

大型民机机体结构用 复合材料分析

Analysis on Composite Materials Used on Airframe Structure of Large Civil Aircraft

北京航空航天大学固体力学研究所 杨乃宾
北京航空航天大学交通学院飞行器系 梁 伟



杨乃宾

北京航空航天大学航空科学与工程学院教授。主要研究方向：复合材料力学性能表征与测试、疲劳 / 耐久性、损伤容限以及结构设计等。编译著有：《复合材料疲劳》、《复合材料飞机结构设计》、《直升机复合材料结构设计》等 13 本，发表学术论文 30 多篇。获部级二等奖 4 项。

复合材料(纤维增强聚合物基复合材料)在大型民机机体结构上的大量应用是现代大型民机的显著特点之一,复合材料用量占机体结构重量的百分比从空客 A380 的 22% (另有 GLARE 材料占 3%) 到波音 787 的 50%,再到在研的空客 A350XWB

复合材料以其性能可设计性、结构成型与材料形成的同时性、对环境因素(温度、湿度、冲击等)的敏感性和破坏模式的多样性,形成了“设计是主导、材料是基础、制造是关键、检修是保证、目的是应用”的对于各方关系的 25 字描述。

的 52%。这标志着,复合材料已成为现代大型民机首要结构材料,结束了以铝合金为主的机体结构选材时代。

复合材料以其性能可设计性、结构成型与材料形成的同时性、对环境因素(温度、湿度、冲击等)的敏感性和破坏模式的多样性,形成了“设计是主导、材料是基础、制造是关键、检修是保证、目的是应用”的对于各方关系的 25 字描述。大型民机机体主承力结构所用复合材料就是按照主承力结构设计对材料性能的要求研发和供货的,并采用预浸料 / 热压罐成型工艺制造。

按买方标准研发的 碳纤维 T800H

碳纤维是复合材料的增强体,决定着复合材料主要力学性能(沿纤维方向的性能)。因此,碳纤维的研发

对复合材料起着决定性的作用。

为了满足民机机体结构对复合材料性能要求,1977 年 9 月波音公司(买方即采购方)制定了碳纤维增强材料、纱和织物标准 BMS9-8;随后,1980 年 5 月针对预浸料 / 热压罐成型工艺制定了碳纤维 / 环氧预浸带和织物(177℃固化)标准 BMS8-256。

日本东丽公司 T300 碳纤维(基准型碳纤维)1980 年达到波音公司碳纤维材料规范 BMS9-8 要求。T300/环氧(采用未改进胺类固化剂)符合波音公司复合材料预浸料标准 BMS8-256 要求(含复合材料性能指标),成为民机结构用第一代复合材料,用于操纵面和尾翼翼盒结构,T300/5280、T300/3501-6 是当时有代表性的材料。使用经验表明,第一代复合材料呈现脆性材料性能

特征,层合板的性能对冲击载荷引起的损伤、特别是分层损伤敏感,为此,要求开发增韧环氧树脂基体和改进纤维增强方式等措施提高抗冲击的能力,并提出采用冲击后压缩强度

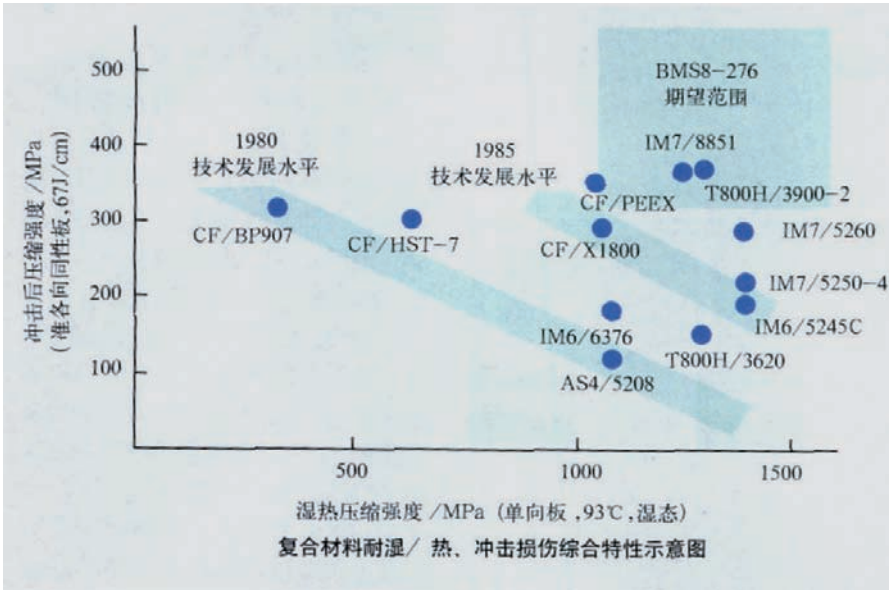
基复合材料标准规范。

1989年日本东丽公司中模量高强碳纤维 T800 达到波音公司碳纤维材料标准 BMS9-17 要求,并与同期研发的 180℃ 固化(使用温度 100℃

典型中模量高强碳纤维(IMS 碳纤维)的力学性能如表 1 所示。从表 1 可以看出,中模量高强碳纤维的拉伸弹性模量比基准型 T300 碳纤维提高约 30%,拉伸强度比 T300 提高约 50%,断裂伸长率提高 16%~30%,密度仅增加 2%,利于实现民机机体结构进一步减重的目标要求。

与中模量碳纤维相匹配的高温固化增韧树脂,包括改性环氧、改性双马来酰亚胺及高性能热塑性树脂,大型民机和运输机使用较多的是增韧改性环氧树脂,如 3900-2、977-2、M21、8551-7 等。这些树脂基体材料的断裂伸长率一般大于 2%,以便和中模量高强碳纤维有较好的匹配效果,即得到较佳的中模量高强碳纤维复合材料性能。两种 T800H 和 T300 复合材料性能对比列于表 2。

中模量高强碳纤维复合材料材料规范所列主要力学性能指标要求均比高强碳纤维复合材料有很大提高,一般可提高 15%~30%,个别达到 50%;重要的是该指标对冲击后



(CAI) 作为复合材料结构应用性能的评价指标之一。

作为民机机体结构减重的候选方案,波音公司提出改进碳纤维性能的指标,要求碳纤维拉伸弹性模量提高 30%、拉伸强度提高 50%,同时,要求开发具有高抗分层能力的增韧树脂基体,欲将复合材料结构设计许用应变由第一代复合材料的 0.3%~0.4% 提高到 0.6%~0.8%,以使新一代复合材料适合民机主承力结构的应用。与此相应,波音公司制定了碳纤维增强材料、中模量高强度纱和织物标准 BMS8-17。1990 年 5 月波音公司又提出了先进复合材料 177℃ 韧性环氧碳纤维带和织物预浸料标准 BMS8-276,概述了民机主承力结构用复合材料性能目标,如图 1 所示。横坐标为民机湿/热环境下单向板压缩强度,纵坐标为冲击后压缩强度,右上角即为 BMS8-276 标准对复合材料性能的期望值。

1985 年 NASA 发布 RP1142 碳纤维/热固型增韧树脂复合材料标准规范,这是第一个有权威的聚合物

~120℃) 增韧环氧树脂构成新一代复合材料(如 T800H/3900-2、IM7/8551-7),达到了波音公司材料标准 BMS8-276 要求。

表 1 典型中模量高强碳纤维力学性能

生产公司	东丽(日)		东邦(日)	赫克里斯(美)		东丽(日)		东邦(日)
碳纤维牌号	T800H	T800S	IMS	IM6	IM7	T300	T700G	HTS
拉伸强度 /MPa	5590	5880	5600	5100	5400	3530	4900	4300
拉伸弹性模量 /GPa	294	294	290	300	300	230	240	240
断裂伸长率 /%	1.90	2.0	1.9	1.75	1.85	1.5	2.0	1.8
密度 /g·cm ⁻³	1.81	1.80	1.80	1.75	1.80	1.76	1.78	1.77
纤维直径 /μm	5	5	5	5	5	7	7	7

注:每束纤维根据数为 12K 或 24K

表 2 两种 T800H 和 T300 复合材料性能对比 (v_f=60%)

材料	T800H/3620	T300/3620	T800H/3631	T300/3631	两种材料性能比
0° 拉伸强度 /MPa	2950	1700	2840	1760	1.73;1.61
0° 拉伸弹性模量 /GPa	160	135	160	125	1.18;1.28
断裂伸长率 /%	1.7	1.2	1.55	1.3	1.42;1.19
0° 压缩强度 /MPa	1600	1600	1570	1570	0
0° 压缩弹性模量 /GPa	—	—	145	125	—;1.16
90° 拉伸强度 /MPa	60	60	80	80	0
90° 拉伸弹性模量 /GPa	9.0	9.0	7.8	7.8	0
短梁剪切强度 /MPa	120	125	110	110	0

压缩强度分成五级要求,可见对复合材料损伤容限相关性能的重视。需要说明的是,冲击后压缩强度提高,相应会影响到 0° 压缩性能的提高。

典型中模量高强碳纤维/增韧环氧树脂复合材料主要力学性能如表3所示,性能典型数据表明中模量高强碳纤维复合材料主要力学性能符合材料规范指标要求。波

足,目前主要用于建筑加固用片材,在土木工程、基础设施维修中大量应用。T700G纤维是航空结构应用的一种碳纤维,与T300纤维同类,适合于飞机次承力结构应用。

T700S是日本东丽公司20世纪80年代末采用新原丝工艺技术(干法拉丝)研发的高强型碳纤维(S-Type Fibres)。T700S纤维具

指标要求,适合在次承力构件上应用。日本东邦公司生产的HTS碳纤维同属T300高强碳纤维,性能见表1。HTS碳纤维复合材料同样可应用于大型民机次承力结构件。

液体成型工艺及其他复合材料结构的有限应用

液体成型工艺首先将增强纤维(或织物)制成预制体,放入模具,然后基体树脂通过熔浸或传递等方式浸润预制体,结构件在模具内固化成形,是非热压罐成型工艺,相对成本可以下降。液体成型工艺方法很多,均需使用满足该工艺要求的专用基体树脂,需要根据所应用的结构对象和数量,决定所选液体成形工艺方法和所需材料基体树脂。

目前大型民机机体结构后压力舱盖采用树脂膜熔浸工艺(RFI)成型,NCF/MVI用于尾翼梁腹板和肋制造;而树脂传递模塑成型工艺(RTM)等在小零构件上应用。

热塑性复合材料目前应用在大型民机机体结构的前缘、舱门、口盖、口框等部位。

GLARE板在A380机身上蒙皮壁板得到应用;据悉,空客在A350飞机上已放弃了GLARE板的应用。

TiGr板在波音787机体结构件连接部位作了尝试性应用,用量十分有限。

结束语

大型民机机体结构所用复合材料是按结构设计需求制定的标准(买方或采购方标准)选择确定的;T800H纤维的研制和应用开发是典型代表。中模量高强碳纤维/增韧环氧(180℃固化)复合材料、预浸料/热压罐成形是目前大型民机主承力结构主要复合材料,多种高强碳纤维/韧性环氧树脂复合材料在次承力结构上普遍应用,液体成型工艺复合材料制件仅得到有限应用。(责编 侧卫)

表3 典型中模量高强碳纤维/增韧环氧树脂复合材料主要力学性能(供参考)

性能	T800H/ 3900-2	T800S/ 3900-2	IM7/ 8551-7	T800S/ M21	IMS/ 977-2	IMS/ M21
0° 拉伸强度 /MPa	2700	2077	2706	2980	2600	2729
0° 拉伸弹性模量 /GPa	157		158	170		
0° 压缩强度 /MPa	1690	1408	1600	1657	1690	1600
开孔拉伸强度 /MPa	451	516	516	530	680	633
开孔压缩强度 /MPa	316	274	298	317	354	396
冲击后压缩强度 /MPa CAI (42J/cm)	350	280 (228)		234 (30J)	274	262 (280)
短梁剪切强度 /MPa		89	106	96	106	116

表4 T700S/环氧与T300/环氧力学性能对比($v_f=60\%$)

材料	0° 拉伸强度 / MPa	0° 压缩强度 / MPa	90° 拉伸强度 / MPa	短梁剪切强度 / MPa
T700S/2500	2650	1450	63	90
T300/2500	1750	1350	80	100
材料性能比	1.51	1.07	0.79	0.9

注:日本2500树脂为120℃固化环氧树脂基体。

音787飞机选用T800H/3900-2和T800S/3900-2,空客A380飞机选用IMS/M21和IMS/977-2,而T800S/增韧环氧等复合材料用于大型民机主承力结构,采用的成形工艺为预浸料/热压罐工艺为主。自动纤维铺放和自动铺带技术将手工预浸料铺放改为预浸丝或带自动化、机械化铺放和预压实,提高了预浸料铺放效率和质量,有利于提高制件质量。制件完成纤维或带铺放后,需放入热压罐进行固化成形。

T700G 高强碳纤维的次承力结构应用

T700纤维有T700S和T700G两种。T700S纤维价格便宜、供货充

有高的拉伸强度,拉伸弹性模量与T300纤维相同,密度有所提高,为12k无捻纱,易展开(可制成很薄的预浸料),适合铺放编织(毛团少)。由T700S制成的复合材料抗冲击强度较高。T700S/2500与T300/2500相比(见表4),两者弹性模量基本相同,但T700S/2500的 0° 拉伸强度提高51%; 0° 压缩强度提高7%; 90° 拉伸强度下降21%;短梁剪切强度下降10%。

T700G碳纤维仍属高强型碳纤维,其力学性能已列于表1。与T300相比,T700G不仅拉伸强度提高,而且拉伸弹性模量也略有提高。T700G/M21复合材料力学性能,可满足高强碳纤维复合材料力学性能