spar root

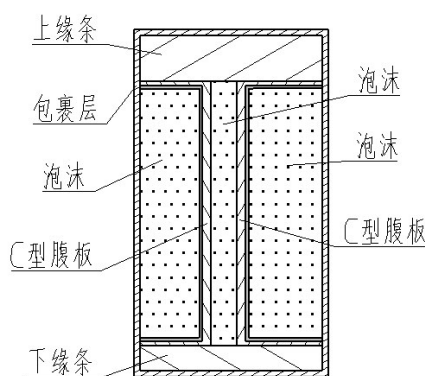


图9 翼梁根部典型截面(非销孔处)示意图

Fig. 9 Illustration of the typical cross-section of the wing spar root (excluding pin hole area)

综合上述分析,断裂原因如下:

1) 变截面设计不合理。由图8可见连接区结构尺寸过小,螺栓连接边距和端距尺寸小。左、右机翼对接段处翼梁2个对接销之间的腹板剪力是恒值而梁宽度尺寸逐渐减小,由剪应力互等定理可知缘条和腹板之间的剪应力会随着翼梁根部宽度尺寸减小而增大。

2) 由翼梁受力分析可知,缘条承受拉压载荷时缘条与内侧腹板之间胶层传递剪力,承受翼梁根部局部扭矩(由2个翼梁对接销之间偏心力产生)时胶层会产生面外剥离载荷;胶层连接也对面外载荷非常敏感,极易导致弱胶接区域开胶。

3) 翼梁端部外层碳纤包裹,其工艺过程不能保证紧密包裹住内部结构。

由分析可知,翼梁根部细节设计不合理是导致全尺寸试验失效的主要原因。

3.3 设计细节优化

明确失效原因后,针对问题提出有效改进措施,从设计角度进行以下几部分更改:

1) 机翼左、右翼梁根部的截面尺寸优化方面,以最小化翼梁根部缘条胶接界面剪应力为目标,选取翼梁根部区域的截面宽度 b 、高度 h 以及腹板—缘条胶接宽度 B 为设计变量,对翼梁根部截面及腹板—缘条胶接细节进行了优化设计。优化模型如下:

$$\min \tau = f(b, h, B) \quad (1)$$

$$\text{s. t. } b-40 \leq 0, h-147 \leq 0, B-b \leq 0$$

将翼梁端部的高度由73.6 mm增加至147 mm;翼梁根部原设计渐变收缩的梯形结构调整为等高度梁;翼梁端部宽度尺寸由初始设计的24.8 mm调整至39.1 mm。翼梁根部更改前后对比示意图如图10所示,图中实线为原翼梁根部轮廓,虚线为更改后轮廓。通过增大梁的高度及宽度,使梁腹板与上、下缘条之间的胶接面积增大,可降低腹板与上、下缘条间胶接界面剪切力,同时改善外层碳纤包裹的工艺性,另外翼梁对接销的孔边距也优化增大。左、右翼梁根部的截面尺寸优化前后的设计参数及计算结果如表1所示。

表1 缘条设计相关参数

Table 1 Parameters related to the flange design

参数	初始设计	改进设计
腹板—缘条胶接宽度 B (mm)	21.1	33.6
高度 h (mm)	70	141.6
上缘条厚度 h_1 (mm)	16.3	16.3
下缘条厚度 h_2 (mm)	9	9
上缘条距中性面 y_1 (mm)	18.7	54.5
下缘条距中性面 y_2 (mm)	26	61.8
上缘条胶接界面 τ_1 (MPa)	51.25	9.07
下缘条胶接界面 τ_2 (MPa)	32.15	5.30
τ_{max} (MPa)	71.73	22.27

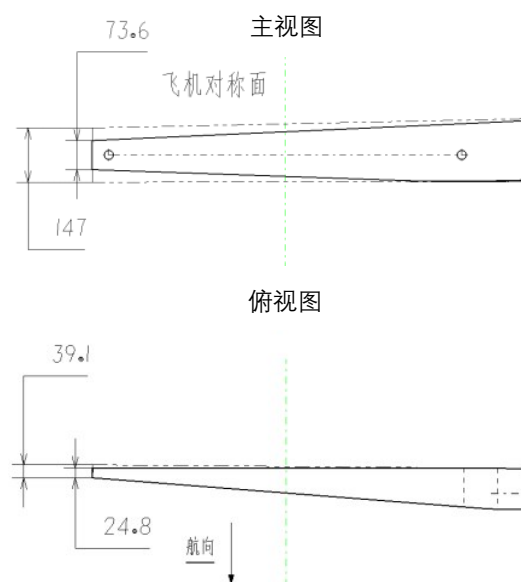


图10 翼梁根部更改前后对比示意图
Fig. 10 Comparison diagram of the design changes of the root of the wing spar

2) 对机翼左、右翼梁根部腹板的设计构型进行优化,2个湿法成型的“C”型腹板设计为背对贴合,该设计使得缘条加宽,进而使“C”型腹板一缘条胶接宽度 B 及粘接面积加大,如图 11~图 13 所示。结合本节第 1) 条:翼梁端部宽度尺寸由 24.8 mm 调整至 39.1 mm,“C”型腹板与缘条的粘接面积进一步加大。

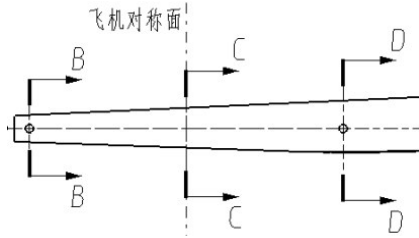


图 11 翼梁根部剖视图定义

Fig. 11 The root of the spar's section view definition

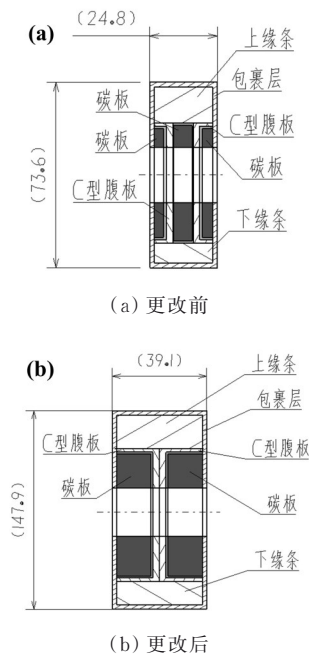
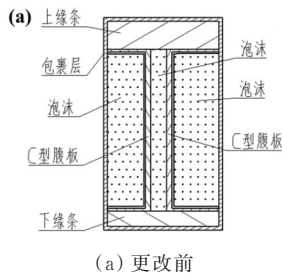
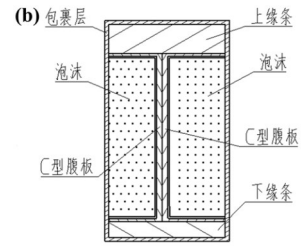


图 12 更改前后对比图 (B-B 剖视图)

Fig. 12 Design change illustration (B-B section view)



(a) 更改前



(b) 更改后

图 13 更改前 (C-C 剖视图)

Fig. 13 Design change illustration (C-C section view)

3) 翼梁端头包裹层铺层调整及补强:通过增大梁的高度及宽度,改善外层碳纤包裹的工艺性;外层碳纤包裹层增加 4 层 ($0^\circ, 90^\circ$) 碳纤维织物铺层,由 8 层增加至 12 层,铺层均匀分布到原包裹铺层内,增加包裹强度。

4) 优化对接销组件,并增加其装配要求及检验点:将翼梁对接销子直径由 20 mm 增加至 26 mm,提高其抗剪能力

由剪应力互等定理可知在翼梁根部任意矩形截面的胶层界面剪应力等于该矩形截面内对应位置的剪应力。对于图 12“B-B”截面,由多块碳板粘接而成,可按矩形截面对其分析,如图 14 所示,假设缘条与腹板之间的界面“c-c”距离中性轴的距离为 y ,则其剪应力公式如式 (2) 所示,其中 $F_s = 70\ 630\text{ N}$ 。

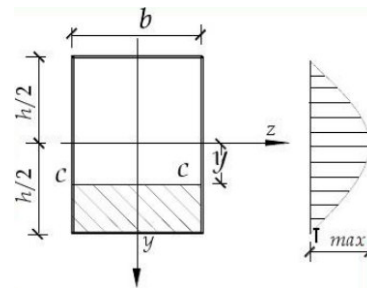


图 14 矩形截面剪应力分布

Fig. 14 Distribution of shear stress in a rectangular cross-section

$$\tau = \frac{F_s \cdot S_z^*}{I_z \cdot b} = \frac{F_s \frac{b}{2} \left(\frac{h^2}{4} - y^2 \right)}{\frac{bh^3}{12} b} = \frac{6F_s}{bh^3} \left(\frac{h^2}{4} - y^2 \right) \quad (2)$$

图 14 中翼梁根部 B-B 剖视图的相关参数及上下缘条胶层界面剪应力计算结果如表 1 所示。原设计的上、下缘条胶接界面剪应力最大值分别

51.25 MPa 和 32.15 MPa, 远大于胶层的许用应力; 改进设计的上下界面剪应力值分别降至 9.07 MPa 和 5.30 MPa, 小于胶接剪切力许用值 11.41 MPa。

对翼梁进行有限元分析。在最大弯剪工况下, 应变情况如图 15 所示, 最大压缩应变出现在上缘条, 其值为 $2\,424\ \mu\epsilon$; 最大拉伸应变出现在下缘条, 其值为 $3\,373\ \mu\epsilon$; 最大拉伸应变小于 $5\,000\ \mu\epsilon$, 最大压缩应变小于 $3\,200\ \mu\epsilon$ 。因此翼梁各点应变均满足强度设计要求。

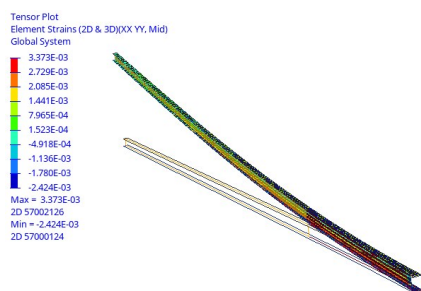


图 15 翼梁根部有限元分析

Fig. 15 FEA for the root of the wing spar

3.4 优化后机翼根部组合件试验验证

为了验证机翼翼梁根部优化设计方案是否合理, 降低全尺寸试验验证风险, 根据“积木式”方法增加组合件这一级别的试验进行验证。设计并生产 2 件机翼根部组合件, 分别进行静力试验 (1# 试验件)、疲劳损伤容限试验 (2# 试验件), 机翼根部组合件示意图如图 16 所示。

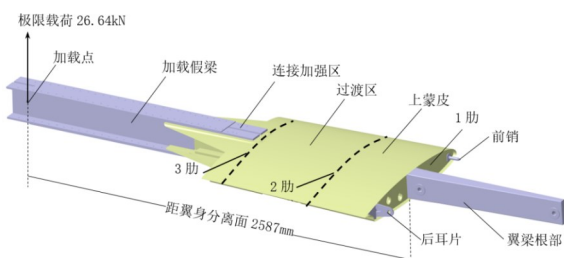


图 16 机翼根部组合件示意图

Fig. 16 Illustration of the wing root assembly

设计的试验件覆盖左右机翼连接的关键区域即全尺寸首次静力试验失败区域; 具体为机翼根部 2 肋之内区域, 包括翼梁、蒙皮、1 肋; 试验件的 2 肋以外为过渡区及加载假梁。静力试验 (1# 试验件) 试验现场如图 17 所示。

机翼根部组合件 (1# 试验件) 静力试验成功加载至 $EF \times$ 极限载荷, 保载 3 s 无异常; 继续加载至

150% 极限载荷, 保载 3 s 后卸载, 试验过程无异常, 试验结束后目视检查以及无损监测未见异常, 试验成功通过。加载至 150% 极限载荷时的加载点位移为 220.75 mm, 加载点位移曲线如图 18(a) 所示, 位移曲线呈现良好线性度。

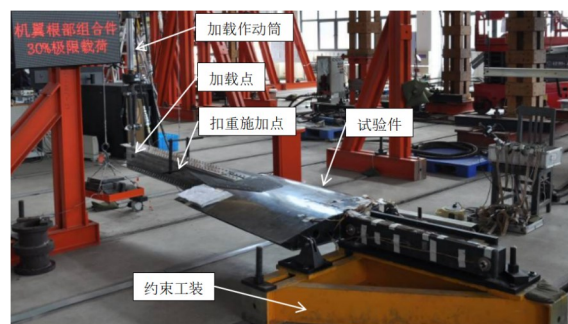
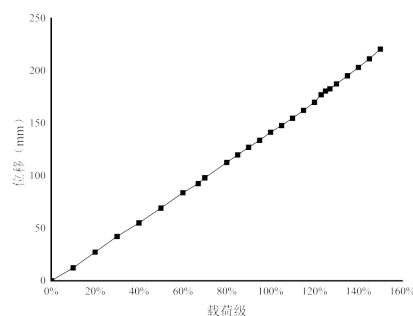


图 17 机翼根部组合件试验现场图

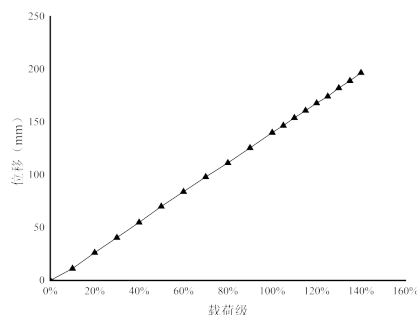
Fig. 17 On-site photograph of the wing root assembly test

疲劳损伤容限试验 (2# 试验件) 的试验顺序与第 2 章所述的全机试验顺序相同。

2# 试验件最后阶段的裕度试验加载至 143% 极限载荷时, 试验件破坏。破坏发生在 1 肋附近, 下蒙皮与梁脱粘, 1 肋与梁脱粘, 上蒙皮与 1 肋脱粘。加载点位移曲线如图 18(b) 所示, 位移曲线呈现良好线性度。



(a) 1# 试验件



(b) 2# 试验件

图 18 机翼根部组合件的位移曲线

Fig. 18 Displacement curve of the wing root assembly

在翼梁根部3个截面:截面A上缘条中心、截面B腹板中心、截面C下缘条中心布置应变片进行应变监测;截面A、截面C分别位于距离销孔中心线40mm竖直面,截面B位于两销孔中心面竖直面。

分别在截面A、截面B、截面C的上缘条中心、腹板中心、下缘条中心粘贴花片。应变片的0°方向为翼展方向,90°方向与0°方向垂直,45°方向为90°方向与0°方向夹角,方向定义如图19所示,试验件粘贴情况如图20所示。其中截面C的上、下缘条C1和C2的0°方向应变数值较高,1#试验件和2#试验件的“应变-载荷”关系曲线如图21所示。

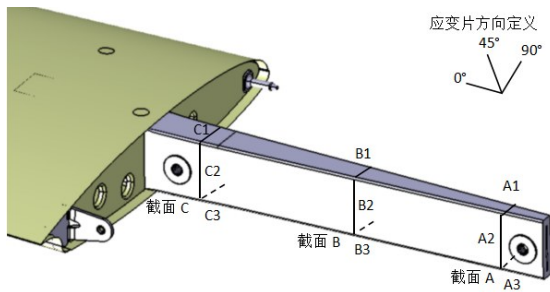


图19 翼梁根部应变片布置示意图
Fig. 19 Illustration of the arrangement of strain gauges at the root of the wing spar

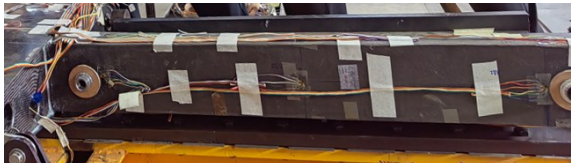
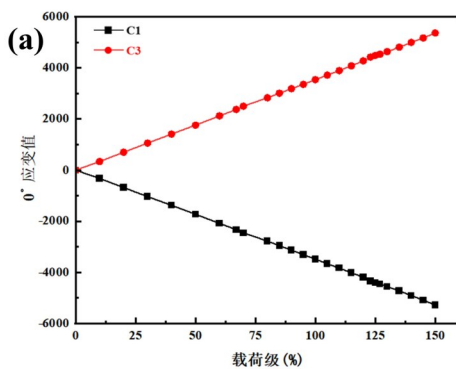
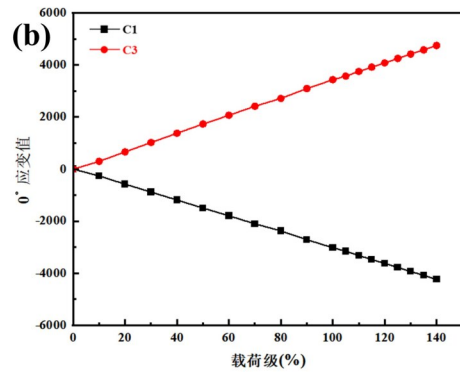


图20 翼梁根部应变片布置实物图
Fig. 20 Real object image of the strain gauges arrangement at the root of the wing spar



(a) 1#试验件(1# Test article)



(b) 2#试验件(2# Test article)

图21 “应变-载荷”关系曲线
Fig. 21 Curve of stress-load relationship

机翼翼梁根部构型更改后成功通过了全尺寸极限载荷静强度试验。在试验过程中,测量左右机翼翼尖变形,位移曲线如图22所示;对机翼的翼梁、蒙皮、冲击点等进行应变监测,其中翼梁根部C截面(同根部组合件位置)C1和C3的0°方向应变数值较高,左翼翼梁根部C1和C3的0°方向应变曲线如图23所示。

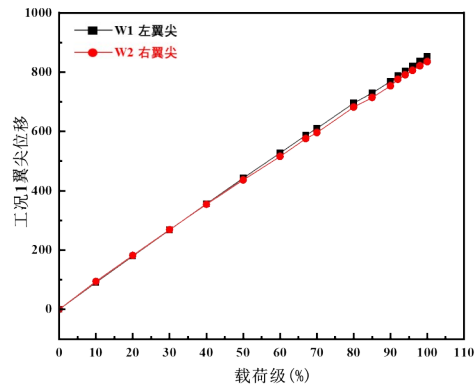


图22 全尺寸静力试验左、右翼尖位移
Fig. 22 Wing tip displacements of full-scale structure static test

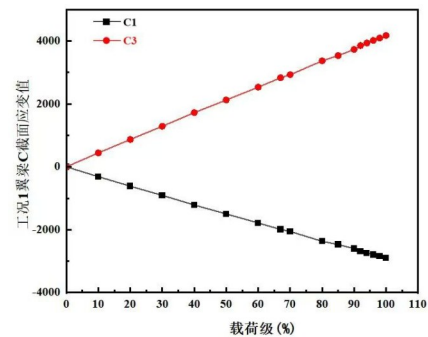


图23 全尺寸试验左机翼C1、C3的应变曲线
Fig. 23 Strain curves for C1 and C3 of left wing in the full-scale structure test

从图 22 可以看出:在极限载荷试验过程中,在各载荷级下左、右翼尖的变形量相差较小,说明左、右机翼刚度一致。从图 23 可以看出:全尺寸试验的翼梁根部 C 截面 C1、C2 的 0° 方向应变值与根部组合件对应位置相同方向的应变值基本一致,证明积木式机翼根部组合件设计合理,其翼梁根部监测数据结果能够说明优化设计的有效性,进而降低了全尺寸试验的风险,使得全尺寸极限载荷静力试验能够顺利通过。

首次全尺寸极限载荷静力试验成功通过后,按照本文第 2 章描述的试验顺序继续完成后续试验。分别在疲劳试验之后、损伤容限试验之后进行了含环境系数的极限载荷试验以及裕度试验,均成功通过。经过全尺寸试验,证明了该型号的复合材料机体结构符合 CCAR 23 部及 AC20-107B 的相关要求。

对于根部组合件,1# 试验件在极限载荷静力试验中,加载至 150% 极限载荷,没有破坏,2# 试验件在进行了疲劳和损伤容限试验后,剩余强度试验加载至 143% 极限载荷时,试验件破坏。1# 试验件仅进行静力试验,2# 进行了全寿命的疲劳和损伤容限试验。试验结果说明 2# 试验件经过了全寿命的疲劳和损伤容限试验后,剩余强度有所下降。

4 结 论

1) 材料与工艺控制:采用湿法手糊成型工艺时,需重点关注制造过程对操作者的依赖性问题,通过标准化流程与质量管控体系提升材料稳定性、制造可重复性及质量一致性,这是满足适航要求的核心前提。

2) 积木式验证体系:由第 1 小节所述,依据 23 部进行适航取证的复合材料飞机必须进行“积木式”验证,严格遵循“由简单到复杂”的验证逻辑,从试样级到全尺寸级逐级解决技术问题;全尺寸试验是“积木式”验证中最重要的一环,全尺寸试验暴露设计薄弱环节(如翼梁根部细节缺陷),揭示“积木式”底层试验无法验证的破坏模式(胶接破坏);另外,结合组合件补充试验降低验证风险,是确保结构极限载荷承载能力与可靠度的关键方法;同时,通过该全尺寸试验得出一个经验与教训,在“积木式”试验设计时,要把底层试验设计全面,组合件应该领先于全机试验进行,尽早暴露问题,避免全机试验风险与损失。

3) 连接设计优化:复合材料结构连接应尽量避免二次胶接工艺,因其易引发弱胶接漏检和面外载荷敏感问题;设计中需协调材料泊松比、优化截面尺寸,避免单位面积载荷集中,从细节层面提升结构可靠性。

4) 适航符合性方法:基于 CCAR-23 部规章要求,通过全尺寸静力、疲劳及损伤容限试验验证结构对临界载荷、失效模式及环境退化的适应性,其中载荷放大系数选取、损伤尺寸-剩余强度关系确定及修理方案验证等技术细节,均需与适航条款要求严格对齐。

参 考 文 献

- [1] Parveez B, Kittur M I, Badruddin I A, et al. Scientific advancements in composite materials for aircraft applications: A review[J]. *Polymers*, 2022, 14(22): 5007.
- [2] 李军, 陈祥宝. 通用航空复合材料的发展现状与挑战[J]. *材料导报*, 2022, 36(14): 202-207.
Li Jun, Chen Xiangbao. Development status and challenges of general aviation composites[J]. *Materials Review*, 2022, 36(14): 202-207. (in Chinese)
- [3] 冯振宇, 邹田春. 复合材料飞机结构合格审定[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
Feng Zhenyu. Certification of composite aircraft structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [4] 刘秀芝. 复合材料结构全尺寸强度验证试验与适航关系[J]. *新能源航空*, 2023, 1(1): 38-44.
Liu Xiuzhi. Relationship between full-scale strength verification test and airworthiness of composite structures [J]. *Green Energy Aviation*, 2023, 1(1): 38-44. (in Chinese)
- [5] 季文, 刘久战, 范坤. 民用飞机复合材料结构“积木式”验证试验规划探讨[J]. *科技与创新*, 2021(1): 81-83.
Ji Wen, Liu Jiuzhan, Fan Kun. Discussion on "building block" verification test planning of civil aircraft composite structure [J]. *Science and Technology & Innovation*, 2021 (1): 81-83. (in Chinese)
- [6] 路遥. 民用飞机复合材料结构适航验证概论[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2013.
Lu Yao. Introduction to airworthiness verification of composite structures for civil aircraft [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2013. (in Chinese)
- [7] FAA. Composite aircraft structure: AC 20-107B(Change 1) [S]. Washington, DC: U. S. Government Printing Office, 2010.
- [8] 林建鸿. 积木式方法与试验金字塔的历史沿革与发展趋势[J]. *航空工程进展*, 2023, 14(5): 8-18.
Lin Jianhong. The historical developments and tendencies of building block approach and testing pyramid [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2023, 14(5): 8-18. (in Chinese)
- [9] Kim Y, Kim I, Park J. An approximate formulation for the progressive failure analysis of a composite lattice cylindrical

- panel in aerospace applications [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 106212.
- [10] 郭琼, 刘玮, 裴连杰, 等. 全尺寸复合材料机身筒段静力/疲劳试验技术[J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 408-417.
Guo Qiong, Liu Wei, Pei Lianjie, et al. Static and fatigue test technology for full-scale composite fuselage barrels [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(6): 408-417. (in Chinese)
- [11] Fathalian M, Darban H, Postek E. Atomistic insights into tensile damage of functionally Graded Al-SiC composites [J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2025, 288: 110012.
- [12] 王燕萍, 吕震宙, 杨子政. 某型飞机翼身连接接头可靠性分析[J]. *机械强度*, 2005, 27(6): 762-765.
Wang Yanping, Lyu Zhenzhou, Yang Zizheng. Reliability analysis for the wing-fuselage joint of an aircraft [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2005, 27(6): 762-765. (in Chinese)
- [13] 隋国祥, 金海波. 考虑连接的一体化机翼传力分析与结构设计[J]. *航空工程进展*, 2025, 16(1): 169-176.
Sui Guoxiang, Jin Haibo. Integrated wing force transmission analysis method and structural design considering connection [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2025, 16(1): 169-176. (in Chinese)
- [14] 王志阔, 曾建江. 机翼接头连接结构钉载分配影响因素研究[J]. *航空精密制造技术*, 2023, 59(1): 13-16.
Wang Zhikuo, Zeng Jianjiang. Research on influencing factors of pin load distribution for wing joint structure [J]. *Aviation Precision Manufacturing Technology*, 2023, 59(1): 13-16. (in Chinese)
- [15] 云兆心, 刘路, 徐清. 复合材料机翼载荷的地面标定方法[J]. *黑龙江科技大学学报*, 2023, 33(5): 695-699.
Yun Zhaoxin, Liu Lu, Xu Qing. Ground calibration method of composite wing load [J]. *Journal of Heilongjiang University of Science and Technology*, 2023, 33(5): 695-699. (in Chinese)
- [16] 叶聪杰, 杜艳梅, 于振波. 飞机机翼-机身连接结构受力特性分析研究[J]. *民用飞机设计与研究*, 2017(2): 59-66.
Ye Congjie, Du Yanmei, Yu Zhenbo. Research on mechanical behavior of connection between wing and fuselage [J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2017(2): 59-66. (in Chinese)
- [17] 廉伟, 史仁义. 民用飞机机翼根部连接与柔性补偿设计[J]. *民用飞机设计与研究*, 2018(2): 1-7.
Lian Wei, Shi Renyi. Structure design and compliance compensation for the root joint civil aircraft [J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2018(2): 1-7. (in Chinese)
- [18] 杜晓坤, 刘彦鹏, 惠杰, 等. 大展弦比机翼载荷实测地面标定试验的加载方法[J]. *工程与试验*, 2025, 65(2): 19-21, 34.
Du Xiaokun, Liu Yanpeng, Hui Jie, et al. Load application method for ground calibration of load test of high-aspect ratio wing [J]. *Engineering & Test*, 2025, 65(2): 19-21, 34. (in Chinese)
- [19] 中国民用航空局. 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定: CCAR-23-R3[S]. 北京: 中国民用航空局, 2005.
CAAC. Normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes: CCAR-23-R3 [S]. Beijing: CAAC, 2005. (in Chinese)
- [20] 马宏图, 杨凤田, 丁京龙, 等. 基于载荷分级代表性条件的TWIST载荷谱离散方法[J]. *兵器装备工程学报*, 2023, 44(12): 105-110.
Ma Hongtu, Yang Fengtian, Ding Jinglong, et al. TWIST load spectrum discrete method based on representative conditions of load classification [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2023, 44(12): 105-110. (in Chinese)
- [21] John T, Waruna S. Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors: DOT/FAA/AR-10/6 [S]. Wichita, KS: Wichita State University, 2011.
- [22] FAA. Fatigue, fail-safe, and damage tolerance evaluation of metallic structure for normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes: AC 23-13A [S]. Washington, DC: U. S. Government Printing Office, 2005.
- [23] 刘秀芝, 汪海. 通航飞机复合材料结构适航指南[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2025.
Liu Xiuzhi, Wang Hai. Airworthiness guide for composite structures of general aviation aircraft [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2025. (in Chinese)

(编辑:马文静)