

先进航空树脂基复合材料研究与应用进展

益小苏 张 明 安学锋 刘立朋

(中航工业北京航空材料研究院先进复合材料国防科技重点实验室, 北京 100095)

摘要 综述了国外先进航空复合材料在民用机和军用机上的研究与应用进展, 指出了先进复合材料在航空领域发展的方向和趋势, 简述了先进复合材料国防科技重点实验室在以上方向上的研究进展。

关键词 树脂基复合材料 高韧性 低成本技术 整体制造 数字化

树脂基复合材料具有比强度高、比模量高、力学性能可设计性强等一系列优点, 是轻质高效结构设计最理想的材料^[1]。用复合材料设计的航空结构可实现 20% ~30% 的结构减重; 复合材料优异的抗疲劳和耐腐蚀性, 能提高飞机结构的使用寿命, 降低飞机结构的全寿命成本; 复合材料结构有利于整体设计和制造, 可在提高飞机结构效率和可靠性的同时, 采用低成本整体制造工艺降低制造成本。可见复合材料的应用和发展是大幅提高飞机安全性、经济性等市场竞争指标的重要保证, 复合材料的用量已成为衡量飞机先进性和市场竞争力的重要标志。

进入 21 世纪以来, 复合材料技术在军用和民用飞行器上的应用不断增加, 据统计, 从 2003 ~2008 年的 5 年期间, 航空航天领域碳纤维(CF) 复合材料的增长达到 123%, 平均每年增长约 25%。例如美国第 4 代战斗机 F22 的复合材料用量达到 24%, F35 达到 35%, 欧洲 EF 2000 的复合材料用量高达 40%, RAH - 66 攻击直升机复合材料用量为 51%。在民用航空方面, 空中客车公司研制的 A380 复合材料用量将达结构质量的 25%, 单机用量约 60.5 t; 美国波音 787 复合材料用量将达结构质量的 50%, 单机用量为 25 t, 可以看出先进 CF 复合材料已经成为先进航空武器装备的主体材料。

先进航空器核心性能的提升依赖于包括复合材料技术在内的关键技术的突破。目前, 我国大飞机等国家重点工程中的相关复合材料研制计划已陆续启动, 而我国的复合材料在技术与应用水平上均落后于航空发达国家。在航空领域, “一代材料、一代飞机”, “一代材料、一代装备”^[2], 作为航空主要材料之一的先进树脂基复合材料, 其发展方向和趋势必须建立在对国外航空复合材料发展和应用分析的基础上, 以便明确先进航空器对复合材料的需求和目前国内的差距, 为制定我国复合材料及其制造技术的发展策略, 促进复合材料快速发展, 确保国家航空重点工程的完成奠定基础。

1 国外先进航空树脂基复合材料研究与应用进展

国外军用机和民用机复合材料的应用均可以分为 3 个阶段^[2-3], 其时间段上虽有小的出入, 但基本上都经历了从次承力构件 - 尾翼级主承力构件 - 机翼 - 机身主承力构件的发展过程, 目前已成为飞机结构的主要材料(见表 1 和表 2^[4])。

表 1 国外军用机上复合材料应用的具体情况

机种	国别	用量	应用部位	首飞时间
Rafale	法国	30%	垂尾、机翼、机身结构的 50%	1986 年
JAS - 39	瑞典	30%	机翼、垂尾、前翼、舱门等	1988 年
V22	美国	45%	机翼、机身、发动机悬挂接头、叶片紧固装置等	1989 年
F - 22	美国	25%	机翼、前中机身、垂尾平尾及大轴	1990 年
EF - 2000	英、德、意、西	40%	机翼、前中机身、垂尾、前翼	1994 年
RAH - 66	美国	51%	机身蒙皮、舱门、中央龙骨大梁、整流罩、旋翼等	1995 年
Su - 39	俄罗斯		机翼、进气道、机身、保形外挂架等	1997 年
F - 35	美国	35%	机翼、机身、垂尾、平尾、进气道	2000 年

表 2 民用客机复合材料用量

机型	最大起飞质量/t	结构质量/t	复合材料用量/t
图 204(150 ~186 座)	93. 5	29. 4	3. 2
伊尔 96(187 ~250 座)	230	65	4. 02
B - 757(200 座)	115		1. 4
B - 767(200 ~300 座)	187		1. 5
B - 777(350 座以上)	230		9. 9
A - 300(251 ~350 座)	165	51	6. 2
A - 310(187 ~250 座)	150	44. 7	6. 2
A - 320(150 ~186 座)	72	20. 8	4. 5
A - 340(251 ~350 座)	235	76	11
A - 380(550 ~990 座)	560	275	60. 5

图 1 示出国外复合材料在军用机和民用机上的应用过程。由图 1 可以看出, 不管是军用机, 还是民用机, 随着其先进性的提高, 复合材料的用量也在增加, 这充分说明了复合材料的用量已成为衡量飞机先进性的重要标志。

在材料体系方面, 国外已经具备完整的材料体系, 具备全面的材料性能数据库, 为复合材料的应用提供了重要依据; 在材料应用方面, 出于对降低成本的考虑, 国外趋于尽量选用较少的材料品种, 实现一材多用目标; 在材料研制方面, 发展高韧性、高耐湿热和良好工艺性能的材料体系成为研究的重要方向。国外先进飞机结构基本采用第 3 代以上韧性树脂基复合材料, 先进民用机或运输机主承力结构全部采用第 4 代韧性树脂基复合材料。

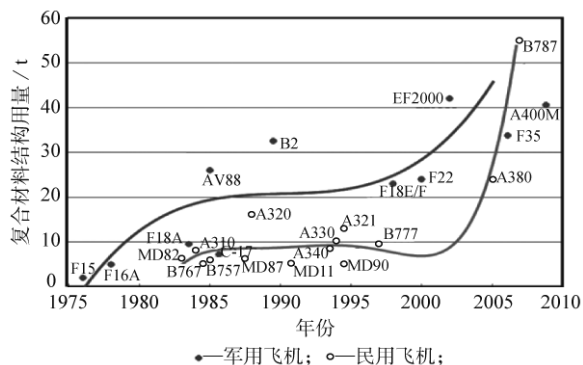


图1 国外复合材料在飞机上应用的过程

发展和应用高性能的增强纤维和高性能(主要是高韧性)树脂体系仍然是先进复合材料发展的重要目标。国外T800级的CF用量已经逐渐增加,并有逐步取代T300级CF的趋势,在保证复合材料良好的基本性能和湿热老化性能的前提下,国外仍在继续提高复合材料的冲击后压缩强度(CAI值),以追求更高的减重效率和损伤安全性能。目前正在应用的第3代复合材料的CAI值为210~250 MPa,而下一代复合材料CAI值目标是340 MPa(见图2)。

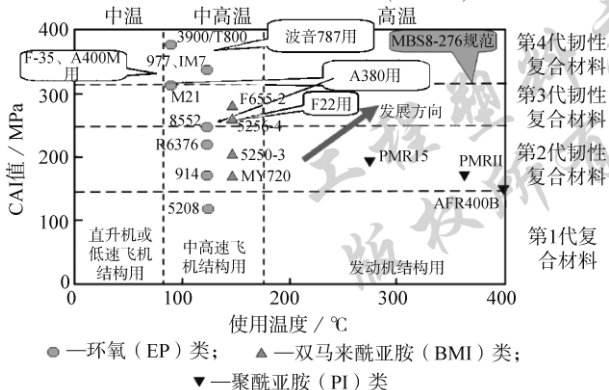


图2 国外树脂基复合材料的韧性及其应用

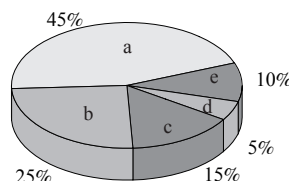
在成型工艺方面,由于传统热压罐复合材料的工艺成本及由此所带来的后期装配及检修等全寿命成本高(见图3^[5]),极大地限制了先进航空复合材料的应用范围,因此要想扩大复合材料在航空上的应用,就必须降低复合材料的成本。欧洲、美国、日本和澳大利亚等从1986年开始先后启动了TANGO、ALCAS、ACT和CAI等计划(见表3),开展了降低复合材料成本的织物预成型技术、液体成型技术[树脂转移模塑成型(RTM)、树脂膜渗透成型(RFI)]、自动铺带技术、自动铺丝技术、电子束固化等低成本制造技术的研究。通过验证,实现了复合材料在主承力结构上高质量、低成本应用,使复合材料用量达到飞机结构质量的20%~30%,减重20%~30%,降低成本10%~20%^[6]。

2 先进航空树脂基复合材料研究与应用方向

通过对国外先进航空树脂基复合材料研究与应用进展的分析,可以归纳出先进复合材料研究与应用发展的方向。

(1) 以高韧性为特征的高韧性复合材料体系

目前应用于波音787飞机结构上的典型材料为T800/



a—装配; b—铺层; c—材料; d—紧固件; e—固化

图3 航空复合材料结构制造成本构成

表3 国外研究开发和工程化研究项目分析表

计划	年限	主要目标
美国 ACEE 计划	1976 ~ 1986	加速复合材料在飞机舵面、机翼和机身等结构上的应用,大幅降低飞机燃油成本
美国 ACT 计划	1986 ~ 1996	降低传统复合材料成本,提高损伤容限,提升在机翼和机身主结构上应用复合材料的信心
美国 CAI 计划	1996 ~ 2006	实现先进复合材料设计理念和低成本制造技术质的飞跃,使复合材料用量达到飞机结构质量的60%,综合成本降低10%
欧洲 TANGO 计划	2001 ~ 2005	通过4个验证平台,采用复合材料和先进金属材料制造技术进行技术验证,实现目标减重20%,降低成本20%
欧洲 ALCAS 计划	2005 ~ 2009	选用两种飞机机身和机翼验证平台进行验证,实现复合材料在主结构上高质量、低成本应用,使复合材料用量达到飞机结构质量的20%~30%,减重20%~30%,降低成本10%~20%

3900-2和空客A380的AS4/8552等,均为中模量高强度CF和高韧性树脂体系,并适用于热压罐成型和RTM及RFI等低成本工艺,可以满足大型整体构件的成型要求。

(2) 以RTM和RFI为代表的低成本成型技术

RTM和RFI成型技术的主要特征是能脱离传统复合材料成型的热压罐成型,从而大大降低制件的工艺成本,同时可以保持制件较高的设计效率,易于和编织、纺织等先进的织造技术结合,能制造高纤维体积分数的大型复杂构件。

(3) 整体化设计概念下的复杂制件整体制造技术

复合材料低成本制造的另一个方面集中体现在高效的整体化设计,而整体化设计必然带来制件尺寸增大、复杂性增加,因此,在成型这类制件时,除了采用适用于大型复杂制件成型的RTM、RFI技术外,在模具等工装方面也存在新的挑战。

(4) 数字化虚拟制造技术

国际先进复合材料技术目前的发展更倾向于利用虚拟的设计-制造-验证一体化环境,将真实的设计、制造、材料、验证、应用乃至维修和全寿命管理等诸多环节统一起来,从而最大限度地缩短新产品研制周期,降低研制成本,提高产品的市场竞争力^[7]。

复合材料构件数字化制造技术是利用计算机软、硬件及其网络环境实现产品设计/制造的一种多学科的综合技术,使传统的复合材料设计理念、制造流程发生了重大改变。传统的复合材料构件制造是以手工为主,手工下料、手工定位、手工铺叠,成本高,质量控制点多,且精度低,配合协调性及互换性差,容易产生成型构件的超差。将制造过程数字化、自动化是解决这些问题的唯一途径。随着结构实体设计软

件技术的普及、复合材料设计/制造专用软件的开发和各种专用设备的研制成功,数字化制造技术在航空工业得到了普遍的应用。数字化制造技术在飞机复合材料构件制造上的应用,不仅提高了产品质量和生产效率,还降低了制造成本,目前已成为复合材料构件制造的主流技术^[8-10]。

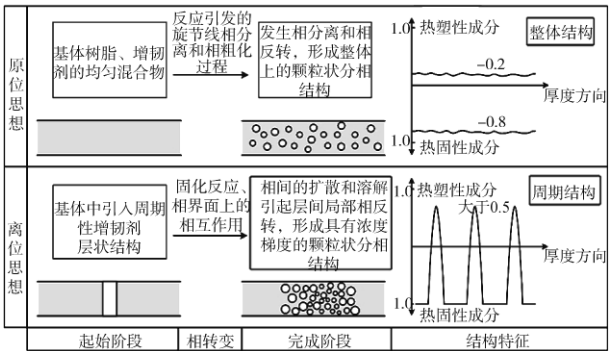
3 先进复合材料国防科技重点实验室的研究进展

中航工业先进复合材料国防科技重点实验室的使命是从以航空工业为主的国家重大武器装备研究任务和工程化应用研究过程中提炼基础性、关键性的复合材料研究课题,通过技术源头创新和系统集成创新,构筑先进复合材料的共性研究平台和应用技术平台,支撑国防任务关键技术的突破,带动先进复合材料的技术进步和跨越式发展,同时,在国际复合材料的前沿进行创新性探索。下面将简要介绍重点实验室在以上 4 个方向上的最新进展。

3.1 复合材料高韧性化

从复合材料科学观点看,第 1 代航空复合材料是单一热固性树脂与 CF 的简单层状复合(2-2 复合),通过热反应诱导失稳分相及其粗化过程,获得了颗粒状、双连续的 3-3 结构,然后再用这个基体制备复合材料。在此基础上,20 世纪 80~90 年代产生了一系列第 2 代增韧树脂基复合材料,其 CAI 值一般可达 180~250 MPa。但热塑性高分子室温下较硬,也没有粘性,这种增韧方法往往牺牲了原来热固性树脂良好的手感粘性和预浸料的铺敷性,且这种增韧的 CAI 值上限通常低于 300 MPa,达不到设计上对新型民用航空复合材料损伤容限的高要求(CAI 值为 310 MPa)。

为兼顾高损伤容限(CAI 值≥300 MPa)和优良的预浸料工艺特性,在“插层”增韧复合材料基础上,先进复合材料国防科技重点实验室创新性地发展了一种“离位”(Ex-situ)增韧技术,见图 4^[11]。



“离位”增韧技术建立在热固性-热塑性复相体系的反应诱导失稳分相理论基础上,热化学交联反应诱导的分相、相反转、相粗化所形成的双连续颗粒结构将导致这类复合体系具有较好的增韧效果。

在材料制备技术上,“离位”增韧复合的关键是控制热固性-热塑性复相树脂界面上的相互扩散和相变,尤其是当这种界面是平面状态(扩散运动退化为一维)时,从工艺制造角度考虑,须控制复相树脂的浸渗与流动,见图 5^[12]。

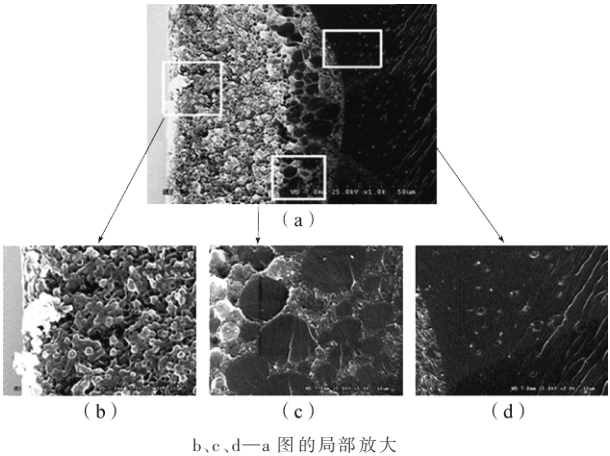


图 5 聚芳醚酮(PAEK)-BMI 平面接触-一维扩散模型体系形貌图

试验证明,由于“离位”方法并不涉及基体树脂的化学本质,因此可较大幅度地提升 EP、BMI 和 PI 复合材料层压板间韧性(见表 4),同时保持其面内性质基本不变^[13],经过“离位”技术增韧的复合材料螺栓结构的挤压强度没有降低而且还略有提高,“离位”技术增韧加筋板的损伤阻抗高于未增韧加筋板,对于增韧和未增韧加筋板,损伤在 2 倍疲劳寿命期间均未扩展;“离位”技术提高了加筋板的承载能力(破坏应变)^[14]。“离位”技术可广泛应用于航空结构复合材料中。“离位”复合材料具有中国自主知识产权^[15]。

表 4 几种典型航空树脂基复合材料的典型 CAI 值及其“离位”改性的效果比较

树脂基体	温度/℃	CAI 值/MPa (初始态)	CAI 值/MPa (“离位”改性)	增益/%
中温 EP	70~100	200	340	170
高温 EP	100~130	160	320	200
聚苯并恶	100~150	170	290	170
BMI	130~230	150	300	200
PI	230~280	180	320	178

3.2 先进树脂转移模塑树脂基复合材料技术^[16]

RTM 工艺的原理很简单,在压力注入或外加真空辅助条件下,具有反应活性的低粘度液态树脂在闭合模具里流动并排除气体,同时浸润并浸渍干态纤维结构。在完成浸润浸渍后,树脂在模具内通过热引发交联反应完成固化,得到成型的制品。这个过程中又可以分解成两个平行的子过程:流动、浸润、浸渗、充模等物理过程和由低粘度液态树脂转变为固体材料的化学反应过程。

高性能的 RTM 复合材料体系特指优异的流动性能(低粘度)、优异的韧性性能和优异的耐热性能体系。高性能 RTM 树脂复合材料的第一个关键是专用树脂体系,先进复合材料国防科技重点实验室建立的主要 RTM 液态成型树脂品种包括 EP 3266、BMI 6421 及 PI 9731 等(见表 5),其中 EP 3266 和 BMI 6421 的粘度-温度曲线见图 6 和图 7^[17]。从图 6 和图 7 可以看出,这些树脂的粘度较低,且开放期长。

高性能 RTM 树脂复合材料的另一个关键是增强体。先进复合材料国防科技重点实验室于 2006 年提出了 ESTM CF

表 5 重点实验室 RTM 树脂体系

牌号	耐温等级 /℃	类型	注射温度 /℃	开放期 /h
3266	≤70	中温 EP	40	≥12
5284	≤130	高温 EP	80	≥48
RTM - BO	≤130	苯并恶	100	≥24
6421	≤180	BMI	110	≥10
9731	≤280	PI	260	≥8

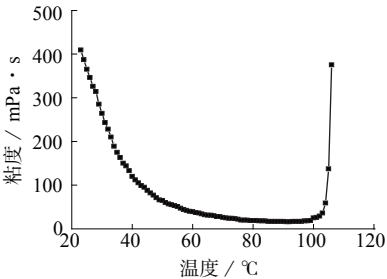


图 6 EP 3266 树脂体系的动态粘温曲线(升温速率 1℃/min)

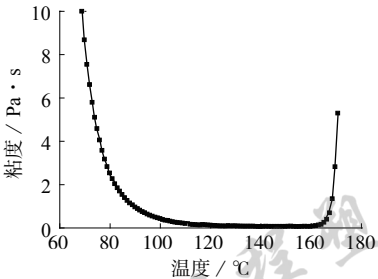


图 7 BMI 6421 树脂体系的动态粘温曲线(升温速率 2℃/min)

增强织物技术的新概念,其发展目标是全新的表面定型和层间增韧双功能,适用于不同的液态成型工艺技术(如 RTM 技术、RFI 技术)和不同树脂体系(如 EP、聚苯并恶、BMI 和 PI 等树脂体系)的需要,实现实验室小批量生产,为进一步产业化和市场开拓提供技术支持。ESTM CF 增强织物的典型制备流程如图 8^[18-19]。

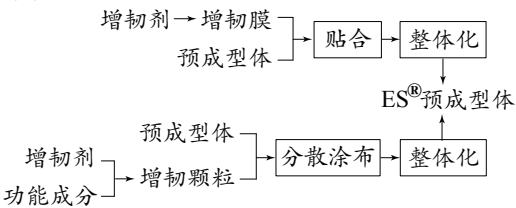


图 8 ESTM CF 增强织物的典型制备流程图

利用 ESTM CF 增强织物(图 9),重点实验室获得了 RTM 成型、达到国际最高层间韧性和 CAI 值指标的复合材料(CAI 值≥250 MPa),覆盖了航空主要复合材料系列及温度范围(80~300℃),拥有中国和国际发明专利,研究成果顺利进入国际市场,开创了我国航空复合材料技术直接创造市场价值的先例。此外,先进复合材料国防科技重点实验室还在 RTM 的数字化、工程化技术方面取得进展。

3.3 大型复杂制件的整体成型制造技术

在成型技术方面,复合材料整体化制造技术的一个突破口是模具技术。树脂基复合材料在制造过程中通常选用金属模具材料,因为金属材料具有高的热导率和良好的刚度,



图 9 典型的 ESTM CF 增强织物

而且金属可以加工出良好的表面粗糙度,这样制造出的复合材料具有较好的表面粗糙度。但是金属模具材料也存在一些缺点,例如,对于大尺寸构件而言,模具太大难以操作;大型金属模具加工条件较高,耗时长,造价高。特别是对于复杂中空结构(如图 10),含有多个台阶,甚至是倒台阶中空结构,金属模具的脱模更是变得十分困难,而先进复合材料国防科技重点实验室拥有自主知识产权^[20]的水溶性芯模材料可以顺利解决以上所有问题。



图 10 大型中空复合材料帽型结构

水溶性芯模材料是一种新型的不烧陶瓷材料,其主要组分是水溶性胶粘剂和陶瓷粉体。水溶性胶粘剂实质上是水溶性高分子化合物的优化共混物,具有无毒无害、不刺激皮肤、受热分解时不释放有害气体混入砂中、能均匀地包裹在砂粒表面、粘附力强、粘结强度高、用量少、易成型、易溃散等优点。图 11 为水溶性芯模材料成型复杂制件的过程示意图。图 12 为采用水溶性型芯成型的大型复合材料制件。

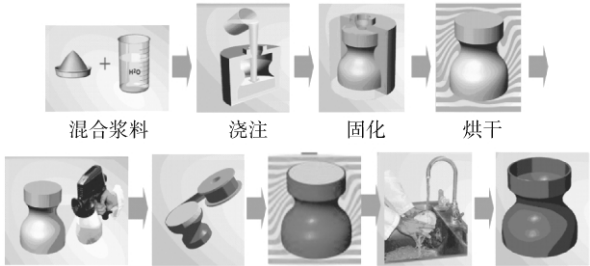


图 11 水溶性型芯成型复杂制件过程示意图^[21]

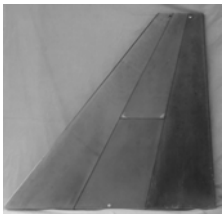


图 12 采用水溶性型芯成型的大型复杂结构整体制件

3.4 数字化虚拟制造技术

为强化先进复合材料国防科技重点实验室在数字化虚

拟制造技术方面的力量,实验室于2006年和ESI公司建立了复合材料仿真技术联合实验室(LAC-ESI-ATE复合材料仿真技术中心),推进数字化虚拟制造技术在航空复合材料领域的应用。

以RTM制备船用全复合材料推进螺旋桨的虚拟设计和实验为例,其数字化虚拟制造过程的流程见图13。先进复合材料国防科技重点实验室采用RTM软件和有限元方法,对液态复合材料注射成型的工艺过程进行仿真设计。首先以螺旋桨桨叶的外形几何数据为基础,生成几何模型及数控加工文件,然后根据应力分析结果选择织物,确定复合材料构件纤维体积含量。在不同厚度处不同的铺层由各处曲面展开得来,复合材料制件铺层开片、下料和铺贴的数字化工具包括SysPly、FiberSim、FAM-RTM等软件。将这些铺层开片在定型模具内逐层铺贴、固定,借助合适的定型剂进行施工,并进行真空袋定型预制,就得到干态、近净型的船用螺旋桨桨叶预制件。根据初步确定的RTM模具,这个桨叶预制件的RTM工艺过程可以在CAE环境下进行。

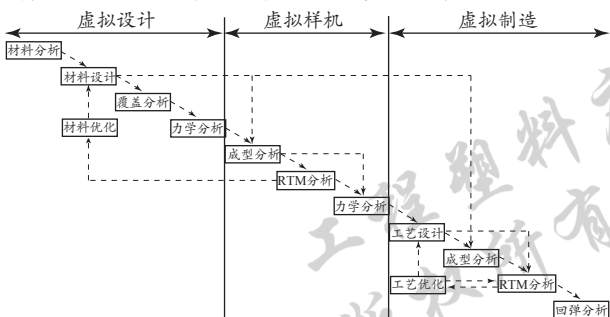


图13 数字化虚拟制造流程图

在RTM模具和工艺虚拟设计和优化的基础上,将真实的桨叶预制件放入真实的RTM模具,即可进行RTM注胶工艺试验。在模型桨叶试验的基础上重点实验室进行了放大,制备成功我国第一个1:1船用大型全复合材料推进螺旋桨,见图14。



图14 全尺寸复合材料推进螺旋桨

4 结语

先进复合材料在航空器上的用量已成为衡量其先进性和市场竞争力的重要标志之一。笔者综述了国外先进航空复合材料在民用机和军用机上的用量、材料体系、成型工艺等方面的进展,指出了先进复合材料在航空领域发展的高韧性化、低成本、整体化制造及数字化虚拟制造等方向和趋势,简要报告了先进复合材料国防科技重点实验室在以上方向上的创新性研究进展。

参考文献

- [1] 关志东. 现代大型客机复合材料应用及技术发展[C] // 杜善义. 第十五届复合材料学术会议论文集. 哈尔滨, 2008: 8-12.
- [2] 李晓红. 大视野, 2008(5): 21-28.
- [3] 陈绍杰. 航空制造技术, 2008(15): 32-37.
- [4] 沈军, 等. 玻璃钢/复合材料, 2006(5): 48-54.
- [5] 颜鸣皋, 等. 航空制造技术, 2003(12): 19-25.
- [6] 梁滨. 材料导报, 2009, 4(4): 77-80.
- [7] 益小苏, 等. 航空制造技术, 2008(14): 34-39.
- [8] 陈利平, 等. 中国制造业信息化, 2009, 38(5): 43-48.
- [9] 张丽华, 等. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(7): 807-811.
- [10] 韩克岑, 等. 航空制造技术, 2006(1): 50-52.
- [11] 安学锋. 基于复相体系的层状化增韧复合材料研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2004.
- [12] 程群峰. 双马来酰亚胺树脂基复合材料的离位增韧研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2007.
- [13] 益小苏. 先进复合材料技术研究与进展[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [14] 吴平, 等. 洪都科技, 2008(4): 18-25.
- [15] 益小苏, 等. 科技导报, 2008, 26(6): 84-92.
- [16] 益小苏. 先进树脂转移模塑树脂基复合材料技术研究进展[C] // 杜善义. 第十五届复合材料学术会议论文集. 哈尔滨, 2008: 13-18.
- [17] 张明, 等. 材料工程, 2005, 265(6): 50-53.
- [18] 安学锋, 等. 航空制造技术, 2008(15): 90-91.
- [19] 安学锋, 等. 液态成型用增韧-预定型多功能增强织物研究[C] // 杜善义. 第十五届复合材料学术会议论文集. 哈尔滨, 2008: 483-486.
- [20] 益小苏, 等. 一种水溶性模芯的制备方法: 中国, 101229574[P]. 2007-12-29.
- [21] Wang Ling. Performance and aerospace applications of water-soluble tooling materials[C]. Shanghai: SAMPE, 2008.

DEVELOPMENT AND APPLICATION OF ADVANCED AERONAUTICAL POLYMER MATRIX COMPOSITES

Yi Xiaosu, Zhang Ming, An Xuefeng, Liu Lipeng

(National Key Laboratory of Advanced Composites, Beijing Institute of Aeronautical Materials, AVIC, Beijing 100095, China)

ABSTRACT The oversea development and application of the advanced polymer matrix composites was firstly summarized. Several further research directions of the aeronautical composites were put forward based on the above introduction. Subsequently the development and application on the forward research direction of the National Key Laboratory of Advanced Composites was briefly introduced.

KEYWORDS polymer-matrix composites, high toughness, low-cost technology, integrated manufacture, digital technology