

# 复材长桁与钛合金接头超差对连接强度的影响

周 进<sup>1</sup>, 李波涛<sup>2</sup>, 曾建江<sup>1</sup>, 童明波<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016;

2. 江苏自动化研究所, 连云港 222006)

**[摘要]** 针对复材长桁与钛合金接头因制造缺陷无法正常连接的情况, 设计了正常连接、长桁立边失效连接、长桁自由边失效连接 3 种连接形式的对比试验, 并采用有限元分析了超差连接情况下结构的破坏模式与破坏载荷的变化规律。结果表明: 3 种连接形式结构的破坏模式一致, 均在蒙皮预制裂纹处沿着 45° 纤维方向破坏; 不同连接形式对连接刚度基本没有影响; 长桁立边失效对连接强度影响较小, 破坏载荷下降 5.31%; 长桁自由边失效对连接强度影响较大, 破坏载荷下降 22.13%。长桁自由边失效是最严重的失效情况。

**关键词:** 复材长桁; 机械连接; 结构超差; 破坏模式; 破坏载荷

## Impact Analysis of Connection Strength Between Composite Stringer and Titanium Alloy Joint With Out-of-Tolerance

ZHOU Jin<sup>1</sup>, LI Botao<sup>2</sup>, ZENG Jianjiang<sup>1</sup>, TONG Mingbo<sup>1</sup>

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Jiangsu Automation Research Institute, Lianyungang 222006, China)

**[ABSTRACT]** For the condition that composite stringer cannot connect the titanium joints properly due to the manufacturing defect, three kinds of connecting type comparison tests are designed and the test conditions are normal connection, stringer vertical edge with failure and stringer free edge with failure, respectively. FEM is used to study the changes of the failure mode and failure load of the structure under the out-of-tolerance condition. The results show that the three connection type structures have the same failure mode which fails along the 45° fiber of the skin precast crack; three different conditions almost have no influence on connection stiffness; the condition that stringer vertical edge with failure has less effect on connection strength, the failure loads decrease 5.31%; the condition that stringer free edge with failure has greater effect on connection strength, the failure loads decrease 22.13%. The condition that stringer free edge with failure is the most severe failure condition.

**Keywords:** Composite stringer; Mechanical joint; Structure mismatch; Failure mode; Failure load

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2018.03.095

复合材料比强度和比刚度高, 力学性能可设计, 具有优异的抗疲劳和耐腐蚀性能, 在民用飞机领域中应用广泛<sup>[1]</sup>。复材结构对制造工艺敏感, 成型固化过程复杂<sup>[2]</sup>, 在设计制造过程中, 若经验不足, 工艺方法不成熟, 设计与制造协调不及时等, 不可避免地会出现偏离批准设计图纸的结构超差。尤其是新型号研制时<sup>[3]</sup>, 即使采用了经过研究和试验制定的合理工艺, 也不可避免地因为人为、设备或其他偶然因素引起质量问题, 严重时会导致整个结构件的报废, 造成重大经济损失。

目前关于零件超差的研究有很多, 主要集中在超差原因分析<sup>[4-6]</sup>及超差处理方法<sup>[7-10]</sup>上。出现超差的零件

应当按照超差处理原则进行处理<sup>[11]</sup>, 在权衡可接受性、可修复性与经济性后, 一般对产生的误差采取修正或者工艺补偿。处理的基本原则是确保超差件及相关结构满足静强度和疲劳强度要求, 从而保证飞机结构所预期的完整性<sup>[3]</sup>。波音和空客对飞机制造过程中的超差项目均有明确的管理和控制程序<sup>[12]</sup>满足适航要求。某型客机在生产制造过程中, 垂直安定面壁板复材长桁因制造时纤维褶皱导致端头区域塌陷, 蒙皮出现孔隙密集及疏松缺陷, 修理后与钛合金接头无法正常连接。本文对该超差连接进行研究, 通过试验和有限元计算分析正常连接和超差连接的传力差别, 并进一步探讨搭接区载荷

的分配情况。通过对比分析,验证了因制造缺陷导致超差情况下,结构连接满足刚度和强度要求,结构是安全可靠的。

### 1 接头连接刚度与强度试验

复材长桁因制造过程中工艺不成熟,端头处纤维褶皱导致塌陷,不能保证长桁自由边、长桁立边同时与钛合金接头正常相连,可能存在连接失效的情况。此外发现长桁端头处蒙皮有初始损伤,存在空隙密集及疏松缺陷。为了研究超差连接结构的破坏模式和破坏载荷,选取正常连接(长桁自由边与立边均正常相连)、长桁立边失效连接、长桁自由边失效连接3种结构形式的连接件进行试验,预制初始裂纹模拟蒙皮初始损伤。该连接部位设计极限载荷为73014N,通过对比不同传力路径下破坏模式和破坏载荷情况,校核结构是否满足刚度和强度要求。

#### 1.1 试验设计

连接件由钛合金接头、长桁、蒙皮、搭接板以及螺栓紧固件组成。其中,钛合金接头通过螺栓与底部蒙皮连接,长桁下缘条与蒙皮通过胶接固定在一起。在搭接区域,长桁与钛合金接头通过顶部搭接板、两侧C型搭接板以及螺栓紧固件实现连接。根据搭接板与复材长桁的连接情况,分为正常连接、长桁立边失效连接与长桁自由边失效连接3种形式,3种情况下C型搭接板与长桁底边均相连。连接件具体结构形式如图1所示。

蒙皮以及长桁采用复合材料,接头及搭接板采用钛合金材料。复材铺层顺序、单层板刚度强度性能及钛合金材料力学性能如表1~3所示。

试验分为3组,试验件编号以及试验件数量如表4所示,S22组试件为3件,其中一件是预试验件,用于试验方法的验证。根据故障报告中孔隙密集及疏松缺

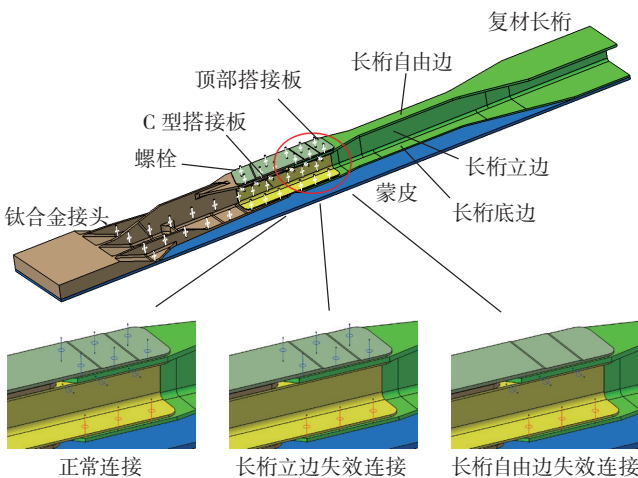


图1 试验件构型与3种不同连接形式

Fig.1 Configuration of specimen and 3 different connection forms

陷最大宽度为58mm,为了模拟此缺陷,在试验中预制58mm×2mm的穿透性损伤,位置在钛合金接头与复材长桁连接端头处,如图2所示。使用INSTRON试验机对试验件进行位移加载,直至试验件破坏,加载速度为1mm/min,记录试件的破坏载荷及破坏模式。针对试验件夹持端的具体构型,分别设计了长桁复合材料夹具、钛合金夹具,保证加载中心为钛合金接头的几何中心。辅助夹具及实际加载方式如图2所示。

#### 1.2 试验结果及分析

试验中试件破坏模式均一致,主要在蒙皮预制损伤处沿45°纤维方向发生破坏,蒙皮靠近长桁端的螺栓断裂,长桁自由边、立边与底边均有不同程度的拉脱。破坏时试验件发出巨响,S20、S21、S22试验件的破坏情况如图3所示。载荷-位移曲线如图4所示。试验机加载到5mm位移附近,试验件发出轻微响声,载荷-位移曲线出现抖动后恢复正常,试验件部分脱胶。取载荷

表1 复合材料铺层顺序

构件名称	铺层顺序
长桁自由边	[45/-45/0/45/0/-45/0/-45/45/0/0/0/45/0/-45/0/0/-45/45]
长桁立边	[45/-45/0/45/0/-45/0/-45/45] <sub>s</sub>
长桁下缘条	[45/-45/0/-45/0/45/-45/0/45/0/-45/0/-45/45]
蒙皮	[45/45/90/-45/0/45/90/-45/45/0/-45/0] <sub>s</sub>

表2 复合材料单层板刚度和强度性能

纵向模量 $E_{11}/\text{GPa}$	横向模量 $E_{22}/\text{GPa}$	厚度方向模量 $E_{33}/\text{GPa}$	剪切模量 $G_{12}/\text{GPa}$	剪切模量 $G_{23}/\text{GPa}$	泊松比 $\nu$
172	8.25	10	4.37	3.80	0.32
纵向拉伸强度 $X_t/\text{MPa}$	横向拉伸强度 $Y_t/\text{MPa}$	纵向压缩强度 $X_c/\text{MPa}$	横向压缩强度 $Y_c/\text{MPa}$	纵横剪切强度 $S_{12}/\text{MPa}$	层间剪切强度 $S_{23}/\text{MPa}$
2740	82.4	1600	210	110	52

表3 钛合金性能参数

材料	弹性模量 /MPa	泊松比 $\nu$
钛合金	110000	0.29

表4 试验项目及试验件编号

序号	试验项目	试验件编号	数量
1	正常连接	S20	2
2	长桁立边失效连接	S21	2
3	长桁自由边失效连接	S22	3

- 位移曲线线性段数据,计算试件平均刚度,同时统计每组试件的平均破坏载荷,如表 5 所示。

相比正常连接试验件,长桁立边失效和长桁自由边失效导致结构局部连接刚度降低,但变化较小,与 S20 相比, S21 和 S22 的线性段刚度下降近 5%。后两者搭接区部位的载荷重新分配,与 S20 相比, S21 和 S22 破坏载荷分别下降 5.31% 和 22.13%。从试验数据可知,长桁立边失效对结构的影响较小,而长桁自由边失效则影响比较严重,破坏载荷下降较大。

为进一步分析 3 种形式载荷传递的变化,对搭接区载荷分配情况进行研究。选取钛合金接头与复材长桁接头的对接面,如图 5 所示,对搭接区的顶部搭接板(1~3 号应变片位置)、C 型搭接板中部(4~5 应变片位置)、C 型搭接板底部(6~7 号应变片位置)、蒙皮(8~11 应变片位置)进行贴片测试,为消除偏心影响,取各组应变均值。每组试验件搭接区的载荷-应变曲线见图 6。

从搭接区载荷-应变曲线可以看出,长桁立边失效时,顶部搭接板应变增加明显,承载比例提高较大,C 型搭接板中部、C 型搭接板底部与蒙皮同样承载比例提高,但增幅均不明显,影响较小;而长桁自由边失效时,C 型



图2 试验件预制裂纹与试验情况

Fig.2 Precast cracks and testing conditions of specimen

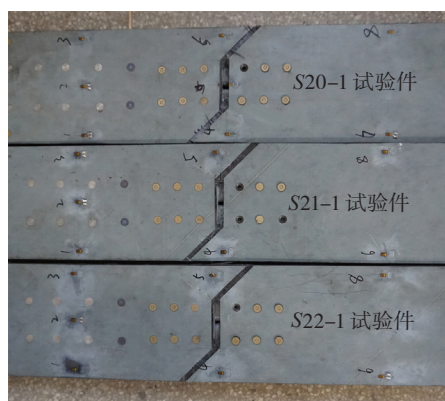
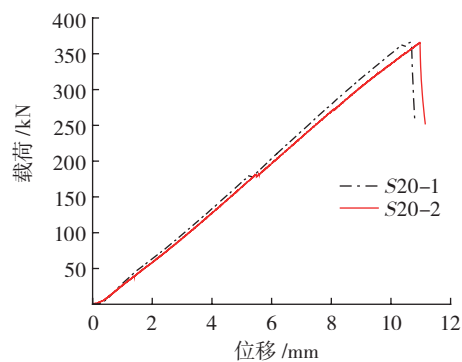
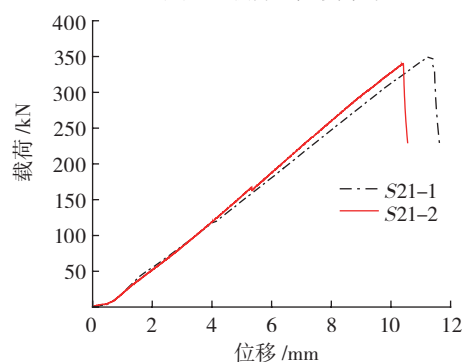


图3 S20/S21/S22试验件破坏情况

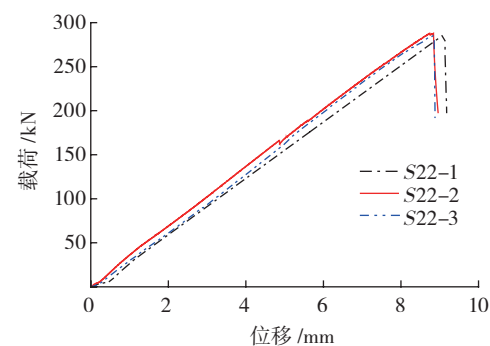
Fig.3 Failure of testing specimen S20/S21/S22



(a) S20 载荷-位移曲线



(b) S21 载荷-位移曲线



(c) S22 载荷-位移曲线

图4 各组试验载荷位-移曲线

Fig.4 Load-displacement curves of S20/S21/S22

表5 各组试验结果统计

试验件号	线性段平均刚度 / ( $\text{kN} \cdot \text{mm}^{-1}$ )	破坏载荷 / kN	平均破坏载荷 / kN	相对 S20 变化量 / %
S20-1	35.06	365.75	366.06	—
S20-2	35.06	366.37	366.06	—
S21-1	33.09	340.19	346.64	-5.31
S21-2	33.09	353.08	346.64	-5.31
S22-1	33.01	287.91	285.04	-22.13
S22-2	33.01	287.49	285.04	-22.13
S22-3	33.01	285.72	285.04	-22.13

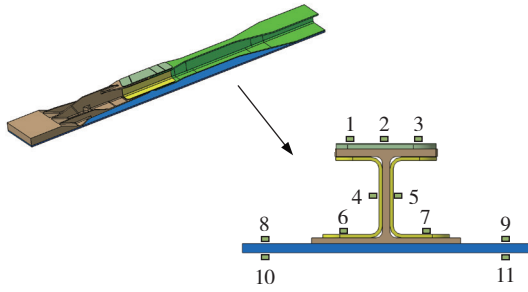


图5 应变片位置  
Fig.5 Position of strain gauge

搭接板中部应变增加明显,承载比例提高较大,C型搭接板底部和蒙皮次之。选取载荷为260kN时,各搭接区应变情况进行对比,如图7所示。从图7中可以看出,应变示数自长桁顶部向下逐渐增加,载荷主要集中在结构底部,与试件在底部蒙皮预制裂纹处破坏的破坏模式一致。

## 2 数值模拟分析

### 2.1 有限元建模

按照试验中试件的约束条件和连接情况,采用ABAQUS有限元进行连接件的建模分析。钛合金加载端采用三维实体建模,其余金属部分以及长桁端采用二维壳单元建模,复合材料选用二维Hashin失效准则<sup>[13-14]</sup>。为精确模拟中间搭接区的应力分布,对搭接

段网格进行细化。复材长桁端固支约束,钛合金接头端进行位移加载,在加载中心设置参考点并与夹持段建立Coupling约束,保证加载曲线为钛合金接头的几何中心。复材长桁底部与蒙皮建立Tie绑定关系,模拟实际结构中的粘接关系;其余接触部位创建面面接触关系,摩擦系数因子取0.3。螺栓采用Fasteners单元进行模拟,Fasteners单元是ABAQUS中专门针对螺栓、铆钉以及焊接进行模拟的单元,是一种独立于网格的点对点连接方式。连接结构的有限元模型如图8所示。

### 2.2 有限元计算结果

正常连接、长桁立边失效连接、长桁自由边失效连接3种连接形式下的计算结果及与试验结果对比情况如表6所示。

与试验结果相比,有限元计算结果的误差在-3.18%到11.11%之间,表明有限元模型合理有效。计算结果均为蒙皮处发生破坏,与试验结果相同。图9所示为S20蒙皮的纤维拉伸、基体拉伸破坏云图,3种连接形式的破坏模式基本相同。

为了与试验贴片情况进行对比,读取260kN载荷时的有限元计算结果,如图7所示。有限元计算得到的应变数据与试验的应变数据基本保持一致;载荷分配情况如表7所示。

从表7中可以看出,顶部搭接板承载比例最低,C

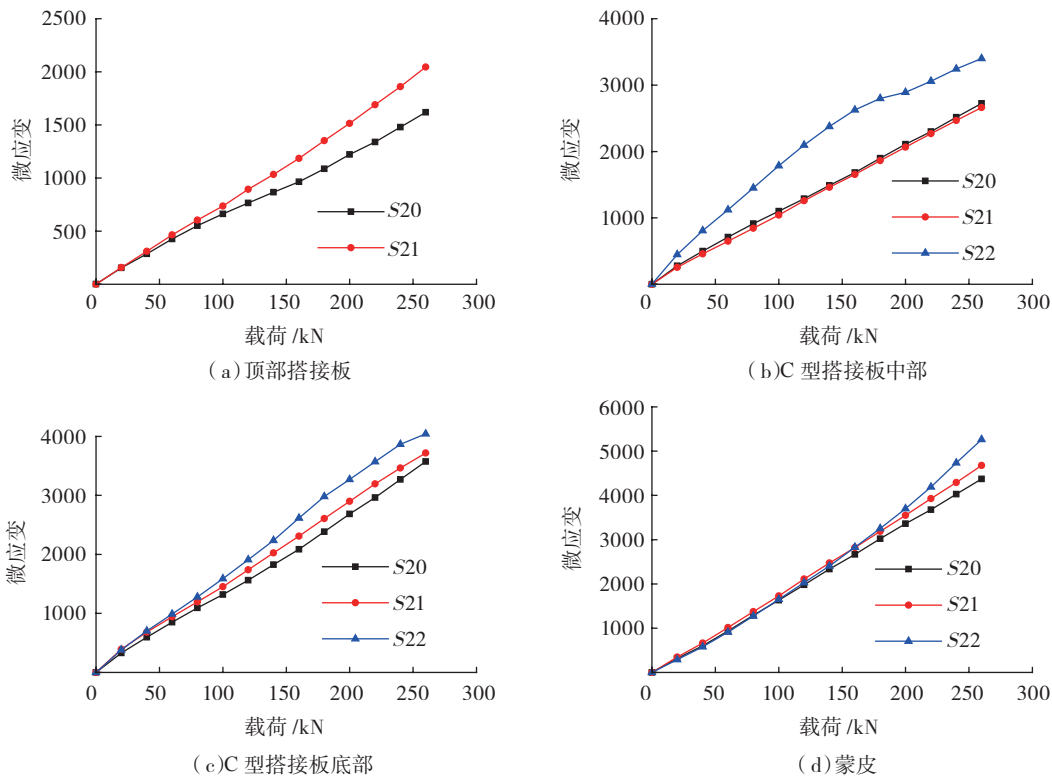


图6 搭接区载荷-应变曲线  
Fig.6 Load-strain curves of overlap area

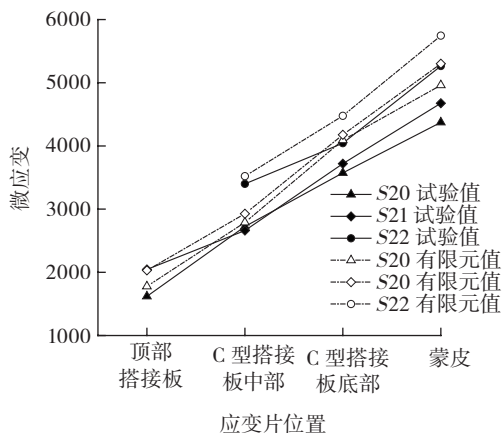


图7 260kN载荷时搭接区应变对比情况

Fig.7 Difference of strain of overlap area under 260kN

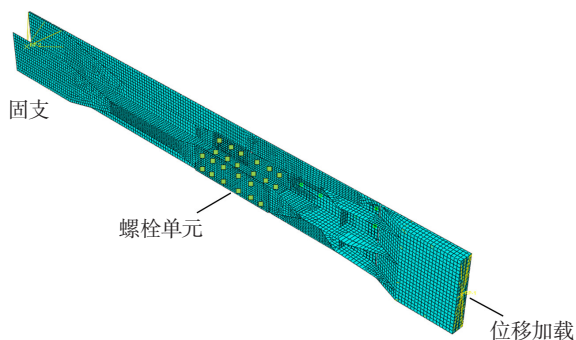


图8 连接结构有限元模型

Fig.8 FEM model of connection

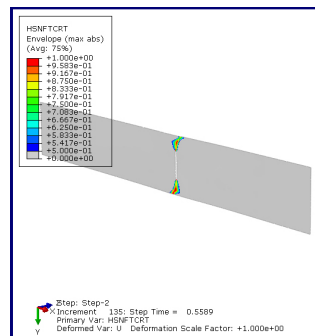
表6 有限元结果与试验结果对比

模型类型	有限元破坏载荷 /kN	试验破坏载荷 /kN	计算误差 /%
S20	354.41	366.06	-3.18
S21	341.76	346.64	-1.41
S22	316.72	285.04	11.11

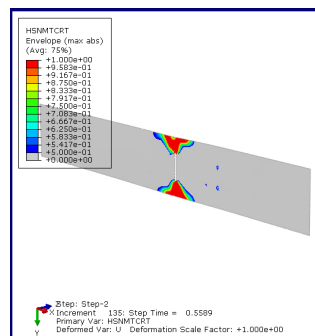
型搭接板从上往下承载比例依次增加,蒙皮部位承载比例最高。非正常连接情况下蒙皮承载比例增加,与其破坏载荷的逐渐降低表现一致。

### 3 结论

本文采用试验手段和有限元分析方法,对比研究了由于制造缺陷导致复材长桁与钛合金接头无法正常连接形式下,连接结构的破坏模式和破坏载荷,试验结果表明:在蒙皮存在预制裂纹的情况下,相对于正常连接,长桁立边失效和长桁自由边失效时结构的破坏载荷为346.64kN和285.69kN,分别下降5.31%和22.13%,但破坏载荷远大于设计极限载荷;结构刚度下降不明显,说明超差连接结构是安全可靠的。同时,与长桁立边失效相比,长桁自由边失效对C型搭接板影响不大,但导致



(a) 纤维拉伸蒙皮破坏云图



(b) 基体拉伸蒙皮破坏云图

图9 S20蒙皮和基体破坏云图

Fig.9 Failure clouds of skin and substrate of S20

表7 260kN载荷时搭接区各部位的载荷分配情况 %

模型编号	顶部搭接板	C型搭接板			蒙皮
		上	中	下	
S20	5	5	19	26	45
S21	6	5	17	26	46
S22	—	6	19	27	48

蒙皮载荷分配提高至48%,长桁自由边失效属于最严重的失效情况。

### 参考文献

[1] 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 Limin, ZHANG Jiazhen, YUE Guangquan, et al. Application of composites in new generation of large civil aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(2): 317-322.

[2] 顾轶卓,李敏,李艳霞,等.飞行器结构用复合材料制造技术与工艺理论进展[J].航空学报,2015,36(8):2773-2797.  
 GU Yizhuo, LI Min, LI Yanxia, et al. Progress on manufacturing technology and process theory of aircraft composite structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2773-2797.

[3] 牛春匀.实用飞机结构应力分析及尺寸设计[M]//冯振宇,程小全,张纪要,译.北京:航空工业出版社,2009.  
 NIU Chunyun. Airframe stress analysis and sizing[M]//FENG

Zhenyu, CHENG Xiaoquan, ZHANG Jiyao, trans. Beijing: Aviation Industry Press, 2009.

[4] 孙勇. 机身部件对接阶差超差典型问题的分析及解决[J]. 西安航空学院学报, 2014, 32(5): 23-25, 59.

SUN Yong. Analysis on & solution to typical problem of fuselage integration step out of tolerance[J]. Journal of Xi'an Aeronautical University, 2014, 32(5): 23-25, 59.

[5] 岳胜, 代多兵, 安鲁陵. 飞机结构装配间隙超差分析与对策[J]. 航空制造技术, 2013, 56(12): 81-84.

YUE Sheng, DAI Duobing, AN Luling. Analysis and countermeasure for out-of-tolerance clearance in structural assembly of aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(12): 81-84.

[6] 杨超众, 尹伟明. 民机研制中结构超差类型分析[J]. 科技视界, 2016, 173(14): 131, 172.

YANG Chaozhong, YIN Weiming. Research on component discrepancy of aircraft manufacture [J]. Science & Technology Vision, 2016, 173(14): 131, 172.

[7] 张桂书. 飞机复合材料构件装配间隙补偿研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.

ZHANG Guishu. Research on assembly gap compensation for aircraft composite components [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.

[8] 陶思危. 民用飞机典型孔超差的工程处置概述[J]. 科技创新导报, 2015, 12(20): 62.

TAO Siwei. Overview of engineering disposal of typical out-of-tolerance holes in civil aircraft[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2015, 12(20): 62.

[9] 翟斌, 吴铁锋. 民用飞机翼身对接典型超差强度分析[J]. 科技创新导报, 2013, 10(15): 38-40.

ZHAI Bin, WU Tiefeng. Strength analysis of typical wing body docking with out of tolerance in civil aircraft [J]. Science and Technology Innovation Herald, 2013, 10(15): 38-40.

[10] 武彬彬. 复材零件修补方法探索[J]. 科技风, 2017(7): 287.

WU Binbin. Research on repair methods of compound parts[J]. Technology Wind, 2017(7): 287.

[11] 中国航空工业总公司第六四〇研究所. 麦道飞机联络工程手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.

Shanghai Aircraft Design and Research Institute. MD handbook of liaison engineering[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997.

[12] 陈亮. 空客和波音飞机生产超差控制程序[J]. 航空维修与工程, 2012(2): 50-52.

CHEN Liang. Manufacture rework control procedure of Airbus and Boeing aircraft[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2012(2): 50-52.

[13] HASHI Z. Failure criteria for unidirectional fiber composite[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47: 329-233.

[14] 姜云鹏, 岳珠峰. 复合材料层合板螺栓连接失效的数值模拟[J]. 复合材料学报, 2005, 22(4): 177-182.

JIANG Yunpeng, YUE Zhufeng. Numerical failure simulation of bolt loaded composite laminate[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(4): 177-182.

(上接第94页)

method based on tap detection signal of aircraft composite materials[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology, 2014, 19(6): 27-31.

[5] 李健. A320系列飞机雷达罩的结构损伤与修理[J]. 航空工程与维修, 2010(4): 39-41.

LI Jian. A320 series radome's structure damage and repair [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2010(4): 39-41.

[6] GEORGESON G E, LEA S, HANSEN J. Electronic tap hammer for composite damage assessment [M]. San Francisco: SPIE, 1996.

[7] 孙久亮. 复合材料风机叶片无损检测技术应用综述[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(4): 81-84.

SUN Jiuliang. The application of nondestructive testing techniques for composite wind turbine blade[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2014(4): 81-84.

[8] 候胜利, 姚武文, 董俊. 飞机复合材料损伤无损检测方法及其选择[J]. 机电产品开发与创新, 2013, 26(4): 112-113.

HOU Shengli, YAO Wuwen, DONG Jun. NDT method and choice of airplane composite materials[J]. Development & Innovation of Machinery & Electrical Products, 2013, 26(4): 112-113.

[9] 艾春安, 曾一平, 李剑, 等. 复合材料干耦合声学检测技术的发展与应用[J]. 无损检测, 2012, 34(9): 50-54.

AI Chun'an, ZENG Yiping, LI Jian, et al. Development and application of dry-coupled acoustic detection technology for composites[J]. Nondestructive Testing, 2012, 34(9): 50-54.

[10] 张金波, 王宝瑞. 探讨敲击检测技术在复合材料无损检测中的应用[J]. 纤维复合材料, 2014(2): 19-21.

ZHANG Jinbo, WANG Baorui. Discussion on the application of the knock techniques[J]. Fiber Composites, 2014(2): 19-21.

[11] 郭冠华, 林俊明, 任吉林, 等. 声振检测方法的发展[J]. 无损检测, 2011, 33(2): 34-41.

WU Guanhua, LIN Junming, REN Jilin, et al. Evolution of the acoustic impact testing method[J]. Nondestructive Testing, 2011, 33(2): 34-41.

[12] 孙牵宇, 童锋, 曹绍杰. 基于SPCE61A的墙体空鼓声无损检测检测系统[J]. 声学技术, 2007, 26(6): 1150-1154.

SUN Qianyu, TONG Feng, CAO Shaojie. Acoustic inspection of wall hollowing based on SPCE61A single-chip microcomputer[J]. Technical Acoustics, 2007, 26(6): 1150-1154.

[13] 冯康军, 李艳军. 小波分析在飞机复合材料结构智能敲击检测中的应用研究[J]. 飞机设计, 2010, 30(5): 20-22.

FENG Kangjun, LI Yanjun. The applied research of wavelet analysis on intelligent coin-tap test system of airplane composite structure [J]. Aircraft Design, 2010, 30(5): 20-22.

[14] 倪振华. 振动力学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1989.

NI Zhenhua. Vibration mechanics[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1989.

[15] 宋育. 飞机复合材料无损检测敲击技术的研究及应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.

SONG Yu. Research on non-destructive coin-tap test of aircraft composite material and its application[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.

通讯作者: 童明波, 教授, 研究方向为飞行器设计、结构疲劳等, E-mail: tongw@nuaa.edu.cn.

(责编 大漠)

通讯作者: 詹绍正, 工程师, 主要研究方向为飞机结构无损检测, E-mail: zhanshaozheng@sohu.com.

(责编 大漠)