

民用飞机桶段试验及结果分析

刘旭*

中航沈飞民用飞机有限责任公司, 辽宁 沈阳, 110179

摘要: 为了获取某民用飞机机身桶段结构承载特性以及疲劳、损伤容限性能, 采用全尺寸桶段疲劳及损伤容限试验进行了验证, 并对试验结果进行了深入的研究, 在整体有限元模拟、结构应力及传载分析、结构疲劳问题处理、结构损伤容限性能评估、维修概念验证等多个方面进行了分析及结构优化。分析结果证明, 全尺寸桶段试验模拟的真实性及高效性远高于结构件试验, 试验整个设计及数据分析过程对后续新机型桶段试验设计及试验数据分析都有着较高的参考价值。

关键词: 民用飞机; 桶段试验; 疲劳及损伤容限; 有限元法; 结构修理

中图分类号: V214.1+2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2016) 02-0053-07

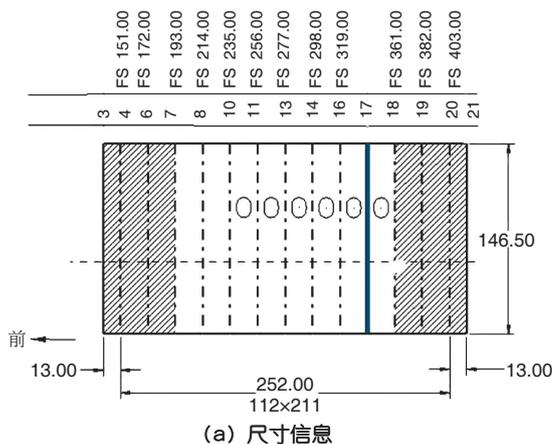
民用飞机机身桶段结构约占机体主结构的3/5, 主要由壁板、框、地板骨架等结构组成。结构受增压、机动等多种载荷共同作用, 不同载荷在结构间传递、交互影响, 载荷状态复杂, 分析难度高。因此, 一般在新机型设计初期会进行机身桶段疲劳及损伤容限试验^[1]设计, 通过试验获取结构在单一载荷、多种载荷作用下应力、应变状态以及疲劳关键位置, 验证结构设计概念合理性, 挖掘结构减重潜力, 降低产品设计风险。

本文对某民用机型桶段试验设计、实施过程进行了描述, 并处理了部分试验数据, 分析了桶段试验实施方案及桶段试验的重要作用。

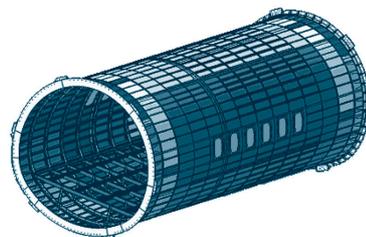
1 试验设计

民用飞机机身等直段结构典型, 便于进行桶段试验设计。因此, 本次桶段试验选取产品前机身6个框距等直桶段作为测试区域, 进行试验设计。试验区结构包括机身壁板、框、地板骨架、窗周结构、纵环向连接6类结构。试验区后部设计有两个半框距载荷过渡区, 试验件前部设计有两个框距结构过渡区及两个半框距载荷过渡区, 试验件共包含13个框距, 总长6.4m, 环向连接设计在试验件测试区偏后的17号框位置。试验件构型信息如图1所示。

试验件后端与承重墙连接, 用于支撑试验件; 前端设计



(a) 尺寸信息



(b) 结构概念

图1 桶段试验件构型信息

Fig.1 Barrel test specimen configuration information
加载盖板, 用于施加载荷。

试验载荷包括静力载荷和疲劳载荷两部分。静力载荷包括飞机服役中典型1倍增压、1g飞行、下弯着陆等7种前机

收稿日期: 2015-08-31; 退修日期: 2015-09-10; 录用日期: 2015-10-20

*通讯作者. Tel.: 15004053229 E-mail: liu.xu@sacc.com.cn

引用格式: LIU Xu. Civil aircraft barrel test design and data analysis [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(02): 53-59. 刘旭. 民用飞机桶段试验及结果分析[J]. 航空科学技术, 2016, 27(02): 53-59.

身典型静载工况,用于测试结构在不同类型载荷作用下的应力、应变状态;疲劳载荷施加垂向机动等效载荷谱附加1倍增压,用于测试在疲劳循环载荷作用下桶段结构疲劳特性。由于整个桶段试验件较短,只有13个框距,因此,只在试验件前端设计加载点,以17框占位载荷进行各试验工况载荷校准。试验件安装、加载形式如图2所示。

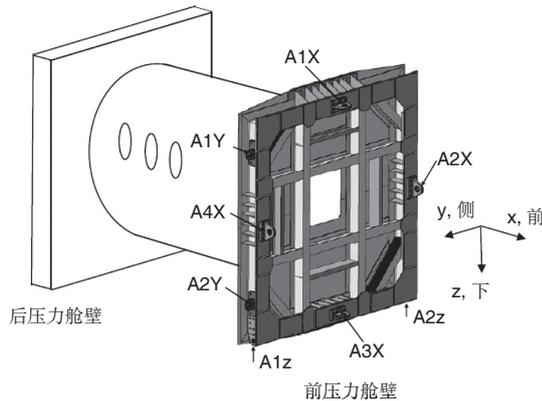


图2 试验件安装、加载示意图
Fig.2 Test specimen installation and loading plan

2 试验目的及试验实施流程

本次试验目的主要包括验证各类结构设计概念及分析方法;验证总体有限元模型^[2]有效性;验证结构疲劳及损伤容限性能;验证结构典型维修方案、许用损伤及结构概念工艺可实施性5个方面内容。

试验实施过程主要包括静力试验、疲劳试验、裂纹扩展试验、剩余强度试验4个部分。

静力试验选取1倍增压、1g飞行、下弯着陆等7种前机身典型试验工况。除1倍增压施加100%载荷外,其他工况只施加至50%限制载荷水平,以便在获取桶段结构应力、应变状态的同时,不对后续疲劳试验产生影响。

在静力工况测试完成后施加疲劳试验等效载荷谱进行2倍目标寿命疲劳试验,研究结构疲劳性能。

完成2倍寿命疲劳试验后将引入典型结构损伤及结构修理,然后继续施加疲劳等效载荷谱,进行1倍目标寿命的裂纹扩展试验,获取裂纹扩展数据及典型结构修理概念。

完成1倍目标寿命裂纹扩展试验后选取典型裂纹位置进行剩余强度试验,验证结构剩余强度能力。

3 静力试验数据对比分析

静力试验用来获取不同类型载荷工况下各结构应力分布及载荷传递,分析结果用于修正桶段各结构分析方法及总体有限元建模方法。应力、应变分析基于虎克定律^[3]进行。下面针

对几类主要结构试验数据对比及分析方法修正进行介绍。

3.1 壁板结构应力分析修正

机身桶段周向为多圆弧拼接组成的圆桶结构,但总体有限元模型简化时,由于有限元网格密度限制,需要进行离散化处理。因此,有限元模型局部为平板类结构,与具体结构形式略有差异,具体情况如图3所示。

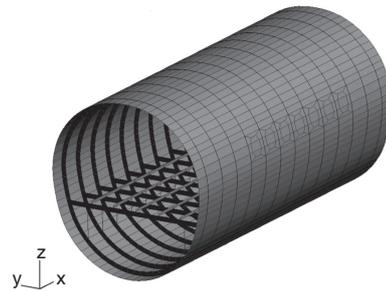


图3 桶段试验件有限元简化模型
Fig.3 Barrel test specimen finite element simplify model

等直段壁板轴向应力、应变符合性对比分析主要基于等直段试验件中部13~14框之间顶部应变对比进行,分析工况选定为增压及下弯工况,分别用于验证等直段在轴向拉伸及弯曲状态下的承载特性,应变片具体选取位置及对对比结果如图4、图5所示。

通过图5应变对比可知,桶段试验件壁板结构在拉伸、弯曲载荷作用下,计算结果与试验结果非常接近并略处于保

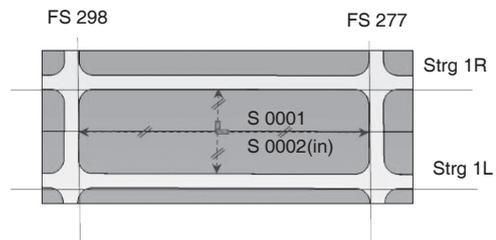


图4 应变片位置选择
Fig.4 Stain gauge location selection

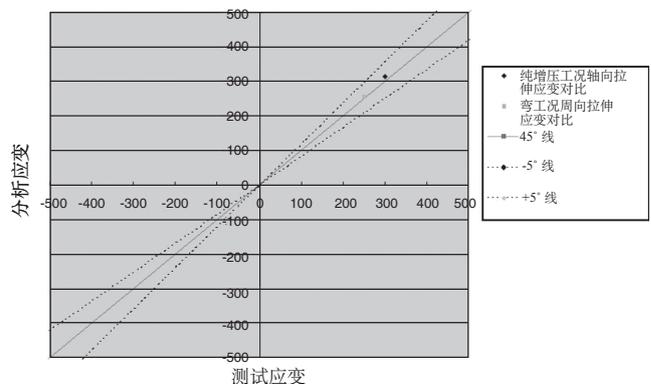


图5 桶段试验件在拉伸、弯曲工况下应变对比
Fig.5 Barrel test specimen strain compare under tension and bending load case

守状态,表明整体有限元模型简化后轴向拉伸及弯曲刚度与实际结果较为接近。因此,整体有限元轴向模拟方法较为有效,并且可以较好地应用于后续产品设计。

同样选取等直段试验件13~14框段进行壁板周向应力、应变分析,环向5处不同位置进行应变对比进行,试验工况选定为纯增压工况。同时选择总体模型计算、工程计算^[4]、试验测量3种结果进行对比。对比结果如图6所示。

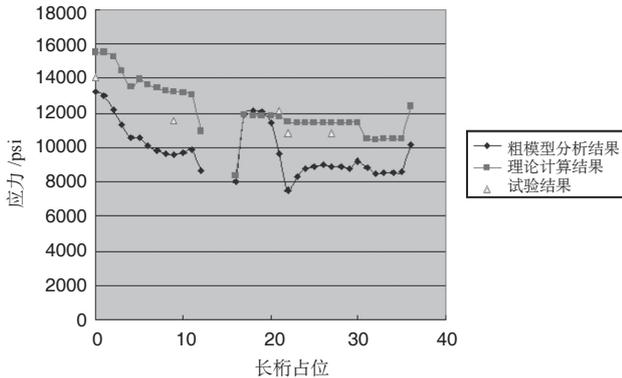


图6 蒙皮周向应力对比

Fig.6 Skin circumferential stress compare

通过对比分析可以发现,应用整体有限元模型直接进行应力分析,由于模型局部为平面,因此,无法弯曲模拟结构实际应力状态,有限元分析结果与理论计算及试验结果差距都较大。因此,实际结构应力计算应进行一定的系数修正后进行。修正系数选取及修正后结果对比如图7、图8所示。

通过以上对比可以得出,修正后应力分析结果更加贴近试验实测及理论结果,并略显保守,修正使得分析结果则更加精确、有效。

3.2 框结构应力分析修正

由于长桁开口结构不连续,框结构有限元弯曲刚度简化一直是整体模型简化的难点,也是框结构分析中最需要解决的实际问题。增压工况对普通框结构影响最为严重,因

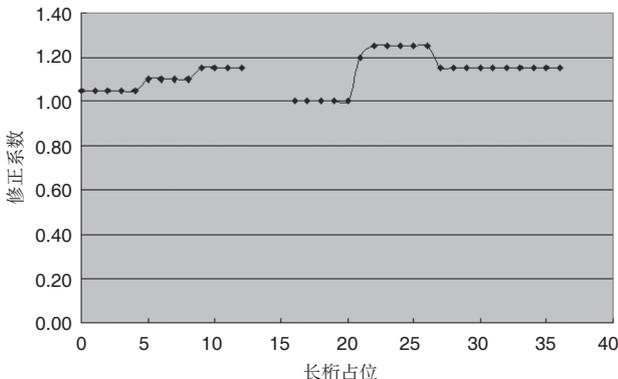


图7 蒙皮周向应力修正系数

Fig.7 Skin circumferential stress correct factor

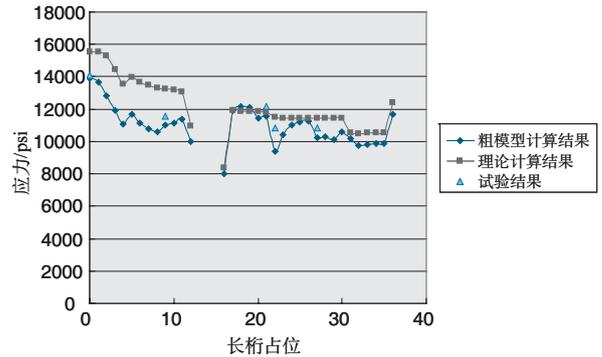


图8 修正后蒙皮周向应力对比

Fig.8 Skin circumferential stress compare after correction

此选取增压工况作为分析对比工况。同时选取14框5处典型长桁开口位置进行对比,用于修正整体模型模拟及框分析结果。分析选取位置及框结构增压变形如图9所示。

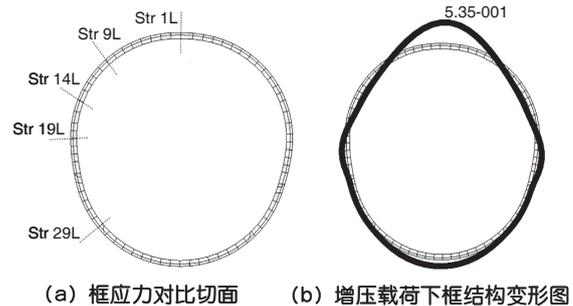


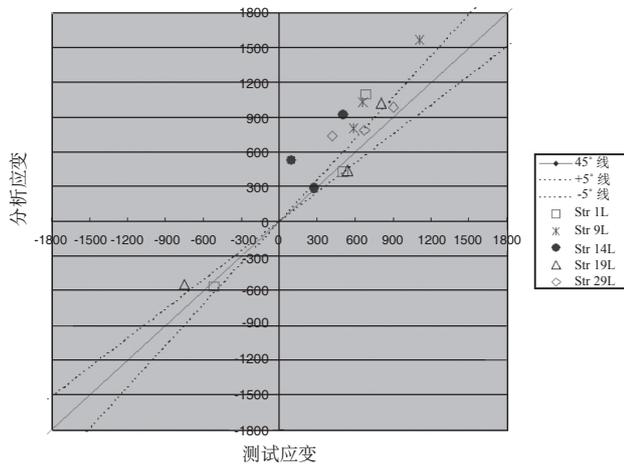
图9 框对比位置及增压载荷下结构变形图
Fig.9 Frame compares location and deformation under pressure load case

修正前后应变对比分析结果如图10所示。

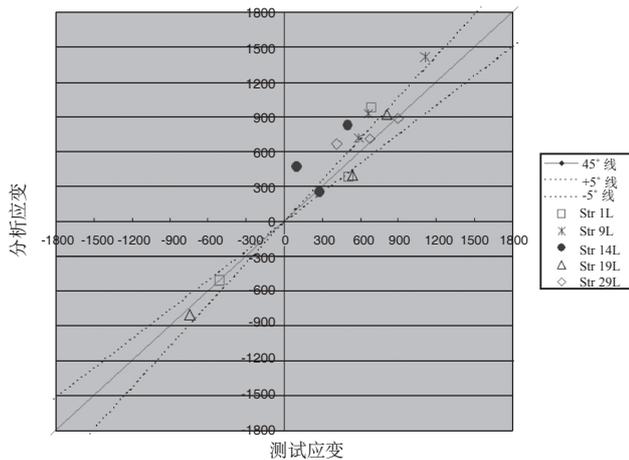
框结构整体有限元模型简化方法要求真实模拟每个框切面弯曲特性,但由于框结构的特殊性,无法保证所有位置分析结果均为保守结果,因此,框刚度修正一般针对高应力点进行。通过图10对比分析可知,原有限元建模方法过于保守,应变值处于45°线上侧并远远偏离。因此,在整体有限元模型简化中通过调整有效截面面积降低了10%框截面拉伸、弯曲刚度。修正后框在高于500微应变区域更加靠近45°线,并处于保守区域一侧,低于500微应变区域部分虽然结果偏于危险,但是由于应变水平很低,结果同样可以接受。桶段试验件框弯曲刚度验证边界条件真实性远优于单独框弯曲刚度试验,同时由于框结构细节分析的难度很高。因此,框的应变对比分析为桶段试验载荷传递分析中最关键的项目之一。

3.3 窗周结构分析方法修正

窗周结构分析一般应用细节有限元模型进行。结合窗周结构承载特点,分析工况多考虑增压或增压复合剪切工况。本次对比分析基于桶段细节有限元模型分析结果,模型



(a) 修正前框切面应变对比



(b) 修正后框切面应变对比

图10 框刚度修正前后应变对比分析结果

Fig.10 Stain compare results before and after frame rigidity correction

简化及应变分析结果如图11、图12所示。

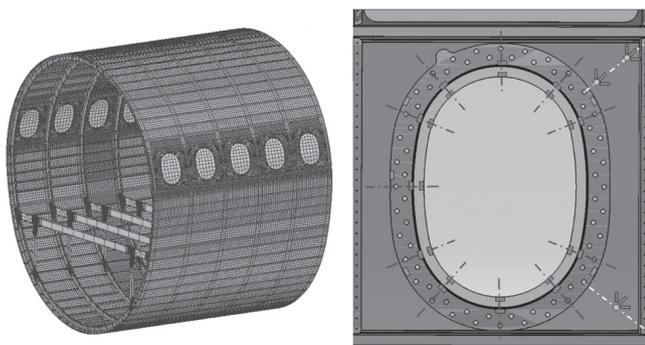


图11 桶段有限元模型及窗周应变分布

Fig.11 FEM of barrel and window circumferential strain distribution

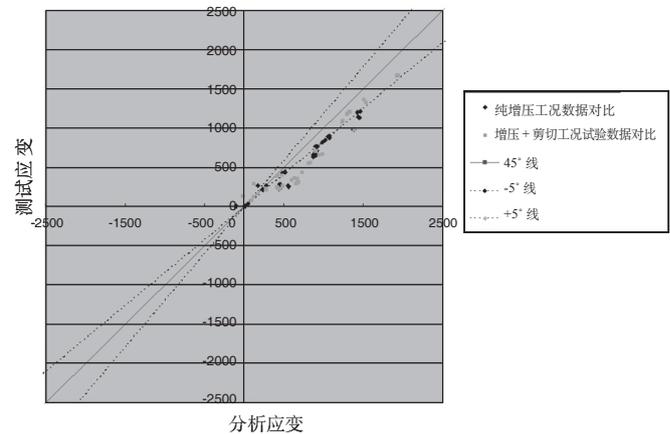


图12 窗周应变对比示意图

Fig.12 Window circumferential strain compare chart

基于图12应变对比中可知,虽然细节有限元模型模拟已经非常真实,但是也同样存在误差,且分析结果偏于危险,这种结果在产品设计中是不允许的。因此,需要在后续分析中引入特定系数进行系数修正,才能保证产品设计安全。

桶段试验中各结构受载的真实性远非一般组件级试验可比,对比分析结果对于了解各结构受载特点有着不可替代的作用,对比分析项目也远超上面所论述内容,如地板骨架刚度分析、连接区域二次弯曲计算^[5]等,由于篇幅原因无法详细介绍。

4 疲劳及损伤容限试验结果对比分析

一般选用垂向突风^[6]、机动疲劳等效载荷编制桶段试验件疲劳载荷谱。试验件在疲劳载荷谱作用下进行3倍设计目标寿命(18万次)疲劳及损伤容限试验,先进行2倍寿命疲劳试验,验证典型结构设计方案;然后引入结构典型初始损伤及修理方案,进行1倍寿命裂纹扩展试验,验证结构许用损伤、典型裂纹扩展特性及典型维修方案合理性;最后进行两跨裂纹剩余强度试验,验证结构两跨裂纹极限承载性能。本节将按照试验实施过程逐一进行介绍。

4.1 典型结构方案验证

桶段疲劳试验用于验证典型结构方案,先期发现结构设计薄弱点,预知疲劳关键位置^[7]。桶段试验件在完成1倍设计目标寿命疲劳试验后,结构检测中发现地板纵梁区域22号长桁位置框与蒙皮壁板连接角片大面积出现疲劳破坏(破坏16件、共26件)。具体情况如图13所示。

此位置并非原常规分析中疲劳薄弱位置,经过对此结构进行补充疲劳分析发现,原角片设计构型存在偏心问题。

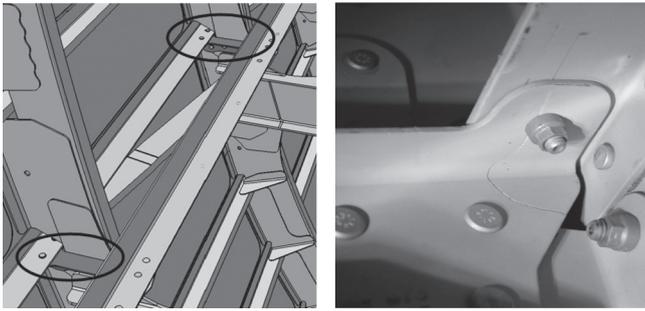
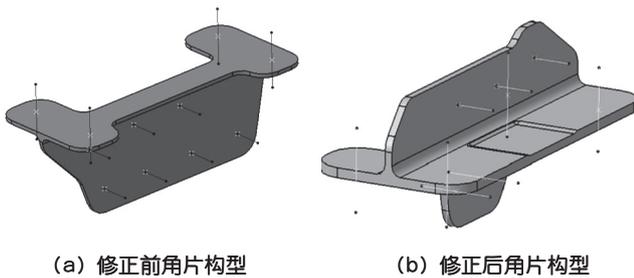


图13 破坏角片位置及破坏模式

Fig.13 Broken clips location and failure model

承载后产生了附加弯曲效果,在紧固件连接孔位置产生了较大的弯曲应力,最终导致结构在试验早期就发生了疲劳破坏。经过对角片结构进行了优化设计,新构型角片很好地完成后续疲劳试验,并无新裂纹产生,且很好地引入到后续产品设计中。更改前后角片对比如图14所示。



(a) 修正前角片构型

(b) 修正后角片构型

图14 角片更改前后构型对比

Fig.14 Clip configuration compare before and after correction

等直段疲劳试验在完成17万次循环后,在21号长桁下侧第一个铆钉处发现大面积目视可见疲劳裂纹(发生11处,共26处)。此位置与初始分析疲劳设计关键点相对应,不过由于此时已经接近疲劳试验末期,且疲劳初始裂纹较小,因此并未进行处理,只进行了持续跟踪测量,并在后续产品设计中增加1.1疲劳修正系数,保证产品设计安全。直至桶段试验件完成所有预期试验,裂纹扩展一直处于可控范围内,并未对试验造成影响。裂纹形式及具体产生位置如图15所示。



(a) 8号框

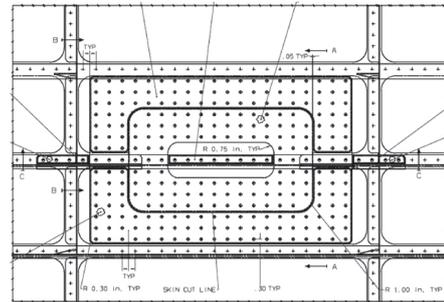
(b) 13号框

图15 左侧21号长桁裂纹图片

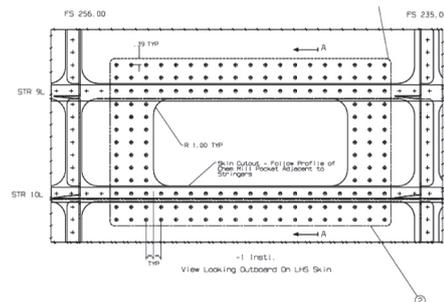
Fig.15 The crack 21th stringer at left

4.2 典型结构维修方案验证

由于等直段试验区域限制,为了优先保证结构疲劳验证质量,典型结构维修方案只是在完成2倍设计目标寿命疲劳试验后同人造裂纹一同引入。因此,典型结构维修方案只进行了1倍疲劳寿命验证,但是试验期间均无疲劳裂纹产生,基本完成了其概念合理性验证。典型结构维修方案如图16所示。



(a) 平滑修理



(b) 非平滑修理

图16 蒙皮壁板平滑和非平滑修理

Fig.16 Skin panel flush and non-flush repair

4.3 裂纹扩展结果对比分析

在机身等直段试验件的标准壁板、壁板连接、窗周结构等区域共引入典型人工裂纹、许用损伤20余项。基于裂纹位置典型性及裂纹扩展效果,选取等直段顶部13号框0号bay位置纵向裂纹进行裂纹扩展分析对比。裂纹尖端应力强度因子^[8]分析方法选用VCCT^[9]方法,材料信息来自MMPDS^[10],采用Forman裂纹扩展方程^[11]进行寿命分析。初始裂纹形式及分析结果对比如图17所示。

经过分析对比可以确定,此分析方法具有很高的可靠性。同时应用此方法对窗周裂纹、连接区裂纹扩展进行对比,对比结果也具有非常高的精度,这为此方法应用于后续产品设计提供了有效支持,由于篇幅原因不进行详细说明。

4.4 剩余强度结果对比分析

同样选取13号框0号bay位置裂纹进行剩余强度试验。分析方法基于经典加筋板理论^[12],同时应用壁板裂纹增压鼓胀影响系数^[13]及VCCT方法进行修正,确定裂纹失稳扩展极限尺寸为0.29m。因此,在剩余强度试验中,单侧裂纹达到

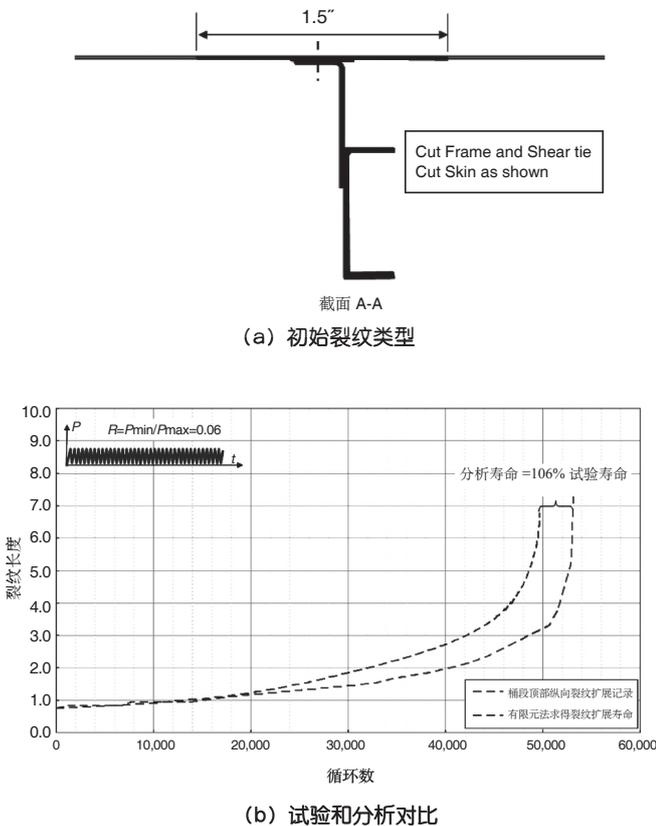


图17 初始裂纹尺寸及分析对比

Fig.17 Initial crack size and analysis compare

0.28m时进行纯增压剩余强度试验,裂纹在98%限制载荷作用下发生失稳扩展,最终如预期被加筋所阻止,为此项分析方法的有效性提供了很好的支持。剩余强度分析及最终裂纹照片如图18所示。

桶段试验获得试验结果及分析内容远远超过本节所陈述内容。但是由于整个篇幅原因,只选取几类典型分析内容进行对比,为后续桶段试验设计及结果处理提供参考意见。桶段试验实施过程中还修正了多项零件工艺加工方法,这里也不过多阐述。

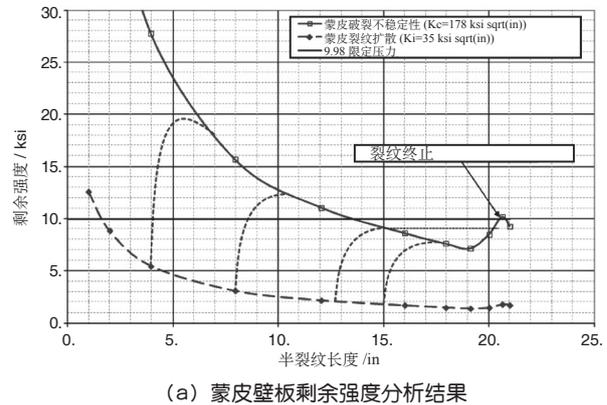
5 结论

本文从桶段试验设计、试验实施、数据处理几个方面对桶段试验及其工程应用进行了研究分析,得出以下结论:

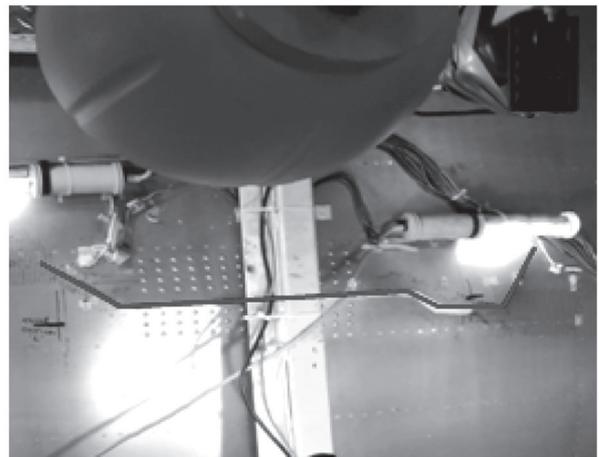
(1) 桶段试验作为部件级试验集多项结构件试验于一身,试验效率和试验数据有效性远高于单一结构件试验;

(2) 桶段试验中多工况静力测试部分获得的应变、位移数据真实反映不同载荷作用下的结构应力、应变以及刚度特性,对于项目初期研究各结构承载模式及应力分析方法有着重要指导作用;

(3) 桶段试验中疲劳及损伤容限试验测试部分在验证



(a) 蒙皮壁板剩余强度分析结果



(b) 蒙皮壁板剩余强度试验结果

图18 壁板剩余强度分析及试验结果

Fig.18 Skin panel residual strength analysis and test result

疲劳及损伤容限分析方法,提前预知结构疲劳设计薄弱点,修正初期结构设计概念几个方面都有着关键性作用;

(4) 桶段试验在结构许用损伤评估、研究典型结构维修及检测方法以及结构设计工艺可实施性几个方面也起到了很好的验证作用。

AST

参考文献

- [1] Jerzy K. ICAF 2011 structural integrity: influence of efficiency and green imperatives[Z]. Montreal, Canada: Institute for Aerospace Research, 2011.
- [2] 郭伟毅. 民机全机有限元计算方法研究民用飞机设计与研究, 2013(2):18-20.
GUO Weiyi. Research on full-scale FEA method of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013(2):18-20. (in Chinese)
- [3] Michael Niu C Y. Airframe stress analysis and sizing[M]. Second Edition. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd.,

- 1999:722-727.
- [4] Raymond J R. Formulas for stress and strain[M]. Fifth Edition. New York:The Kingsport Press, 1975: 458-460.
- [5] J Schijve. Fatigue of structures and secondary bending in structural elements[J]. International Journal of Fatigue, 2009 (31) :1111-1123.
- [6] ESDU 69023D. Average gust frequencies. Subsonic transport aircraft [S]. ESDU, 1989.
- [7] AC 25.571-1D. Damage tolerance and fatigue evaluation of structure[S]. 2011:A5-1.
- [8] D P Rooke, D J Cartwright. Compendium of stress intensity factors[M]. London: Her Majesty's Stationery Office, 1974:4-24.
- [9] Ronald K. Virtual crack closure technique: history, approach and applications[J]. Society of Mechanical Engineers, 2004:115-125.
- [10] Richard C R. Metallic materials properties development and standardization [M]. Seventh Edition. U.S. Department of Transportation , 2003.
- [11] David B. Elementary engineering Fracture[M]. USA: Martinus Nijhoff Publishers. 1982:253-255.
- [12] T Swift. Damage tolerance technology – stress analysis oriented fracture mechanics[Z]. Hamburg-Finkenwerder. 2000:9.72-9.83.
- [13] D Chen, J Schijve. Bulging of fatigue cracks in a pressurized aircraft fuselage[J]. Faculty of Aerospace Engineering,1900:277-291.

作者简介

刘旭(1985—) 学士,工程师。主要研究方向:民用飞机机体结构疲劳及损伤容限分析及试验验证。

Tel: 15004053229

E-mail: liu.xu@sacc.com.cn

Civil Aircraft Barrel Test Design and Data Analysis

LIU Xu*

AVIC SAC Commercial Aircraft Company Ltd., Shenyang 110179, China

Abstract: The fatigue and damage tolerance (F&DT) test of full-scale barrel was carried out, to study the load carry ability and F&DT character for a civil aircraft. A series of analysis and optimization works on test results investigation, global finite element model simulation, structure stress and load analysis, damage tolerance ability evaluation, structure maintenance validation were done. The results show that full-scale barrel test has more reliability and efficiency compare with the component test. It also proves that the whole process of test design and data disposition has reference value for barrel test design of new type aircraft.

Key Words: civil aircraft; barrel test; fatigue and damage tolerance; FEM; structure repair

Received: 2015-08-31; Revised: 2015-09-10; Accepted: 2015-10-20

*Corresponding author. Tel. : 15004053229 E-mail: liu.xu@sacc.com.cn