

降低树脂基碳纤维复合材料成本的工程途径

赵渠森

(中国航空工业制造工程研究所, 北京 100024)

[摘要] 树脂基复合材料已在航空航天工业中获得广泛应用。当今复合材料的低成本已是广泛议题。文章从工程角度讨论降低成本的有效途径, 它们是通过改善树脂韧性提高设计许用应变, 尽可能实现结构整体性, 采用混杂复合材料结构, 应用树脂渗透成形工艺和电子束固化技术。

[关键词] 买得起复合材料; BMI树脂; 整体共固化结构; 真空辅助树脂渗透

当今树脂基先进复合材料积三十余年的经验已趋于成熟, 逐渐形成一种新兴产业, 已是飞机、发动机四大材料之一。飞机结构用复合材料的数量及其部位已成为衡量飞机设计先进性的标志之一。对树脂基先进复合材料有着浓厚兴趣的航空界寄希望于用它减轻飞机质量、改进飞机性能、解决一些金属材料难于克服的问题(如发散), 从而实现新的设计思想(如飞机前掠翼设计)和增加设计自由度。但是树脂基先进复合材料的成本是等同铝结构的数倍, 这种情况使不那么计较成本的航空业也备受困扰。当务之急是要把成本降下来, 使之成为买得起(affordable)的一种材料, 以促进推广应用, 尤其是促进它从军用走向民用市场。

笔者自1969年负责组建我国第一个树脂基碳纤维复合材料研究小组以来, 一直致力于树脂基碳纤维复合材料的开发与应用, 并为降低成本而作不懈努力。本文就三十年来有效降低成本的工程途径作一简介。

1 提高树脂韧性, 通过显著减重实现降低成本

复合材料结构设计已从破损安全发展到损伤容限, 它是以外来物对复合材料结构冲击引起的内部

分层损伤作为主要损伤类型。基于低能量冲击损伤设计复合材料结构时, 是以设计载荷作用下通过控制压缩许用应变使结构内部存在的损伤不扩展, 从而保证在给定寿命下的结构安全性。许用应变 ϵ 取值在很大程度上决定着结构的设计参数, 实际含义上的结构质量。 ϵ 取值较低, 如 $\epsilon < 0.2\%$, 复合材料结构减重通常在12%左右, 所获得的减重效果尚抵消不了由于更换材料所支付的代价。提高许用应变的主要措施之一是提高作为复合材料基体的树脂的韧性。在碳纤维复合材料研发过程中, 曾采用酚醛环氧和氨基四官能团环氧作为基体树脂, 但是这些树脂的韧性较差, 表征韧性的冲击后压缩强度(CAI)值在125~138 MPa之间^[1]。此时, ϵ 的取值为0.25%~0.28%。国内第一个全复合材料飞机垂直安定面研制时, 采用648酚醛环氧为基体, 其 ϵ 取值为0.28%, 结构减重不到20%。1985年某歼击机立项时, 为满足该歼击机要求, 开发了耐热性、韧性均优的双马来酰亚胺树脂QY8911, ϵ 随之提高到了0.38%~0.4%, QY8911被选中用于该歼击机的鸭翼、垂直安定面等16个部件, 复合材料结构减重提高到22%~25%^[2]。随后, 歼××机翼外翼, 歼××前机身、垂直安定面, 以及“飞豹”歼击轰炸机全动平尾等

六种军用飞机都采用了 QY8911, 有效地推进了复合材料在航空器上的应用。为了进一步减轻结构质量, 降低成本, 开发的 QY8911-III 韧性型双马来酰亚胺树脂和 QY9511 高韧性型双马来酰亚胺树脂, 使许用应变 ϵ 进一步提高到 0.45% 和 0.5%, 它们的 CAI 分别达 210 MPa (T300 型碳纤维) 和 300 MPa (T800 型碳纤维), 比 QY8911 的 178 MPa (T300 型碳纤维) 有明显提高, 由此所带来的减重效益可以达到 25% 以上。这是十分有效的降低成本的工程途径。材料用量的减少, 意味着减少施工这些材料所需要支付的工时, 降低了成本。QY 系列双马来酰亚胺树脂的韧性特性及应用情况见表 1。采用 QY8911 的典型飞机结构实例见图 1 至图 3。

表 1 QY 系列双马来酰亚胺及其应用
Table 1 QY series BMI and it's application

树脂名称	CAI 值 /MPa	使用温度 /℃	应用实例
QY8911	178	150	①某歼击机鸭翼、垂直安定面、升降副翼、方向舵等 16 件 ②××飞机阻力板 ③“飞豹”飞机全动平尾 ④歼××机翼外翼 ⑤歼××前机身、垂直安定面 ⑥歼××壁板
QY8911-II	188	230	①×××飞机进气道调节板 ②×××导弹操纵翼面 ③××发动机风扇叶片箍圈
QY8911-III	210	150	机翼壁板
QY8911-IV	176	150	机身隔框
QY9511	300	180	身融合体
QY9512	199	150	机翼上壁板

* 使用温度指湿态

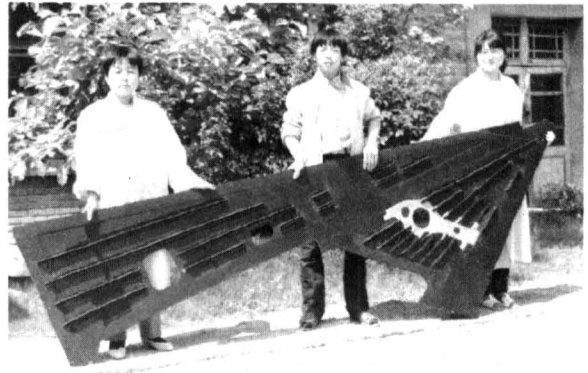


图 2 歼××机翼外翼, 经试飞考验

Fig. 2 A jet's out wing, passed flight test

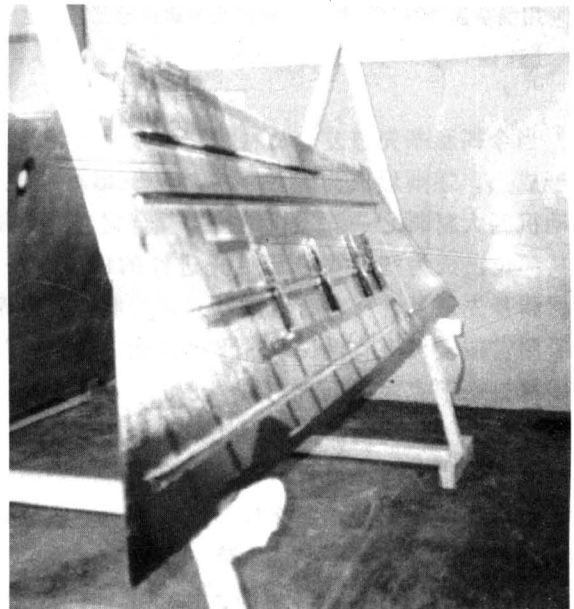


图 3 歼××垂直安定面壁板, 首批 20 块合格率 100%

Fig. 3 Panel of a kind of jet, good quality at first 20 pieces running

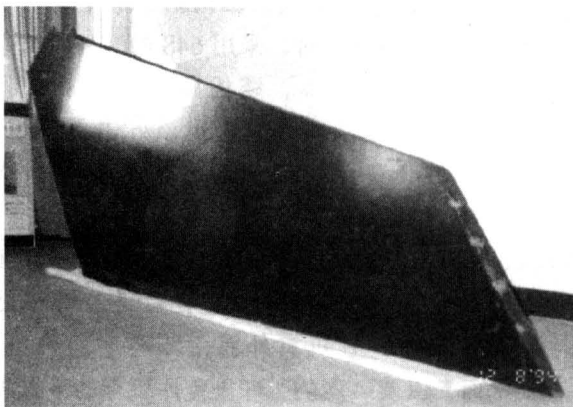


图 1 某歼击机垂直安定面, 6 m²

Fig.1 New Jet's fin, surface area (single), 6 m²

高韧性、耐湿热复合材料的研制开发, 提高了设计许用应变、提高了减重效益、降低了结构成本。它的降低成本得益达 20%~25%

2 复杂型面结构和整体结构的采用可望显著降低成本

复合材料适合于制造各种形式的结构, 但并非所有形式的结构对复合材料的低成本都是有效的。从成本角度, 合理地选择结构形式对降低成本十分

重要。用低余量或无余量加工的复合材料取代金属的加工件便是一例。由于金属的切削量大、材料利用率低，加上昂贵的数控加工工时，使成本效益降低。这对框、肋结构尤为明显。相比之下，用复合材料制造飞机框、肋就节省很多。可见针对结构特点，合理地选择使用复合材料可望实现复合材料的低成本。笔者研制的第一个碳纤维复合材料航空零件是1972年开发的喷气发动机风扇叶片，该叶片长365 mm，扭角为 56° ，根部有一个安装榫头槽，它是用阴阳模一次成型出来的，基本上无需再加工（见图4，左2~左4），而钛合金风扇叶片虽然型面相似，但在它的叶身中部必须加工出一个凸台以防颤振（图4，左1），这样一个凸台和榫槽却使加工工作量呈数十、数百倍地增加，其毛坯质量是完工后叶片质量的8~10倍。它的加工工序有十余道之多，锻、铣、磨、抛、电解加工，工作量大、劳动强度亦大。碳纤维复合材料风扇叶片一次整体成形，无需太多的二次加工，其质量是钛的56%，离心力减小，对盘的要求也降低了。复合材料风扇叶片的榫头拉断强度是设计载荷的5倍。又由于碳纤维的铺层取向可以调整，因而叶片的扭角、特别是动载条件下的扭角是可作调整的，修正设计的裕度较大。

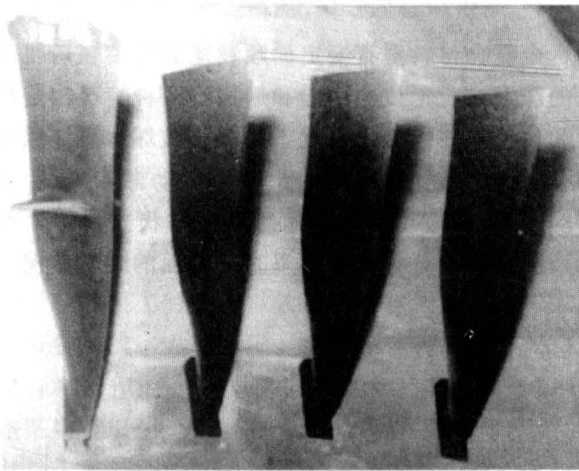


图4 喷气发动机风扇叶片

Fig.4 Fan blade of a jet engine

碳纤维复合材料风扇叶片制备过程中首先要将碳纤维制成预浸料，一层一层叠铺才构成叶片形状。碳纤维预浸料必须使用连续长碳纤维。高性能碳纤维出现在1967年的英国，1969年国内尚不具备条件，为此笔者组织相当大的队伍从事碳纤维研

制，从聚丙烯腈原丝起步，预氧化、碳化及其装置到表面保护研究。1971年研制出国内第一束连续长碳纤维。除台架试车的喷气发动机风扇叶片外，静力、疲劳、试飞的飞机进气道外侧壁，静力、疲劳的强五飞机全复合材料垂直安定面，静力、疲劳、试飞的歼 $\times\times$ 机身壁板都采用了自制的连续长碳纤维。80年代初中期全国掀起碳纤维研究生产热潮，我们遂将重点集中在型号复合材料结构的研究，碳纤维则依靠采购。

整体结构有利于发挥纤维连续承载作用，同时使结构大大简化，基本上无子结构，因而也无需紧固件机械连接^[3]。树脂基纤维复合材料的最大特点是材料设计与结构设计一次同时完成，显示出鲜明的材料/工艺/设计三位一体的特点。碳纤维复合材料飞机前机身是整体一次成形的，它的隔框、前后纵梁与蒙皮是同时成形、构成12个腔的一体结构，它的成形模仅为两套，无需许多为制备子结构而配备的子模具，省去了子结构装配所需配备的型架，省去了装配时处理协调、互换、变形、厚度超差而带来的诸多问题。可见整体成形显著减少了模具、装配、协调、劳动力消耗所涉及的费用，是一个低成本整体结构实例。图5是歼 $\times\times$ 的前机身，前机身结构装机飞行后，已经小批量生产考验。

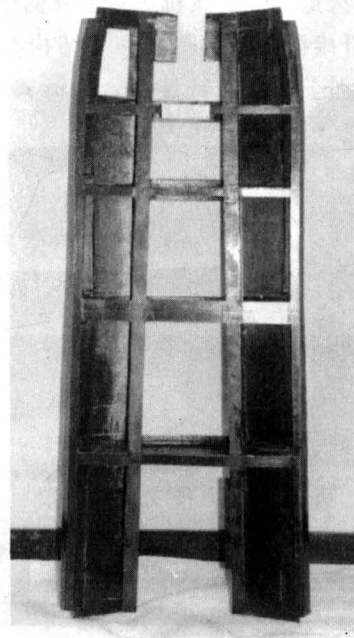


图5 待装机的前机身上壁板

Fig.5 Top panel of forward fuselage

3 混杂复合材料结构和全复合材料结构有利于降低成本

混杂纤维复合材料是指由两种或两种以上纤维混杂组成的复合材料。混杂效应可使特定需求的混杂复合材料具有单一复合材料无法比拟的特性,表现在某一性能的显著提高与成本的大幅度下降。碳纤维/玻璃纤维混杂复合材料便是一例。碳纤维性脆、成本甚高,而玻璃纤维性柔、价格便宜,由它们组成的混杂复合材料能有效提高碳纤维复合材料的韧性和显著降低碳纤维复合材料的成本。

1973年笔者研制的第一个飞机复合材料结构是飞机进气道外侧壁。它的原设计是纯碳纤维结构,整体一次成型。原金属进气道外侧壁是铝合金蒙皮/镁条的铆接夹芯结构,铆钉布满于外侧壁。由于外侧壁板为双曲面结构,在受力状态下,铆钉极易松动,一旦铆钉断脱随吸气气流进入发动机,打碎叶片,其后果不堪设想。整体成形的复合材料外侧壁没有一个铆钉,自然非常安全。但它的下部位(见图6)是火炮出口,振动冲击力很大,要求复合材料有很好的韧性,这一点纯碳纤维就有它的不足。采用了碳纤维/玻璃纤维混杂复合材料结构后,由于玻璃纤维的断裂伸长是碳纤维的数倍,混杂复合材料抗冲击强度提高了3倍。十分明显,对于与火炮相邻的飞机进气道外侧壁板采用碳纤维/玻璃纤维混杂结构更有利于结构在满足对刚度要求的同时,满足对抗冲击振动的要求。同时,

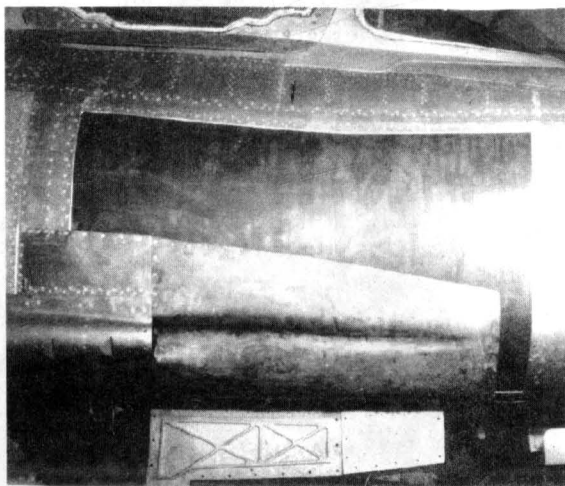


图6 进气道外侧壁凹槽上的火炮

Fig. 6 Out panel of inlet duct linked a fire gun

由于玻璃纤维价廉,又能至少降低成本40%。混杂复合材料外侧壁厚度为8mm,而等待设计的纯碳纤维厚度为10mm,不致由于采用了混杂纤维而使结构增重。地面试车、火炮试验与飞行试验证明混杂复合材料结构完全能够满足型号要求。

全复合材料结构通常是指结构的主结构与子结构均为复合材料,由于是同种材料,接触腐蚀、膨胀匹配、变形协调等问题都易于解决,在零件装配过程中也无需考虑由于不同的材料硬度在机械连接的钻孔过程中取不同的进给量。这些简化所带来的效益无疑会体现在有效降低成本上。单件全复合材料垂直安定面的成本仅高出金属结构的3%。

1978年笔者研制的全复合材料飞机垂直安定面便是一例。这是一种双梁式的薄壁结构,它的蒙皮、前梁、后梁、长桁、垫板、口盖均为碳纤维复合材料。该全复合材料垂直安定面显著地提高了结构刚度和降低了结构质量^[4],参见表2。

表2 全复合材料垂直安定面的效益

Table 2 Benefits of all composite fin

结构材料	紧固件数	零件数	扭转刚度 (7 [#] 肋)	质量
			/kg·cm ²	/kg
金属	8 151	190	1.8×10^9	93
复合材料	4 479	134	2.7×10^9	74

全复合材料垂直安定面顺利地通过装在后机身上的静力试验,按前压心和后压心两种情况测定应力和位移,并以后压心状态加载至破坏,破坏强度为设计载荷的126.7%。静力、动载试验后于1984年装机试飞至今一直处于良好状态,图7和本期封面图为全复合材料垂直安定面的装机实况。

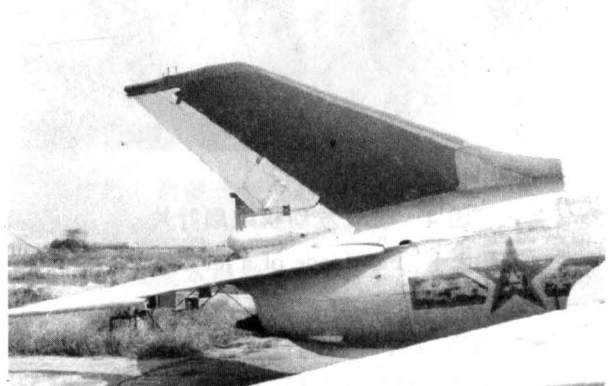


图7 全复合材料垂直安定面装机

Fig. 7 All composite fin fixed on jet plane

4 液体渗透技术将大大降低复合材料制造成本

先进复合材料的成本高居不下的原因之一是，目前的每一道工序的费用都十分昂贵。首先要将碳纤维制成预浸料，已浸有树脂的预浸料务必冷藏；需对预浸料按每一个展开型面作平面裁剪；随后将一层一层预浸料叠合在一起；封装后于热压罐里加温加压固化成形；最后修边切割装配。在这种情况下，低成本技术就应运而生，其中渗透成形是行之有效的办法之一。渗透成形的原理是在较低的压力下将树脂注入纤维毛坯中，在一定条件下固化成为一个结构，其基本要求是^[5]：

- 1) 纤维应首先形成一个预成形体，如平面织物、三维编织物、精编织物、针刺或缝纫织物；
- 2) 树脂应在一定温度下呈现低的粘度，并在一定时间内保持不变，可在一定温度下固化成形。

渗透技术包括：树脂传递模 (RTM)、真空树脂传递模 (VRTM)、结构反应注射成形 (SRTM)、树脂薄膜渗透法 (RFI) 和真空辅助渗透成形 (VARI) 等。它们的共同特点是：**a.** 一般情况下可不采用热压罐；**b.** 仅真空压或低压；**c.** 要求基体树脂有低的粘度；**d.** 制造周期短；**e.** 用预成形体不用预浸料；**f.** 劳动力工时少；**g.** 辅助材料消耗少；**h.** 边废料少；**i.** 结构整体性高。

4.1 RTM

这种工艺方法是以一定压力和温度将树脂注入预成形毛坯中，并在一定条件下使树脂固化。它适合于复杂型面三维空间结构的整体成形，因而模具数量、铺层工时、零件数目和机械装配量都可大幅度节省，成本显著下降。而以往这种结构多是由金属材料制作的，十分费工费料。其次，由于RTM是采用金属阴阳模具，因而零构件的尺寸精度高，一般无需精加工。

QY8911-IV RTM树脂已成功地用于飞机机身隔框的制造 (见图8)，它比用预浸料铺叠制备隔框的方法成本节省26%。如果把高的尺寸容差与不需要再次加工也计算在内，则制造成本的节省可达50%。

对于RTM，由于树脂在封闭模具里的流动与流向琢磨不定，要备加小心，否则就会影响产品质量。树脂在模具内的流动与流向受着预成形体的编织形式、密度、模具拧紧力、预成形体内部残留气

体量、进气和导气管分布与所在空间距离等的影响，因而常常在RTM产品中出现未能被树脂浸渍的“白斑”。为克服这一缺陷，笔者设计了一种可视模具，模面能经受苯乙烯的侵入，可清晰地观察树脂的流向与流速 (图9)，成功地制造出1300 mm×1300 mm×30 mm的厚板 (图10)，尺寸之大，在国内尚属首次。其质量优良，内部无孔隙。

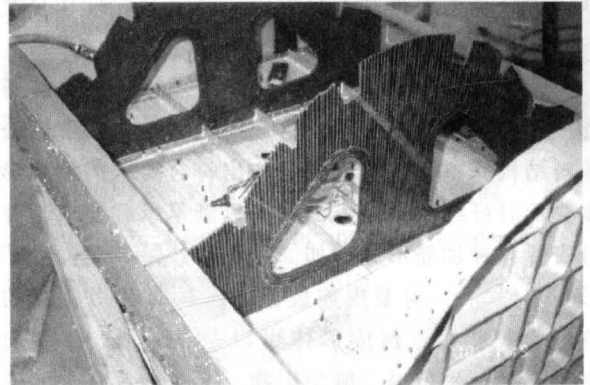


图8 用RTM成形的机身隔框

Fig. 8 Aero-frame by RTM

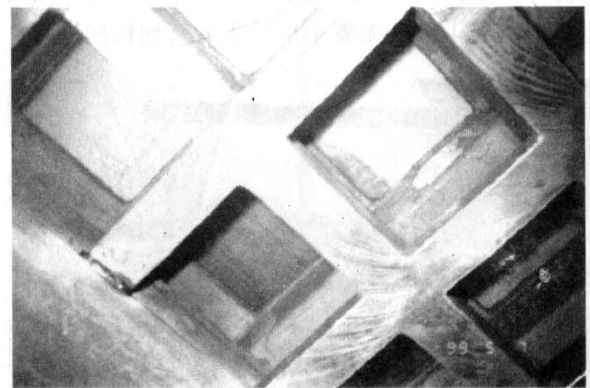


图9 可视树脂流动的RTM模具

Fig. 9 Resin flow in RTM mold

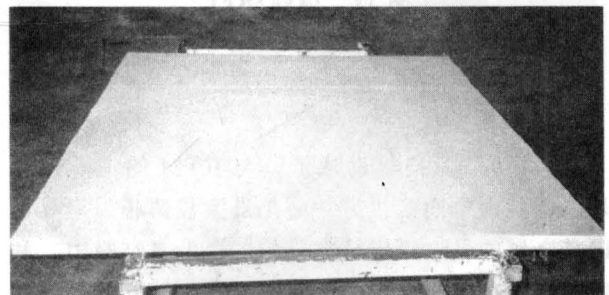


图10 用RTM制成的1300 mm×
1300 mm×30 mm零件

Fig. 10 1300 mm×1300 mm×30 mm plate by RTM

4.2 RFI

这是一种树脂由下至上浸润毛坯的成形方法。它的渗透距离较近,因而可采用常温下粘度较高乃至粉末的树脂,将毛坯置于其上,当升高温度后树脂粘度下降,并在压力作用下,由下至上流动,直到顶端,待完全充填、树脂均匀分布后,升高温度使树脂凝固直到固化。RFI工艺的关键有二,一是预成形合理的设计及其铺设,二是模具设计和全过程中的尺寸控制。

RFI适合于制作大型、复杂型面、带加强筋条乃至带加强墙和梁的结构件。为确保结构的型面公差与结构完整性,首先要制作出符合要求的预成形体。此时纤维按预定方向取向以满足承载要求,并可安置各种加筋形式,如“ \perp ”形、“ $]$ ”形、“ L ”形和“ I ”形,与蒙皮连成整体,从而获得较高的整体承载能力。预成形体可以是3D、2.5D编织物,也可以是精编、缝纫织物。但目前最受关注的预成形体成形制作技术是铺叠加缝纫的技术。它的要点是按预定方向铺放预成形,用纤维将它们缝纫成为一个整体(图11),它使复合材料件抗冲击的能力提高近1倍,无需采用昂贵的高韧性树脂。

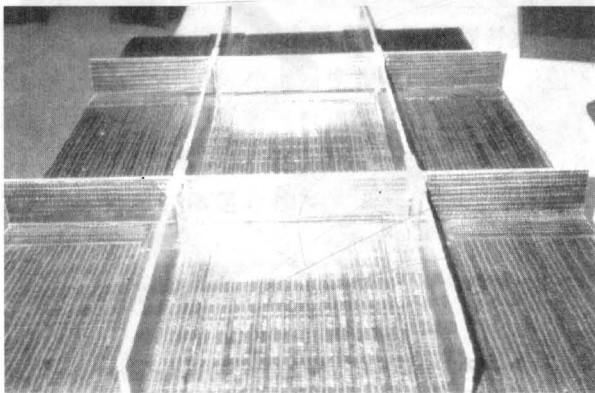


图11 缝纫/RFI

Fig. 11 Stitching/RFI

4.3 VARI

VARI即真空辅助成形,与RTM的主要差异是前者仅为单面模,另一面是真空袋薄膜,模具可以是金属的,也可以是玻璃的,借助真空吸力,利用特殊网布作为介质将树脂吸入预先铺好的纤维编织物中;而RTM是双面匹配模,树脂在外压下向内腔推进,由于推进压力较大,故要求采用金属模并且在金属模具两侧加强,例如往往采用井字形高

截面的筋条方可防止模具的变形。图12为生产 $1\,300\text{ mm}\times 1\,300\text{ mm}\times 30\text{ mm}$ 厚板而使用的RTM模具。可见用于RTM成形的模具既笨重又昂贵。对于大型结构件,几乎无法采用RTM工艺,对于批量小的结构件用RTM方法在成本上也不合算。

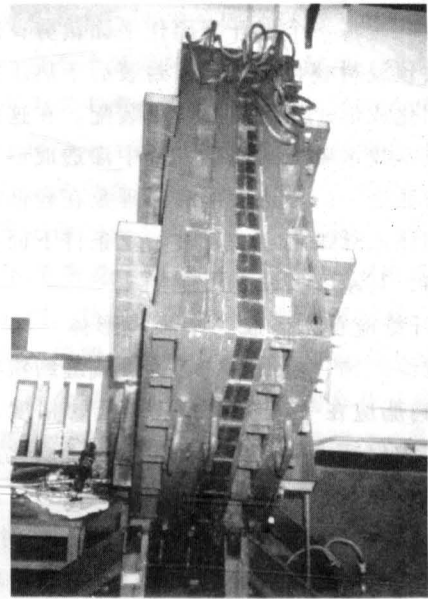


图12 生产大尺寸零件所采用的加筋模

Fig. 12 Cross-stiffed mold for RTM

VARI克服了上述不足。它的模具简单,对模具材料要求也低,又特别适合于大型结构件的生产。它既可用于板件、又可用于蜂窝夹层结构的制造,还可以在结构内表面镶嵌加强筋、内插件、连接件,以满足不同用途的需要。它对单曲面、双曲面乃至复杂型面的结构都有良好的适应性。该方法中有两点应予重视,即高度真空和低粘度、室温固化的树脂体系。这种树脂在对纤维渗透时,厚度方向与前进方向是同步的,这才有可能以很快的速度完成对纤维织物的浸渍。VARI树脂流动瞬间见图13所示(采用BA9911液体双马来酰亚胺树脂)。

为适应VARI成形,笔者开发了一种粘度仅 $0.08\text{ Pa}\cdot\text{s}$ 左右、可在 $18\sim 22\text{ }^\circ\text{C}$ 半个月保持粘度基本不变、室温固化又具有阻燃特性、对碳与玻璃和芳纶纤维良好浸润、呈现优越的力学性能、经后处理后的玻璃化转变温度 t_g 超过 $180\text{ }^\circ\text{C}$ 的BA9911液体双马来酰亚胺树脂,并用这种树脂以VARI方法制造 $1\,300\text{ mm}\times 650\text{ mm}\times 30\text{ mm}$ 玻璃纤维板

(图 14)、碳纤维加筋板(见图 15)和碳纤维曲板。它也适合于对缝纫预成形体的浸润,使复合材料结构具有良好的抗撞特性;它还适合于对埋有传感器构件的浸润,呈现智能结构特性。此时,树脂的低粘度和可室温固化显得尤为重要。VARI 是当前最受世人关注的低成本制造技术。

5 电子束固化

电子束固化是另一种非热压罐方法^[6]。树脂基复合材料固化过程中仅基体树脂发生化学反应,促使它反应的媒介通常是引发剂、固化剂、热能、辐射能或光能。从加速器发射出的能量激发树脂中的活性基团运动、诱导发生化学反应并形成交联结构,这便是电子束固化。

电子束固化具有如下特点:

1) 有利于分子结构规则排列,从而改善聚合物模量、拉伸与冲击强度、硬度以及抗变形、抗磨损、抗蠕变与疲劳的能力;

2) 高能量激发,使化学反应速度比在热压罐里加热固化提高数十至数百倍,从而可设计成工件沿轨道运动、经电子束辐射的连续生产线,提高了生产效率;

3) 适合于拼接式整体成形,从而有望减少零件数目,提高结构整体性;

4) 实现设计的最大自由度,可同时固化以多种基体树脂构成的结构,实现不对称、不平衡、不等厚结构的固化;

5) 改进了材料的工艺性,用于电子束固化的树脂可在常温下存放,无需冰库与冷藏;

6) 降低溶剂用量,从而减少由溶剂产生的挥发物,改善环保状态;

7) 可采用廉价的模具材料,降低模具成本;

8) 热应力低,有利于减少聚合物内部的微裂纹;

9) 能量消耗低,与直径 7.6 m、长 15.2 m 的热压罐相比,当电子束加速器吸收剂量为 50 kGy 时,总能量(kW·h)比为 19:1,能量利用系数(kW·h/kg)比为 13:1。热压罐的能源消耗约为电子束加速器的 8~13 倍。

目前航空用复合材料基体树脂主要是环氧和双马来酰亚胺,在经一定处理后它们都能适应于电子束固化。但它们的反应机理不同,前者是阳离子型反应,后者是自由基反应。可借助翁盐,也可先进

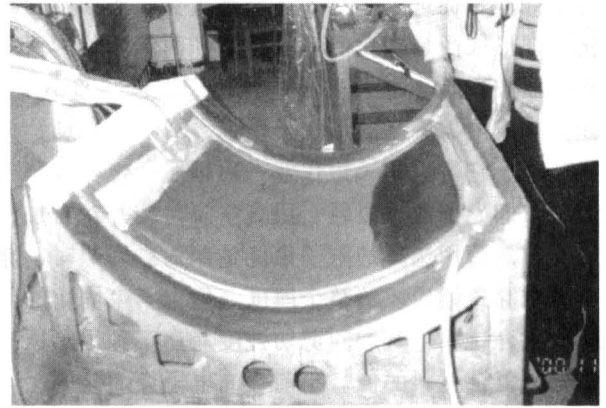


图 13 VARI 成形中树脂流动瞬间

Fig. 13 Resin flowing in VARI processing

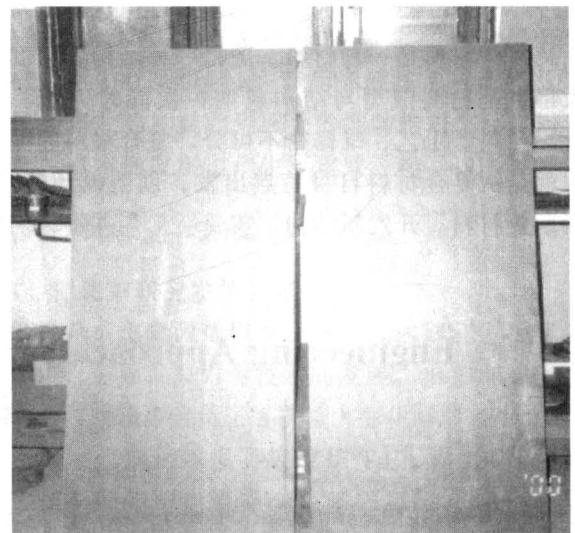


图 14 用 VARI 制成的 1300×1300×30mm 厚板

Fig. 14 1 300 mm×1 300 mm×
30 mm plate by VARI

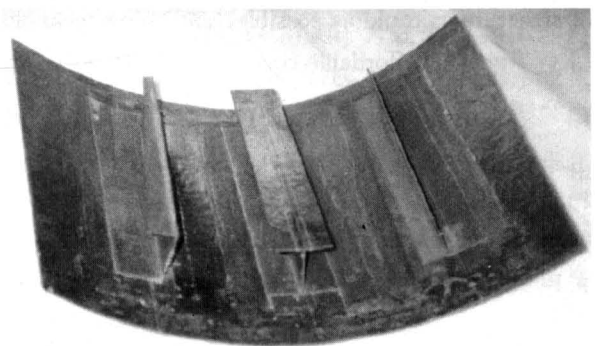


图 15 用 VARI 制成的碳纤维加筋曲板

Fig. 15 CF stiffened plate by VARI

行预处理,促进电子束固化顺利进行。例如丙烯酸化,即形成丙烯酸化的环氧树脂和丙烯酸化的双马来酰亚胺树脂。电子束最适合用于连续生产线上,如拉拔成形、缠绕成形、自动铺叠成形、自动铺放成形等。它可以是一边作业一边辐照,也可以是二步法,即先铺放预浸料,用真空袋封装并对它加温加压,然后用选择的电子束能量照射。辐照时,电子束应穿透铺层块的整个厚度。但电子束固化的碳纤维复合材料,其层间剪切强度尚达不到用热压罐固化的复合材料的值。当前提高电子束固化的层间剪切强度亟待深入研究^[7]。此外,紫外线固化、微波固化也显示出各自的优点。

6 结论

复合材料是一种材料,更是一种结构。它的最大特点是材料成型与结构成型一次同时完成。设计、材料、工艺、维修密不可分。复合材料的低成本就是从复合材料自身特点出发,创新设计概念、研制新材料、开发新结构、实施新工艺并将它们联

成一个整体,即在设计起步之时便考虑它的材料、它的制造、它的检验、它的保养、它的寿命和它的成本分配,将低成本贯穿到结构的全寿命。这是实现买得起的总目标的有效途径。

参考文献

- [1] 赵渠森. 高模量高强度碳纤维[M]. 北京: 燃料化学工业出版社, 1972
- [2] Zhao Qusen. Modification of BMI and QY8911 BMI resin[R]. SAMPE 38, 1993
- [3] 赵渠森, 杨国章. 复合材料飞机构件制造技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1989
- [4] Zhao Qusen. Manuf tech of composite torque box of vertical fin[R]. ICAS-15, 1986
- [5] 赵渠森. 材料与工艺在“买得起的复合材料”中的作用[J]. 航空制造技术, 2000, (6): 46~51
- [6] 陈文. 从两会看低成本有机复合材料制造技术的发展[J]. 航空制造工程, 1997, (10): 19~21
- [7] Goodman D, Byrene C A. Automated tape placement with in-situ electron beam cure[J]. SAMPE journal, 2000, (2): 24~28

Engineering Approach for Reducing Cost of Polymer-base Advanced Composites

Zhao Qusen

(Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing 100024, China)

[Abstract] Polymer-base advanced composites have been widely used in aerospace industries. Low cost production of composites airframe structure is the burning issue of today in aerospace industry at home and abroad. This paper gives a summarized account of effective approach for reducing cost in engineering view. They are: enhance allowable strain value through modifying toughness of resin as matrix of composite, realizing integration of structure as could as possible, and using technology of resin infusion and electron beam curing.

[Key words] affordable composite; BMI resin; integrated structure; vacuum-assistance resin infusion