

# 全碳纤维复合材料飞机零件无损检测验收标准探析

## Acceptance Criteria Analysis of Carbon Fiber Composite Aircraft Parts

中航通飞华南飞机工业有限公司 施晓春 冯浩 曾小苗

**[摘要]** 通过对全碳纤维复合材料飞机零件的验收实践、被检出缺陷零件的试验、国内外相关标准的比较,分析了单个缺陷的损伤容限;同一零件不同部位损伤容限区别;多个缺陷的计算方法;多个缺陷区域间距离极限的计算公式;目视检测和采用多种无损检测方法检测的必要性;完善了适合本公司全碳纤维复合材料飞机零件的无损检测验收的标准。

**关键词:** 碳纤维复合材料 无损检测 验收标准

**[ABSTRACT]** Through practical acceptance of full carbon fiber composite aircraft parts in bulk, The test is detected defective parts, Comparison of domestic and foreign standards, Damage tolerance analysis of a single defect; The same parts in different parts of the difference between damage tolerance; Calculation multiple defects; Maximum distance between the plurality of defect regions formula; The necessity of using a variety of detection and non-destructive testing methods to detect visual; The company improves the fit full carbon fiber composite aircraft parts batch acceptance criteria.

**Keywords:** Carbon fiber composites NDT Acceptance criteria

我国自行研制生产的某型号轻型公务机,是全碳纤维复合材料新型飞机,所有复合材料机体结构件采用真空/固化炉工艺制造。飞机机体主要采用夹层结构。机身结构夹层结构整体固化成形,无框和长桁。这种结构与空客、波音采用的层压板铆接结构完全不同,是国内首次在主承力结构上使用低成本碳纤维复合材料整体化设计与制造技术。复合材料结构在生产、运输、装配过程中,都有可能产生影响结构性能的缺陷,如何准确地检测和评估复合材料结构的损伤程度,需要一套完整的复合材料结构无损检测验收标准作为重要指导。

有别于现有公司无损检测标准的是:要求验收碳纤维复合材料零件必须以可接受的损坏事实为依据,限制要求是按照试样、要素和全比例试验以及测试数据支持的分析而制定。即不是笼统习惯分类、分级要求,如A、B、C、D或更多地分为5级、6级不同级别,而是按每一零部件所承受的疲劳载荷作用,损伤容限设计及使

用寿命综合分析,再加必要的安全系数制定。原则上,对每一零部件,都有专门的要求,甚至对同一部件的不同部位还有不同要求。对缺陷定义也不同,不仅是缺陷面积当量的要求,还有缺陷性质、长度、宽度和形位的要求,因为根据零部件受载荷力的方向不同,对损伤容限的长度、宽度是有区别的。加之对不同缺陷性质的要求的差异,全碳纤维复合材料新型飞机各类零件的损伤容限可能有数十种不同等级的要求。

## 1 全碳纤维复合材料飞机零件无损检测验收标准的制定

### 1.1 零件分类

设计按照关键、重要件的评估流程,根据全碳纤维复合材料飞机零部件所承受载荷的要求,将其分为:

- (a) 关键(主要)承力件;
- (b) 重要承力件;
- (c) 一般件(次要件)。

通过分析评估可确定某型号轻型公务机重要承力件有中机身、机翼前后梁、机身机翼接头等。

### 1.2 标准制定

按照关键件、重要件、一般件的承力要求进行系统强度分析计算,损伤容限设计及使用寿命综合分析,再加必要的安全系数,同时参考相关的国内外标准,开展

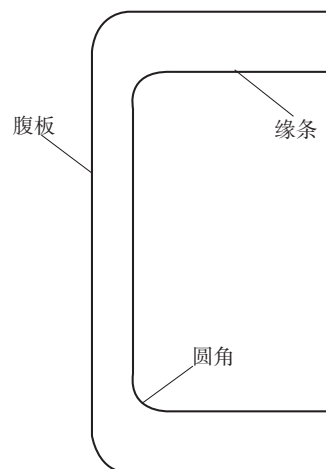


图1 零件缺陷定位

Fig.1 Location of parts defect

针对性试验,并逐一进行验证,除专门制作规定试样作拉压弯剪、抗疲劳试验外,还将已发现自然缺陷的部位进行了验证性试验,初步确定了全碳纤维复合材料飞机各类零件的验收标准。

## 2 同一部件不同结构区域的质量分级

组成机翼的主要受力件有前翼梁,和后翼梁,如把翼梁分缘条、腹板、圆角3个区域(见图1),那么翼梁相应部位的缺陷和损伤容限见表1。(至少有5种不同大小缺陷的损伤容限要求)其他类似梁根据不同部位受力也分区指定损伤容限标准。

## 3 累计缺陷统计

尽管单个小型缺陷低于拒收尺寸,但当这样的两个或多个缺陷靠的过近时就需要按累计原则进行额外的评估。

当使用涉及到缺陷合计的图2标准时,应遵守下列步骤:

步骤1:将单个显示的面积相加,然后确定他们是否超出了允许的面积。必须使用缺陷图解中给出的相同长度来进行此项评估,例如:缺陷DR2-E的15inch(1inch=2.54cm)。

表1 同一部件的不同部位缺陷和损伤容限

缺陷代码	说明	图解
缘条 DR4-A DR4-B	25mm × 25mm 梁凸缘展向和舷向单个缺陷  60mm × 凸缘宽度 缺陷面积不大于 3.8cm <sup>2</sup> 翼梁倒圆和上下凸缘结合处	
25mm 圆角(包括倒圆与腹板过渡区) DR2A DR2E	40mm × 20mm 翼梁倒圆其他区域 300mm × 翼梁半径 缺陷面积不大于 29 cm <sup>2</sup> 翼梁倒圆和上下凸缘结合处	
腹板 DC2	直径 40mm 范围 蒙皮、面积、腹板	

表2 可接受的分层、空穴、深度麻坑、树脂不足区域和夹杂

缺陷代码	说明	图解
DR2-C	6.00inch 长,不宽于半径弧长,最大合计缺陷面积小于 3.00sq.in (1sq.in ≈ 6.45cm <sup>2</sup> ); 主翼梁半径,上部和底部多处组合缺陷	
DR2-E	15.0inch 长,不宽于半径弧长,最大合计缺陷面积小于 4.5sq.in; 主翼梁半径,上部和底部多处组合缺陷。	
DR4-B	2.50inch 顺翼展方向 × 局部端部宽度, 最大合计缺陷面积小于 0.60sq.in。	

步骤 2：在成功使用了合计规则后，确定包围多个显示的实际缺陷包络线。注意实际的缺陷包络线尺寸可能比评估区域小。

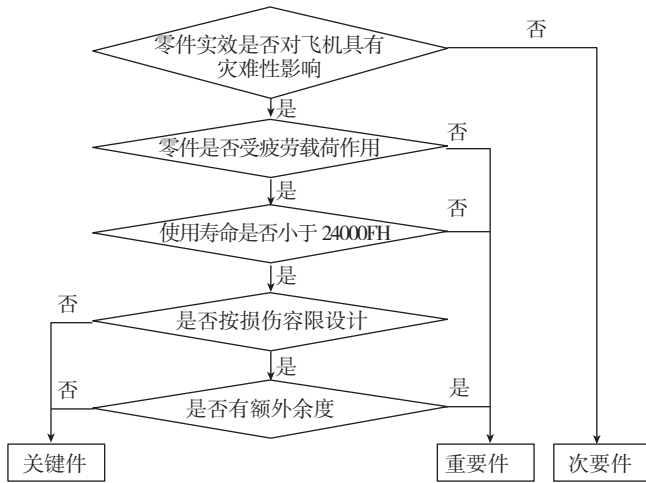


图2 关键件、重要件和一般件的评估流程图  
Fig.2 Evaluation flow chart of key, important and general parts

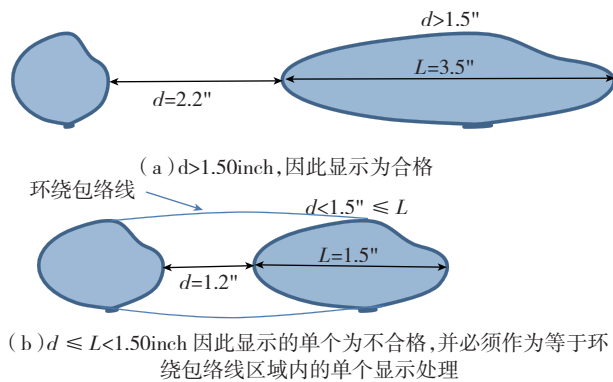


图3 半径处的多个显示  
Fig.3 Radius of multiple display

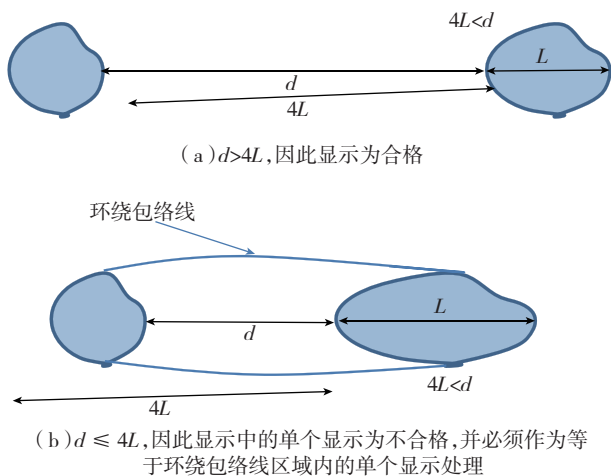


图4 端部、腹板和表皮的多处显示  
Fig.4 Edges, web and skinning multiple display

#### 4 多处缺陷区域间距离显示容限的评估。

含有 2 个或多个显示(单个显示没有超过拒收尺寸)的所有碳纤维复合材料零件必须进行评估,以便确定多处显示是否会导致拒收。范例见图 3、图 4。值得注意的是多处缺陷区域间距离不是固定常数,而是被评估多处缺陷本身尺寸决定的变数。

- (1) 确定 2 个显示之间的最小距离( $d$ );
- (2) 确定 2 个显示的最大主要尺寸( $L$ );
- (3) 仅适用于主翼梁半径显示。

(a) 如果  $d \leq L < 1.50\text{inch}$ , 应将它们作为其特性尺寸等于环绕长度包络线的单个显示进行评估。组合的多处半径缺陷的区域限定标准应考虑到环绕包络线范围内的单个缺陷面积之和。单个缺陷区域实际上以其形状或环绕每一单个缺陷的近似矩形为依据。单个缺陷标准适用于包络线和总缺陷面积。应对靠近零件边缘的显示进行评估,将零件的边缘作为相邻的合格显示处理。

(b) 所有其他端部、腹板和表皮显示: 若  $d \leq 4L$ , 应将它们作为其尺寸等于环绕区域包络线的单个显示进行评估。应对靠近零件边缘的显示进行评估,将零件的边缘作为相邻的合格显示处理。该单个缺陷标准因此适用。

通用指示合并原则:

如果 2 个独立的相关指示相互之间的距离  $D_{12}$  满足公式(1)时, 应该将二者看做一个单独的指示, 如图 5 所示。合并条件公式为:

$$D_{12} \leq \left( \frac{d_1 + d_2}{2} \right) / 3 \quad (1)$$

$D_{12}$  是两个指示的间距,  $d_1$  和  $d_2$  是两个指示在最小间距方向的尺寸。

图 5 展示了 2 个线性或非线性指示合并的 2 种不同情况, 其中  $L$  和  $W$  分别作为新单个指示的长度和宽度。

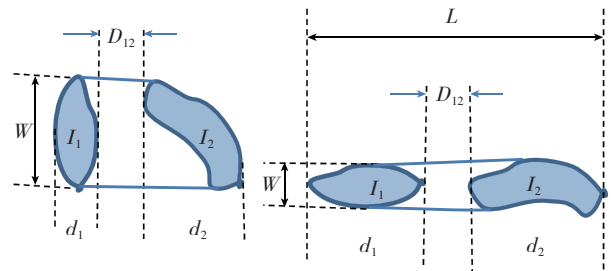


图5 将两个非常接近的指示并作一个单独的指示  
Fig.5 Individual defects subject to two close indication eval

如图 6 所示的多个相关指示非常接近的、难以分辨

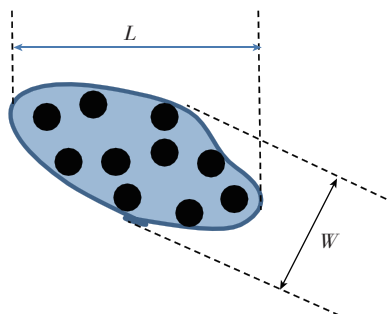


图6 多个合并做一个单个的指示  
Fig.6 Individual defects subject to mult indication eval

的密集缺陷,可以作为一个大的单个指示,长  $L$ , 宽  $W$ 。

非常接近边缘的相关指示可以与边缘合并如图7所示。如果其距离边缘  $D_{E1}$  小于或等于垂直边缘方向的自身的尺寸的  $1/3$ , 边缘合并条件公式为:

$$D_{E1} \leq (d_1) / 3 \quad (2)$$

合并后的指示尺寸分别以  $L_{E1}$  和  $P_{E1}$  代表沿边缘方向和垂直边缘方向的尺寸。

无论何时做合并,合并后的尺寸要连同原始  $D_{E1}$  或  $D_{12}$  距离记录在检测报告中。

多个指示尺寸测量:

在图8中,展示了  $I_1$ 、 $I_2$  长度分别为  $L_1$ 、 $L_2$  和相应宽度  $W_1$ 、 $W_2$  的典型指示的尺寸测量。指示  $I_1$ 、 $I_2$  的间距

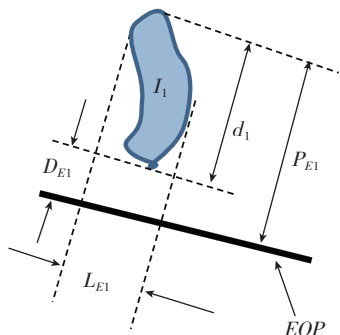


图7 将一个非常靠近边缘的指示与边缘合并  
Fig.7 Combine the defect which close to the edge

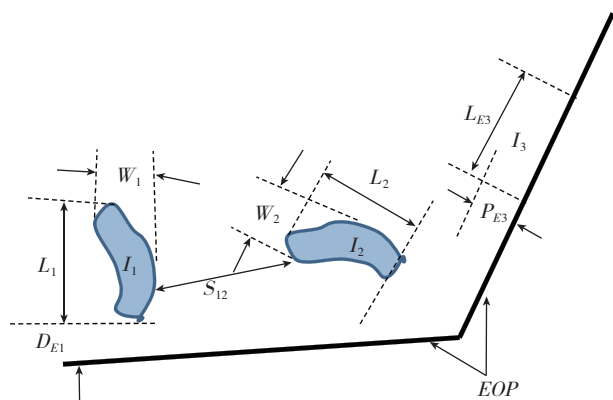


图8 指示的尺寸确定  
Fig.8 Determination the indicates size

用  $S_{12}$  表示,指示  $I_1$  距边缘的距离用  $D_{E1}$  表示。

## 5 目视检测

目视检测是防备与飞机安全有关破坏的第一道防线,由于碳纤维复合材料零件绝大部分在模具中热压固化而成,未经车铣刨磨等切削加工,表面缺陷种类多、危害大。FAA 咨询通告中对“目视检测”的定义是:单独用眼睛或与各种辅助工具联合使用作为感觉手段来判断被检测单元状态的方法。一般目视检测用于对复合材料结构件较大范围的内部或外部区域进行目视检测,有时需要适当的光照和简单的辅助检测工具(如镜子)以发现较大的制造缺陷或结构异常;详细目视检测用于对局部区域的内部或外部进行近距离的仔细目视检测,需要适当的光照和复杂的辅助工具(如透镜),以发现较小的制造缺陷或结构异常。目视检验应在正常车间照明条件下,用 20w 或更高照明或电池手电筒协助下进行,也可以使用任何等级的放大镜协助识别和评估差异,目视检测可以选择一些典型的带缺陷试片,或典型的带缺陷试片的图片作为对比试样,用一套经批准的可接受或不可接受情况的照片、有代表性的制件组成的目视检验的参考标准件可以被用于支持目视检验。

## 6 孔隙率无损检测

复合材料的机械性能对孔隙十分敏感,孔隙率在 0%~5%,每增加 1%,其层间剪切强度平均下降 7% 左右,其他性能如弯曲强度以 10% 左右的比例下降,弯曲模量则以 5% 左右的比例下降。不过孔隙的存在并不是对材料都具有有害的影响,对大多数材料来说,2% 是一个可以接受的上限。存在于基体和 / 或层压结构或胶接结构的胶粘层中的微小气孔,形状一般不同,有球状(三维)、片状(二维),而且以其所占工件的总体积百分比测量。在孔隙率体积百分比测量中,标准对比试块(CRS)的制造要与各种孔隙率水平的生产零件相似,通过衰减状况确定孔隙率水平。在孔隙率对比试块中的确切的孔隙率水平应该由其他方法来验证(如目视、酸蚀、显微 CT 等方法等方法)。

用于无损检测评定的孔隙率对比试块应该通过体积和性能验证。在能够提供有效的无损检测的分析方法下,这些试块应该提供一个与标准一致的孔隙分布。无损检测应该进行衰减图表测绘建立变厚层压的孔隙率。铺层厚度应该最好超过真实检测厚度 10% 或 2 层。以大约 1% 间隙,从最小到最大铺层厚度以及从 1% 到可测的最大值建立孔隙率衰减曲线。在适用的 UT 规程或技术单下, dB 值变化图表应该有 BA 指定的 III 级人员建立和审核并为孔隙率测定评估分析工具。dB 值

变化图可用于自动化系统分析软件的开发。

孔隙密度指示:当优区底波为满屏幕的80%时,穿过时基线信号低于屏幕20%并伴随严重的底波衰减的多个指示,可以定义为孔隙密度。为了确保分层不在孔隙密度处出现,传感器需要更换到低频段,尤其是在高衰减孔隙密度区域,波长越长孔隙密集灵敏度越低,但是也越容易发现孔隙密集处的分层。在给定工件厚度的作为dB值变换百分比的孔隙密集的相关性可有孔隙率表确定,在适当的工件技术单中可找到。超声波方法和极值由特定的超声波检测系统通过自己的分析软件给定,同时,参考合适的规程和/或技术单。

## 7 完善本公司全碳纤维复合材料飞机批量零件验收标准探析初步意见

(1)根据航空零件结构强度设计原理,先将其分为关键(主要)承力件、重要承力件、一般件,有利于相关件分类理论计算,损伤容限试验,科学合理指定验收标准。

(2)同一部件的不同部位,由于受力大小、受力方向、设计厚度、损伤容限不一致,验收标准应该按各部位实际受力状况制定是符合试验科学依据的。

(3)多个缺陷的损伤容限评估评估比较复杂,本文参照各国现有相关标准,通过一一验证,就各缺陷面积评估;多个超声波波形可分辨缺陷面积累计、超声波波形难以分辨的密集缺陷面积评估方法、缺陷区域间距离的容限;作了多个公式化计算描述,是综合不同性质类型缺陷区别对待,比较切合实际。

(4)目视检测。

目视检测是防备与飞机安全有关破坏的第一道防线,由于碳纤维复合材料零件未经车铣刨磨等切削加工,表面缺陷种类多,危害大,尤其关键。但必须要有专门检测工序,专门检测工艺规范,还要有相应对比试块或照片标准。才能和国际接轨,纳入无损检测的验收标准。

(5)孔隙率无损检测。

是目前公认的无损检测方法,虽然还没有统一的办法倒有基本一致的要求,即碳纤维复合材料飞机零件必须通过孔隙率无损检测,利用超声对孔隙率衰减规律,根据被检碳纤维复合材料的铺层厚度,加压加温固化工艺,进行超声衰减图表测绘建立变厚层压的孔隙率定量评估。

本文通过上述检测和试验探析,为全碳纤维复合材料飞机零件无损检测验收标准的制定提供了更加精确并切合实际的科学方法。为进一步完善我公司全碳纤维复合材料飞机零件无损检测验收标准,改进加工工艺,提高产品质量进行行之有效的无损检测做了有益的探索。

(责编 亿霖)

(上接第80页)

发现其层间剪切强度仅为45.57 MPa和49.32 MPa,而分层面积均较大达到了61.16 mm<sup>2</sup>和52.55 mm<sup>2</sup>,在外载荷作用下,面内与外部集中载荷作用方向一致的纤维少,而且纤维过于集中,没有纤维增强的树脂面积过大,树脂在较小的外部集中载荷作用下,发生微裂纹且因为没有纤维增强而容易扩展进而树脂大面积丧失承载能力,同时层间发生分层很快使整个层压板成为非对称结构,进而在外载荷和耦合效应共同作用下,在很小载荷作用下加速层压板层间和层内大面积分层而失稳破坏;因此铺层工艺设计时应加以考虑,可在+45°与-45°铺层之间用0°与90°隔开,以期达到提高强度的目的。

另外,铺层顺序对分层面积影响亦较大,[-45°/0°/+45°/90°/-45°]<sub>s</sub>与[+45°/0°/-45°/90°/+45°]<sub>s</sub>两者仅仅变化了+45°和-45°顺序,结果在强度值相差不大的情况下,两者分层面积分别为47.29mm<sup>2</sup>和27.86 mm<sup>2</sup>,致使强度与分层面积比值为1.38和2.23相差较大,再第二次重复试验中仍然得出相似结果;同样,把+45°与0°、+45°与90°更换,如第20类、第7类,结果显示,把+45°放在最外层可在强度基本不变的条件下,有效阻止在外部集中载荷作用下层压板的分层扩展。

从图3中数据说明了层间剪切强度和分层面积大小没有反比关系,即层间剪切强度越高,分层面积越小,而是两者之间因为铺层参数的改变而相应的具有性能优劣关系。

## 3 结论

(1)层压板抗层剪能力和分层面积大小与铺层之间铺层参数有直接关系,其中[+45°/0°/-45°/90°/+45°]<sub>s</sub>抗剪能力和分层面积比较优异;(2)+45°/-45°铺层之间尽可能用0°和90°隔开,以提高层压板的抗层剪和分层破坏的能力;(3)层压板最外层铺叠+45°铺层,可有效阻止分层扩展,且能得到较高的剪切强度;(4)强度和分层面积之间没有线性关系,强度越大分层面积越小。

## 参考文献

- [1] 赵渠森,郭恩明.先进复合材料手册.北京:机械工业出版社,2003.
- [2] 航空航天工业部科学技术研究院.复合材料设计手册.北京:航空工业出版社,1990.
- [3] 王连玉,秦志敬,杨乃斌,等.单向纤维增强塑料层间剪切强度试验方法(GB 3357-82).北京:中国标准出版社,1982.
- [4] 曾庆敦,张宁.正交叠层板横向初始开裂问题的研究.华南理工大学学报,2004,32(7):60-64.
- [5] 陈祥宝.聚合物基复合材料手册.北京:化学工业出版社,2004.
- [6] 杨慧.复合材料层合板三点弯曲损伤失效数值研究.燃气涡轮试验与研究,2006,19(4):38-42.

(责编 深蓝)