

DOT/FAA/AR-00/47

运输部/联邦航空管理局

聚合物基复合材料体系 的材料取证与等同

中国飞机强度研究所

二〇〇四年九月

7B33
1015

TB33
1015-1

DOT/FAA/AR-00/47

运输部/联邦航空管理局

聚合物基复合材料体系的 材料取证与等同

John S. Tomblin, Yeow C. Ng, and K. Suresh Raju

丁惠梁译 沈 真校



本书为中国飞机强度研究所惠赠
特此
南航图书馆 2005年3月28日



中国飞机强度研究所

二〇〇四年九月

200537312

DOT/FAA/AR-00/47

Office of Aviation Research
Washington, D.C. 20591

Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems

April 2001

Final Report

This document is available to the U.S. public
through the National Technical Information
Service (NTIS), Springfield, Virginia 22161.



**U.S. Department of Transportation
Federal Aviation Administration**

注 意

这个文件是在美国运输部 (DoT) 赞助下, 出于信息交换的需要而散发的。对其内容或其使用, 美国政府不承担责任。美国政府不对产品或制造商作认可。此处出现的商标或制造商名, 只是因为认为它们对这个报告来讲是不可或缺的。这个文件并不构成联邦航空管理局 (FAA) 的认证政策。关于其使用的问题, 咨询当地的 FAA 飞机认证办公室。

Technical Report Documentation Page

1. Report No. DOT/FAA/AR-00/47	2. Government Accession No.	3. Recipient's Catalog No.	
4. Title and Subtitle MATERIAL QUALIFICATION AND EQUIVALENCY FOR POLYMER MATRIX COMPOSITE MATERIAL SYSTEMS		5. Report Date April 2001	
		6. Performing Organization Code	
7. Author(s) John S. Tomblin, Yeow C. Ng, and K. Suresh Raju		8. Performing Organization Report No.	
9. Performing Organization Name and Address National Institute for Aviation Research Wichita State University 1845 North Fairmount Wichita, KS 67260-0093		10. Work Unit No. (TRAIS)	
		11. Contract or Grant No.	
12. Sponsoring Agency Name and Address U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research Washington, DC 20591		13. Type of Report and Period Covered Final Report	
		14. Sponsoring Agency Code ACE-110	
15. Supplementary Notes The FAA William J. Hughes Technical Monitor was Peter Shyprykevich.			
16. Abstract This document presents a qualification plan that will provide the detailed background information and engineering practices to help ensure the control of repeatable base material properties and processes, which are applied to both primary and secondary structures for aircraft products using composite materials. This qualification plan includes recommendations for the original qualification as well as procedures to statistically establish equivalence to the original data set. The plan describes in detail the procedures to generate statistically based design allowables for both A- and B-basis applications. Specific test matrices are presented which produce lamina level composite material properties for various loading modes and environmental conditions for aircraft applications not exceeding 200°F. This plan only covers the initial material qualification at the lamina level and does not include procedures for laminate or higher-level building block tests. The general methodology, however, is applicable to a broader usage.			
17. Key Words Composite material, Qualification, Equivalence, Acceptance, Criteria, A- and B-B-basis, aircraft structures		18. Distribution Statement This document is available to the public through the National Technical Information Service (NTIS), Springfield, Virginia 22161.	
19. Security Classif. (of this report) Unclassified	20. Security Classif. (of this page) Unclassified	21. No. of Pages 119	22. Price

Form DOT F1700.7 (8-72)

Reproduction of completed page authorized

感 谢

以下文件是在各领域的很多专家帮助下完成的。感谢以下各位各自对此文件所作出的贡献：

K. Bowman, Scaled Composites
L. Cheng, FAA
M. Chris, Bell Helicopter Textron
L. Dunham, Wichita State
E. Hooper, Toyota Aircraft
L. Ilcewicz, FAA
J. McKenna, Wichita State
D. Oplinger, FAA
D. Ostrodka, FAA
D. Showers, FAA
P. Shyprykevich, FAA
T. Smyth, FAA
J. Soderquist, FAA (retired)
D. Swartz, FAA
M. Vangel, Dana Farber Cancer Institute
S. Ward, SW Composites

缩写与缩写词

AC	咨询通报 (Advisory Circular)
ACO	飞机认证办公室 (Aircraft Certification Office)
AMS	航空材料规范 (Aerospace Material Specification)
ANOVA	变异分析 (ANalysis Of Variance)
ASME	美国机械工程师协会 (American Society of Mechanical Engineers)
ASTM	美国材料试验学会 (American Society for Testing and Materials)
CFR	联邦条例编码 (Code of Federal Regulations)
CLC	联合载荷压缩 (Combined Loading Compression)
CPT	固化后单层厚度 (Cured Ply Thickness)
CTD	低温干态 (Cold Temperature Dry)
CV	离散系数 (Coefficient of Variation)
DAR	指定的适航代表 (Designated Airworthiness Representative)
DER	指定的工程代表 (Designated Engineering Representative)
DMA	动态力学分析 (Dynamic Mechanical Analysis)
DMIR	指定的制造检查代表 (Designated Manufacturing Inspection Representative)
DSC	差示扫描量热法 (Differential Scanning Calorimetry)
ETD	高温干态 (Elevated Temperature Dry)
ETW	高温湿态 (Elevated Temperature Wet)
FAA	联邦航空管理局 (Federal Aviation Administration)
FAW	纤维面积重量 (Fiber Areal Weight)
FTIR	傅立叶变换红外光谱学 (Fourier Transform Infrared Spectroscopy)
FV	纤维体积百分数 (Fiber Volume fraction)
HPLC	高精度液相色谱分离法 (High Performance Liquid Chromatography)
IR	红外光谱学 (Infrared spectroscopy)
MIDO	制造检查地区办公室 (Manufacturing Inspection District Office)
MNR	最大赋范残差 (Maximum Normed Residual)
MO	材料工作极限 (Material Operational Limit)
MRB	材料评估部 (Material Review Board)
NDI	无损检测 (Nondestructive Inspection)
NIST	国家标准与技术学会 (National Institute of Standards and Technology)
OEM	初始设备制造商 (Original Equipment Manufacturer)
OSL	观察的显著性水平 (Observed Significance Level)
QA	质量保证 (Quality Assurance)
QC	质量控制 (Quality Control)
RTD	室温干态 (Room Temperature Dry)
RTW	室温湿态 (Room Temperature Wet)

SACMA 先进复合材料供应商协会 (Suppliers of Advanced Composite Materials Association)

SAE 汽车工程师协会 (Society of Automotive Engineers)

T_g 玻璃化转换温度 (Glass Transition Temperature)

实施概要

这个文件提供了一个取证的计划, 它将提供详细的背景资料和工程实践, 以保证对用于飞机产品中的复合材料主结构和次结构有可重复的基准材料特性和工艺控制。这个取证计划包括进行初始取证的建议, 和在统计上确定原始数据集等同性的一些程序。这个计划针对 A 和 B 基准应用情况, 详细说明了产生以统计为基础的设计许用值所用的程序。对不超过 200°F 的飞机应用情况提供了专门的试验矩阵, 以产生各种不同受载模式和环境条件下的单层级复合材料性能。这个计划只包括在单层级别上的初始材料取证, 不包括对层压板或更高级别的积木式试验。然而, 其一般的方法论则适用于更广泛的应用情况。

目 录

1	引言	1
1.1	范围	1
1.2	应用领域	1
1.3	适用的文件	1
2	适用的 FAA 条例与建议	2
2.1	适用的联邦条例	2
2.1.1	§23.601 总则	2
2.1.2	§23.603 材料与制造质量	2
2.1.3	§23.605 制造方法	2
2.1.4	§23.613 材料的强度性能和设计值	2
2.2	适用的咨询通报 (AC) 建议	3
2.2.1	AC 20-107A——复合材料飞机结构	3
2.2.2	AC 21-26——复合材料飞机结构制造的质量控制	3
3	复合材料试验方法与试件几何尺寸	3
3.1	试件的制造	3
3.1.1	试件数量	4
3.1.2	板的尺寸	4
3.1.2.1	充分取样时的板件尺寸与数量要求	4
3.1.2.2	简化取样时的板件尺寸与数量要求	4
3.1.3	板件制造	4
3.1.4	加强片	6
3.1.5	试件加工	6
3.1.6	试件选择	6
3.1.7	试件命名	6
3.1.8	应变片粘贴	6
3.1.9	试件的尺寸与检验	7
3.2	吸湿浸润	7
3.2.1	伴随试件	7
3.2.2	平衡准则	8
3.3	非室温试验	8
3.3.1	温度箱	8
3.3.2	高温试验	8
3.3.3	低温 (低于零度) 试验	8
3.4	试件几何特性与试验方法	8

3.4.1	概述	8
3.4.2	参考文献	9
3.4.2.1	ASTM 标准	9
3.4.2.2	SACMA 出版物	9
3.4.3	单向材料形式	9
3.4.4	机织织物材料形式	10
3.4.4.1	平纹织物	10
3.4.4.2	缎纹织物	10
3.4.5	力学性能测试与试件几何特性	11
3.4.5.1	拉伸强度、模量和泊松比	12
3.4.5.2	压缩强度与模量	14
3.4.5.3	面内剪切强度与模量	17
3.4.5.4	短梁剪切强度	19
3.4.6	附加的试验方法	20
3.4.6.1	纤维体积含量	20
3.4.6.2	空隙体积含量	20
3.4.6.3	玻璃化转变温度	21
4	取证计划	22
4.1	引言	22
4.2	概述	22
4.3	技术要求	22
4.4	未固化预浸料的材料取证计划	22
4.5	对固化单层主要性能的材料取证计划	23
4.5.1	B 基准许用值的简化取样要求	24
4.5.2	A-及 B 基准许用值的充分取样要求	24
4.5.3	流体敏感性筛选	25
5	设计许用值的产生	26
5.1	引言	26
5.2	归一化	26
5.2.1	归一化方法	26
5.2.1.1	假设	26
5.2.1.2	方法	26
5.2.2	归一化的应用	27
5.3	统计分析	28
5.3.1	方法	28
5.3.1.1	异常数据的检测	30
5.3.1.2	正态性检验	33

5.3.1.3 变异的等同性	34
5.3.2 B 基准值计算举例	35
5.4 材料性能的包迹和内插	39
6 材料的等同与验收试验	41
6.1 材料的等同性	43
6.2 验收试验	46
6.3 材料等同与验收试验的统计检验	48
6.3.1 由于平均值和最小个体值减小而拒绝	48
6.3.2 由于平均值改变而拒绝	49
6.3.3 由于平均值高而拒绝	49
6.3.4 专门用于材料等同的标准	50
6.3.5 专门用于验收试验的标准	51
6.3.6 统计检验举例	51
6.3.6.1 对 0° 压缩强度统计检验的例子	51
6.3.6.2 对 0° 压缩模量统计检验的例子	52
6.3.6.3 对挥发物含量统计检验的例子	53
6.4 进一步的讨论	53
6.4.1 离散系数的影响	53
6.4.2 1 型误差和 2 型误差	54
6.4.2.1 试件数对通过/拒绝阈值的影响	54
6.4.2.2 关于最小个体检验的具体问题	54
6.4.2.3 关于 2 型误差某些容易误解而有用的信息	56
6.4.3 某些未考虑的误差形式	57
6.4.4 假定	58
6.4.5 新材料取证数据库的生成	58
6.4.6 替代材料的取证	58
7 结论与今后的需要	59
8 参考文献	60
9 术语表	61
附录 A 充分取样的板件要求	62
附录 B 简化取样的板件要求	68
附录 C 层压板的铺叠和装袋指南	74

1 引言

这个文件提供了一个取证计划，它将提供详细的背景资料和工程实践，以保证对于飞机产品有可重复的基本材料特性和工艺控制。这些工程方法将用于初始的材料取证，并为以后的材料和工艺控制提供一个基准。随着时间流逝，需要评估材料、工艺、工装和/或设备的变化，并可能需要重复其中的某些（或全部）试验。

1.1 范围

这个取证计划包括了进行初始取证的建议，和一些在统计上确定初始数据集等同的方法。这个计划针对A和B基准应用情况，详细说明了产生以统计为基础的设计许用值所用的方法。提供了专门的试验矩阵，用以产生各种不同受载模式和环境条件下的单层级复合材料性能。这个计划只包括在单层级上的初始材料取证，不包括对层压板或更高级别的积木式试验。具体地讲，这个计划只包括用真空袋技术（热压罐或烘箱固化）制造的零吸胶预浸料体系。然而，这个计划所介绍的一般方法论则适用于更广泛的应用情况。

1.2 应用领域

这个取证计划介绍的材料取证方法，用于在240°F或更高温度下进行固化与处理的环氧基碳纤维、或玻璃纤维预浸材料。此外，这个计划确立了按联邦条例（CFR）第14号法规23部要求，对飞机机体部件用复合材料进行认证时所需的试验方法与工艺控制措施。在某些情况下，由于材料体系的独特性能或其应用情况，所需要的试验可能超出这个文件介绍的范围，在这些情况下，飞机认证办公室（ACO）可能会要求进行附加的试验，来证实对所适用联邦航空条例的符合性。

1.3 适用的文件

- MIL-HDBK-17-1E, 2E, 3E 关于聚合物基复合材料的军用手册*
- SAE AMS 2980/0-5 技术规范：碳纤维织物环氧树脂湿铺贴修理（Technical Specification: Carbon Fiber Fabric Epoxy Resin Wet Lay-up Repair）
- 联邦条例（CFR）第14条 FAA 规则：航空与空间（FAA Code of Federal Regulations（CFR）14: Aeronautics and Space）
- FAA 咨询通报 20-107A：复合材料飞机结构（FAA Advisory Circular 20-107A: Composite Aircraft Structures）
- FAA 咨询通报 21-26：复合材料制造的质量控制（FAA Advisory Circular 21-26: Quality Control for the Manufacture of Composite Materials）

* 译者注：现已由2002年6月14日颁布的MIL-HDBK-17-1F, 2F, 3F替代。

2 适用的 FAA 条例与建议

这个取证计划的建立，是证明与联邦条例（CFR）第14号法规23部要求相符合的一种措施。具体来讲，这个文件提供了材料取证方法来证明对如下联邦条例（CFR）第14号法规23部要求的符合性。

2.1 适用的联邦条例

2.1.1 §23.601 总则

对每个可疑的设计细节和对运行安全性有重要意义的零件，必须由试验确定其适宜性。

2.1.2 §23.603 材料与制造质量

- (a) 对于其破坏可能对安全性有不利影响的零件，所用材料的适宜性与耐久性必须
 - (1) 由经验或试验来确定；
 - (2) 满足经批准的规范，规范可保证其具有设计数据中假定的强度与其他性能；以及
 - (3) 考虑在使用中预期的环境条件（例如温度与湿度）的影响。
- (b) 制造质量必须是高水平的。

2.1.3 §23.605 制造方法

- (a) 所用的制造方法必须能一致地生产出可靠的结构。如果有精密的控制使制造工艺（如胶接、点焊或热处理）达到其目标，则必须按照经批准的工艺规范执行这个工艺。
- (b) 对每个新的飞机制造方法，都必须通过一个试验计划来证实。

2.1.4 §23.613 材料的强度性能和设计值

- (a) 必须以满足规范的足够材料试验为基础，在统计基础上建立材料强度性能的设计值。
- (b) 选取的设计值必须使由于材料变异性所导致的结构破坏概率为最小。对本节(e)的例外情况，必须保证选择具有下列概率的材料强度设计值，来证明与本节要求的符合性：
 - (1) 当作用载荷最终分布在结构组合件中的某个单独元件上，而该元件的破坏将导致部件丧失结构完整性的情况下；99%的概率，95%置信度。
 - (2) 对超静定结构，其中单个元件的破坏将导致作用载荷安全地分配到其他承载元件上；90%的概率，95%置信度。
- (c) 对于常规工作条件下具有严重温度影响的情况，设计基本部件与结构时必须考虑温度对所用许用应力的影响。
- (d) 设计结构时，必须使灾难性疲劳破坏的概率为最小，特别在应力集中点处。
- (e) 在通常只允许使用保证最小值（guaranteed minimum）之处，所使用的设计值可大于本节所要求的保证最小值；前提是，如果对材料进行了“精心选择”，其中，

对每个单独项目的试件均在使用前进行试验，以确定这个特定项目的强度性能将等于或高于设计中使用的对应值。

2.2 适用的咨询通报（AC）建议

关于如何证明对FAA有关复合材料条例的符合性问题，以下的FAA咨询通报中提供了一些建议。在复合材料飞机部件的认证过程中，和在建立材料验收与制造的质量控制措施时，这些咨询通报都是重要的。

2.2.1 AC 20-107A——复合材料飞机结构

这个咨询通报对包含纤维增强材料（如碳（石墨）、硼、芳纶（Kevlar）和玻璃纤维增强塑料）的复合材料飞机结构，规定了一个可以接受的（但不是唯一的）方法，来证明其符合于CFR第14号法规23，25，27和29部中涉及适航性认证要求的有关规定。还提供了有关质量控制和修理的指导性信息。

2.2.2 AC 21-26——复合材料飞机结构制造的质量控制

这个咨询通报为制造含有纤维增强材料（如碳（石墨）、硼、芳纶（Kevlar）和玻璃纤维增强塑料）的复合材料飞机结构，给出了一些资料和指南，提供了一个可以接受的（但不是唯一的）方法，来证明其符合于CFR第14号法规21部产品和零件认证方法（Certification Procedures for Products and Parts）中有关质量控制体系的要求。这个咨询通报还对（在AC 20-107复合材料飞机结构中提到的）复合材料质量控制体系的基本特征提供了指南。将考虑由申请者选择提交给FAA的其他任何符合性方法。

3 复合材料试验方法与试件几何尺寸

本节参照现有的标准，规定了复合材料试验方法、试件制造方法、建议的板件尺寸、环境条件调整方法、以及准备用于典型材料取证的试件几何特征。提供了每种试件几何特征的图纸，标有尺寸和公差以保证一致性，还汇总了对所参照试验标准的具体增补与修改。汽车工程师协会（SAE）的航宇材料规范（AMS）2980/0-5 适用于外场修理的湿铺贴体系，该取证方法的通用格式已被这个文件所采用。

所有试件应当按适当的工艺规范，加工到本节所定义的几何尺寸，并满足由FAA制造检查地区办公室（MIDO）职员确定的FAA符合性；或者FAA可以把这符合性的确定委托给一个指定的适航代表（DAR），或指定的制造检查代表（DMIR）。对于材料性能的取证来讲，以下各小节都如同图纸一样，是对试件的工程定义。

3.1 试件的制造

这个文件介绍了建立预浸料体系的设计许用值时有关试验板制造的一些建议。除了以下的情况外，生产这个试验板的制造工艺，应在所有可能之处与产品零件的制造方法保持最大程度的一致：

- 在板的制造中可以使用均压板，以能按照美国材料试验学会（ASTM）和/或先进复

合材料供应商协会（SACMA）的相应试验方法，实现所要求的平整度。这些均压板可能不会被用于真实的零件生产，但可能需要用这些均压板来生产质量可接受的试验板，以获得材料的设计许用值。

- 不应当使用剥离层来获得粘接加强片所需的表面光洁度。应当指出，使用剥离层可能对试验结果的精度有负面影响。剥离层可能吸收树脂，改变板的固化后单层厚度、纤维体积含量以及板的空隙含量。如果使用剥离层，必须在开始进行实际的取证试验以前研究剥离层的影响。
- 每个制造的试验板都应当有一个可追踪的基准边，用于试件的准备工作。在试件准备的整个过程中，应当使用这些基准边。

在附录C，给出了取证试验中制造试验板的详细指南。

3.1.1 试件数量

取证中所需要的试件数量，取决于要对这材料体系达到的目的。如果设计中存在静不定的冗余载荷路径，可能使用B基准的试件数量来证实设计许用值。如果存在单传力路径，就必须使用A基准的试件数量。

产生基准许用值所用的试件数，取决于取样的方法——充分取样（Robust Sampling）或简化取样（Reduced Sampling）。对产生A基准和B基准的许用值而言，这两种取样的方法是同样有效的，然而，充分取样通常会得到较高而较稳定的基准许用值。

3.1.2 板的尺寸

在附录A和B中，针对典型的单向带和/或机织织物材料体系，分别对充分取样或简化取样设计许用值给出了建议的板件尺寸。所建议的板件尺寸用来生产子板（较小的板件），以供分割得到单个试件；并提供足够的材料，用作物理或吸湿老化浸润的伴随试件。这样的板件尺寸，还考虑了在出现意外错误时需要的少量额外试件。

3.1.2.1 充分取样时的板件尺寸与数量要求

附录A对单向带和机织织物材料两种情况，列出了各种试验方法所需要的板件尺寸，以及每批材料所预期的试件数。充分取样通常需要5个单独批次的预浸材料，每个载荷条件共计11个试件（见4.5.2节）。

3.1.2.2 简化取样时的板件尺寸与数量要求

附录B对单向带和机织织物材料这两种情况，列出了各种试验方法所需要的板件尺寸，以及每批材料所预期的试件数。简化取样通常需要5个单独批次的预浸材料（见4.5.1节），每个载荷条件共计6个试件。

3.1.3 板件制造

为试验所制造的每块板都应当有一个可以追踪的基准边，以用于进行子板和试件的准备。在附录C中给出了有关产生这些基准边的详细指南。应当保留原始板件的基准边，直至生产出全部单个试件。

为了在取证的数据中包括工艺变异性的影响，生产试验板的制造工艺应当代表多个工艺循环。对取证试验的每个载荷条件、试验方法和批次，所制造的板最少应当代表两个独

立的工艺固化循环。例如，面内剪切强度的B基准湿热试验将由3批材料构成、每批6个试件。这些试验中的试件，应当最少能追踪到两个独立的工艺循环。图1和图2分别介绍了充分取样和简化取样设计许用值中采用的典型试件选择和板件制造方法。对于用于这个文件的5.3节中、用于建立设计许用值并考虑（所取证材料体系中固有的预浸料批次与工艺）变异性所采用的统计分析方法来讲，这个选择的过程是很重要的。关于在充分取样和简化取样情况下所需试件的具体数量，分别详见4.5.1和4.5.2节。

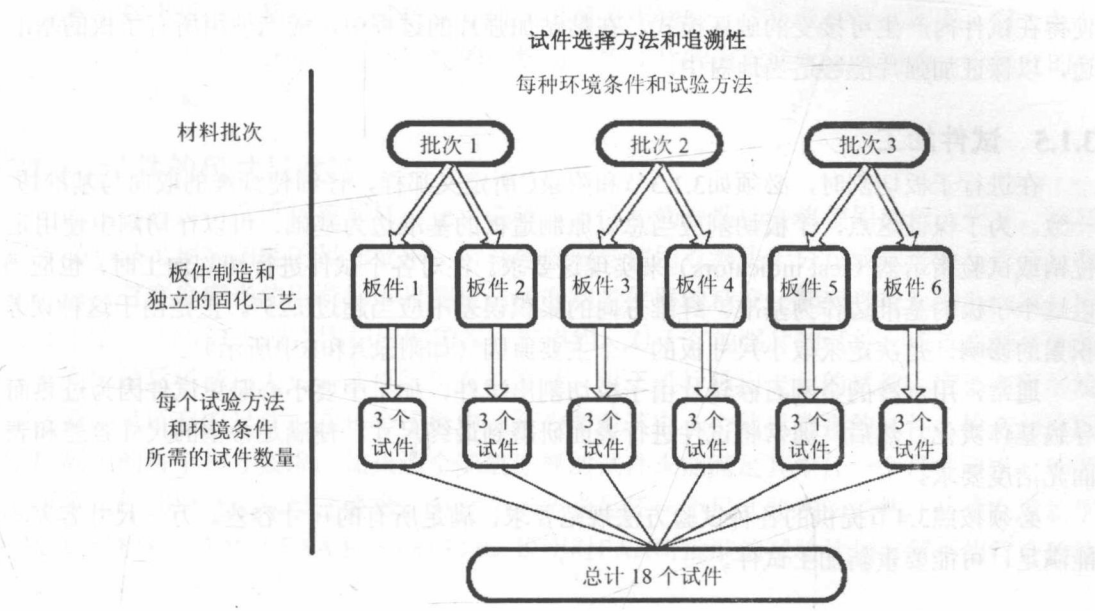


图1 简化取样

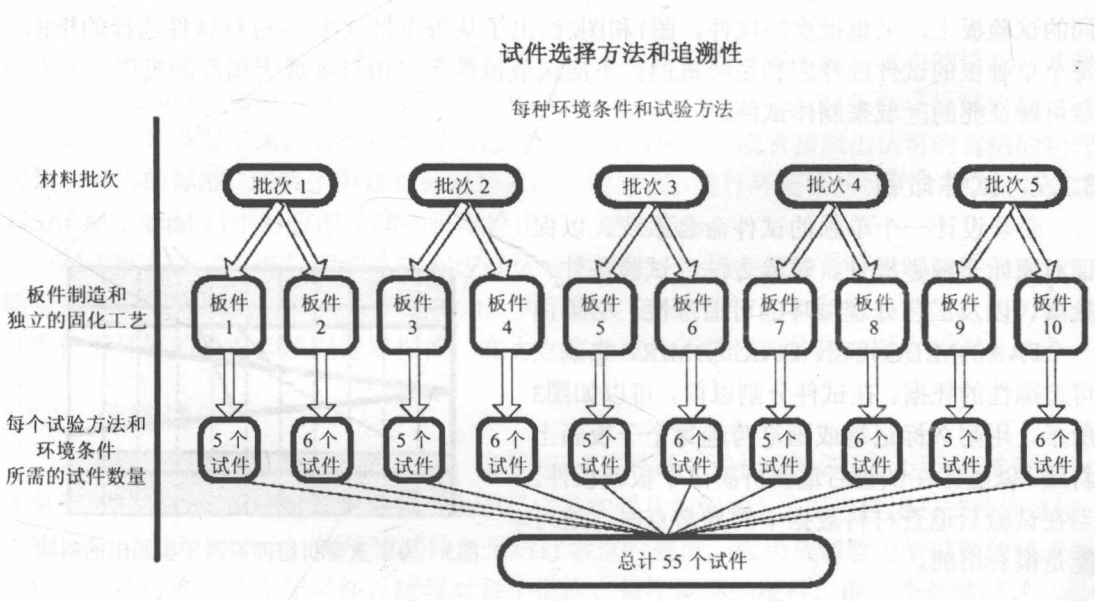


图2 充分取样

3.1.4 加强片

在为引入载荷而在试件上使用加强片之处，应当使用固化温度与板相同或低于此温度的环氧胶把加强片粘接到试件上；如果环氧胶的固化温度与板的固化温度相同或接近，则环氧胶的固化时间不应长于板的固化时间，以避免对板增加不希望的后固化。应当使用应变协调的加强片材料，通常采用玻璃或石墨织物。把能够产生可以接受的试件破坏模式的材料，定义为应变协调的加强片材料。在某些情况下，有必要控制胶层和加强片的厚度，使得在试件内产生可接受的破坏模式。在粘贴加强片的过程中，应当使用所有子板的基准边，以保证加强片能够适当地对中。

3.1.5 试件加工

在进行子板切割时，必须如3.1.3节和附录C所定义那样，仔细使纤维的取向与基准边一致。为了保证这点，子板切割应当总以原制造板的基准边为基础，可以在切割中使用定位销或试验指示器（test indicators）来实现这要求。在对各个试件进行切割加工时，也应当以这个子板的基准边作为基准。纤维方向的累积误差不应当超过 0.25° 。正是由于这种误差积累的影响，是决定采取小尺寸板的一个主要原因（如附录A和B中所示）。

通常，用水冷的金刚石砂轮片由子板切割出试件，加工中要小心避免试件因为过热而导致基体炭化。然后，通常将试件进行表面研磨到最终尺寸，使满足希望的尺寸容差和表面光洁度要求。

必须按照3.4节提供的各种试验方法规范要求，满足所有的尺寸容差。万一尺寸容差不能满足，可能要重新加工试件。

3.1.6 试件选择

对于每种材料或性能，应当按照3.1.3节，从至少包含两个独立工艺处理循环的两块不同的试验板上，采集批次的试件。图1和图2给出了从每个批次/板件进行试件选择的指南。每个单独板的试件选择应当是随机的。不应选取板件上（由目视或无损检测发现的）有质量可疑征兆的区域来制作试件。

3.1.7 试件命名

必须设计一个单独的试件命名系统，以保证对原始子板、板件、试验方法、试验条件、批次、以及工艺处理循环的可追踪性。必须由一个FAA的MIDO代表、DAR或DMIR，来确立可追踪性的凭据。在试件分割以前，可以如图3所示，用耐久标记笔或画笔跨越每个子板画上斜线，以能够在试验后重新拼凑出子板或板件。当在试验后追查材料数据中的异常点时，这可能是很有用的。

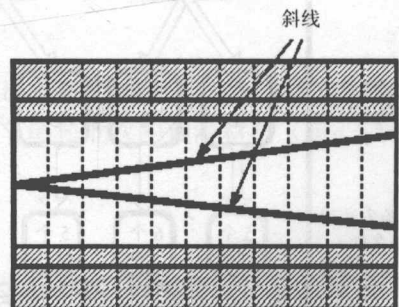


图3 为了重新拼组而横跨子板画出的斜线

3.1.8 应变片粘贴

应当将ASTM E 1237和以下关于复合材料的一些特别建议一道，作为粘贴布置应变片