

# 民用飞机复合材料结构制造工艺变化的等效性验证

## The Equivalency Substantiation of Composite Structure Manufacturing Process Changes for Civil Aircraft

陈 挺 张迎春 谭永刚 庄洪兴 / Chen Ting Zhang Yingchun Tan Yonggang Zhuang Hongxing

(中国民航上海航空器适航审定中心, 上海 200335)

(Shanghai Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC, Shanghai 200335, China)

### 摘 要:

高性能复合材料已经大量应用于民用运输飞机结构,并以飞机主制造商协同供应商的方式进行复合材料飞机结构的制造。介绍了航空器适航审定对复合材料结构制造的适航要求,引出了复合材料结构制造工艺变化的等效性验证方法。目前,复合材料结构制造工艺变化的等效性验证是通过所制造复合材料物理的、化学和基本力学的性能试验,并对试验结果进行统计分析来实现的。最后提供了等效性验证的接受准则。所述内容,对国内民用飞机复合材料结构在不同供应商处制造以及制造过程中工艺变化如何满足航空器适航审定要求提供借鉴;对其它行业复合材料结构制造的质量控制也有借鉴意义。

**关键词:** 适航; 复合材料; 工艺变化; 等效性

**中图分类号:** V250.2

**文献标识码:** A

[ **Abstract** ] High-performance composite materials were widely applied in civil aircraft structure. The fabrication of composite aircraft structures was usually achieved by cooperation of manufacturer and suppliers. The article describes airworthiness type certification requirements for fabrication of composite aircraft structures, and introduces the airworthiness requirements for equivalency substantiation of composite structure manufacturing process changes. At present, equivalency substantiation should be based on a comparability study among the physical, chemical and mechanical performances of the material fabricated by accepted process and follow-on process. At last, the successful criterion for equivalency substantiation of composite structure manufacturing process changes is presented. The methods in this paper provide guidelines to type certification applicants and help them to show compliance with airworthiness requirements when the composite structures were fabricated by different suppliers. The methods could be used as reference for quality control of composite fabrication in other industry field.

[ **Key words** ] Airworthiness; Composite; Process Changes; Equivalency

## 0 引言

高性能复合材料具有比强度高、比模量高、耐疲劳、耐腐蚀等优点,目前大量应用于军用及民用飞机,起到减轻重量、提高经济性、改善舒适性等作用。

世界民用航空业巨头,美国波音公司和欧洲空中客车公司,在其大型民用飞机产品中不断提高复合材料的用量,并且已经将复合材料大量应用于飞

机主承力构件。空客 A380 飞机复合材料用量占飞机结构重量的 24%,其中翼盒、后机身压力框、后机身、尾翼和操纵面为复合材料结构;波音 787 飞机,主要机体结构基本采用复合材料,复合材料占结构重量的 50%;空客正在研制的 A350 超宽体客机,其复合材料用量高达 52%;有消息称波音 737 和 A320 的替代机型波音 737X 与 A320X 的复合材料用量也将超过 50%。我国在研的 C919 大型客机也希望在部分主结构中采用高性能复合材料。这

些主要民用飞机制造商的飞机复合材料结构多采用供应商制造的方式,且经常存在两个问题:一是相同的复合材料飞机结构由不同供应商或制造商制造;二是相同供应商及制造商因为技术、成本等原因需要改变现有复合材料结构制造工艺,即同一家供应商或制造商使用不同的制造工艺。

本文针对上述情况,论述了如何对民用飞机复合材料结构在不同情况下具有一致的性能或相同的安全水平进行等效性验证,提出了等效性验证的接受准则,对国内民用飞机复合材料结构在不同供应商处制造以及制造过程中工艺变化如何满足航空器适航审定要求提供借鉴。

## 1 运输类飞机复合材料结构制造的适航要求

### 1.1 相关的适航条款及其要求

世界上主要的运输类飞机适航标准对飞机结构制造的要求基本相同,相关的适航条款为CCAR、FAR和CS的25部605条款<sup>[1-3]</sup>。25.605制造方法如下:

(1) 采用的制造方法必须能生产出一个始终完好的结构。如果某种制造工艺(如胶接、点焊或热处理)需要严格控制才能达到此目的,则该工艺必须按照批准的工艺规范执行。

(2) 飞机的每种新制造方法必须通过试验大纲予以证实。

这一条款的核心目的是保证制造的飞机结构始终满足设计资料中强度及其它性能要求。根据本条款,要求:对于需要严格控制才能稳定、一致地制造结构的制造工艺,必须建立工艺规范,并按照工艺规范进行制造;如果需要采用新的制造方法,必须通过试验验证新方法能够稳定、一致地制造飞机结构。这里,新制造方法是指制造方首次的工艺方法,包括对原有工艺的更改。

### 1.2 复合材料结构制造对其性能的影响

复合材料结构在成型固化的过程中同步实现由原材料向最终材料的转化和结构的制造。制造工艺通过对复合材料中纤维/树脂含量、纤维角度、缺陷含量、树脂固化程度等结构因素的影响,从而严重影响着复合材料结构的性能。此外,复合材料结构成型固化以后往往需要切割、打孔、装配等后续加工,由于复合材料层剪性能低、树脂脆性大,后续加工会对复合材料结构的性能造成影响。

影响复合材料结构性能的工艺参数包括从原

材料采购开始到复合材料结构最终安装完成的所有工艺参数。其中关键的制造工艺包括:材料存取、铺层、模具、固化参数(温度、压力、时间)、固化后零件的加工与装配、固化后零件的检验<sup>[4]</sup>。

### 1.3 复合材料结构制造的适航要求

鉴于适航标准对飞机结构制造的要求和复合材料结构制造对其性能的影响特征,对复合材料结构制造提出以下的适航要求。

(1) 为复合材料结构制造建立工艺规范。

由于复合材料结构的制造工艺对复合材料结构的最终性能具有决定性的影响,需要严格控制制造工艺才能保证复合材料结构的稳定、一致,因此必须为复合材料结构制造建立工艺规范<sup>[4-5]</sup>。工艺规范的内容一般包括<sup>[6]</sup>:工艺规范的适用范围、引用文件、工艺要求(人员要求、材料要求、设施设备要求、模具工装要求、工艺步骤要求、工艺参数要求等)、质量保证(检查职责、检查要求、记录要求、试验方法)等。

(2) 通过试验验证所建立的工艺规范能够稳定、一致地制造复合材料结构。复合材料结构制造的工艺因材料不同、制造方式不同、设备不同等原因而千变万化,针对某一复合材料结构制造所确定的工艺均被认为是新工艺。因此,必须通过试验验证所制定的工艺规范。必须在相似型号的飞机中采用相同的材料和相同的工艺制造相似的结构。

(3) 经过验证的工艺规范提交局方并得到局方批准;适航审定中,适航局方需要确定工艺规范的最终内容,并确认有证据表明工艺规范的合理性。

(4) 按照工艺规范进行复合材料结构的制造。

(5) 如果在制造过程中需要改变工艺,必须通过试验验证工艺的等效性。任何对复合材料结构制造工艺的改变都被认为是新的工艺,必须通过试验验证改变后的新工艺与原有工艺的等效性。如果验证结果表明改变后的新工艺与原有工艺不等效,则不能采用该改变后的工艺制造复合材料结构,或者需要对相应的复合材料结构乃至飞机进行补充适航审定。

## 2 复合材料结构制造工艺变化的等效性验证

### 2.1 等效性验证适用的工艺变化

复合材料结构制造的工艺变化包括制造商的改变、制造地域的改变、固化工艺参数的改变、模具

的改变、铺层方法的改变、铺层室环境参数的改变、粘接面预处理的改变、干纤维体制造零件的工艺改变、后加工和装配工艺的改变、检测方法的改变等。

工艺变化中的某些微小变化不足以影响复合材料结构的性能,可以直接被接受,例如真空袋材料的变化。工艺变化中,某些变化可能会使复合材料结构的性能发生变化,需要通过等效性验证加以区别,并表明等效性。这些适用于等效性验证的工艺变化有<sup>[7-8]</sup>:

(1) 相同材料由相同飞机制造商采用相同制造工艺在不同的地方进行复合材料结构制造;

(2) 相同材料由不同的飞机制造商采用与初始工艺相同的工艺进行结构制造;

(3) 相同材料由相同飞机制造商采用与初始工艺有轻微变化的工艺进行结构制造。

工艺变化中的某些变化会使复合材料结构的性能发生明显变化,而不具备等效性,需要复合材料结构的重新审定。具体哪些工艺变化不具备等效性,必须进行复合材料结构的重新审定,需要有型号经验和试验证据支持的工程判断。

## 2.2 工艺等效性验证的方法<sup>[8-9]</sup>

目前,复合材料结构制造工艺变化的等效性验证是通过改变后工艺制造的复合材料和经审定的初始工艺制造的复合材料进行性能对比实现的。能够进行等效性验证的前提是必须存在包含材料力学性能、强度许用值以及化学、物理性能的初始数据库,用于获得该数据库的材料体系和初始制造工艺必须经过适航批准。

工艺等效性验证的试验内容包括:

(1) 复合材料结构的物理和化学性能,推荐的试验项目和数据要求如表 1 所示。

表 1 复合材料结构制造工艺等效性验证物理和化学性能试验项目和数据要求

试验项目	试验件数量	试验方法
单层厚度	每块试板	采用与建立初始材料数据库时严格相同的试验方法和试验条件
纤维/树脂体积含量	每块试板至少 1 件	
孔隙率	每块试板至少 1 件	
固化纯树脂的密度	每块试板至少 1 件	
干态玻璃化转变温度	2	
湿态玻璃化转变温度	2	

(2) 复合材料力学性能试验。

至少进行如表 2 所示试验项目和数据量要求的

试样级力学性能试验,试验件构成如图 1 所示。如果认为试样级的试验证明等效性值得怀疑,可以进行层压板级甚至更高级别的验证试验。

表 2 复合材料结构制造工艺等效性验证力学性能试验项目和数据要求

试验项目	试验条件下的试验数量		推荐的试验方法	试验方法
	RTD	ETW *		
0° 无缺口拉伸强度、模量	1×8	1×8	ASTM D 3039	采用与建立初始材料数据库时严格相同的试验方法和试验条件
90° 无缺口拉伸强度、模量	1×8	1×8	ASTM D 3039	
0° 无缺口压缩强度	1×8	1×8	SACMA SRM1	
0° 无缺口压缩模量	1×8	1×8	SACMA SRM1	
90° 无缺口压缩强度	1×8	1×8	SACMA SRM1	
90° 无缺口压缩模量	1×8	1×8	SACMA SRM1	
面内剪切强度和模量	1×8	1×8	ASTM D5379	
短梁剪切	1×8	—	ASTM 2344	

\* 一般为 82±3℃/85RH% 饱和吸湿。

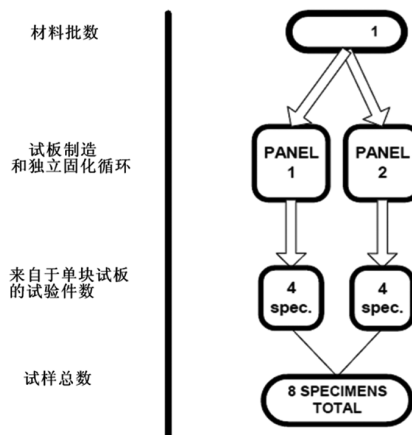


图 1 用于等效性验证试样级试验的试验件构成

(3) 首件检验。

对于结构形式较为复杂、关键程度高的复合材料结构,如果认为必要,需要进行该复合材料结构的首件检验,进一步确定工艺的等效性。

## 3 工艺等效性验证的通过准则

### 3.1 统计方法

等效性验证的原则是确认改变后工艺所制造的复合材料结构能够提供相等或更高的安全水平。

因此,等效性验证的检验统计量根据所关注复合材料性能项目具体确定,例如,等效性验证会接受较高的强度性能平均值和单个最小值而拒绝过低的平均值和单个最小值,而模量性能会接受落在一定范围内的平均值而拒绝高于或低于该范围的模量平均值。统计方法将随性能的不同而有所差别,材料性能的比较对象为适航批准的材料鉴定数据。

强度性能评价的统计方法:强度性能平均值接受限  $W_{\text{平均}}$  计算方法如公式(1)所示,强度性能的单个最小值接受限  $W_{\text{最小}}$  计算方法如公式(2)所示。

$$W_{\text{平均}} = \bar{X} - k_{n1} \times S \quad (1)$$

$$W_{\text{最小}} = \bar{X} - k_{n2} \times S \quad (2)$$

式中:  $\bar{X}$  为初始材料鉴定中材料强度性能的平均值;

$S$  为初始材料鉴定中材料强度性能的标准偏差;

$k_{n1}$  为统计常量,如表 3 所示;

$k_{n2}$  为统计常量,如表 4 所示。

模量性能评价的统计方法:按公式(3)计算统计检验量  $t_0$ 。

$$t_0 = \frac{\bar{x}_1 - \bar{x}_2}{S_p \cdot \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}}} \quad (3)$$

式中:  $\bar{x}_1$  为初始材料鉴定中材料模量的平均值;

$\bar{x}_2$  为等效性试验测试得到材料模量的平均值;

$n_1$  为初始材料鉴定中材料模量测试的试样量;

$n_2$  为等效性试验中材料模量测试的试样量。

$S_p$  的计算方法如公式(4)所示。

表 3 平均值统计的常数  $k_{n1}$

试样数量	$\alpha^*$								
	0.25	0.1	0.05	0.025	0.01	0.005	0.002 5	0.001	0.000 5
5	0.438 2	0.697 8	0.852 5	0.986 6	1.142 5	1.248 8	1.347 5	1.468 7	1.554 6
6	0.404 8	0.640 3	0.780 8	0.902 6	1.044 3	1.141 1	1.230 9	1.341 3	1.419 6
7	0.378 2	0.595 1	0.724 6	0.836 9	0.967 8	1.057 1	1.140 1	1.242 2	1.314 5
8	0.356 3	0.558 3	0.679 0	0.783 8	0.905 9	0.989 3	1.066 8	1.162 2	1.229 8
9	0.337 9	0.527 6	0.641 1	0.739 6	0.854 5	0.933 0	1.006 1	1.095 9	1.159 6
10	0.322 1	0.501 6	0.608 9	0.702 2	0.811 0	0.885 4	0.954 6	1.039 7	1.100 2
11	0.308 4	0.479 0	0.581 1	0.669 9	0.773 5	0.844 4	0.910 3	0.991 4	1.049 0
12	0.296 4	0.459 3	0.556 9	0.641 7	0.740 8	0.808 6	0.871 7	0.949 3	1.004 4

\*  $\alpha$  为出错概率

表 4 单个最小值统计的常数  $k_{n2}$

试样数量	$\alpha^*$								
	0.25	0.1	0.05	0.025	0.01	0.005	0.002 5	0.001	0.000 5
5	1.810 6	2.252 0	2.528 6	2.775 8	3.071 5	3.277 5	3.471 6	3.713 2	3.886 4
6	1.899 0	2.327 2	2.596 7	2.838 4	3.128 3	3.330 9	3.522 0	3.760 3	3.931 4
7	1.971 1	2.388 7	2.652 7	2.890 0	3.175 3	3.375 1	3.563 8	3.799 5	3.969 0
8	2.031 7	2.440 7	2.700 0	2.933 7	3.215 3	3.412 7	3.599 5	3.833 1	4.001 1
9	2.083 8	2.485 6	2.741 1	2.971 7	3.250 0	3.445 5	3.630 7	3.862 3	4.029 2
10	2.129 5	2.525 0	2.777 2	3.005 2	3.280 7	3.474 5	3.658 2	3.888 3	4.054 1
11	2.170 1	2.560 2	2.809 4	3.035 1	3.308 2	3.500 5	3.683 0	3.911 6	4.076 5
12	2.206 5	2.591 8	2.838 4	3.062 1	3.333 1	3.524 1	3.705 4	3.932 8	4.096 9

$$S_p = \sqrt{\frac{(n_1-1) \cdot S_1^2 + (n_2-1) \cdot S_2^2}{n_1+n_2-2}} \quad (4)$$

式中： $S_1$  为初始材料鉴定中材料模量的标准偏差；

$S_2$  为等效性试验中材料模量的标准偏差。

单层厚度、纤维/树脂体积含量、固化后树脂密度、孔隙率和玻璃化转变温度(干态和湿态)评价的统计方法与模量性能评价的统计方法相同,参见公式(3)。公式中具体性能参数为某项物理性能参数。

### 3.2 通过准则

复合材料结构制造工艺的等效性验证中,各项性能项目的接受准则如下。

对于复合材料强度性能,其接受准则为:平均强度性能大于等于强度接受限  $W_{平均}$ , 单个最小强度性能大于等于强度接受限  $W_{最小}$ 。

对于复合材料模量性能,其接受准则为:统计

检验量  $t_0$  满足公式(5)所示的要求。如果在统计计算过程中遇到困难,材料模量平均值的接受限一般为初始材料鉴定中材料模量平均值偏差  $\pm 5\% \sim 7\%$ 。

$$-t_{\alpha/2, n_1+n_2-2} < t_0 < t_{\alpha/2, n_1+n_2-2} \quad (5)$$

式中： $t_{\alpha/2, n_1+n_2-2}$  如表 5 所示。

对于单层厚度、纤维/树脂体积含量、固化后树脂密度和玻璃化转变温度(干态和湿态)这些物理性能,其接受准则为:统计检验量  $t_0$  满足公式(5)所示的要求。

对于孔隙率,其接受准则为:统计检验量  $t_0$  满足公式(6)所示的要求。

$$t_0 \leq t_{\alpha, n_1+n_2-2} \quad (6)$$

式中： $t_{\alpha, n_1+n_2-2}$  如表 5 所示。

复合材料结构制造工艺等效性验证时,推荐出错概率  $\alpha$  设定为 0.05。允许对每项性能进行一次复检,此时,将其出错概率  $\alpha$  降至 0.002 5。

表 5 常数  $t_{\alpha, n}$

试样数量	$\alpha$									
	0.4	0.25	0.1	0.05	0.025	0.01	0.005	0.0025	0.001	0.0005
9	0.261	0.703	1.383	1.833	2.262	2.821	3.250	3.690	4.297	4.781
10	0.260	0.700	1.372	1.812	2.228	2.764	3.169	3.581	4.144	4.587
11	0.260	0.697	1.363	1.796	2.201	2.718	3.106	3.497	4.025	4.437
12	0.259	0.695	1.356	1.782	2.179	2.681	3.055	3.428	3.930	4.318
13	0.259	0.694	1.350	1.771	2.160	2.650	3.012	3.372	3.852	4.221
14	0.258	0.692	1.345	1.761	2.145	2.624	2.977	3.326	3.787	4.140
15	0.258	0.691	1.341	1.753	2.131	2.602	2.947	3.286	3.733	4.073
16	0.258	0.690	1.337	1.746	2.120	2.583	2.921	3.252	3.686	4.015
17	0.257	0.689	1.333	1.740	2.110	2.567	2.898	3.222	3.646	3.965
18	0.257	0.688	1.330	1.734	2.101	2.552	2.878	3.197	3.610	3.922
19	0.257	0.688	1.328	1.729	2.093	2.539	2.861	3.174	3.579	3.883
20	0.257	0.687	1.325	1.725	2.086	2.528	2.845	3.153	3.552	3.850
21	0.257	0.686	1.323	1.721	2.080	2.518	2.831	3.135	3.527	3.819
22	0.256	0.686	1.321	1.717	2.074	2.508	2.819	3.119	3.505	3.792
23	0.256	0.685	1.319	1.714	2.069	2.500	2.807	3.104	3.485	3.767
24	0.256	0.685	1.318	1.711	2.064	2.492	2.797	3.091	3.467	3.745
25	0.256	0.684	1.316	1.708	2.060	2.485	2.787	3.078	3.450	3.725
26	0.256	0.684	1.315	1.706	2.056	2.479	2.779	3.067	3.435	3.707
27	0.256	0.684	1.314	1.703	2.052	2.473	2.771	3.057	3.421	3.690
28	0.256	0.683	1.313	1.701	2.048	2.467	2.763	3.047	3.408	3.674
29	0.256	0.683	1.311	1.699	2.045	2.462	2.756	3.038	3.396	3.659
$\infty$	0.253	0.674	1.282	1.645	1.960	2.326	2.576	2.807	3.090	3.291

(下转第 76 页)

选型试验。全机应按要求进行淋雨试验,以确定腐蚀密封效果,及时填补。

### 3.1 增压舱气密试验

增压舱气密试验应按照 CCAR25.843 的要求,整个增压舱,包括门、窗和活门,应作为一个压力容器。所生产的每架飞机应做强度和功能性试验。按照 CCAR25.365(d)的压差进行强度试验,按照型号飞机增压舱正常使用压差进行泄漏试验。部件密封试验一般可按单面吹风检验或真空检漏或密封结构的气密试验。

### 3.2 防腐蚀密封试验

淋雨试验应考虑在增压和不增压条件下的淋雨试验。对密封胶、密封橡胶件、填料等在环境条件下进行性能试验。对型号未采用过的密封结构形式在初步设计过程可按不增压条件下进行淋雨试验,以确定其密封性。

### 3.3 整体油箱密封试验

试验方法有充压、动力、疲劳、振动和满足密封性能要求的各种特殊试验。

(1) 充压试验,气密试验:一般充 0.035MPa ~ 0.05MPa 压力,保持一段时间,用于检查试件的密封质量;充压停放试验:将试件充满煤油,一般停放一天。观察各部位的密封情况,用来检查密封质量;煤油充压试验:将试件充燃油并加压。最大压力应符合油箱在飞行中所受的最大油压,一般用脉冲压力进行试验。检查密封系统承受结构变形的能力。

(2) 加载充压联合试验,在飞行中,作用在机体

上的各种载荷(除油箱压力外)如果引起密封缝变形时,则需做加载和充压的联合试验。如新设计的机翼整体油箱一般要做联合加载密封性试验。油箱的载荷和固定方法都应模拟飞机实际情况。

(3) 振动试验,结构振动是加速密封破坏的重要原因,而发动机、航炮、起落架以及结构表面气动波动压力都是重要的振源。如果油箱受这些振源的影响,就应做模拟振动试验。

(4) 温度试验,飞机在高速时由于表面气动力加热和发动机等加热,会使油箱的某些部位温度很高,温度变化范围很大,并将影响结构的密封性,对这些部位要做高低温试验。

## 4 结论

气密区结构的气密封和非气密区防腐蚀密封是飞机结构维修中主要内容之一。现役飞机结构密封,由于密封不好造成增压舱失压及腐蚀,带来的危害已引起设计、生产制造、使用维护部门的高度重视,开展了一定的结构密封工作,制订了一些规定。随着新型密封材料在航空领域的不断应用,对于结构密封维修将提出新的要求。

### 参考文献:

[1] 王哲. 现代飞机结构维修性设计[J]. 航空维修与工程, 2003,1:33-34.

(上接第 43 页)

## 4 结论

由于复合材料结构的制造工艺对复合材料结构的性能有明显影响,改变后的复合材料结构制造工艺被认为是新的工艺。根据运输类民用飞机的适航标准,需要对复合材料结构制造的工艺变化进行等效性验证。目前,复合材料结构制造工艺的等效性验证需要进行较低层次复合材料物理和力学性能的试验,经过统计后与初始鉴定的复合材料性能进行对比分析,在所有试样结果达到接受准则后认定改变的制造工艺与原工艺等效。本论文的结论为民用飞机复合材料结构制造工艺的等效性验证提供了借鉴。

### 参考文献:

[1] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准

[S]. 中国民用航空局,2011.11.7: 58.

[2] 14CFR-25 Airworthiness Standards; Transport Category Airplanes[S]. FAA, 2010.2.20: 82.

[3] Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25 Amendment 9[S]. EASA, 2010.8.5: 1-D-1.

[4] Advisory Circular 20-107B. Composite Aircraft Structure. FAA, 2009.9.8.

[5] Advisory Circular 21-26A. Quality System for the Manufacture of Composite Structures[S]. FAA, 2010.7.23.

[6] Gregg Bogucki, William McCarvill, Stephen Ward. Guidelines for the Development of Process Specifications, Instructions, and Controls for the Fabrication of Fiber-Reinforced Polymer Composites[S]. DOT/FAA/AR-02/110, 2003.03.

[7] Composite Materials Handbook[M]. MIL-HDBK-17F Volume 1, 2002.06.17: 42-51.

[8] John S. Tomblin, Yeow C. Ng, and K. Suresh Raju. Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems: Updated Procedure[S]. DOT/FAA/AR-03/19, 2003.09.

[9] Lester Cheng. Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems[S]. PS-ACE 100-2002-006, FAA,2003.9.