

# 大型飞机复合材料结构 相关成型工艺方法评述

Commentary of Possible Forming Techniques for Composite Structure of Large Aircraft

北京航空制造工程研究所 戴 棣

成型工艺方法是大型飞机复合材料结构研发需要面对的主要技术问题之一。对于具体的结构目标,成型工艺方法的选择将直接影响复合材料的应用效益。

大型飞机是我国航空工业当前的发展目标之一。复合材料(这里主要指树脂基复合材料)在大型飞机结构上的应用则是此发展过程必然涉及的重要技术。复合材料在航空结构上应用的基本出发点在于用其突出的比刚度和比强度特点来实现给定的减重目标,从而提高飞机性能。近 10 多年来,随着原材料技术和结构应用技术的发展,除减重之外,复合材料也为实现更低的成本耗费提供了可能的途径,这成为复合材料在大型民用飞机上用量突飞猛进的重要动力。

我国在大型飞机复合材料结构应用方面尚无工程经验。这方面工作现有的技术资源包括 2 个方面:(1)国内在非大型飞机复合材料结构研发过程中积累的设计和工艺的数据、规范、方法;(2)国外公开的大型飞机复合材料结构研发资料。前者的重要性是显而易见的。与非大型飞机相比,大型飞机复合材料结构要素存在众多共通之处,制造过程亦

无需大量飞跃性的工艺变革作为必要前提。但另一方面,大型飞机结构毕竟存在其固有特点,这些特点会为结构的制造过程带来前所未有的问题。国外的复合材料结构研发资料对于国内大型飞机研发工作具有重要的参考价值,但从宏观应用策略看,消化国外资料的困难之处在于把握之所以要“在特定的部位,以特定的结构形式,通过特定的工艺方法,应用特定的复合材料”的深层考虑,而此考虑的合理性将直接决定复合材料的应用效益。如仅仅止于表层模仿,则有得不偿失之忧。本文基于国内以往的研发和工程经验,以及国外报道的工程实践,意对国内大型飞机复合材料结构制造可能涉及的成型工艺方法作一讨论,陈其特点和利弊,以求抛砖引玉之效。

## 国内大型飞机复合材料结构 制造可能涉及的成型工艺 方法及其特点

飞机复合材料结构的成型工艺

方法主要包括以下 3 类:

(1) 预浸料工艺方法。在零件固化工序前预先将基体树脂浸渍增强纤维,并将被树脂浸渍的纤维铺放于特殊载体之上,形成布/带状预浸料。然后将布/带状预浸料在模具上铺叠,形成零件叠层,并将叠层固化成型。

(2) 树脂转移工艺方法。在零件固化工序中将基体树脂转移至增强纤维预成型体内部,使基体树脂与增强纤维合为一体,进而固化成型。

(3) 纤维丝束缠绕/铺放工艺方法。在零件固化工序前将被基体树脂浸渍的增强纤维束缠绕或铺放于零件的模具表面,形成零件叠层,并将叠层固化成型。

鉴于国内当前发展状况,大型飞机复合材料结构研发先期涉及的成型工艺方法会较多地集中于前 2 类。故本文的讨论也主要关注这 2 类方法。

### 1 预浸料工艺方法

预浸料工艺方法是迄今为止在

航空复合材料结构制造过程中应用最为广泛的方法之一。近年来,此法似被摒于“低成本方法”的概念体系之外,而与树脂转移方法形成旧新对应之势。但实际上,将此法简单视为一种“高成本”的结构制造途径并不准确,它在工程上的应用仍如日中天。预浸料工艺方法之所以长期得到广泛应用,是由以下特点决定的:

(1) 复合材料结构的成型工艺方法与结构内部纤维和基体的复合方式密切相关。因此,特定的工艺方法在实际应用过程中要求特定的结构设计/分析方法和规范与之相配。而基于预浸料的航空结构设计方法经过数十年的发展,其成熟性对于工程应用(其中包括成本因素)具有极为重要的意义。

(2) 预浸料制成后,其内部纤维通过树脂粘附于预浸料载体之上。因此,在以后的操作中,纤维的滑动和弯曲不易产生。与必须采用干态纤维预成型体的树脂转移方法相比,预浸料工艺所制的零件内部纤维方向的一致性和纤维的准直度可以得到更好的控制。同时,在热压罐压力作用下,可以实现有较高纤维含量要求的零件制造。采用预浸料工艺制造的复合材料具有较高的基本力学性能测试值。

(3) 固化成型过程中不涉及树脂的转移问题。此法对模具的要求相对简单。与热压罐设施配套后,尤其适用于大型的、具有高性能要求的复合材料结构制造。

预浸料方法用于航空结构可通过2条途径实现:

- 铺层自动剪裁(采用专用的剪裁设备)+铺层的激光投射定位(采用专用的激光投射设备)+人工零件铺叠。
- 采用专门的预浸带铺放设备综合完成铺层的剪裁、定位和铺叠操作。

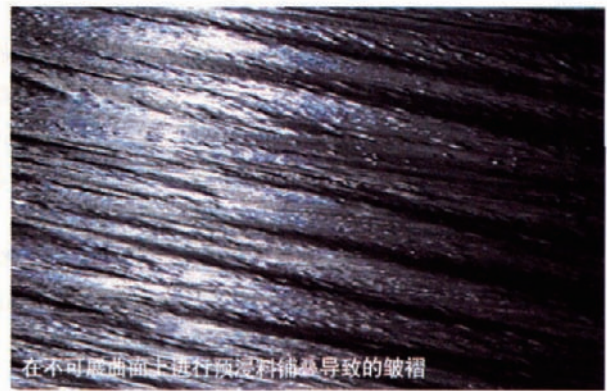
2条途径各有其不可替代的特

点。应特别指出的是,在当前的发展条件下,自动铺放设备,包括对大型飞机结构制造极为重要的预浸带铺放设备以及本文未予讨论的纤维束铺放设备,并非能完全取代人工铺叠途径而满足所有航空结构的制造需求。其中有技术上的原因,也有经济方面的考量。

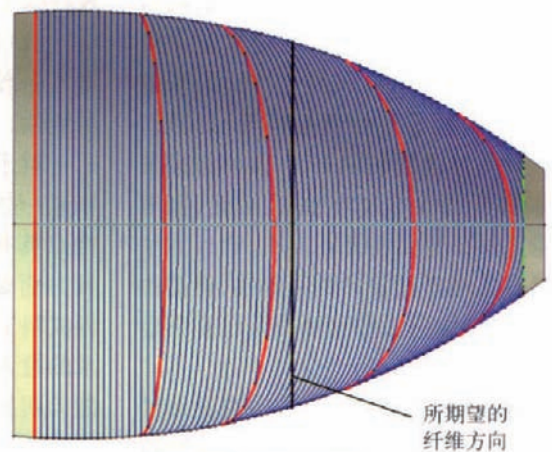
预浸料工艺方法虽有其突出的特点,但也有其局限性。此法的局限性主要表现在以下几个方面:

(1) 对结构零件的可铺覆性要求。预浸料工艺的一个本质特点是采用布、带状预浸料,通过铺叠形成不同几何形状的零件叠层。在铺叠过程中,预浸料各纤维束之间的相对滑移被限制。因此,当零件的表面形状可展为平面(即与平面存在等距对应关系)时,零件的铺叠不存在问题,可认为零件表面具备很好的可铺覆性。但此要求一旦不被满足,铺叠操作即随零件表面不可展程度的增加而变得愈为困难,而产生“褶皱”或“架桥”等质量问题。为完成预浸料在不可展曲面上的铺覆,需对每层预浸料进行切割和拼接处理。此举不但大大增加工艺的复杂性和实施难度,而且导致零件中大量的连续纤维被切断,从而影响结构的力学性能。

(2) 结构零件中纤维取向的局限性。对于目前批量生产的预浸料而言,其纤维在平面状态下具备准直和相互平行的特点。当预浸料覆盖于模具或零件叠层表面后,其纤维的排布状态仍被其平面状态所制约。当铺覆表面为可展曲面时,纤维排布



完全服从侧地线规律。如铺覆表面为不可展曲面时,为避免纤维皱褶或稀疏区的出现,铺叠操作会强迫各纤维之间产生一定程度的相对滑移,纤维的排布不再完全服从侧地线规律。一般而言,当一块预浸料的一条纤维的一个点的方向被确定后,预浸料中所有纤维在所有点上的取向即为制约条件所确定。因此,预浸料工艺方法用于曲面形状结构零件制造时,结构内部纤维的实际取向(蓝线)往往与期望纤维方向(黑线)之间存在较大差距。



零件纤维取向的局限性

(3) 厚度尺寸控制方面的弱点。如前所述,预浸料工艺相对简单的模具要求是此法的一个突出优点,但因零件的厚度尺寸一般没有相应模具加以控制,所得零件的厚度波动较大。当所涉及工艺得到合理而严格的规范后,大型零件的厚度向尺寸波动范围可被控制在5%以内,但此精度仍远比金属零件差。在结构设计

过程中,对预浸料工艺方法的这一特点应给予认真的考虑,并形成相应的协调对策。

(4) 厚度向增强的局限性。预浸料工艺方法的另一不足在于厚度向增强的局限性。层合复合材料结构的一个突出特点是厚度方向的刚度和强度远远小于面内刚度和强度。为改善结构的厚度向性能,目前主要采用3种方法:

- 通过三维编织方法在结构厚度向加入增强纤维,以改善厚度向刚、强度;

- 通过缝合方法以缝线形式在结构厚度向加入增强纤维,以改善厚度向的刚度和强度;

- 通过专门的工艺设备将目前称之为“Z-Pin”的针状短纤维沿结构厚度向植入叠层,以改善厚度向的刚度和强度。

采用前2种增强方式的结构无法采用预浸料工艺来实现。其中,三维编织是一种与预浸料工艺截然不同的方法,所生成的三维编织结构与预浸料工艺生成的层合结构差异极大。缝合方法虽在层合结构的基础上进行,但叠层纤维被树脂浸渍后,缝针穿过叠层的阻力,以及纤维遭破坏的可能性均大为增加,因此,也很难适用于预浸料工艺。Z-Pin方法虽具备用于预浸料的可能性,但总体而言,增强方式的选择空间已受到显著限制。

在实际复合材料结构的设计过程中,应根据预浸料工艺的利弊特点,针对特定的结构形状、性能、成本要求,在结构设计早期即开始为具体的工艺方案、问题、处理方法作尽可能细致的分析和规划,这是实现高水平复合材料结构的一个重要前提。

## 2 树脂转移工艺方法

树脂转移工艺方法近年来愈来愈多地进入航空复合材料结构的制造过程。从表面层的报道和分析资料看,发生这种趋势的原因在于此类

方法的“低成本”潜力。但笔者认为,具体的研发或工程生产项目之所以将此类方法纳入特定结构件制造过程,是基于综合的利弊分析结果。而“低成本”仅是可能被纳入分析范围的一个要素。

对于大型飞机上的复合材料构件而言,其制造过程可能涉及的树脂转移工艺方法分支包括:树脂转移模塑法(RTM)、树脂膜熔融浸渍法(RFI)以及真空辅助树脂浸渍法(VARI)。树脂转移工艺方法的本质特点是基体树脂与增强纤维复合过程完全在固化成型工序中进行,而无预先的树脂浸渍工序。

### 2.1 树脂转移模塑法(RTM)

RTM方法是近年来在航空领域应用实例最多的树脂转移工艺方法。该方法将增强纤维的预成型体置于密闭的模腔之内,以一定压力将液态的基体树脂注入模腔,使之充满纤维预成型体的纤维间空隙,进而固化形成复合材料。RTM方法主要特点表现在以下方面:

- (1) 提供在非热压罐环境下制造具备较高力学性能的结构零件的可能性。

对于不具备热压罐设施而有意制造一些小尺寸结构件的生产商,此特点具有非常重要的意义。尽管模具方面要求的资金投入会显著高于预浸料工艺,但与建立热压罐设施要求的投入相比,此法节省成本的效果颇为明显。

- (2) 可以满足较高的零件尺寸精度要求。

由于成型过程在密闭的模腔内进行,RTM方法制造的零件可以满足较高的尺寸精度要求。尤其对于有较高厚度向尺寸精度要求的零件,此法可突破预浸料工艺方法的局限。

- (3) 弥补预浸料工艺在特殊形状结构制造和厚度向增强方面的局限性。

RTM方法的另一个非常重要的

特点是:可以通过纤维预成型体制造方法的多样性来克服预浸料工艺方法在一些零件上面面临的铺覆困难,以及预浸料工艺方法在零件厚度向增强方面的局限性。

- (4) 具有环境保护方面的优点。

RTM方法的树脂原料在工艺全过程中处于密闭容器之内。因此,与其他成型工艺方法相比,在环境保护方面有突出优点。

- (5) 存在纤维含量和零件尺寸方面的局限性。

RTM方法如用于制造高纤维含量的结构零件,与预浸料工艺方法相比,会面临较大的困难。同时,由于需承受模腔内的成型压力,对模具刚度和强度具有很高的要求。零件尺寸愈大,模具的设计和制造愈为困难。因此,此法不宜用于制造大尺寸的结构零件。

- (6) 对树脂工艺性有特殊要求。

RTM方法要求树脂在一定时间段内保持足够低的粘度,以使树脂有可能充分渗入纤维预成型体的内部空隙之中,否则结构的质量难以保证。同时,由于树脂的转移过程在密闭的模腔中进行,为避免结构内部产生气孔,要求不能采用可挥发溶剂来降低树脂的粘度。因此,相应树脂的研发过程必须对树脂的工艺性有较多的兼顾。

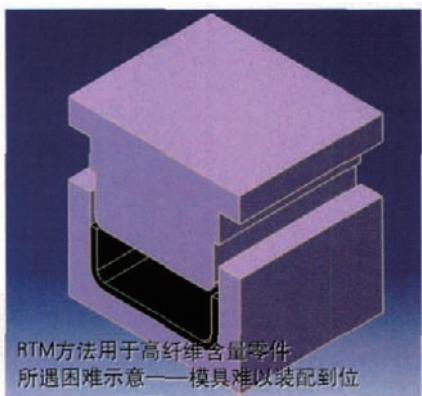
### 2.2 树脂膜熔融浸渍法(RFI)和真空辅助树脂浸渍法(VARI)

RFI方法是国外20世纪末在进行大型机翼复合材料结构研发项目的过程中,为将缝合处理引入大型结构而发展的一种特殊的树脂转移成型方法。RFI方法将固态的基体树脂膜置于模具和增强纤维预成型体之间,并将零件和模具包覆于真空袋中,在热压罐内完成固化成型。在固化成型过程中,随温度的升高,树脂膜熔融成粘流状。在热压罐压力和真空作用下,树脂从纤维预成型体底面(贴模面)向上渗入预成型体内的

真空空隙,并对纤维进行浸渍,最终在预成型体内固化而形成复合材料零件。该工艺方法由于未采用RTM方法的闭合模具形式,对模具的刚强度要求相对较低,可实现大型结构的制造。

与预浸料工艺方法相比,RFI方法的真正独特之处在于:提供了在大型壁板类构件上实现局部缝合增强的可能性。此法虽减免了预浸料制造工序,但一般仍需热压罐设施的支持,对树脂的工艺性要求也苛于预浸料方法。

VARI方法针对RTM方法的局限性,通过适当的工艺措施,仅在真空条件下完成树脂向包覆在真空袋内的增强纤维预成型体的转移,并在真空条件下完成结构的固化过程。该法摆脱了对热压罐设施的依赖,对大型结构而言,是一种明显具备低成本



潜力的制造方法。但与其他的树脂转移方法相同,此法对树脂的流动性有较高的要求。同时,由于低压成型工艺在实现高性能材料方面遇到的困难会大于高压下的成型过程,因此,对材料力学性能的期望不能简单攀比预浸料工艺方法。对结构的设计理念要求相应的更新。VARI方法的工程化发展亟需材料、工艺和设计人员的协同配合。

### 成型工艺方法和成本的关系

低成本的复合材料制造技术是近年来复合材料相关行业极为重视

的一个问题。但行业不同,解决问题的难度也有所不同。对于航空工业,如何通过复合材料结构的应用来真正获取较优的性能/成本综合效益,问题的复杂性极高,难以得到简单而具一般性意义的模式化解决方案。

就成型工艺方法而言,当我们说某种成型工艺方法是“低成本”方法时,实际表示:该方法具备某一方面的特点,而这一特点有可能使产品的制造成本在满足使用性能要求的前提下得到降低。而问题的另一个往往被忽视的侧面是,在特定的应用背景下,从某一方面得到的成本下降效果有可能被其他方面的成本提升所淹没。航空复合材料结构设计/制造人员实际面对的工程现实是:不存在某种绝对的低成本成型工艺方法。其技术能力的施展空间恰恰在于利用不同方法的固有特点来形成最大程度兼顾性能和成本效益的结构方案(其中包括结构的成型工艺方案)。

如前文所提及,预浸料工艺方法一般不被认为具有“低成本”特点。而主要的原因在于该法所特有的预浸料制造耗费以及该法用于高性能结构制造所必需的热压罐耗费。但从另一方面看,该法相对简单的模具要求、设计技术的成熟性,以及可能达到的高性能指标,也是追求综合效益目标时大可加以发掘的特点。

RTM工艺方法避免了预浸料生产工序和对热压罐的依赖,提供了降低成本的一个方向。但如盲目地将此法用于小批量零件或过大尺寸零件的制造,上述特点形成的成本效益有可能被模具上必需增加的资金投入所抵消。

毋庸置疑,对于不具备热压罐设施的生产单位而言,为开展某种零件的制造而投资建立热压罐设施是巨大的成本负担。但对本已具备热压罐设施的生产单位而言,将热压罐用于新零件制造导致的成本份额究竟多大,与其他工艺途径的成本对比状

况究竟如何,这一问题只有通过对其具体情况的细致分析方能得到客观的评价。

国外的经验对于国内大飞机复合材料结构研发具有非常重要的参考意义。但对国外的结构实例进行分析时应仔细而客观地研究结构细节设计(包括与结构设计密不可分的工艺设计)的根本动机和特点所在。如仅仅浮于表面,则有可能将实际上的非成本考虑误认为成本考虑,或者反之。从而导致借鉴上的欠缺。

总而言之,要真正实现结构的低成本目标,有赖于结构设计/制造人员对特定结构要求和生产单位实际情况的深思熟虑,而无法简单地通过某种特定工艺方法而一劳永逸地解决问题。此外,由于飞机结构的特殊性,低成本目标只有在与性能目标并列的条件下方有其实际意义,对两者权衡思考的细致程度往往决定最终结构方案的优劣程度。

### 结束语

成型工艺方法是大型飞机复合材料结构研发需面对的主要技术问题之一。对于具体的结构目标,成型工艺方法的选择将直接影响复合材料的应用效益。由于复合材料结构的特殊性,成型工艺方法在很大程度上为结构的几何形式和材料构成方式所决定。而在成型工艺方法确定的前提下,结构的几何形式、材料构成,甚至性能指标的实现空间则会受到相应的制约。因此,成型工艺方法的选择是结构设计工作的重要组成部分。在实际结构的研发生产中,应针对具体的性能/成本目标,基于不同成型工艺方法的固有特点,来形成最为合理的结构设计和制造方案。简单地求新或不加分析地模仿均难获取最优的性能/成本综合效益,而此效益是衡量复合材料应用水平的根本尺度。

(责编 金卯)