

11-22, 32

飞机, 复合材料, 整体结构, 制造



飞机复合材料整体结构的制造技术

v261.97

德国MBB公司飞机部 J. Klenner

Klenner, J 伊玲文

一、前言

在飞机制造中应用高性能纤维增强复合材料, 最初主要着眼于技术可行性和最大限度的减重研究。这期间, 不但验证了这种材料几乎在所有飞机结构上的适用性, 而且在很大程度上实现了用于这些结构的愿望。从技术观点来看, 目前纤维增强复合材料已成为举足轻重的飞机结构材料。

但是, 在复合材料的价格发展上, 尚未达到最初的乐观预计, 同其相竞争的金属材料比, 仍然存在着材料成本高的严重不足。因此, 只有大幅度降低复合材料构件的制造费用, 才能平衡或者弥补这一缺点, 从而达到在飞机上增大复合材料结构应用比例所必需的经济性。

由于种种原因, 目前纤维复合材料加工中手工劳动量很大的状况不会太长。这就为纤维增强复合材料构件生产广泛实现机械化和自动化提供了良好的前提条件。这样可使它的加工成本达到具有竞争能力的目标, 进而使其减重能力更具有广泛的吸引力。

下面通过典型的飞机复合材料结构来阐述它的加工技术, 并指出实现工业化生产的步骤。

果表明计算是可能的并且是有意义的。

在计算旋翼桨叶低马赫数流动时, 收敛速度沿展向不是常数。在一定的条件下, 有可能出现内侧桨叶部分不可能有收敛解的情况。这

二、纤维增强复合材料在飞机上的应用

由于飞机结构轻量化要求, 以及先进的高性能复合材料所特有的优异强度和刚度, 使复合材料在飞机上的应用日趋增多。但是, 选用原则主要还是根据结构件的要求。

1. 材料要求

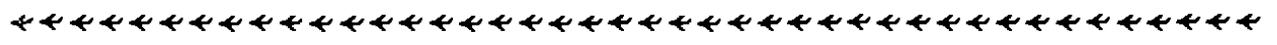
目前, 高刚性纤维增强复合材料如碳纤维和芳族聚酰胺复合材料, 能够较广泛地满足飞机结构件的各种要求。至于其他的聚合物、陶瓷和金属纤维应用, 目前暂且不多。但是, 对于特殊用途(如雷达目标显示特性小)和高温应用, 将来会增加其使用比例。

目前, 在基体材料方面, 热固性聚合物, 如环氧树脂(EP)和双马来酰亚胺(BMI)占优势。至于将来是否还采用热固性复合材料构件, 现在还很难预测, 不过, 要完全淘汰热固性塑料也是不可能的。但是, 随着高速飞机热载荷增加, 则应立足于将来大量使用陶瓷和金属基复合材料。

预计, 在不久的将来碳纤维或芳族纤维聚酰胺复合材料, 如EP和BMI系列, 将会占主导地位。由于在飞机制造中碳/聚酰胺复合材

些限制必需在进一步的研究中探讨。

(蒋林波译自德国MBB公司 1990 年“研究与发展”报告, 徐德康校)



料占有显著地位，所以下面介绍主要以它及其等宽度纤维布或单向预浸带半成品为主。

2. 结构要求

飞机的薄壁结构件往往在稳定性上要求很严。在这方面先进复合材料的高弹性模数很有益。但是，在很多情况下，还需要额外增强。对于平面构件（如承力机身蒙皮以及机翼和操纵面蒙皮），要么选用夹芯结构，要么选用直接加强的型面结构。

由于各种原因，型面加强筋结构比夹芯结构优越（至少大承力结构如此）。目前，在一个或两个方向上用型面加强筋的碳纤维复合材料蒙皮已是飞机外蒙皮和内部结构的典型形式。虽然下面所涉及的问题围绕着上述典型结构，但这里讨论的方法也可以广泛用于夹芯结构面板的生产和型面加强筋的制造。

3. 飞机制造和纤维复合材料特有条件

飞机制造的特点是批量小，而且生产延续时间长。为使生产成本达到最合理，必须提高生产方法和生产设备的柔性，以适应这种局面。由于减轻飞机结构重量会导致其安全系数减小，因此对可重复生产构件的质量要求很高。这样，制造中的质量保证费用，包括构件特性的跟踪，也就相当高。

在选用复合材料时，还应考虑到它将取消金属材料通常存在的半成品阶段，材料的主要性能要在构件制造时才能确定。由于复合材料结构无损检验技术发展还不完善（例如，对于有一定层数和纤维走向之类重要层压复合材料的性能尚无完全可靠的无损检测方法），故其制造过程中的额外检验费会明显增加。这就要求采用极少产生故障的制造过程。

复合材料的魅力主要是对飞机的减重潜力。如果大力发展铝锂合金，复合材料与其相比，减重的优势并不大。另外，出于经济考虑，更轻型结构的生产成本降低或效率提高有限，因此它将受到商定或预计价格的限制。还有，高性能复合材料从开始就已确定了昂贵的材料价格。因此，采用复合材料除进一步要求提

高性能外，还应考虑下述三个基本问题：

1) 由于材料费用高，应努力降低复合材料结构的制造成本。这不仅指单件制造费用，而且还与装配有关。因此，要达到降低费用的目的，唯一的途径是进一步实现机械化和自动化。这样还可以改善质量稳定性，减少装配费用的办法是尽量提高构件整体化，也就是减少零件和紧固件数量。后者还可减轻结构件重量。

2) 为了保持复合材料结构轻于金属结构的优点，复合材料构件应当是减重的、但通常又是复杂而精细的设计。在考虑成本的情况下，一种受欢迎的明显简化设计会达到减轻重量目的。

3) 由于材料昂贵，应尽量提高材料利用率。就是说制造构件时碎片一定要最少。特别是在废料重复利用可能性很小的情况下，如热固性复合材料情况那样。

三、飞机复合材料结构的制造

飞机复合材料构件主要分成两类：

- 1) 夹芯结构：a) 全夹芯；b) 夹芯蒙皮
- 2) 整体结构：a) 型面加强筋；b) 非加强蒙皮；c) 型面加强筋蒙皮。

本文重点介绍碳纤维复合材料（CFK）整体结构件的制造。但是，所述方法和结果在一定程度上也可以用于同种材料的其他结构上。关于夹芯结构，只介绍复合材料层压板制造。支承材料加工及其同面板的连接，将作为单独的题目介绍，这里不考虑。在加工方法上，将介绍不同的半成品（纤维布或单向预浸带）、构件形状（截面形状、可展开的/不可展开表面）、曲度以及蒙皮与其加固的型面筋的连接方式。

1. 典型构件形状

加工整体型面加强筋的方法应尽可能一致，不管它是先单独固化处理，然后同其他构件连接（铆接、螺栓连接、粘接），还是在完全固化过程中进行连接（共连接，共固化）。在下面讨

论的加工方法中（在一定范围内）截面形状、曲度、可展开性以及采用的半成品均置于次要地位。图1和图2示出了程度不同的整体碳纤维复合材料翼梁、翼肋和隔框的型面加强筋。

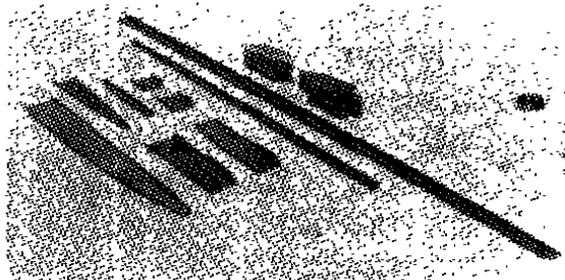


图1 碳纤维复合材料水平尾翼的型面加强筋

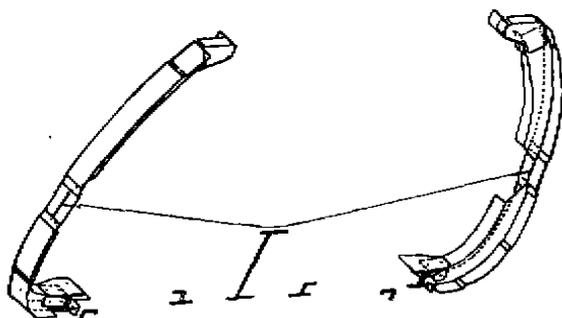


图2 碳纤维复合材料机身承力蒙皮的型面加强筋

在各种截面形状（T、I、C、L）中，以上形型面为主，这是因为它一方面具有良好的几何刚性及在加强蒙皮上的良好连接性，另一方面是这种形状能简便同其他构件连接（如内部构件）。壁厚和层压板结构变化，通常放在型面加强筋圆周方向和纵向上，以便同局部负载重量优化匹配。稳定的不变截面层压板，当然对制造工艺和制造费用有利，但是给减轻重量带来困难。

由于制造技术上的原因，就结构件形状和所用半成品而言，翼型结构肯定同蒙皮结构件不同，如图3所示的尾翼可展开蒙皮。为了达到构件或层压板所要求的质量，允许把可展开蒙皮制成不可展开蒙皮（图4所示为局部双曲度机翼蒙皮）。

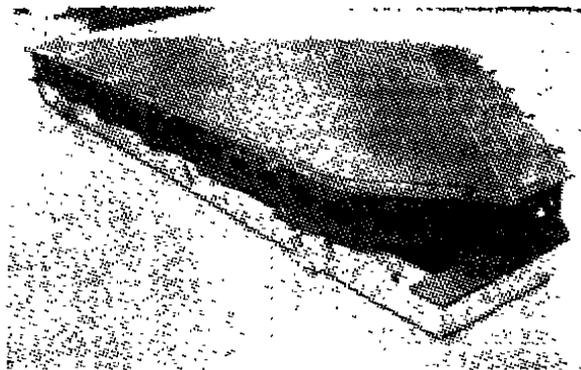


图3 水平尾翼的碳纤维复合材料蒙皮

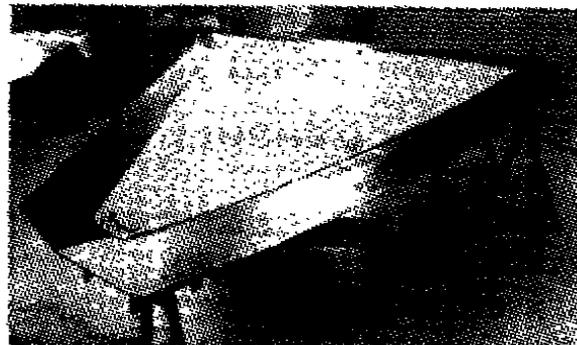


图4 X-31试验机的碳纤维复合材料机翼蒙皮

在可展开蒙皮上局部铺叠覆盖也会造成不可展开性，从而变成制造技术上的难题。大面积蒙皮件几乎总是有大量局部加强层的复杂层压板结构。

图5示出了明显的双曲度蒙皮。它是“狂风”飞机主起落架碳纤维复合材料舱门的双曲度整体型面加强蒙皮。在热压循环中以共固化方法

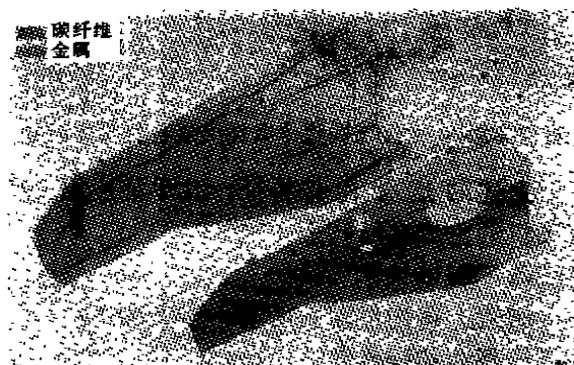


图5 “狂风”飞机主起落架碳纤维复合材料舱门

- 结构形式**
- 不可拆开几何形状的碳纤维复合
 - 材料制面蒙皮
 - 整体型面加强结构 (21J 型面)
 - 整体化凸缘、边缘加强和纵向加固
 - 有 9 个维护窗口的承载盖板
 - 用钢丝网覆盖全部外表面的整体避雷装置
- 材料**
- 单向碳纤维—预浸处理
- 技术数据**
- 长度 4710 毫米
 - 宽度 最大 2140 毫米; 展开的 3 米
 - 重量 128 公斤
 - 比铝合金减重 24 %
 - 蒙皮壁厚 2.8—11.0 毫米
 - 层数 约 4500
 - 材料利用率 > 80 %
- 加工方法**
- 用铺叠制造系统和热成型装置
 - 制造型面加强件
 - 用制蒙皮制造蒙皮
 - 构件固化
 - 热压罐内循环加热 (共固化)
 - 成品尺寸 (近模具尺寸)
 - 在 176 °C (在 200 °C 退火)

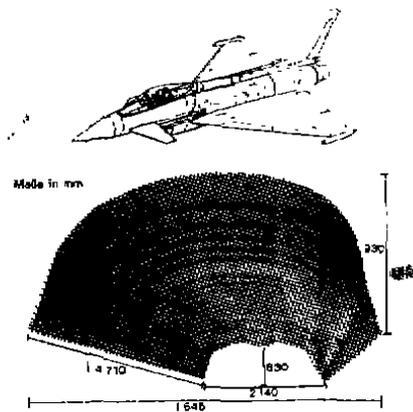


图 8 JF90 飞机碳纤维复合材料机身中段蒙皮

制造加强外蒙皮, 经无损检验后同单独固化的未加强内蒙皮连接。

根据主起落架复合材料舱门构思, 可以实现大面积高度整体化碳纤维复合材料结构的制造, 如图 6 所示的 JF90 飞机一维整体型面加强筋的机身中段侧面蒙皮。这是大幅度减少零件和紧固件数量的高度整体化碳纤维复合材料结构形式的范例。

图 7 示出了进一步整体化的构件。图为 X31 试验机的方向舵部件, 其两面蒙皮和支承型面筋已整体化, 并且采用共固化或共对接方法完全固化。

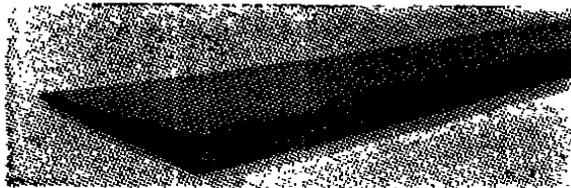


图 7 X-31 试验飞机整体碳纤维复合材料方向舵

上述的这种构件特征, 几乎能应用到所有飞机的主、次结构上。

2. 制造技术

制造上述构件需要的基本步骤如下:

- 型面加强筋制造;
- 蒙皮制造;

— 型面加强筋同蒙皮连接。

图 8 中所示实例为整体型面加强机身蒙皮的制造过程。此外, 还有所需的完全固化、检验及机加工序, 最后是装配过程。

为了达到要求的构件质量 (至少大面积构件), 采用热压罐固化这里所述热固性复合材料是必不可少的。但这方面的机械化或自动化程度很低。不过, 可从单独实现优化 (如可重复使用的真空膜, 整体化的抽气和测量管道以及装料优化), 设计相应的固化模具, 来明显减少固化费用, 如构件出模方面的费用。

目前, 构件无损检验方法发展很快, 至少在超声波检验方面可以广泛实现自动化。但仍然缺少能大幅度减少检验费用的整体构件检验方法。最令人不满意的是, 从长远观点看还不能放弃整体高负载碳纤维复合材料飞机构件的检验。

当前, 主要是借助构件的伴随试件进行破

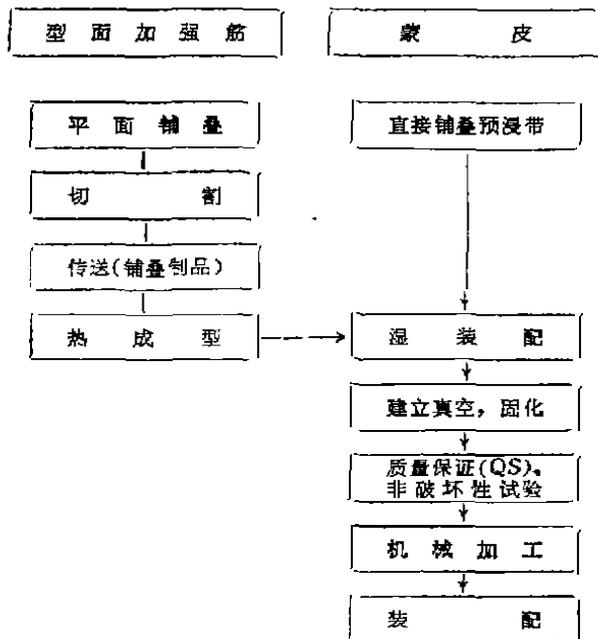


图 8 整体型面加强碳纤维复合材料承力机身蒙皮主要制造过程

坏检验,用于考核规定的材料固化。除此之外,在原型机阶段,也有个别的在批生产时,构件或超出规定构件的破坏检验,是用来检验层压板的参数。

机械加工固化的纤维复合材料构件的意义,随着构件整体化日趋增多而减少。将来尽可能在非固化状态加工,然后达到成品尺寸(接近模具尺寸),以避免纤维复合材料固化后带来的一些加工问题(粉尘堆积,能源费用,模具耐用度,分层危险等)。

这里不深入讨论纤维复合材料构件的装配问题,因为只要遵守一些特殊的边界条件,它与飞机制造中的常规装配几乎没有区别。

型面加强筋制造

如下面章节所述,制造费用最高,要属层压板制造。在型面加强筋制造中,要遵照图9示意的紧接热成形的平面层压板制造过程。该过程特别适合采用机械化或自动化方法,在一道工序或分阶段使任意截面的复杂型面加强筋自动成形。

近几年对此方法进行了优化(按成品尺寸

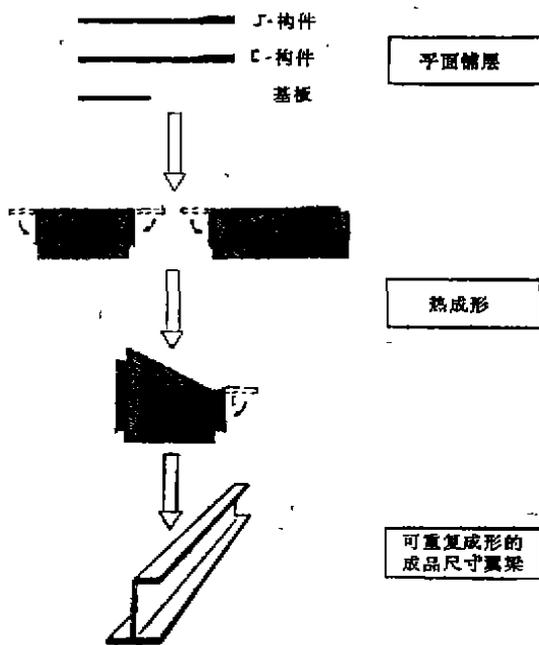


图9 热成形技术原理

制作层压板的热成形和固化模具热成形), 这为缩短工时, 充分利用材料以及提高重复生产经济性和实现工业化生产过程奠定了良好基础。

型面加强筋成形之后, 或单独固化, 然后机械式接合, 或在未固化状态(湿式装配)连接后, 同其他构件共同固化成整体结构。

蒙皮制造

按照图10, 可以进行各种形式的蒙皮层压板的制造。

铺层和层压板的“平面铺层和传送”是经常使用的方法, 主要用在宽幅半成品(纤维布或宽单向带)为原料的生产。此加工方法的问题在于不能加工(局部和全面)不可展开的构件。为避免重迭、间隙和皱褶, 还需要适当地剪切叠层或层压板。

除了极度双翘曲的型面制造尚有困难之外, 还存在难以切断较软承载纤维的缺点。另外, 传送装置很难采用机械化或半自动化方法将具有一定粘性和易弯曲的半成品移到复杂成形模具上。

由于上述原因, 直接应用半成品越来越多。采用窄带铺叠任意成型面, 虽然不容许平面覆

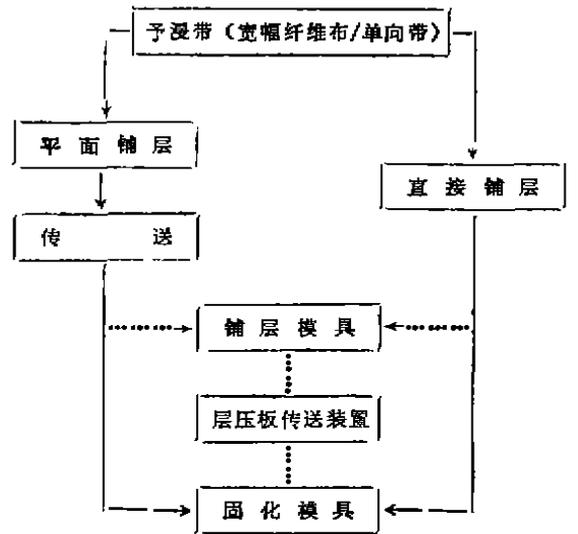


图10 蒙皮状构件的层压板制造的主要过程

盖,无空隙和无重迭,然而在充分利用允许公差方面,其限制要比采用宽幅半成品松得多。如果构件双翘曲超出一定极限,那么在采用窄带时,目前只能用带宽配合(成型)达到要求的间隙、重叠或皱摺。

为避免已切开的纤维重新粘连的不利影响,应研制和验证一种可控制剪切粘弹性材料及使铺带无皱摺、翘曲的方法。目前正在朝着可制造几乎任意形状复合材料蒙皮构件的全自动化生产技术过渡。但是,在极窄带(线)作为单个元件或线束的利用上还存在问题。除了达不到要求的生产率之外,在确保有公差要求的线间无空隙上也存在问题。如果不采用机械方法去解决上述问题,靠把宽间隙化为许多小间隙是不行的。

型面加强筋同蒙皮的连接

型面加强筋和蒙皮在未固化状态连接,主要是操作问题。目前的手工或部分机械化进行的过程,通过采用操作系统,可以在一定程度上实现自动化。要考虑的只是待连接构件(易弯曲和粘结)的材料典型特性。

型面加强筋和蒙皮共固化的关键是模具设计,如同复合材料制造时一样。固化模具是影响复合材料构件质量的重要因素。因为该领域有诸多影响因素(对于大跨度构件,从标准件直到装配工装),所以还没有适合模具设计的通用标准,故在此不作深入讨论。如果采用有适配能力的模具,允许不可避免的构件材质波动(如预浸带厚度和树脂含量等),可达到最好的构件质量。为了保证构件的小尺寸公差,一方面可使模具具有必要的适配能力,另一方面可采用刚性足够的半柔性模具。近几年已研制成功目前可用于热成形和固化的组合模具,它可用于固化成品尺寸构件的“近模型尺寸”棱边。

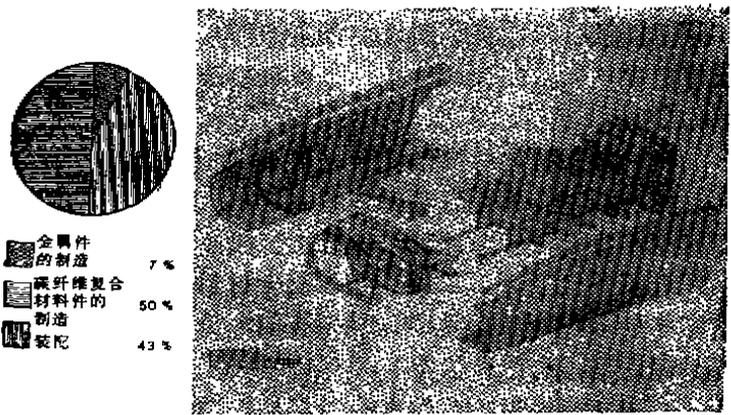


图 11 碳纤维复合材料机身前段结构的制造时间分配

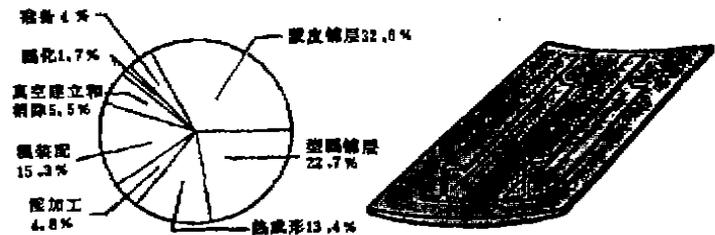


图 12 原型机可变厚度,可展开的碳纤维复合材料型面加强整体蒙皮和壳体手工制造时间比例

四、制造费用分析

目前,还不能论述适于各种复合材料构件的制造费用分配原则。因为它在很大程度上取决于构件的布局和制造条件。图11所示碳纤维复合材料机身前段的制造时间分配,对于高比例碳纤维复合材料的高度整体化构件(约75%重量)来讲,仅仅给出了一个近似值。一般来说,这类组件的装配费明显低于50%。整体化程度更高的结构,费用还能进一步降低。因此这类费用降低必须先单件制造范围内应用。

图12示出了带型面加强筋的整体大面积碳纤维复合材料蒙皮的典型制造时间比例。显而易见,在原型机阶段的手工制造过程中,层压板制造(型面加强筋和蒙皮的铺层)占主导地位。非加强蒙皮和型面加强筋的地位也在上升,因为这些构件取消了连接工序,制造费用

和固化前后的作业，也相应地减少。即便在热压罐内固化需要几个小时，但在高度整体化的大面积构件上，纯固化费用是微不足道的。

几乎所有讨论构件都已表明，降低复合材料费用的主要潜力在层压复合材料板制造上。因此，下面分析的重点集中在这个问题上。

五、实现复合材料构件工业化生产的方案

目前，飞机的复合材料构件，仍以手工生产为主。只有个别的复合材料构件实现了机械化或自动化工业生产。但是，在这方面已有设想。如果复合材料在飞机上的应用持续稳定在高水平上，那么迫于制造费用和质量保证费用高以及轻合金的竞争压力加剧，需要采用经济的制造方法。

下面介绍的方案，是目前飞机制造总体设想中经济生产复合材料构件部分，即上述的一些费用重点。根据当时自动化程度安排的前后工序，现由通用材料、模具以及信息流，把它们彼此连接起来。信息流经重要接口传递给未

来CAD形式的复合材料制造系统如计算机辅助设计(CAD)、计划(CAP)和质量保证(CAQ)。

通用生产设计的主要特征是：

- 批量，1件；
- 最短生产周期（少于5天）；
- 尽量少的模具费用；
- 最大材料利用率；
- 尽量小的缓冲区；
- 联机过程监控和反馈信息；
- 无工艺单的制造；
- 生产中取消预浸冷藏（安全缓冲区除外）；
- 尽量少的材料品种；
- 生产厂家提供符合要求的材料；
- 生产设备布局紧凑，运输通道短。

此方案投资少、柔性大和抗干扰性强。

1. 解决途径

层压材料板制作的主要过程，也就是复合材料构件制造的费用重点，它可分为“铺层”、“湿加工”和“湿装配”几个工序(参见图13)。

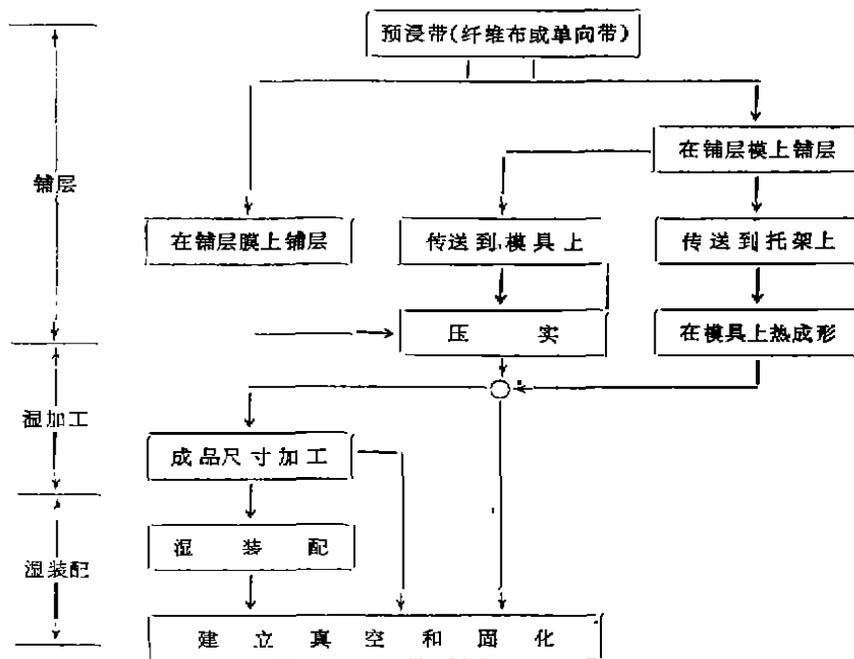


图 13 用预浸半成品制造层压板的主要过程

为了使各个工序实现机械化或自动化,在经相互匹配后,可以利用其他工业领域的一些加工方法和设施,如非增强塑料工业或纺织工业所用的加工方法。

预浸方法应用(铺层,参见图13)主要有两种方案:

1) 预浸后紧接着成形到构件要求的几何尺寸的平面层压板制造;

2) 直接应用一种形状的预浸材料。

对于第1个方案,可以采用打摺、切割和自动传送装置以及热成形设备。仅就铺层传送装置来说,实际上还需要进一步发展。在切割方法上,除有激光切割、高压水喷射切割和等离子切割技术之外,还有不同于上述方法的各种工作频率的针刺刀(Stichmesser)技术。

直接制造层压板需要一系列的铺叠机。铺叠机是在25年前专为自动化铺叠单向预浸带而发展的。但在这之后的一段时间里,机器和控制技术已有了很大的改进。第三代铺叠机就能铺叠中等曲度的、能展开的层压板。第四代铺叠机可铺叠曲度大的球状层压板,目前仍在发展之中。

目前,铺叠技术有两条不同的途径:

1) 采取去掉或增添个别纤维达到铺叠球状面积的办法。使用窄带(还可部分弯曲)进行铺叠。

2) 使用一定形状的剪切带(即有意偏离带的“自然间距”)进行弯曲而无皱摺宽带铺叠,以制造双曲度层压板。球状显著的部位,通过附加带宽配合铺叠。

根据可达到的层压板质量、可靠性和经济性,采用其中哪一种方法最佳尚无定论。然而有许多理由证明,采取弯曲铺叠更可靠。为加工未固化层压板,可以采用切削力尽量小的(如高频针刺刀或高压水切割机)操作系统或NC机床。问题是层压板处在软而粘的状态加工有一定困难。为此,发展趋向是按成品尺寸逐层剪切纤维布制成所需要的层压板,无需进一步加工。采用按成品尺寸剪切层压板时,

适当考虑非展开面上打摺引起的材料变形。

提供湿装配要求的自动化连接装置时,应符合操作技术要求,而且还要考虑待连接构件的柔软性和粘结性。

有关下一级制造范围的机械化和自动化,不在此详细论述。对于相关作业(如超声波检验和装配)可提供一系列配套的、部分高度自动化的解决办法。它也可以通过模具和物流,把各加工站连接一起。

2. 机械化或自动化制造系统布局

根据层压板制造费用的重点,初步设想经济地批生产复合材料飞机构件的总体方案大体如下:

- 用高度自动化的层压板制造系统造型面加强筋和小型蒙皮的平面构件;
- 用热成形装置将上述构件进一步自动化成形为要求的形状;
- 用缠绕/铺叠组合机直接应用预浸材料全自动化制造大面积蒙皮构件的层压板;
- 用配套的连接装置,半自动化连接未固化状态的构件。

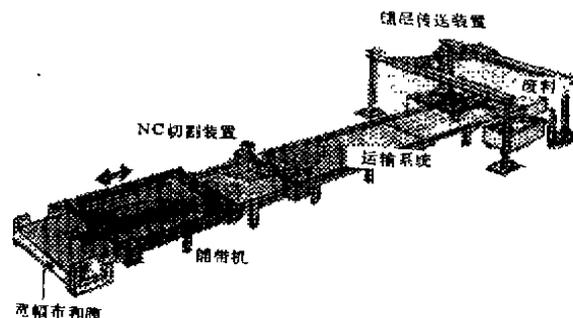


图 14 层压板全自动化制造系统

平面层压板制造

对于单独固化或者是共固化或者连接的型面加强筋和小尺寸蒙皮(约 1.5×1.0 米以下),应尽可能先平铺,后成形。微量弯曲的层压板,可以直接制造,勿需后续成形。

采用下述全自动化工序制造小尺寸至中等尺寸的平面或微量弯曲的层压板:

一用快速铺带机，将75毫米宽单向预浸带单层铺叠到载体膜上，制造任意型面（最大6.0米×1.5米）；

一用超声波切割机把铺叠层剪切到最终尺寸（不切割载体膜）；

一用双向往复传送装置（载体膜随废料停留在上料台上），把已切割的各层传送到邻近模具或热成形膜上。

这3道工序按一个拍节操作运行，并由一托具循环运输系统把它们连成一体。当这3道工序加工工时差别不大时，按最长的工序决定拍节。

本系统可控制铺带机的自动滚动变换系统和一台自动清除废料装置。装有故障识别系统的铺带机可以有选择地变换单层或多层铺叠方向。在需要的情况下，可使用安装在切割区的喷墨水装置来识别单层。本系统铺层区的宽带退卷装置能够控制宽幅半成品（如宽幅面布、固化用的辅助材料和胶膜等），并自动使用载体膜以及覆盖需要的真空膜。

MBB-Augsburg设计的层压板自动化制造系统方案，在柔性、自动化程度和效率上均优于当今系统，其特点是：

一根据需要制造层压板。这样，不需要各层中间存放和使用，故勿需占地面积，并节省时间和成本，

一使用柔性传送系统进行机械化的高精度铺叠（迄今尚无这样性能的其他设备）；

一使用窄预浸带铺叠成任意型面，故废料最少：

一宽幅半成品托具具有可控性。

由于是按需要制层（无中间存放需要）和废料少，因此制造费用明显降低。同大多数相竞争的飞机制造厂商采用宽物料加工相比，其优点特别突出。

这种差别已表明在下面原理图上（图15和16）。

设想的层压板制造系统是自动化程度很高，并且人工干预最少（如控制功能和传送区

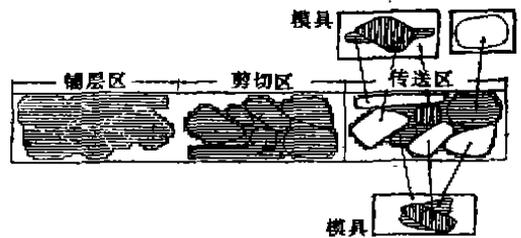


图 15 预浸带层压板制造

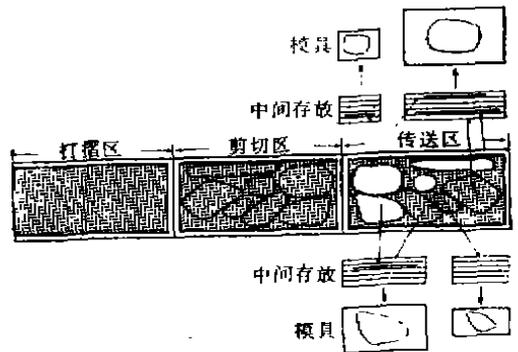


图 16 宽幅预浸带层压板制造

域的同时除膜）的DNC系统。CAD/CAM数据流的通用性是有保证的。CAM的任务是执行输入设计数据或增添其他特性（超出规定范围、定位孔、铺层标记等）以及使铺叠几何尺寸自动或图形交互数字化。修改铺叠重迭程序，同样也是自动或图形交互进行。该系统还可用于柔性往复传送系统的编程。

各子系统的NC控制数据生成也是一个自动过程。该系统同生产计划和生产控制系统以及质量保证数据处理系统联网。

BDE（运行参数测定）功能可实现设备监控，而且提供必要的维修数据。

大面积层压板制造

制造大面积的，尤其是翘曲或不可展开的层压板，直接应用预浸材料是技术上最好、费用上节省的方法。MBB-Augsburg为此任务设计的自动化铺带或绕带系统（参见图17）是一种典型的铺带机和缠绕机的组合。

此系统在原理上不仅适宜制造接近平面的纤维复合材料（FVK）构件（如机翼和水平尾翼蒙皮），而且还适合于自动化制造大翘曲或

旋转体层压板（如承力机身蒙皮）。

在所见的图示中，目前还没发现解决办法具有下面一些特点：

一采用高效缠绕机制造旋转体层压板或由75毫米宽单向预浸带构成的构件；

一用普通的铺带机完成局部加强层铺叠任务（翼缘、边缘加强等）；

一以“铺带机”工作方式铺叠接近平面的层压板。

除了众所周知的非常奏效的绕带技术同铺叠形状和规格上具有柔性的铺带技术相结合之外，自动化铺带或绕带系统方案主要在下面功能上同竞争者有所不同：

一用宽度不变的预浸带，通过可控铺带弯曲技术，实现一般不可展开型面的可皱摺铺叠；

一通过待铺叠预浸带的相应切割和除废料系统，几乎可铺叠任意规格和形状；

一应用已成型的预浸带，可铺叠大曲度球状面。

此制造系统是目前所见到的第一套能够制造不可展开的层压板系统，它同目前市售的铺带技术相比，是一项突出的技术进步。

另一项技术进步是已规划的计算机辅助预测构件设计范围内预浸带分布过程。

目前，该预测系统还不能用于大曲度和不可展开表面以及铺带弯曲同带宽匹配上。然而，算法和数学模型基本上是现成的，只要求同现有问题结合起来。

所建立的预测模型，一方面将用于纤维复合材料构件的几何形状的改进，另一方面用来为铺带或绕带机生成NC数据而提供几何尺寸数据。因此可自然产生出通用的CAD/CAM数据流。这也是该制造系统必不可少的。除此之外，此预测模型在设计阶段还可为设计提供有关层压板可机械加工性的论证。

另外，生成NC控制数据的后置或预处理过程，可作为自动化过程设计。在连接生产计划和生产控制系统、质量保证数据处理系统以

及BDE功能上，跟自动化制造层压板情况一样。

层压板成形和湿装配

层压板制造系统制造的层压板，采用图18所示的热成形设备成形。两台设备通过自动化模具和物料流系统连接在一起。

在进一步自动化成形过程中，节拍短，置于真空膜的平板短时加热（最高60°C），可按高预浸材料的可成形性。

为了取消层压板成形后昂贵的加工，可以成品尺寸制造层压板，然后在固化模具上热成形。这样，除了减少相关的生产周期和制造费用之外，还可以避免在取样和传送过程中发生层压板变形以及其他差错。

同样，在图18中示出了未固化复合材料构件（以整体型面筋加强的碳纤维复合材料承力机身蒙皮为例）的连接过程，由半自动化装配机完成。待连接构件的形状稳定性，由半柔性碳纤维复合材料加强的弹性材料制成的模具保证。连接时在装配装置的配合孔上固定的模

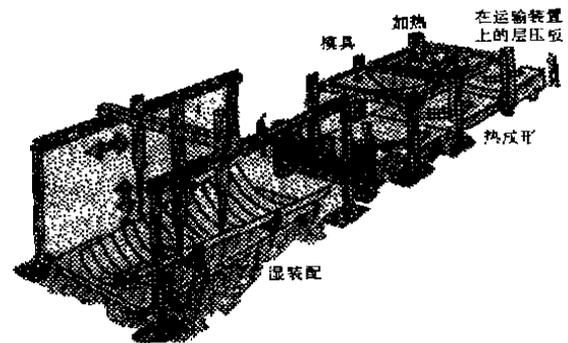


图 17 自动化铺带/绕带系统

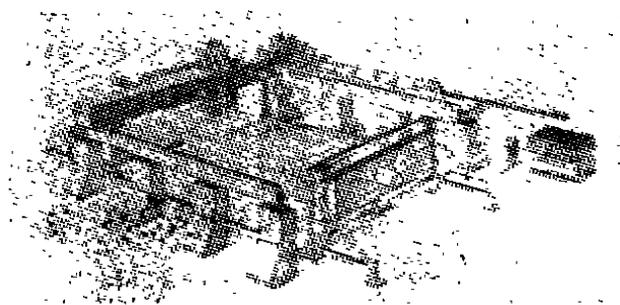


图 18 半自动化热成形和湿装配装置

具，在175°C固化过程中，同蒙皮固化工装形状闭合连接。通常选用的碳纤维复合材料的模具元件，都必须保证热膨胀系数的协调性，以防止构件扭曲和偏斜。半刚性的型面模具固化时，一方面配合预浸材料厚度尺寸波动，在热压罐压力作用下，随着阻力减小而发生预浸材料(约15%~20%原厚度)必不可少的贴模。另一方面，通过其刚性，保证型面形状和铺叠尺寸公差。

3. 可达到的成果

上面已讨论了纤维复合材料构件制造工业化措施，这不仅意味着技术上的巨大进步，而且明显地提高了生产率和大幅度降低费用。这些成果不是永远不变的，目前，在很大程度上取决于生产的边界条件和被加工的构件。

详细分析表明，这种工业化措施的生产效率同手工铺叠方法相比，提高10~20倍。尽管投资费用和设备运行费用相当高，但是生产费用还是明显下降。

但是必须明确指出，低于极限生产量，机械化和自动化达不到要求的经济效益。图19示出了制造不同规格的典型微弯可展开层压板时，各种自动化方法的生产率和制造费用同手工制造方法的比较(待铺叠的预浸带平均长度)。

除了一些可量化的工业化突出优点之外，还有一系列很难定量，然而却比较重要，甚至很关键的改进，现举例如下：

一能确保在有限的预浸带处理时间内提供构件(通常约20天)；

一可自动识别和剔出有缺陷的预浸带；

一能在设计过程考虑实现层压板的方法；

一可直接从设计数据转换成制造数据，人工干预最少；

一省去费用高的辅助工具(铺叠膜，防护面具、样板)；

一构件制造具有很高的复现性，而且可大幅度降低质量保证费用；

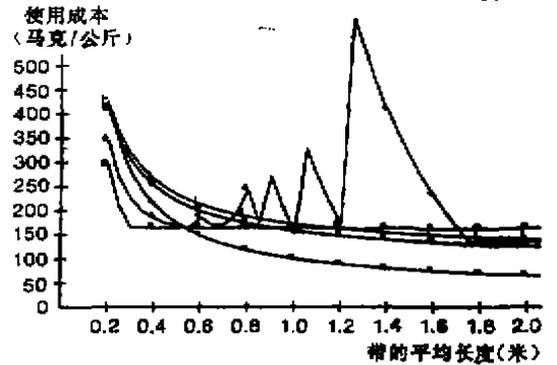
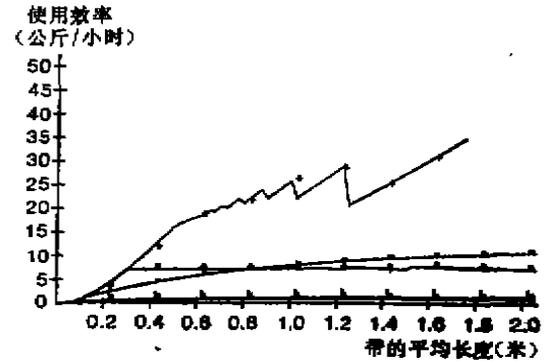
一不再出现因手工方法造成的错误，如层

顺序或纤维走向不对，或缺层等；

一废料少；

一在分类、使用中以及中间存储过程中，引起单层或层压板的错误配置的错误源明显减少。

总之，纤维复合材料的批生产，只有通过机械化或自动化减少人的影响因素，并加强联系和严格控制过程，才能可靠地驾驭它。



用普通带机直接铺带
 用单线铺线装置直接铺线
 用宽带打褶装置的层压板制造系统平面铺层、切割和传送(自动化铺层传送装置)
 用简单铺带机的层压板制造系统平面铺层、切割和传送(自动化铺层传送装置)
 手工铺层 全部, 平均设备效率

图 19 制造由150毫米宽预浸带、5毫米宽预浸线或1.2米宽单向预浸宽幅布构成的微小弯曲的可展开的层压板时，不同预浸材料的使用方法的使用效率和使用费用

六、结 论

通过在工业化生产方向上采取相应步骤，可以实现纤维复合材料构件经济生产的奋斗目标。这也适合飞机制造中目前和不久将来出现

的几乎所有纤维复合材料结构的生产。

上文所介绍的纤维复合材料构件的机械化或自动化生产方法具有很高生产率和加工柔性度,适于加工多种构件,从而满足飞机制造批量小和生产持续时间长的特点。

采用昂贵技术相应配合,可以提高复合材料构件生产率,如单线即小增量纺织生产的机械化。尽管纤维增强复合材料的特殊处理参数、生产批量小和飞机构件的高质量要求限制了生产力的提高,但同手工劳动过程相比,还是可提高20多倍。

如果能够应用纺织领域的编织、纺织和针织方法或非增强塑料的加工技术,预计生产率增长还会明显提高。然而这里要强调的是,纤维增强复合材料的主要诱惑力是其减重潜力。这将使通常所要求的结构简单化受到影响。将来在这方面定会找到一个妥善解决费用同重量的折中方案。

目前尚不能确定,含陶瓷、金属以至热塑性复合材料的制造是否需要和在什么程度上要改变这里指出的技术,甚至采用与目前完全不同的生产方法。那种为加工纤维增强热固性复合材料所提供的工业化生产技术,在其完全成熟使用时出现过时的风险是极小的,因为飞机型号生产持续时间很长。

参 考 文 献

- (1) W. Hartmann, J. Klenner, Konstruktion und Fertigung des TORNADO-CFK-Tailerons. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung 7(1983), Heft 2, S.100-112
- (2) M. Voglsinger, H. Jakob, Bau eines Flugzeug-Rumpfvorderteils in CFK-Bauweise (Teil 1-Entwicklung). MBB-Bericht Nr. FE234/KELR/007, November 1984
- (3) J. Klenner, Manufacturing Techniques for Highly Loaded Aircraft

Structures Made out of Advanced Composites. Proceedings of the Seminar on Science and Technology of Composites, Adhesives and Sealants, September 28-30, 1989, Bangalore, India

- (4) W. Hartmann, M. Michalak, W. Pitzl, Monolithic CFC Main Landing Gear Door for TORNADO. Paper to be presented at the 35th International SAMPE-Symposium, April 2-5, 1990, Anaheim, California, USA
 - (5) J. Klenner, Cost Effective Fabrication of Highly Loaded Carbon Fibre Composite Aircraft Structure. Proceedings of the Second International Conference on Automated Composites, September 26-28, 1988, Leeuwenhorst, Netherlands
 - (6) E. Herold, Untersuchung der Belagbarkeit sphärischer Körper mit unidirektionalen CFK-Prepreg-Bändern. Unveröffentlichte Diplomarbeit an der FHS Augsburg, Fachbereich Maschinenbau, Mai 1986
 - (7) K. Kuglstatter, Weiterentwicklung und Erprobung eines CFK-Prepreg-Legekopfes für gekrümmte Bandablage. Unveröffentlichte Diplomarbeit an der FHS Augsburg, Fachbereich Maschinenbau, März 1988
 - (8) R. Widmann, Experimentelle Untersuchungen zur Entwicklung eines automatisierten Applikationsverfahrens für unidirektionale Prepreg-Tapes auf nichtabwickelbaren Flächen. Unveröffentlichte Diplomarbeit an der FHS Augsburg, Fachbereich Maschinenbau, Mai 1989
 - (9) J. Klenner, Bewertungs- und Aus-
- (下转第32页)

乎接近不可压材料特性的弹性阻尼器的分析，现由工程师们作出已无大的困难。能量消耗和温度分布作为轴承和阻尼器的两大特性，在解析鉴定中都能予以考虑。

在子部件的压碾中为吸收能量，也发现有较大变形和非线性应力—应变关系。对于按一组适撞性要求鉴定直升机结构的集中质体模型的相互连接的结构元件，可充分精确地预计其非线性载荷—变形特性。

预处理和后处理已经这样地发展了，即任何形状可以直接从计算机辅助设计系统传递得出，合理的网格轮廓能自动产生，输出结果可以安排为易于说明的图表。

参 考 文 献

(1) A. Engleder, W. Koletzko, The Development of a Composite Helicopter Fuselage as Exemplified on the BK 117, Fourteenth European Rotorcraft Forum, 20.—23. September, Milano, Italy

(2) D. Müller, R. Müller, R. Pfaller, Design and Analysis of Composite Helicopter Fuselage Structures, Thirteenth European Rotorcraft Forum, 8.—11. September 1987, Arles, France

(3) R. W. Arden, Hypothetical Fatigue

Life Problem, Proceedings of the AHS Midwest Region Helicopter Fatigue Methodology Specialists' Meeting, March 1980, St. Louis, Missouri

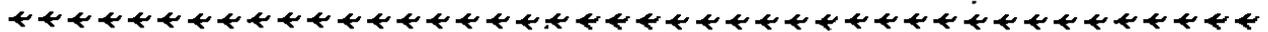
(4) F. Liard (Editor), Helicopter Fatigue Design Guide, Subchapter 4.1, Fatigue Strength. AGARDograph No. 292, 1983

(5) F. Och, C. Schliekmann, Numerical Analysis and Experimental Verification of Elastomeric Bearings, Vertica Vol. 8, No. 2, pp. 119-131, 1984

(6) F. Och, Crashworthiness Activities on MBB Helicopters, Proceedings of the AGABD Conference on Energy Absorption of Aircraft Structures as an Aspect of Crashworthiness, 1-6 May., 1988, Luxembourg

(7) J. Frese, D. Nitschke, Crushing Behaviour of Helicopter Subfloor Structures, Proceedings of the AGARD Conference on Energy Absorption of Aircraft Structures as an Aspect of Crashworthiness, 1-6 May, 1988, Luxembourg

(傅明耀译自德国MBB公司1990年“研究与发展”报告，王念清校)



(上接第22页)

wahlalgorithmen k.stencilmaler Prepreg-Applikationsverfahren im Rahmen der Fertigung hochbrunpruhter Flugzeugbauteile aus faserverstärktem Kunststoff, Dissertation an der TU-Braunschweig, 1989

(10) B. Schulte, Konzeption eines Simulations und Off-Line-Programmiersystems für das automatisierte

Ablegen von unidirektionalen CFK-Prepreg-Tapes auf nichtabwickelbare Flächen, Unveröffentlichte Diplomarbeit an der TU Stuttgart Institut für Flugzeugbau, September 1989

(伊玲文译自德国MBB公司1990年“研究与发展”报告，郭洪校)