

复合材料设计手册



航空工业部科学技术情报研究所

1984年12月

24
CI

译 者 的 话

本复合材料设计手册是英国宇航公司哈特菲尔德工厂 (Hatfield) 出版的一套手册。手册共分为四册, 现仅翻译出版其中的第一册“碳纤维复合材料”和第二册“凯芙拉49复合材料”。

手册就复合材料的构件设计和制造的基本原理、无加筋板设计、连接件设计、工艺技术和质量控制、适航性要求、计算机程序等方面作了详细介绍, 并提供了大量的设计数据、试验曲线和材料性能, 以及设计应用实例。

本手册简明扼要、实用性强, 可供复合材料结构设计人员参考。

由于我们水平有限, 在译文中定会有不少缺点和错误, 望读者批评指正。

译者 1984年6月

~~1007/2/104~~ 1007/2/104

引 言

本手册是为工厂内部使用而出版的，它并不包括英国宇航公司（飞机部）正式出版的数据。我们期待在将来某个时候，经英国宇航公司审定的设计手册将会出版发行。

本手册准备分四册出版：

第一册 碳纤维复合材料

第二册 凯芙拉49复合材料 (Kevlar49)

第三册 混杂纤维复合材料

第四册 纤维复合材料增强的金属结构

手册将根据数据的准备情况，分册出版。必要时，将随时对手册进行修改。

绪 论

1. 纤维选择

纤维/树脂复合材料中的纤维通常选用玻璃、碳和凯芙拉49纤维。硼纤维的成本昂贵，所以应用受到限制。同时，硼纤维的刚度和直径所要求的弯曲半径大，故对许多内部结构也不适用。

这三种纤维/树脂复合材料的特点分述如下：

玻璃

- (1) 成本最低；
- (2) 比重最大；
- (3) 具有丰富的制造经验并易于加工；
- (4) 抗冲击性能适中；
- (5) 透波性良好；
- (6) 有各种形式可供工业选用；
- (7) 具有丰富的商业飞行经验；
- (8) 强度特性较好；
- (9) 刚度最低，破坏时应变最大；
- (10) 吸湿；
- (11) 热膨胀系数适中。

凯芙拉49

- (1) 成本适中；
- (2) 比重最小；
- (3) 在三种纤维类型中加工最困难，需要改进生产工艺；
- (4) 抗冲击性能最好；
- (5) 透波性最佳；
- (6) 有各种形式可供工业选用，但是可适用的厚度比玻璃纤维受到更多的限制；
- (7) 商业飞行经验有限；
- (8) 比拉伸强度最高，但比压缩强度最低；
- (9) 具有比玻璃纤维高的比刚度，但断裂时应变较小；
- (10) 吸湿；
- (11) 沿纤维方向的热膨胀系数趋于零。

碳纤维

- (1) 成本最高；
- (2) 比重居中；

- (3) 累积了很多制造经验, 较容易加工;
- (4) 抗冲击性能最差;
- (5) 不透电波, 半导体性质;
- (6) 有各种形式可供工业选用, 但是可用的厚度比玻璃纤维受到更多的限制;
- (7) 商业飞行经验有限, 但比凯芙拉49的使用经验丰富;
- (8) 比拉伸强度高, 且比压缩强度最高;
- (9) 比刚度最高, 断裂时应变最小;
- (10) 耐湿性最好;
- (11) 沿纤维方向热膨胀系数趋于零。

凯芙拉49一般用于承载较小的零部件, 如: 整流罩、口盖, 以及作为取代玻璃纤维以减轻重量的部件。碳纤维具有良好的强度和刚度特性, 适用于更重要的部件; 但由于需要确保民用飞机在使用条件下长期使用的可靠性, 也由于设计数据有限, 并需要鉴定所用部位的成本效应, 故当前碳纤维复合材料的使用范围仍有限。图1表示建议用在B.Ae.146飞机上的碳纤维复合材料和凯芙拉49复合材料构件。

2. 混杂纤维复合材料

复合材料迭层板可以由各种纤维混合组成。这种混合的措施既可以采用由碳和凯芙拉49或玻璃纤维所制成的织物, 也可以采用由碳和凯芙拉49或玻璃丝束或带材所制成的单向材料。另外, 这种迭层板也可以是由碳和凯芙拉49或玻璃纤维层组成的夹层结构。

混杂纤维复合材料的长处在于能以一种纤维的优点来弥补另一种纤维的缺点。例如:

——通过碳纤维增强来克服凯芙拉49压缩性能低的弱点。

——由碳纤维复合材料层和凯芙拉49复合材料层组成的夹层结构可以克服碳纤维抗冲击性能差的弱点。

——掺有玻璃纤维带的碳或凯芙拉49纤维单向材料, 当紧固件通过玻璃纤维时, 可以减轻由于钻孔所产生的麻烦和应力集中。

——碳纤维复合材料中的凯芙拉49或玻璃纤维带可以起到止裂带的作用。

在大多数情况下, 碳纤维与凯芙拉49混用是可取的。这是因为它可以使重量减至最小, 而且这两种材料的热膨胀系数实际上是相同的。应用玻璃纤维的混杂复合材料, 虽然价格便宜, 但重量较大, 而且在许多情况下内应力较高。

3. 材料选择

通常, 订货的材料是浸渍树脂的纤维沿一个方向铺放的片材或带材(即单向预浸料), 或者是浸渍树脂的织物。这种材料具有柔性和粘性, 使用时可以一层一层地铺迭在模子里, 最后加热加压固化成构件。

就许多设计而言, 要求采用长纤维或带状缠绕预浸丝束, 即包含许多(10,000, 6,000, 5,000孔)纤维(长纤维)的纤维绳, 或者采用窄的单向纤维预浸带。

在应用碳纤维时, 铺迭一层干布手刷一次树脂的方法, 即湿铺迭法不是一种常用的方法。这种方法所得到的材料质量和性能比应用预浸渍材料所得到的质量和性能要低。所以, 这种方法仅限用于形状复杂而又需要利用碳纤维刚度和低比重优越性的部位。

在应用玻璃纤维或凯芙拉49时，一般采用织物形式，而对于碳纤维复合材料，需要采用单向纤维带和织物，以便于有效地利用这种材料设计出具有更高承载能力的构件。

用成卷的约40英寸宽的织物铺迭比单向材料铺迭更便宜，即使是用自动铺迭机铺迭单向材料时也是如此。然而，织物是双向材料，因此纤维方向不能与载荷方向保持一致，也不能与单向材料一样进行对称铺迭。同时，当使用织物作蒙皮时，必须考虑到所得表面光滑度的标准。如果采用较便宜的粗糙织物，光滑度将不能满足气动要求，除非采用填料涂层，而这将会增加成本和重量。为得到满意的光滑度，可采用以下方法：

- (a) 外表面加一层泰特拉 (Tedlar) 聚氟乙烯，这一层可以在模压工艺过程中加入；
- (b) 在表面涂一层稠的树脂整饰剂；
- (c) 采用“加工过的”，即平整过的织物。这种织物可向某些供应厂商购买。

薄织物迭层板比用单向材料制成的类似的迭层板有更多的孔隙，使用“加工过的”织物能够解决这个问题。但是，平整工艺过程可能损坏纤维，使材料性能受到一些损失。

4. 重量比较

各种纤维的比重如下 (单位: 磅/英寸³) :

——玻璃纤维 = 0.092 (“E”玻璃)

——碳纤维 = 0.065 (A型, 参见图3.12)

——凯芙拉49纤维 = 0.052

对于结构上的应用，除了要求无毒性、低烟雾发散性的客舱外，其余区域均可采用典型比重值为0.046磅/英寸³的环氧树脂基复合材料。

以单向纤维预浸料片材或带材制成的迭层板，固化后的纤维体积含量将在60~65%之间，现以62.5%的体积含量为例，这三种类型的纤维复合材料的重量比较如下：

——玻璃纤维 = $0.625 \times 0.092 + 0.375 \times 0.046 = 0.0747$ 磅/英寸³

——碳纤维 = $0.625 \times 0.065 + 0.375 \times 0.046 = 0.0579$ 磅/英寸³

——凯芙拉49纤维 = $0.625 \times 0.052 + 0.375 \times 0.046 = 0.0497$ 磅/英寸³

用织物制成的迭层板，固化后的纤维体积含量是45~50%。以47.5%的体积含量为例，这三种类型的纤维复合材料的重量比较如下：

——玻璃纤维 = $0.475 \times 0.092 + 0.525 \times 0.046 = 0.0679$ 磅/英寸³

——碳纤维 = $0.475 \times 0.065 + 0.525 \times 0.046 = 0.0550$ 磅/英寸³

——凯芙拉49纤维 = $0.475 \times 0.052 + 0.525 \times 0.046 = 0.0489$ 磅/英寸³

对于客机机舱的装饰，采用酚醛树脂基体。酚醛树脂比环氧树脂稍重，其典型的比重是0.049磅/英寸³。

5. 成本比较

决定采用纤维复合材料而不用金属材料制造构件的主要原因之一是它的成本效率。通常，通过用碳纤维复合材料重新设计一个铝合金构件或者用凯芙拉49重新设计一个玻璃纤维构件，预计可以减少20~30%的重量。但目前大多数情况下制造先进复合材料构件的成本比较高。因此，必须建立一个成本交换率，即：增加的成本（英镑）除以节省的重量（磅），这才是比较合理的。

材料成本是关键因素。这是随订购数量、预浸料的厚度和织物的类型而变化的。然而，若以铝的成本为一个单位成本，那么目前典型成本为：玻璃纤维是3.5个单位，凯芙拉49纤维是10个单位，碳纤维是17个单位。可是对某些构件来说，复合材料的利用率却是相当高的，这在某种程度上是一个补偿。因为，复合材料是压制而成的，不同于铝合金构件所采用的化铣或机械加工。

能源消耗的不断增长将增加碳纤维和凯芙拉49纤维的用途。因为象洛克希德公司的L-1011型飞机，其年飞行时数是3000小时，每减轻1磅重量，每年就可节约140磅燃料。此外，与生产1磅碳纤维构件相比，1磅铝合金构件需要化费6倍能源。

6. 铺层的定义

如果一块纤维增强的复合材料迭层板是由许多层构成的，为了给制造者提供参考，而要写出每层的方向和它的全部铺层顺序是相当麻烦的。因此，常常采用一种简便方法表示一块迭层板的结构。下面举例介绍一些表示方法及其含义：

$(0_2/\pm 45/90_3/\mp 45/0_2)_T = 0^\circ, 0^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 90^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 0^\circ$

$(0_2/\pm 45_2/90)_S = 0^\circ, 0^\circ, +45^\circ, -45^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 90^\circ, -45^\circ, +45^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 0^\circ$

$(\mp 45/0_3/90_2/\pm 45)_S = -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, +45^\circ, -45^\circ$

$(0_2/90/(0/\pm 45/90)_2/0_3)_S = 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ$

$(90/0_2/90)_{2S} = 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ$

角标T = 总层数；

角标S = 中面对称；

角标2, 3等 = 指定方向铺层的重复数。

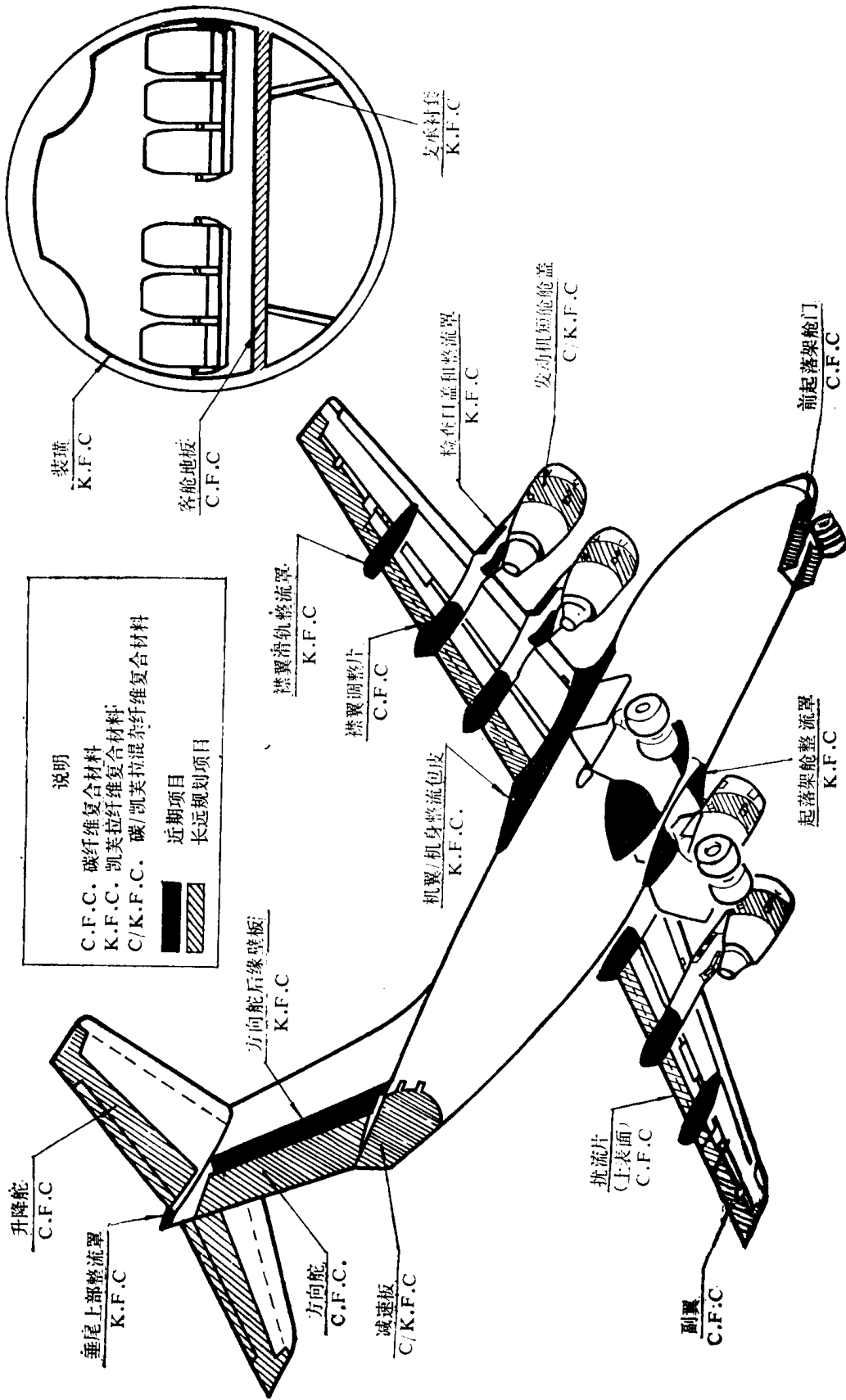


图 1 建议 B.Ae.146 飞机采用的复合材料构件

目 录

第一章 前言

第二章 碳纤维复合材料构件的设计和制造说明

2.1 碳纤维复合材料的一般特性

2.1.1 质量控制

2.1.2 固化周期

2.1.3 树脂

2.1.4 环境影响

2.2 设计中要考虑的因素

2.2.1 迭层板的铺迭

2.2.2 由于金属连接件而引起的热应力

2.2.3 腐蚀

2.2.4 雷击

2.2.5 抗冲击性

2.2.6 接头和连接件

2.2.7 切割、钻孔和总孔

2.3 有关的文件

2.3.1 材料规范

2.3.2 工艺规范

图2.1 碳纤维复合材料的固化

图2.2 机械连接件

第三章 碳纤维材料数据

3.1 材料

3.1.1 纤维类型

3.1.2 树脂体系

3.1.3 织物材料

3.2 设计数据

3.2.1 正交铺层材料特性

3.2.2 织物材料特性

3.2.3 主要结构对材料特性的要求

3.2.4 120°C固化的树脂基复合材料特性

- 3.2.5 飞机使用环境的影响
- 3.2.6 设计数据的校核
- 3.3 单向材料应力-应变数据
- 3.4 物理性能

- 3.4.1 比重
- 3.4.2 热膨胀系数
- 3.4.3 热传导率
- 3.4.4 电阻率
- 3.4.5 比热

表3.1 英国宇航公司关于碳纤维复合材料的研究项目

表3.2 织物预浸材料

表3.3 波音公司对织物材料的要求

表3.4 单向预浸材料

表3.5 波音公司对单向材料的要求

表3.6 175°C和120°C固化的两种碳纤维复合材料系统比较

表3.7 设计数据图表和试验结果之间的比较

图3.1 单向碳纤维复合材料的杨氏模量与加载角的关系

图3.2 单向碳纤维复合材料的拉伸强度与加载角的关系

图3.3 许用拉伸应力(最大应力)(以0°、90°和±45°取向)

图3.3^a 许用压缩应力(最大应力)(以0°、90°和±45°取向)

图3.4 纵向和横向弹性模量(以0°、90°和±45°取向)

图3.5 许用剪切应力(最大应力)(以0°、90°和±45°取向)

图3.6 剪切模量(以0°、90°和±45°取向)

图3.7 泊松比 μ_{xy} 和 μ_{yx} (以0°、90°和±45°取向)

图3.8 许用拉伸、压缩和剪切应力(最大应力)(0°/90°、+45°/-45°织物材料)

图3.9 弹性模量 E_x 、 E_y 和 G (0°/90°、+45°/-45°织物材料)

图3.10 泊松比 μ_{xy} 和 μ_{yx} (0°/90°、+45°/-45°织物材料)

图3.11 单向材料的应力-应变曲线

图3.12 材料比重

图3.13 120°C固化碳纤维织物复合材料的初步设计数据

图3.14 170°C和120°C固化的树脂体系性能的比较

图3.15 太阳热对碳纤维复合材料的影响

第四章 无加筋板

4.1 引言

4.2 板的尺寸

4.2.1 屈曲曲线的使用

4.3 设计数据的验证

- 表4.1 承压板屈曲设计值与试验值比较
- 表4.2 承剪板屈曲设计值与试验值比较
- 图4.1 R3-CFD-0282 (2) 板的屈曲; 拐点的确定
- 图4.2 R3-CFD-0282 (2) 板的屈曲; 纵向薄膜应变反向
- 图4.3 剪切载荷-板中心点的侧向挠度的关系曲线 ($\pm 45^\circ$ 铺层)
- 图4.4 表示屈曲点应变反向的载荷-应变曲线
- 图4.5 $0^\circ/45^\circ/90^\circ$ 迭层板的剪切屈曲
- 图4.6 迭层板的不同铺迭顺序的比较
- 图4.7 纵向压缩屈曲
- 图4.8 横向压缩屈曲
- 图4.9 面内剪切屈曲
- 图4.10 纵向压缩屈曲
- 图4.11 横向压缩屈曲
- 图4.12 面内剪切屈曲
- 图4.13 复合载荷作用下的屈曲曲线
- 图4.14 $0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ$ 承剪板的典型载荷-板中心点侧向挠度的曲线
- 图4.15 表明环境影响的剪切应力-应变曲线

第五章 接头和连接件

5.1 引言

5.2 螺栓连接

5.2.1 挤压强度

5.2.2 碳纤维织物复合材料的挤压强度

5.2.3 螺栓连接的拉伸强度

5.2.4 螺栓连接的剪切强度

5.3 铆钉连接

5.4 胶接

表5.1 螺栓连接的剪切应力集中系数 (BSL 914树脂体系)

表5.2 螺栓连接的剪切应力集中系数 (Code 69树脂体系)

表5.3 $\pm 45^\circ$ 碳纤维复合材料迭层板上的 AGS 2065铝合金圆头 (Avdel) 铆钉的单剪设计强度 (最大值)

表5.4 $\pm 45^\circ$ 碳纤维复合材料迭层板上的 AGS 2059蒙乃尔合金圆头铆钉 (POP) 的单剪强度 (最大值)

图5.1 破坏时的挤压强度

图5.2 拉伸应力集中系数 (0° 、 $\pm 45^\circ$ 铺层)

图5.3 拉伸应力集中系数 (单向无纬布正交铺层材料)

图5.4 钛-碳纤维复合材料胶接件经环境暴露后的剪切强度

第六章 设计应用

6.1 引言

6.2 制造容差

6.3 防腐蚀

6.3.1 永久性螺栓连接

6.3.2 非永久性螺栓连接

6.3.3 铆接

6.3.4 胶接

6.4 机械紧固装配件

6.5 抗冲击性

6.6 耐碰撞性

6.7 雷击

6.8 静电

6.9 复合材料的设计方案

6.9.1 B.Ae.146飞机方向舵

6.9.2 A300飞机方向舵

6.9.3 管子和撑杆

6.9.4 B.Ae.146飞机外侧襟翼调整片

6.9.5 B.Ae.146飞机发动机前舱门

6.9.6 B.Ae.146飞机减速板

6.9.7 福克 F28飞机减速板

6.9.8 A300B2/B4飞机扰流片

6.9.9 洛克希德公司 L-1011飞机副翼

6.9.10 其它方案

表6.1 金属和碳纤维复合材料在5%NaCl中性蒸馏水溶液中的电势近似值

表6.2 适用于碳纤维复合材料与金属螺接的防腐措施

表6.3 英国宇航公司铆接使用经验

表6.4 采用轻合金铆钉的试验结果

表6.5 采用不锈钢铆钉或蒙乃尔合金铆钉的试验结果

表6.6 洛克希德 L-1011复合材料副翼的评定

图6.1 材料宽度对废边料的影响

图6.2 碳纤维复合材料构件的热压罐固化

图6.3 复合材料/金属的连接

图6.4 口盖的连接(英国宇航公司哈特菲尔德工厂)

图6.5 口盖的连接(英国宇航公司韦布里季工厂)

图6.6 波音767飞机操纵面的连接

图6.7 波音公司腐蚀试验结果

图6.8 三叉戟飞机碳纤维复合材料蒙皮的外侧襟翼折流板

- 图6.9 平板的抗冲击性
- 图6.10 碳纤维复合材料加筋板的抗冲击能力
- 图6.11 A300飞机雷击区域图
- 图6.12 防雷击的绝缘方案
- 图6.13 B.Ae.146飞机方向舵
- 图6.14 有防雷击措施的A300飞机方向舵设计
- 图6.15 长丝和纤维带缠绕的复合材料构件
- 图6.16 B.Ae.146飞机的外侧襟翼调整片
- 图6.17 B.Ae.146飞机的发动机前舱门
- 图6.18 B.Ae.146飞机减速板
- 图6.19 福克 F28飞机复合材料减速板
- 图6.20 A300 B2/B4飞机碳纤维复合材料扰流片胶接装配件
- 图6.21 A300 B2/B4飞机碳纤维复合材料扰流片装配图
- 图6.22 洛克希德 L-1011飞机内侧副翼——金属结构设计方案
- 图6.23 洛克希德 L-1011飞机内侧副翼——复合材料结构设计方案
- 图6.24 其它碳纤维复合材料结构设计方案

第七章 工艺技术和质量控制

7.1 前言

7.2 缺陷类型

7.3 缺陷的影响

7.3.1 铺层误差

7.3.2 空隙

7.3.3 分层和杂质

7.3.4 纤维的切断

7.3.5 纤维的排列偏移

7.3.6 预浸料中的间隙

7.3.7 纤维体积含量的变化

7.3.8 孔的质量

7.4 缺陷对构件的影响

图7.1 空隙率对弯曲和层间剪切强度的影响

图7.2 空隙率对层内剪切强度、压缩强度、拉伸强度和模量的影响

图7.3 各种缺陷对层间剪切强度、压缩强度和拉伸强度的影响

图7.4 缺陷评价试件

图7.5 纤维体积含量对复合材料应力集中系数的影响

图7.6 孔带缺陷的试件详图

图7.7 受载螺栓的交变循环疲劳试验结果

图7.8 孔带缺陷时各种应力水平的概率

图7.9 孔缺陷对交变循环疲劳寿命的影响

第八章 适航性

美国联邦航空局咨询通报AC No.20-107

第九章 计算机程序

- 9.1 引言
- 9.2 程序 LG43
- 9.3 程序 RS4B
- 9.4 未来的发展

第一章 前 言

复合材料设计手册的第一册是有关碳纤维复合材料 (CFC) 构件设计和制造方面的资料。

该手册在准备资料过程中, 假定了碳纤维复合材料构件将根据批准的材料验收、固化周期、制造工艺和无损检验等程序进行制造, 并按材料规范、工艺规范和构件工艺说明书进行控制。

至于材料数据, 设计值 (“B” 值) 已对材料的变异性和长期环境影响所引起的降解作用作了相应的考虑。此外, 低速冲击也会引起迭层板损坏, 故对某些部位, 在应变方面有一定的要求。估计了上述影响所取的减缩系数是以现有的设计和试验结果为基础的。

第二章 碳纤维复合材料构件的设计和制造说明

2.1 碳纤维复合材料的一般特性

碳纤维复合材料通常以片材或卷在滚筒上的带材形式供应, 它由纤维和树脂组成, 通称为“预浸料”, 夹在两层隔离纸中间。纤维可全部沿长度方向铺设成“经纱”片材和带材。或编织成织物。预浸料中的树脂被固化到一定程度, 使这种材料具有柔性和粘性。

预浸料有一个有限的贮藏期。当贮藏温度为 -20°C 时, 贮藏期通常在 3 至 6 个月范围内。但根据所用的树脂基体的不同, 当贮藏温度为室温时, 其贮藏期就缩短为 2 个月到 2 个星期。此外, 当要从一卷上切取材料时, 从冷藏箱中取出后须在室温中放置 24 小时使其恢复到室温, 但其再次放入冷藏箱的贮藏期缩短。

在英国宇航公司的研制工作所采用的树脂基体中, 有一种是 CIBA-GEIGY BSL914 树脂。当贮藏温度为 22°C 时, 其贮藏期为 3 个月; 在 -16°C 时, 其贮藏期是 2 年。沃顿 (Warton) 工厂在为“美洲虎”歼击机试验碳纤维复合材料机翼和罗尔斯·罗伊斯公司为 RB211 发动机生产碳纤维复合材料舱盖 (由韦布里季工厂制造) 时都选用了这种树脂。

碳纤维复合材料构件的制造顺序是在清洁的室内, 先在模具上铺迭若干层预浸料 (纤维方向随载荷要求而定), 然后通常是将迭层件推入热压罐中抽真空, 排出残留的空气和其它气体, 再在加热加压条件下进行固化 (英国宇航公司采用的压力为 100 磅/英寸², 温度为 170°C)。这期间, 任何多余的树脂都被排入吸胶毡中 (图 2.1)。

碳纤维复合材料也可由纤维束制成, 如用长纤维缠绕制成管子, 或由于织物, 象“湿铺迭法”一样, 随机浸渍树脂制成构件。目前, 布勒 (Brough) 工厂正在研究这种方法。

2.1.1 质量控制

碳纤维复合材料构件的制造, 实际上包括材料的制造, 所以要求严格控制质量, 特别是因为碳纤维复合材料的性能比其它纤维复合材料更适合用于制造比较重要的飞机构件。

已制订的英国宇航公司规范规定了碳纤维复合材料预浸料各种形式和各种织物式样的要求, 并根据这些规范订购材料。要求材料供应商进行试验以确定性能、纤维体积含量、挥发物含量、树脂凝胶特性等, 证明所提供的材料满足规范的要求。英国宇航公司还可以进行验收试验以验证制造商提供的数据。

已制订的工艺说明书给出了复合材料构件的特殊的质量控制要求，如：

- (a) 吸胶材料、脱模布等的规范和铺放；
- (b) 构件在热压罐中的组合方法；
- (c) 在固化和胶接周期的工艺过程中，应有随炉件以证明质量，它的放置位置和性能要求应与构件一致；
- (d) 应采用的固化周期和热电偶的配置；
- (e) 在固化的迭层板中所允许的空隙含量；
- (f) 向设计部门提供有关裂纹、杂质和分层的说明。

另外，还制订了生产文件，包括生产操作（切割、钻孔、镗孔等）以及无损检验方法。对每个构件也应建立档案。构件在使用过程中可能产生任何预料不到的缺陷时，档案中的资料可为查明这些缺陷的原因提供依据。

2.1.2 固化周期

决定迭层板质量的主要因素是空隙含量。为了得到低空隙含量必须保证：

- 有效地从组成迭层板的各层中排除空气和其它气体；
- 对树脂施加足够的压力。

为了排除铺好的迭层板中的空气和气体，必须使真空袋内部产生高度真空（28英寸汞柱的真空）。由于真空袋外面仍处于大气压力之中，故存在着一个作用于迭层板上将它压实的压力，从而阻止往外抽气。

采用双重真空措施，即在真空袋里抽至28英寸汞柱真空压力，而在热压罐里施加20英寸汞柱的真空压力，可以得到高质量的迭层板。这样的高真空度为排除伴有低的压实压力的截留空气和其他气体创造了良好的条件。但问题在于，这段固化期内，温度增加必然受到应用辐射加热器的影响，并且由于没有对流，而增加了产生局部热点的可能性（参见图2.1）。

如果吸胶材料的容量足以容纳所洩出的所有树脂，当固化期间加温、加压时，树脂承受的唯一压力是从吸胶材料被排出的空气的压力，即大气压。如果真空袋内部同时通入大气的活，就同以往的情况一样。对树脂加压的方法一般有以下几种：

- (a) 限制吸胶。吸胶材料织纹结构应选择那些能够节制树脂流动并产生反压力的材料。
- (b) 饱和吸胶。吸胶材料贮存树脂的容量刚好小于被排出的树脂量。一旦完全填满，就可得到所需的压力。
- (c) 使用含有控制树脂流动添加剂的高粘度树脂。
- (d) 低吸胶。最近已有可能获得树脂含量低的符合要求的预浸料，这样在固化过程中不会流出多少树脂，可以节省吸胶材料费用。
- (e) 双重加压。这种方法在曼彻斯特工厂已取得专利权，利用这种工艺方法可以使真空袋内的压力保持40磅/英寸²；在热压罐里的压力保持90磅/英寸²。结果在树脂和迭层板上分别产生40磅/英寸²和50磅/英寸²的固化压力。

方法(a)、(b)、(c)所存在的问题是吸胶毡必须裁剪成适合于迭层板的局部变化（如厚度变化），并且性能受树脂粘度变化的影响；方法(e)则对这种变化很不敏感；方法(d)正在发展成为标准的方法。

2.1.3 树脂

有许多树脂体系可用作碳纤维复合材料的基体。BSL914树脂采用固体固化剂，而且它

是高粘度的，故与别的树脂略有不同。在树脂体系中组份的变化是难以判定的。通常，对于特定的预浸料，牌号是唯一区别的办法，但就许多性能而言，大体上都是相同的。因为它们是由相同的基料树脂派生出来的。

2.1.4 环境影响

对于任何纤维/树脂材料，主要的问题之一是飞机使用环境对材料性能的影响。按真实条件进行的加速地面环境试验是不可靠的，这就是为什么要对碳纤维复合材料构件进行广泛的飞行试验的原因，例如英国宇航公司对三叉戟飞机构件、VC-10飞机部分方向舵和机身检查口盖、“火神”轰炸机的减速板、748飞机襟翼传动扭力管等复合材料构件进行了飞行试验。

树脂体系的选择可能影响到长期的环境条件下的材料性能。BSL 914树脂体系预浸料也许是最易于成形的，但固化的迭层板易于吸湿。这种水份吸收的影响还不清楚，因为还没有关于在使用环境下长期使用的性能数据。

常用的树脂体系可以分为120°C和170°C固化体系。120°C固化体系在湿热条件（即温度为80°C、吸湿量为1.0%）下的性能，远不及170°C固化体系。因此，120°C固化体系仅适用于不太重要的承载不大的结构。120°C固化体系的优点是不用胶膜便可以共固化（参见第6.1节）。

2.2 设计中要考虑的因素

碳纤维复合材料具有独特的性能，它不同于金属，而类似于木材，所以有必要修正构件的设计概念。必须考虑到的特点，将在下面列出，其中一些更详细的说明见本手册的有关章节。

2.2.1 迭层板的铺迭

当纤维取向与载荷方向偏离时，碳纤维材料的很强的各向异性会导致效率急剧下降（参见第三章）。大多数情况下，一个构件要承受一个方向以上的载荷，如正向载荷+剪切载荷、相互垂直的正向载荷+剪切载荷。在这些情况下，迭层板的铺层中应包括纤维成 $\pm 45^\circ$ 方向的铺层，以承受剪切载荷。

在某些情况下，为适应多向载荷状态，只有在铺迭迭层板时使单层的纤维取向与受载方向一致方可得到最大效率。这样迭层板内的纤维取向角度就有好多种，使得迭层板的制造复杂化。因此考虑纤维方向应限制在 0° 、 90° 、 $\pm 45^\circ$ 方向。如果需要准各向同性的迭层板，则限制在 0° 、 60° 、 120° 方向。

一块迭层板内各层的铺迭顺序也会影响性能。对于多方向纤维铺迭，每一特定纤维方向的单层片应该沿整个迭层板厚度方向均匀分布。例如一块11层包括6层 90° 取向、5层 0° 取向的迭层板，其铺迭顺序应是： $90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ$ ，它比 $90^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 90^\circ$ 的铺迭顺序更可取。因为取向一致的纤维层合在一起会导致树脂开裂。

一块由 $0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ$ 取向组成的迭层板，如果 $\pm 45^\circ$ 纤维位于迭层板的外表面，则板的压缩和冲击性能将得到一些改善。此外， $\pm 45^\circ$ 层应该按对称铺迭，以降低迭层板的层间剪应力。例如： $+45^\circ, -45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 90^\circ, 0^\circ, -45^\circ, +45^\circ$ 。

沿纤维方向的单向纤维层的热膨胀系数接近于零，垂直于纤维方向的则与树脂基体的热