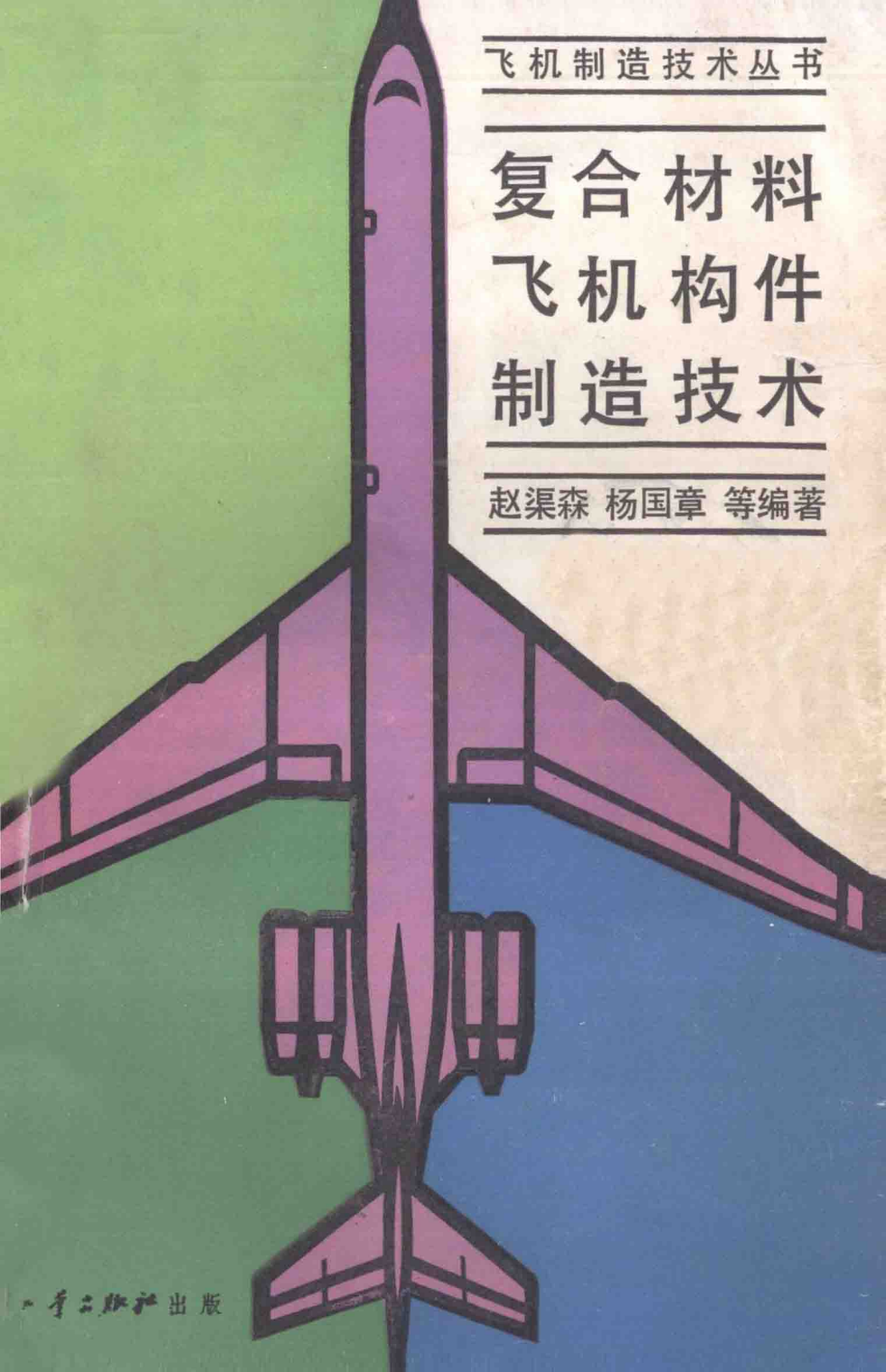


飞机制造技术丛书

复合材料 飞机构件 制造技术

赵渠森 杨国章 等编著



航空工业出版社

飞机制造技术丛书

复合材料飞机构件制造技术

赵渠森 杨国章 等编著

国防工业出版社

内 容 简 介

《飞机制造技术丛书》编委会是由中国航空学会组成的。编委们都是飞机制造专业的学者和专家。《丛书》共有17个分册，本书是《丛书》中的一个分册。共分四章：第一章论述了复合材料的性质和应用；第二章论述了复合材料飞机构件的制造技术；第三章对复合材料作了理论分析；第四章是复合材料飞机构件的试验和检测。

本书可供航空、航天工业部门的工厂、设计所、研究所的工程技术人员参考，也可作为航空院校飞机制造专业师生的教学参考书，还可供其它有关的民用工业部门的工程技术人员参考。

飞 机 制 造 技 术 丛 书 复合材料飞机构件制造技术

· 赵渠森 杨国章 等编著

国防工业出版社出版发行

(北京市车公庄西路老虎庙七号)

新华书店经售

北京昌平马池口印刷厂排印装

*

850×1168 1/32 印张8 201千字

1983年5月第一版 1989年5月第一次印刷 印数:001—700册

ISBN 7-118-00263-1/V24 定价:5.00元

中国航空学会
《飞机制造技术丛书》编委会

主 编：罗时大

副主编：马业广

编 委：董 孝 程宝渠 杨彭基 屠德彰
陆颂善 唐荣锡 郭兴中 戴世然
董德馨 孙肇卿 武厚忠

责任编辑：余发棣

秘 书 组：梁国志 张士霖 杨奇光

前 言

《飞机制造技术丛书》编委会是由中国航空学会组成的。编委们都是飞机制造技术专业的学者和专家，他们毕生致力于飞机生产、科研、教学、管理工作，有丰富的实践经验。在此基础上，组织、指导、编写了这套《丛书》。

《丛书》的编写目的是：既要总结我国三十多年来飞机制造的经验，又要有选择地吸取国外先进的飞机制造技术，为积累资料、总结经验、培育人才、发展新技术打下基础，探索出一套具有中国特色的飞机制造技术的基本经验，可以说，这是一项重要的基础工程建设，具有重大的现实意义。

《丛书》共有17个分册。《复合材料飞机构件制造技术》是其中一个分册。在飞机制造中，采用先进的复合材料构件，日益显示出其优越性。复合材料有一种极好的特性，它具有比强度高和比刚度高的优点。减轻飞机机体重量是一个极其重要的问题，尤其是军用飞机，采用复合材料飞机构件就能大大减轻重量，因此，复合材料在飞机制造中应用日益广泛。但由于复合材料是一种先进的新材料，把复合材料制成飞机受力构件，技术难度是很大的，对设备和工艺装备要求很高。经过国内各部门长期研究和试验，已取得很大的成绩，已在我国自制的新机种上应用，经过长期的试飞考验，达到设计技术要求，改善了飞机的性能。

本分册共分四章：第一章论述了复合材料的性质和应用；第二章论述了复合材料飞机构件的制造技术；第三章对复合材料作理论分析；第四章是复合材料飞机构件的试验和检测。

本分册由赵渠森、杨国章任主编。参加编写的有陈积懋、沈慧中、华一轮、张全纯、万华寅、张箕运、刘善国、李永柱、马祖康、宋焕成、周希真、王新言等同志。

由于作者水平有限，难免存在不少缺点和错误，请读者多多批评指出，我们十分欢迎并衷心感谢。

编 者

目 录

第一章 复合材料的性质和应用

- 一、复合材料的性质.....(1)
- 二、复合材料在飞机上的应用.....(5)
- 三、复合材料飞机构件的设计概念.....(13)
- 四、复合材料飞机结构的合理形式.....(20)
- 五、复合材料飞机构件的特点.....(26)

第二章 复合材料飞机构件的制造

- 一、热压罐成型技术.....(40)
- 二、模压成型技术.....(62)
- 三、共固化成型技术.....(72)
- 四、复合材料成形用的模具.....(88)
- 五、复合材料的机械连接技术.....(92)
- 六、复合材料连接接头的防腐技术.....(106)
- 七、胶接连接.....(116)
- 八、复合材料飞机构件的质量控制.....(124)
- 九、制造技术的发展动向.....(141)

第三章 复合材料固化工艺理论分析

- 一、复合材料固化工艺理论.....(149)
- 二、复合材料固化工艺与热应力.....(160)

第四章 复合材料飞机构件的测试

- 一、复合材料飞机构件的无损检测.....(184)
- 二、复合材料力学性能的测试技术.....(201)
- 三、复合材料性能测试目的及其内容.....(202)

附录 复合材料用的原材料.....(220)

第一章 复合材料的性质和应用

一、复合材料的性质

复合材料是一种多相材料，由多种性质极不相同的材料组成。如果这些材料能在合成物中独立存在并在性能上互补的话，就可制出比单一材料优越得多的一种新材料，这种新材料就称为复合材料。

先进的复合材料在本世纪60年代初期才发明的，具有代表性的是以聚合物为基的高性能的碳纤维复合材料和硼纤维复合材料。

1. 高比强度和高比刚度

维持轻结构正常工作状态或完成某一动作，消耗能量较少，这一点对于飞行器来说更为重要。飞行器的发射单价，即每发射1kg重量所消耗的代价，无论是对商用飞机还是对导弹、宇宙飞船，从总体上来看都是相当可观的。当然，飞行器的种类不同，起飞或发射单价是不同的，从下面列出的数据中可见：战斗机、大型客机、大型运输机、宇宙飞船的每公斤重量都要耗费很大资金：

小型民用机	40美元
直升机	100美元
运输机	150美元
商业飞机	200美元
航空发动机	450美元
波音747飞机	450美元
战斗机	450美元
Vistol飞机	550美元
超音速运输机	1100美元

表层轨道卫星	2000美元
同步轨道卫星	20000美元
宇宙飞船	30000美元

显而易见，减轻发射重量是何等重要，为达到此目标，除了优化结构形式之外，采用高比强度，高比弹性模数的材料几乎是唯一的措施。若干材料的比强度和比模数见表1-1。

表1-1 若干材料的比强度和比模数

材 料 名 称	材 料 比 重	拉伸强度 GPa	弹性模数 GPa	比强度 GPa	比模数 GPa
铝合金L65	2.8	0.46	72	0.17	26
钛合金DTD5173	4.5	0.93	110	0.21	24
钢 S97	7.8	0.99	207	0.73	27
E—玻璃	2.54	2.6	84	0.98	33
S—玻璃	2.49	4.6	72	1.85	29
I 型碳纤维	2.0	1.9	400	0.95	200
II 型碳纤维	1.7	2.6	200	1.52	118
硼	2.5	3.5	420	1.40	168
kevlar	1.44	2.8	130	1.94	90

2. 各向异性和可设计性

金属材料是各向同性的，多半是均质的，因此，通常只需两个弹性模量 E 和 G （即拉伸弹性模量和剪切弹性模量）就可描述材料的弹性性能。但是，在复合材料中，由于它的各向异性与不均质性，其纵向性能与横向性能相差甚大，拉伸与压缩也不相同，因此，其弹性性能需由下面四个弹性模量决定：纵向弹性模量 E_L 、横向弹性模量 E_T 、泊松比 μ 和面内剪切弹性模量 G_{LT} 。同样，在强度性能上，复合材料由五个强度值决定：纵向拉伸强度 X_L 、纵向压缩强度 X_C 、横向拉伸强度 Y_L 、横向压缩强度 Y_C 和面内剪切

强度 S 。

复合材料的各向异性虽然给工程计算带来困难，然而正是它的各向异性，使复合材料的每一层片的取向可以任意调整，这就是说，可以通过改变层片的取向与顺序而改变复合材料的弹性特性和强度特性，以满足结构的需要，获得最佳的结构效率。

复合材料的力学性能还存在着金属材料所没有的耦合效应。例如单向板在受到非主轴方向拉伸时，由于纤维的纵向弹性模量大于其横向弹性模数，将引起剪切变形，即拉剪耦合。当单向板受到非主轴方向弯曲时，将引起扭转变形，即弯扭耦合，正是这种耦合效应解决了前掠翼式飞机机翼的设计问题。

3. 良好的抗疲劳特性

疲劳特性是材料在交变载荷作用下，由于裂缝的形成和扩展而产生的低应力破坏。在纤维复合材料中存在着许多的纤维/树脂界面，这些界面能阻止裂纹进一步扩展，从而推迟疲劳破坏的发生。这类材料即使产生了疲劳破坏，事先也有明显的预兆，而不象金属材料那样是突发的，而且对大多数类型的疲劳，如拉-拉疲劳，拉-压疲劳，纤维复合材料的疲劳极限值能达静载荷的70~80%，而大多数金属材料的疲劳极限只有其静强度的40~50%。

纤维复合材料内部存在着的许多界面和复合材料中纤维承载的特点，从力学观点上看，是典型的超静不定体系，使用过程中，复合材料构件即使过载而造成少量纤维断裂，其载荷也会迅速重新分布到未破坏的纤维上，这样在短期内不会使整个构件丧失承载能力，显示出结构的良好破损安全性。

4. 成型工艺好

树脂基复合材料在成形过程中，由于高分子化学反应相当复杂，进行理论分析与判断常常会有许多困难，但是，对于工业生产来说，当工艺规范制定后，制作还是比较简单的，适合采用整体共固化成形法，这种整体成形技术，大大减少了零部件的数量和紧固件的数量，同时整体成形技术简化了以往金属钣金件冗长

的生产工序, 缩短生产周期, 例如美国诺斯罗普公司试制的F-16复合材料前机身驾驶舱, 复合材料的零件数目大为减少, 原先的数目众多的钣金铆接件已被整体的复合材料所取代, 既简化了工序, 又节省了工时, 而且使装配协调问题更简单。在整体成型中, 模具结构形式与材料的选择是关键。模具结构可以采用拼接式和软模结构, 在模具材料方面, 既要选择膨胀系数高、易产生膨胀压力的材料, 又要注意与零件接触的模具表面处, 两种材料的膨胀系数的匹配性。

5. 已有的简易的设计方法

尽管复合材料具有各向异性, 但是依然服从于经典弹性理论和层压板理论, 而且通常可以用第一拐点作为设计载荷、最终破坏作为极限载荷的设计方法。近年来, 随着计算机的发展, 设计计算的软件发展较快, 可适用于:

- (1) 计算各种应力和复杂载荷条件下的综合作用力;
- (2) 计算湿热和固化应力;
- (3) 可根据二次断裂判据, 确定破坏状态。
- (4) 计算最后一层破坏 (可依据基体降解常数的变化);
- (5) 准各向同性材料与各向同性材料进行性能比较;
- (6) 良好的热尺寸稳定性。

对于工作环境温度变化较大的结构件, 其尺寸稳定性是人们关注的。在结构材料中, 碳纤维/环氧树脂复合材料的尺寸稳定性最佳, 这是由于它的热膨胀系数小, 而且在温度变化时, 尺寸变化很小, 这一特点尤其适合于制作卫星表面结构件, 卫星在运转时其表面温度随面向太阳与背向太阳而变化, 其差值有时竟达数百度。碳纤维/环氧树脂复合材料与其它常用材料的热膨胀系数比较见表1-2。

1. 复合材料也有其弱点, 即性脆和层间剪切强度低。

先进复合材料的增强剂多半呈脆性断裂, 不到屈服点就断裂了, 而且现用的树脂基体基本上是用玻璃纤维增强塑料的, 断裂

表1-2 碳纤维复合材料与常用材料的膨胀系数比较

材 料 名 称	热膨胀系数(寸/寸/°F)×10 ⁻⁶	
	0°	各向同性
碳纤维A.S/环氧树脂	-0.20	1.01
碳纤维HMS/环氧树脂	-0.30	0.45
S玻璃纤维/环氧树脂	3.50	6.00
铝	13.0	
钢	7.00	
尼 龙 (6/6)	45.0	

延伸率比较低,有时还低于纤维的断裂延伸率,因此复合材料的断裂韧性就相当低。此外,对于双向结构的复合材料,其Z方向无纤维排列,完全靠树脂的粘接强度把层间连在一起,因此层间剪切强度比较低,这些弱点有待于选用高韧性的树脂、有待于采用特殊的编织方式来改善。

二、复合材料在飞机上的应用

先进复合材料自1967年问世以来,经历了试验、试用、小批量、大批量的生产过程,产品对象也经历了非承力件到主承力件的过渡。例如从受力不大的活动面、前机身设备舱门到受力较大的垂直安定面和主受力的机翼、机身,在军用飞机和民用飞机上都采用。

1. 国外军用飞机使用复合材料概况

军用飞机对于减重几乎是不惜代价的,因此,最早试用先进复合材料的自然是军用飞机,其中主要是美国。下面简要介绍美国若干飞机的使用情况:

F-14, 是美国首先试用全高度铝蜂窝、碳纤维/环氧树脂蒙皮夹层结构作水平尾翼的飞机。蒙皮最厚处为56层,制造时,采用了两坐标的自动铺带机在旋转台上的模具铺放碳纤维/环氧树脂

脂预浸料，用CO₂激光切刀切边。而F-14的阻力板则是碳纤维/环氧树脂的。上述零件采用复合材料后减重约22%。

F-15飞机，是第一架在批生产中采用先进复合材料的飞机。其复合材料减速板已批量生产，占结构重量的3%。

F-18飞机，复合材料占总结构重量的13%，主要包括尾翼、若干种舱门、整流片、前后缘条和机翼蒙皮。

AV-8B飞机，其结构重量中，复合材料占26%，主要结构为机翼蒙皮、梁、肋、前机身舱段和水平安定面等。前机身舱段是共固化的整体结构。通过减少零件数目达到降低成本目的。共固化结构中原有零件的分离面已经消失，因为预浸料是整体铺在模具上，在一道工序中固化成的，不用连接件，显然，这种方法减少了零件的数目，也节省了复合材料构件所需的装配费用，这些都有利于降低结构的总成本。AV-8B前机身舱段用复合材料时只需88个零件、2450个紧固件，而相应的铝结构需237个零件、6440个紧固件。前机身中碳/环氧复合材料占总重量的67%，比全部是金属的构件轻25.3%。水平安定面是由两块壁板组成，一块上壁板，另一块是带有共固化加强件的下壁板，由机械紧固件将联成整体。水平安定面翼展4.27米，与金属构件相比减重20%。AV-8B机翼翼展8.53米，它是由复合材料上、下蒙皮、梁、肋组成，几何形状复杂。加工金属构件需要用多坐标的加工机床和复杂的工艺装备，而复合材料机翼型面的复杂性仅反应在模具上。例如，金属正弦波梁是要用五坐标的床子加工才能满足蒙皮内表面的形状；复合材料正弦波梁只需将预浸料铺放在蒙皮内表面的模具上，而后固化成型就行。而金属飞机构件机翼上、下蒙皮都是由机械紧固件连接的。复合材料机翼承力盒比金属承力盒减重19%。

F-16飞机的改进型F-16XL，其机翼也是采用碳纤维复合材料的，其中双马来酰亚胺树脂作为基体，它比环氧树脂具有更好的耐湿热性。

X-29飞机，其前掠翼机翼由碳纤维复合材料制成。

军用机用复合材料概况见图1-1。

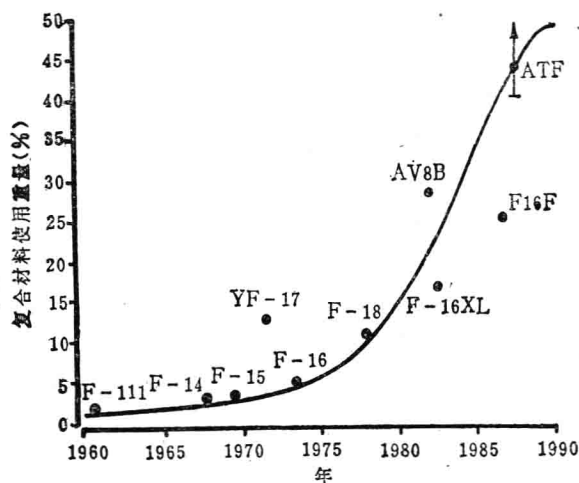


图1-1 军用飞机使用复合材料概况

2. 国外民用飞机使用复合材料概况

1968年洛克希德公司首先设计、制造了一个简单的 硼纤维/环氧树脂复合材料飞机机翼翼尖，随后开发了飞机前缘缝翼、前缘和大型载货舱门。碳纤维/环氧树脂前缘于1978年装在C-141飞机上，至今已积累60000以上飞行小时。舱门是1983年装在C-141飞机上的，飞行试验是成功的。

L-1011是第一架在原设计时就采用复合材料的飞机。每架飞机装了1250kg的Kevlar/环氧树脂结构，这些主要是以Kevlar/环氧树脂为面板和Nomex蜂窝芯组成的二类构件。

洛克希德公司研制的以硼纤维/环氧树脂补强的C-130机翼，是首次用于大型客机主结构上的复合材料构件。研究工作开始于1972年，其目的是为了获得复合材料作主结构件的长期飞行使用试验。原来金属机翼重2470kg，用170kg硼纤维/环氧树脂补强后，可节省铝425kg。硼纤维/环氧树脂增强的机翼为2220kg，减重250kg，结构疲劳寿命提高三倍。

从1975年开始，美国航空航天局制订了一系列发展计划，以降低燃油消耗，从而提高商用飞机的效益。其中包括设计、试验和评述用复合材料制成的飞机三类构件。此时选用L-1011的内副翼为代表，其内容为替换件的设计与选材、细节设计与结构分析以及五架份装机件的制造。复合材料副翼是上、下蒙皮加翼肋的多肋结构，由机械紧固件连成整体。选材中除了用厚度为0.19mm的单向带外，还采用双向织物和微球环氧。微球环氧用作轻质夹层结构的芯材。副翼的蒙皮、翼肋和前梁是以标准真空袋热压罐模压法成型的。蒙皮为夹层板壳，碳纤维/环氧树脂的面板、微球环氧为芯材。这种结构形式允许减少用于维持稳定性的肋的数目，翼肋从金属副翼的18根降低到复合材料副翼的10根。蒙皮受集中载荷的区域用碳纤维/环氧树脂单向带代替微球环氧，以提高破损安全性能。翼肋采用的是双向碳纤维织物，在变链接头和作动筒肋部位用了碳纤维/环氧树脂单向带补强。前梁也采用碳纤维/环氧树脂单向带，按准各向同性铺叠。复合材料副翼比金属副翼轻23%，同时减少了50%的零件和紧固件数。现在五个副翼都已装在L-1011机上作飞行考验。

运输机中复合材料大中型主结构的评价是以麦克唐纳·道格拉斯公司设计、制造和试验的全尺寸DC-10垂尾为代表的，目前已通过全部的验证试验，即将安装在DC-10机上作飞行考核。此外还有B-737机的水平安定面。评定内容包括共固化整体加筋壁板、层压的前后梁和Nomex芯子的翼肋。安定面已取得商用适航证并已取得一些使用经验。还有，洛克希德公司的L-1011飞机垂尾，其主要目的是考察复合材料主结构件的可靠性，获得制造先进复合材料结构的第一手成本数据。选择了能证明在载荷/环境条件下可服役20年的子结构。已制造了两个全尺寸垂尾承力盒，该承力盒高7.6m，根部弦长2.7m，梢部弦长约1.2m。承力盒由两块壁板、两根梁和十二根翼肋组成，蒙皮与帽形加强段的共固化是通过可膨胀橡胶输入热压罐压力而实现的，梁是在钢模

中成形的，亦采用弹性（或橡胶）材料模芯和借助热压罐压力。帽、腹板、加强桁条和肋的连接边都是整体压实并在热压罐里模压的，十一根复合材料翼肋中有三根是实芯腹板肋和八根用模压盖板和铝板制成的构架肋。复合材料承力盒减重情况见表1-3。

表1-3 复合材料承力盒减重情况

垂 尾 承 力 盒	铝 材 料	复 合 材 料
重 量 (lb)	858	642
复合材料占量 (%)	/	76
减 重 (lb)	/	216
减重百分数 (%)	/	25.2
翼 肋 数 目	17	11
零 件 数 目	7.6	201
紧 固 件 数 目	40371	6911
成本降低(手工铺迭) (%)	/	12
成本降低(自动铺迭) (%)	/	24

七十年代末期，波音757、767飞机采用复合材料有了进一步扩大，表明了复合材料零件生产从手工单件向批生产已迈出了重要一步。复合材料在767飞机上可减重625kg。

3. 国内复合材料的开发工作

1969年以发动机风扇叶片为研制目标开始了我国复合材料的探索与应用研究。1972年研制出长432mm、扭角为59°的碳纤维/环氧树脂的航空发动机风扇叶片，比同类钛合金叶片轻60%，榫头拉断载荷为15t。由于振动阻尼系数为钛合金叶片的5倍，因而可以省去阻尼凸台。与此同时，试制了碳纤维发动机二级压气机转子叶片，该叶片强度储备系数为4，复合材料转子叶片经受了超转（比额定转速大20%）、单双级台架和10小时整机特别试车的考验。

1973年着手研究复合材料飞机两侧进气的进气道外侧壁板，其间穿梭进行了飞机启动箱口盖和氧气瓶壁板的试制。这两个小零件经过轴压、侧压和剪切试验后于1975年装机试飞，分别减重37%和41%。这是我国第一个装机的碳纤维复合材料零件。

飞机进气道外侧壁板为双曲度复杂型面，工作应力复杂。金属结构是由两层铝蒙皮和镁合金垫块组成的铆接件，这种结构存在着刚度不足、易掉铆钉等弊病。早期设计的复合材料外侧壁板是10mm实芯碳纤维/环氧树脂。1975年在试验的基础上，改为8mm的碳纤维、玻璃纤维/环氧树脂的混杂复合材料结构。在混杂结构中碳纤维约占一半。改进后的结构与实芯碳纤维/环氧树脂复合材料结构相比，弯曲刚度保持93%，冲击强度提高两倍，材料成本降低近一半。与金属外侧壁板相比，刚度提高3倍，重量减轻21.3%。在全尺寸静力试验的基础上，于1978年装机试飞。

外侧壁板位于飞机机身两侧，外表面是机身外形，内表面是进气道外形。它的工作应力，一是地面试车时管道承受吸力；二是大速度关车俯冲时管道受到的张力。对于进气道外侧壁板而言，刚度即环向稳定性是主要的，该状态为危险情况，其受力可简化为与底座以双铰支相连的一个圆拱受外压的情况。这样，工程上可用弯曲刚度校核。为此在铺层设计上，将刚性碳纤维作为表面层，而柔性玻璃纤维作为中心层，复合材料外侧壁板是我国研制成功的等一个复杂型面的受力构件。

1979年迈向更高的目标，即研究我国第一个全复合材料构件，全复合材料垂尾承力盒。所谓全复合材料是指它的蒙皮、长桁、垫板，前后梁和翼肋都是由碳纤维制成的。承力盒采用等代设计，因此保持了原金属结构的几何外形、结构形式和传力路线。承力盒是对称的双梁式盒形薄壁结构，其表面积约 6m^2 ，展长4230mm，根部弦长2940mm，梢部弦长862mm。复合材料的子零件包括：变截面蒙皮、带下陷帽形长桁、闭角槽形前后梁、变后又不规则的垫板、带筋口盖以及形状各异的十五根翼肋。因