

# 民用飞机复合材料主结构适航符合性研究

王爱军

(上海飞机设计研究院强度设计研究部,上海 200232)

Study on Certification Methodology for Primary Composite Structure of Commercial Aircraft

Wang Aijun

(Stress Department of SADRI, Shanghai 200232, China)

**摘要:**介绍了民用飞机复合材料主结构适航取证方法。该取证方法是基于试样和组合件试验支持的分析方法,符合 FAA 和 EASA 发布的指导条例。根据 FAA 新近发布的资讯通报 AC20-107B,给出了复合材料主结构静强度、疲劳和损伤容限符合性方法需遵循的原则。最后给出了全尺寸复合材料部件静强度、疲劳和损伤容限试验流程。研究的复合材料主结构取证方法符合适航当局颁布的适航规章和咨询通报要求。

**关键词:**适航取证;静强度;疲劳;损伤容限;复合材料结构

**[Abstract]** This paper presents the approach to certification of commercial aircraft primary composite structure. The approach to certification is based on analysis supported by coupon and component test evidence in compliance with guidelines issued by the FAA and EASA. Principles of certification methodology on static strength, fatigue and damage tolerance for primary composite structure are given herein according to AC20-107B issued by FAA recently. The paper eventually provides executable flowchart of full-scale static strength, fatigue and damage tolerance component test. The approach developed here is complying with regulations and advisory circular published by airworthiness authority.

**[Key words]** Certification; Static Strength; Fatigue; Damage Tolerance; Composite Structure

## 0 引言

复合材料不仅因其具有高比强度和高比刚度带来的民机机体结构减重效益,而且还包括材料优异的抗疲劳性能和耐介质腐蚀性能,能延长机体寿命和维修间隔,从而带来运营成本的下降。

美国通过 ACEE 计划<sup>[1]</sup>、ACT 计划<sup>[2]</sup>及 CAI 计划<sup>[3]</sup>逐渐掌握了复合材料在尾翼、机翼和机身主承力结构部位的应用技术,并成功达到了结构减重 20%~25% 以及制造成本降低的研究目标,其成果直接应用在 B737 尾翼、B777 尾翼及 B787 机翼、机身结构设计中;欧盟对大型民机复合材料的研制同样从尾翼结构开始制定了一系列重要研究计划, A320 垂尾为第一个采用碳/环氧生产装机并在航线应用的复合材料主结构,通过 TANGO 计划及 AL-CAS 计划,均实现了结构减重和降低成本的研究目标,其成果应用在 A320 尾翼、A380 中央翼盒及 A350 机翼、机身结构设计中。

文献[4]及[5]介绍了 B737 及 B777 尾翼静强度和疲劳/损伤容限适航符合性方法。文献[6]给出了民机结构耐久性与损伤容限设计技术的一般要求。FAA 新近发布的咨询通报 AC20-107B<sup>[7]</sup>,对复合材料结构的适航符合性方法提出了指导性建议。本文通过对国内外复合材料结构适航符合性方法的总结研究,给出了民用飞机复合材料主结构静强度和疲劳/损伤容限适航符合性方法的思路和实施流

程。

## 1 复合材料结构积木式方法

Building Block Approach, BBA<sup>[8]</sup>(积木式方法)是航空复合材料工业界广泛认可的复合材料结构研制取证方法。积木式方法以支持技术为保障,综合考虑设计的各项要求,按照试件尺寸、环境复杂程度逐级增加、数量逐级减少,后一级利用前一级结果进行的,试验与分析相结合的低技术风险、低费用的复合材料设计研制和取证技术。AC20-107B<sup>[7]</sup>给出了固定翼飞机机翼积木式测试示意图,分为试样、元件、细节件、组合件、部件等多级积木块,逐级进行试验分析,最终实现结构取证,如图 1 所示。

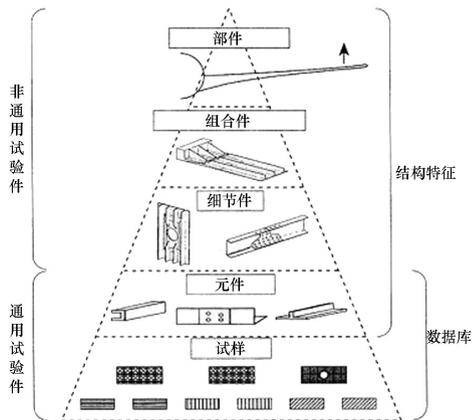


图 1 固定翼飞机机翼积木式示意图

以波音 777 尾翼积木式试验为例介绍积木式方法,波音 777 尾翼是第一个采用中模高强碳纤维/增韧环氧树脂复合材料主结构,选用 T800/3900-2 预浸料<sup>[5]</sup>制造。

试样和元件级试验是为获得材料刚度特性、统计的强度值和层压板级设计许用应变提供数据。试验考虑了环境影响、制造工艺变化和缺陷的影响,波音 777 尾翼采用的 T800/3900-2 复合材料试样和元件级试验项目和试验件数见如 1 所示。

表 1 T800/3900-2 试样和元件级试验

试验编号	试验项目	试验件数目
1	单层性能	235
2	长期环境暴露	200
3	层压板强度 (无缺口、开孔和充填孔)	2 334
4	层间强度	574
5	圆角构型细节件	184
6	壁板局部失稳	271
7	应力集中	118
8	制造缺陷影响	494
9	螺栓连接 (复合材料-复合材料、 复合材料-钛合金)	3 025
10	耐久性-重复载荷	385
11	胶接修理	239
	总计	8 059

细节件及组合件级试验用于建立点设计值,并确定结构细节分析方法。B777 尾翼细节件和组合件级试验项目和试验件数如表 2 所示。表 2 中加筋壁板试验考虑冲击损伤(含 BVID 和 VID)以及环境影响。

部件级试验主要为了验证结构分析方法、结构静强度和疲劳/损伤容限适航符合性。B777 尾翼采用损伤无扩展设计,即 BVID 损伤在限制载荷下不扩展;含 BVID 损伤的结构必须能承受飞机使用寿命期内的极限载荷。通过 B777 飞机水平安定面及预生产水平安定面两个全尺寸试验件重复载荷试验验证了损伤无扩展设计。

## 2 复合材料结构静强度符合性方法

AC20-107B<sup>[7]</sup>给出复合材料结构静强度符合

性验证需要满足以下几个方面要求:

1)静强度的验证应考虑所有临界载荷工况和潜在的失效模式。

2)静强度的验证应包括环境(包括制造过程中诱发的残余应力)、材料和工艺变化、质量控制允许存在或不可检测的缺陷、制造验收准则以及最终产品维护文件允许的服役损伤的影响;应当通过适当环境条件下一系列部件的设计载荷试验程序进行验证。

3)在静强度评估中,必须反映导致材料性能退化的重复加载和环境暴露的影响。

4)全尺寸复合材料结构静力试验是验证复合材料结构静强度积木式试验中的顶层一级试验。如果必须考虑环境影响,还应补充有关试验内容,以发现环境引起的破坏模式。只有当通过分析和前期的设计验证试验证明湿热环境不会导致新的危险破坏模式时,方可在室温大气环境下进行直至用环境补偿系数放大后的极限载荷的全尺寸结构静力试验。如果不能满足破坏模式的准则,则静力试验件应在湿热条件下或采用其他措施来保证满足这一要求。

5)通过试验支持的分析加以说明在生产和服务中预期会产生的目视勉强可见冲击损伤(BVID)的结构能够承受极限载荷。

表 2 T800/3900-2 细节件和组合件试验

试验编号	试验项目	试验件数目
1	螺栓连接(主接头)	110
2	肋细节件	90
3	梁缘条局部失稳	50
4	加筋壁板压缩极限强度	26
5	加筋壁板拉伸强度	4
6	加筋壁板压缩剪切极限强度	6
7	加筋壁板胶接修理强度验证	6
8	蒙皮壁板对接接头	2
9	长桁终止端	4
10	剪切梁	6
	总计	304

图 2 给出了复合材料结构静强度试验符合性验证步骤,全尺寸复合材料结构静力试验应在疲劳试验后开展,以考虑重复载荷影响。

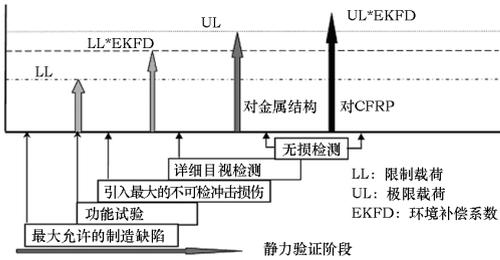


图2 复合材料结构静强度试验符合性验证

### 3 复合材料结构疲劳损伤容限符合性方法

AC20-107B<sup>[7]</sup>指出复合材料结构疲劳符合性验证应通过部件疲劳试验或者由试验支持的分析,并计及适当的环境影响来完成。应完成足够的试样、元件、组合件和部件试验来确定疲劳分散性和环境影响。含BVID损伤的结构需要进行疲劳评定,并预期在飞机结构寿命期内能保持承受极限载荷的能力。

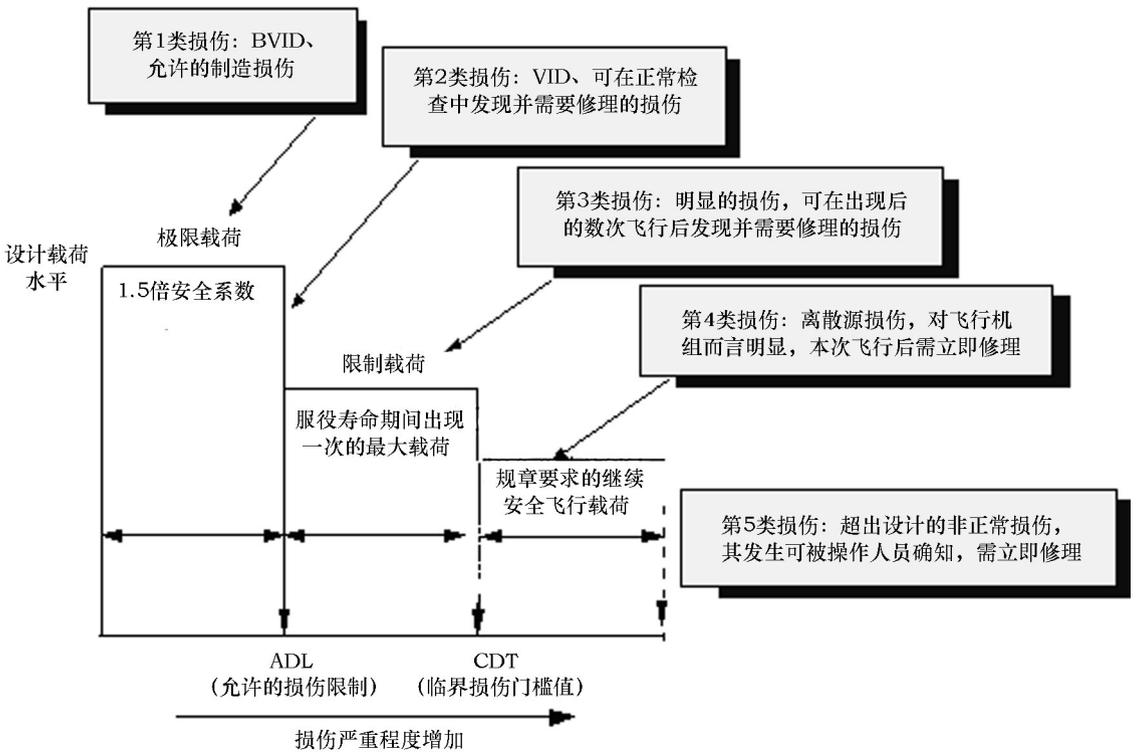


图3 复合材料结构五种损伤类型

复合材料结构损伤容限符合性验证需达到以下要求:

- 1) 验证结构在第一类损伤下寿命期内可以承受设计载荷能力,损伤无扩展,不要求修理。
- 2) 带有在在指导的外场或定期维护检查时可靠检出损伤(含VID、深的划痕、可检分层及脱胶、严重的局部受热或环境退化)的结构,必须承受限制

为了考虑试验结构的分散性,可以采用寿命分散系数法,也可以采用载荷放大系数法。实际上使用的是寿命分散系数与载荷放大系数的组合。为了使结构的1倍寿命具有B基准可靠性,基于疲劳寿命的Weibull分布,用一个试验件进行疲劳符合性验证的寿命分散系数与载荷放大系数的组合见表3。

表3 一倍寿命具有B基准可靠性的试验参数

寿命分散系数	1.0	1.5	2.0	3.0	13.3
载荷放大系数	1.17	1.15	1.13	1.09	1.0

复合材料结构损伤容限符合性验证时,AC20-107B<sup>[7]</sup>指出需首先进行结构损伤威胁评估,以确定损伤可能的位置、类型和尺寸,这些损伤包括制造、使用和维护中可能发生的环境影响、内部裂纹、外部物体冲击或其他意外损伤(包括离散源)。损伤威胁评估完成,各种损伤可以分为五种类型,如图3所示。

载荷能力,并根据正常的检测程序修理损伤使结构恢复承受极限载荷能力。

- 3) 损伤在事件发生后的几次飞行期间内,可以在使用中未发现,或被没有复合材料检查专业技术的外场维护人员可靠地检出,这类损伤(地面巡回检测期间或正常航线运行项目检测过程中查获的大的VID或其它明显可见损伤)清晰,目视明显可见,

带有这类损伤的结构需具有承受限制载荷或接近限制载荷的能力,结构一旦发现此类损伤需立即修理。

4)受到飞行中机组能明显可感知的离散源损伤的结构,必须能承受返航载荷。

5)任何修理过的损伤都必须能够承受极限载荷。

对目前使用的复合材料结构,采用无扩展方法来证实民航复合材料主结构对损伤容限要求的符合性,主要有确定性符合性方法、概率或半概率符合性方法两类。

确定性符合性方法基于两组试验与分析的最小值。第一组用于证明含 BVID 尺寸损伤时结构在极限载荷下具有正的安全裕度,试验主要包括含 BVID 的试样和组合件。第二组用于证明含大损伤时在限制载荷下具有正的安全裕度,试验包括含穿透厚度损伤、蒙皮-桁条脱胶和大的冲击损伤等组合件(如 5 桁条壁板)和部件结构,认为这些损伤是 MDD(最大设计损伤),用试验来证明 MDD 尺寸的损伤是易于检测的,还要用试验来证明在使用载荷下 MDD 尺寸或更小的损伤不会扩展。

概率或半概率符合性方法的基础,是要证明检测计划将保证下列组合是可接受的,即载荷具有“ $K \times LL$ ”水平,同时存在的漏检意外冲击损伤使结构强度降低到“ $K \times LL$ ”载荷水平。“ $K \times LL$ ”指的是限制载荷的倍数。 $K$  通过概率分析的方法得到,一般有  $1.0 \leq K \leq 1.5$ 。对主结构出现灾难性破坏的情

况,这一组合必须特别小(根据 ACJ25-1309,概率小于等于  $10^{-9}$  次/飞行小时)。除了冰雹冲击以外,可以考虑把载荷和损伤出现概率作为独立的现象,然后应证实:

$$\text{概率}_{\text{载荷}(K \times LL)} \times \text{概率}_{\text{漏检损伤}(K \times LL)} \leq 10^{-9}$$

复合材料结构疲劳/损伤容限符合性试验验证流程如图 4 所示,试验通常采用 2 个全尺寸结构试验件,其中一个用于全尺寸结构的静力验证和复合材料结构部分的疲劳/损伤容限验证,另一个则用于金属结构部分的疲劳/损伤容限验证。下面是复合材料主结构疲劳/损伤容限验证试验程序:

- 1)在复合材料全尺寸试验件中预制 BVID 和其他制造缺陷;
- 2)在室温干态条件下进行 1 倍寿命疲劳验证试验,要考虑疲劳分散性(采用载荷放大因子与寿命放大因子相结合的方法);
- 3)在高温干态条件下施加 UL,要考虑高温湿态与高温干态之间的环境补偿系数;
- 4)预制 VID;
- 5)在室温干态条件下进行半倍寿命损伤扩展试验,要考虑疲劳分散性(采用载荷放大因子与寿命放大因子相结合的方法);
- 6)在高温干态条件下施加 LL,要考虑高温湿态与高温干态之间的环境补偿系数;
- 7)进行修理;
- 8)施加 UL。

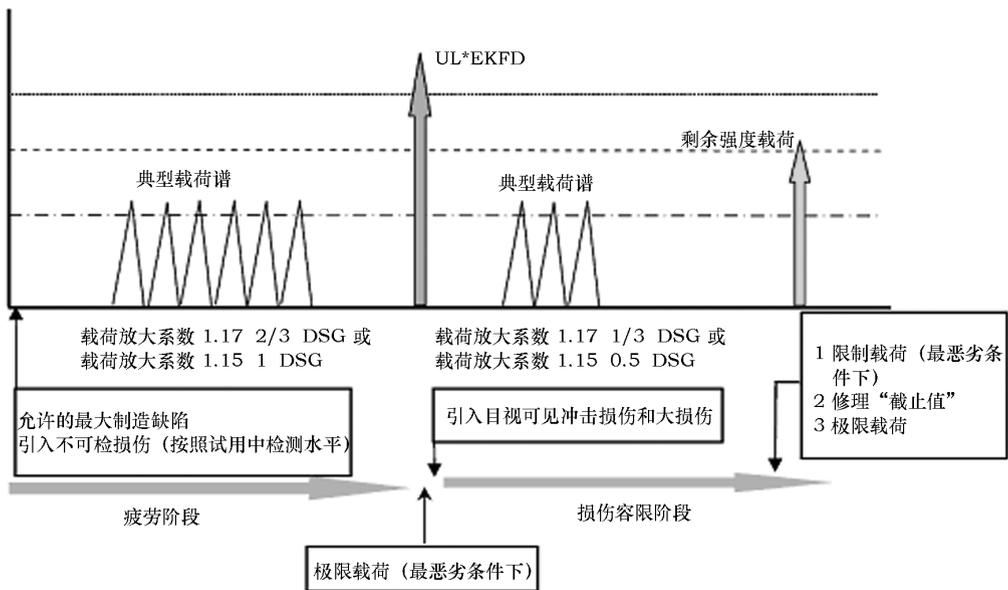


图 4 复合材料结构疲劳损伤容限符合性试验

