尾翼盒段主承力结构用高温固化碳纤维复合材料性能应用研究

朱　苗[1]　　刘　刚[2]　　党　婧[2]

（1　中航西飞民用飞机有限责任公司，西安　710089）

（2　中航工业第一飞机设计研究院，西安　710089）

文　摘　为了获得成套材料性能数据，为制件工艺性提供支持，并确定是否满足民用飞机设计和使用要求等，针对两组各三个批次的高温固化环氧树脂碳纤维复合材料，采用热压罐工艺制备，并对预浸料及层合板物理性能和 3 种环境条件下的基本层合板力学性能进行了研究。结果表明，两组预浸料树脂挥发份小，树脂流动度和凝胶时间适中，工艺性良好；该两组复合材料孔隙率小，纤维体积分数适中，耐温、耐湿热和界面粘结性能均较好，且 M21 体系复合材料的综合性能稍优于 CYCOM 977-2 体系复合材料，其结果均基本能满足某型民机尾翼盒段设计和使用要求，为该类材料的后续应用发展提供了依据。

关键词　尾翼盒段，层合板，物理性能，力学性能

中图分类号：V258　　DOI：10. 12044/j. issn. 1007-2330. 2019. 02. 016

Properties of High Temperature Cured Carbon Fiber Composite Used for Tail Box Main Load Structure

ZHU Miao[1]　　LIU Gang[2]　　DANG Jing[2]

（1　Avic Xac Commercial Aircraft Co., Ltd., Xi'an　710089）

（2　Avic The First Aircraft Institute, Xi'an　710089）

Abstract　In order to obtain a complete set of materials performance data, and provide support for part manufacturability, and determine whether to meet the requirements of the civil aircraft design and application, the high temperature cured epoxy resin impregnated carbon fiber composites were fabricated by hot press process with two groups of three batches respectively. The prepreg and composite physical properties, basic mechanical properties under three different environment conditions were investigate. The results show that the resin volatiles of this two group prepregs are small, the resin flow and gel time are moderate, so the processes are good. The porosities of two group composites are small, and the fiber volumes are moderate, the temperature resistance, humidity resistance and interface adhesion property of this two group composites are relatively good. The overall mechanical property under three different environment conditions of M21 system composite are better than these of CYCOM 977-2 system composite. The results are all basic to satisfy a certain type of civil aircraft tail box's design and use requirements, and it provide the basis for the subsequent application of this composites development.

Key words　Tail box, Laminate, Physical properties, Mechanical properties

0　引言

新一代的民用飞机主承力结构（中央翼盒、机身和尾翼等）采用了增韧型树脂基碳纤维复合材料。目前国外民机复合材料按照应用部位分为：一是高韧

收稿日期：2018-03-26

第一作者简介：朱苗，1985 年出生，硕士研究生，主要从事飞机设计中复合材料技术工作。E-mail：zhumiaowell@ 163.com

性环氧中模碳纤维复合材料,主要用于中央翼盒、机身等;二是增韧型或韧性一般的标模环氧碳纤维复合材料,主要用于在襟副翼、方向舵、升降舵等[1]。相对而言,国内大部分飞机上复合材料虽达到了国外同类材料的技术水平,但其原材料成本明显偏高(国外碳纤维价格约为国内的 7.5%~15%,国外预浸料价格约为国内的(1/3~1/4),且处于工程化应用研究的前期阶段,主要用于军机。因此,不管是从性能、成本以及适航验证等角度,国内复合材料还远不能满足民机设计要求。综上所述,结合某型民用飞机对于冲击后压缩破坏应变 3 500 $\mu\varepsilon$ 的目标设计要求,某型民用飞机尾翼盒段拟选用了一定比例的高温固化增韧型标模碳纤维复合材料,其虽然在国外民机上有一定的工程应用经验,但国内相关设计资料和信息较少。因此,本文主要针对高温固化增韧型标模碳纤维复合材料开展了材料性能研究,以获取并积累必要的材料性能数据,确定其是否能满足尾翼盒段的设计及使用要求,为复合材料制件的工艺和制造提供支持,也为该类材料后续扩大化应用的可能性提供一定的基础。

1 试验

1.1 试验材料

本次性能研究采用了两组各 3 个不同批次的高温固化环氧增韧标模碳纤维预浸料,其中,至少包含了两个不同的纤维批次和两个不同的树脂批次(表 1)。

表 1 高温固化环氧增韧标模碳纤维单向带预浸料

Tab.1 High temperature cured epoxy resin impregnated carbon fiber tape prepreg

预浸料牌号	树脂体系	纤维类型	纤维性能			生产厂家
			拉伸强度/MPa	拉伸模量/GPa	断裂延伸率/%	
CYCOM 977-2-35-12KHTS-134	CYCOM 977-2	HTS40,12K	4620	239	1.8	SOLVAY (Cytec Group)
M21/34%/UD134/AS7-12K	M21	AS7,12K	4830	241	1.8	Hexcel

1.2 固化工艺

本次复合材料层压板均采用热压罐工艺固化,主要固化参数为:(1)抽真空 0.08 MPa 以上;(2)罐压满压:0.6 $^{+0.05}_{-0}$MPa (CYCOM977-2 树脂体系)或(0.7±0.035)MPa(M21 树脂体系);(3)升温至(180±5)℃保温至少 120 min;(4)降温至 60℃以下卸压出罐。

1.3 性能测试

本文树脂含量采用 ASTM D 3529 标准进行测试,碳纤维面密度采用 ASTM D 3529 标准进行测试,挥发分含量采用 ASTM D 3530 标准进行测试,树脂流动度采用 ASTM D 3531 标准进行测试,凝胶时间采用 ASTM D 3532 标准进行测试,孔隙率采用 ASTM D 2734 标准进行测试、纤维体积分数采用 ASTM D 3171 标准进行测试,干态/湿态(T_g)采用 ASTM D 7028 标准进行测试,0°/90°拉伸强度采用 ASTM D 3039 标准进行测试,0°/90°压缩强度采用 ASTM D 6641 标准进行测试,纵横剪切强度采用 ASTM D 3518 标准进行测试,0°层间剪切强度采用 ASTM D 2344 标准进行测试,而且层压板力学性能分别在三种不同环境下(-55℃/干态、24℃/干态、132℃/湿态)进行测试,其中,湿态处理条件为(71±5)℃水中浸泡 14 d。

2 结果与分析

2.1 预浸料物理性能

从两组预浸料(表 1)物理性能的结果来看,其中,两组预浸料的树脂含量比较接近,平均值基本在 34%~35%之间,碳纤维面密度也比较接近,平均值约为 136 g/m^2,分散性均很小,这可保证其复合材料纤维体积分数和力学性能的稳定性;M21 树脂和 CYCOM977-2 树脂的挥发分含量均很小,平均值约 < 0.8%,进而减少了复合材料的内部空隙,提高其复合材料的力学性能和湿热性能;CYCOM977-2 树脂流动度平均值为 18%,而 M21 树脂流动度为 13%,两组树脂流动度适当,流动度与树脂的黏度和预浸料中树脂含量有关,流动度适当表明了树脂含量和树脂黏度适中,保证了在固化过程中树脂在纤维中及层与层间的均匀渗透,进而保证了其复材的性能;两组预浸料的凝胶时间平均值约在 7~10 min 以内,凝胶时间长短适中,以利于复材形成和提高生产效率。挥发分、流动度和凝胶时间三个参数均反映出预浸料工艺性良好,以支持零件的工艺和制造。

2.2 层合板物理性能

文献[2-3]表明引起材料力学性能下降的临界孔隙率是 1%~4%,在常温下,当孔隙率小于 0.9%时,复合材料的力学性能受孔隙率的影响非常小,几乎可以忽略。因此,从测试结果来看,CYCOM977-2 体系复合材料的孔隙率非常低,平均值为 0.07%,对力学性能的影响可以忽略, M21 体系复合材料的孔隙率平均值为 1.35%。

纤维体积分数也在很大程度上决定了复合材料的力学性能,纤维体积分数过低会导致复合材料力学

性能的降低,过高则有会造成纤维不能被树脂基体充分浸润,同样也会造成复合材料力学性能降低,该两组材料的纤维体积含量平均值基本在 58%~59%左右,基本符合热压罐工艺制备的复合材料的一般结果和规律。

对于干态 T_g,M21 体系复合材料平均值约为 193℃, CYCOM977-2 体系复合材料平均值约为 170℃;而对于湿态 T_g,M21 体系复合材料平均值约为 166℃,CYCOM977-2 体系复合材料平均值约为 141℃。前后对比,可以发现:湿热处理对该两组复合材料的 T_g 影响十分明显,湿热处理后,材料的 T_g 下降了 25~33℃,这是因为湿热条件下,水分容易进入树脂的交联网络以及树脂与纤维的界面,形成了增塑作用。再对比两组材料的干态和湿态 T_g,M21 树脂体系的玻璃化转变温度普遍比 CYCOM977-2 高,耐温性更好。

2.3 层合板基本力学及湿热性能

利用混合法则,纤维转化率可根据复合材料的理论拉伸强度值与实际复合材料的 0°拉伸强度的比值获得,而复合材料界面结合强弱可用纤维转化率进行评价。纤维转化率 η 按公式(1)[4]:

$$\eta = \frac{\sigma_c}{\sigma_f \times V_f} \times 100\% \qquad (1)$$

式中,σ_c 为实际复合材料的 0°拉伸强度;σ_f 为碳纤维拉伸强度;V_f 为纤维体积分数。

在室温干态下,将表 1 碳纤维拉伸强度和两种复合材料纤维体积分数,以及表 2 中复合材料实际 0°拉伸强度代入公式(1)可以计算出:CYCOM977-2 体系复合材料纤维转化率为 76.72%,M21 体系复合材料纤维转化率为 77.2%,该两组材料转化率比较高,且基本一致。因此,该两组材料的界面粘结均比较好,没有达到理论的 100%,可能与层压板成型工艺,树脂基体,纤维断裂伸长率等有关。

通常对于单向层合板,对基体和界面性能起主导作用的力学性能有 0°压缩强度、90°拉伸强度和层间剪切强度,界面性能的良好与否对复合材料的耐湿热性能会产生很大影响[4]。而且,温度和湿度是影响复合材料力学性能的两个重要环境因素,温度的升高既会加剧复合材料的吸湿,又会造成复合材料的热降解或老化,并且吸水后会使树脂基体塑性变化,进而更加弱化基体和纤维之间的界面[4]。

从表 2 中三种环境下的力学性能比较可以发现:与 24℃/干态相比:在-55℃/干态时,该两组复合材料的 0°压缩强度、90°拉伸强度、层间剪切强度的保持率均比较高,这说明了低温对该两组复合材料性能影响很小,在低温下该两组复合材料有优良的界面性能;在 132℃/湿态时,CYCOM977-2 体系复合材料 0°压缩强度、90°拉伸强度、层间剪切强度的保持率分别为 60.61%、36.46%、50.34%,M21 体系复合材料 0°压缩强度、90°拉伸强度、层间剪切强度的保持率分别为 80.56%、74.76%、54.58%, M21 体系复合材料的保持率仍比较高,耐湿热性能良好,相较而言,而 CYCOM977-2 体系复合材料的保持率较好,但湿热状态下,其 90°拉伸强度明显下降,这可能是由于 CYCOM977-2 体系复合材料吸水后产生塑化或溶胀,进而对该基体树脂的耐湿热性能造成影响,并且 90°拉伸强度主要受树脂基体和纤维增强体界面结合性能的影响,在湿热状态下,CYCOM977-2 体系复合材料在 132℃/湿态下仍能达到 37%的保持率,因此,其界面性能及耐湿热性能较好,但整体不如 M21 体系复合材料好。

表 2 三种不同环境下高温固化环氧增韧标模碳纤维单向带层合板的基本力学性能

Tab.2 Main mechanical properties of high temperature cured epoxy resin impregnated carbon fiber tape composite in three different environment

环境条件	层合板	拉伸强度/MPa		压缩强度/MPa		剪切强度/MPa	
		0°	90°	0°	90°	0°	±45°
-55℃/干态	CYCOM 977-2-35-12KHTS-134	2022	58	949	219	124	178
	M21/34%/UD134/AS7-12K	1996	47	1306	236	121	169
24℃/干态	CYCOM 977-2-35-12KHTS-134	2056	61	1084	198	103	145
	M21/34%/UD134/AS7-12K	2200	53	1337	225	99	155
132℃/湿态	CYCOM 977-2-35-12KHTS-134	1800	22	657	127	52	74
	M21/34%/UD134/AS7-12K	2025	40	1077	140	54	73

2.4 B 基准值

本文研究的该两组复合材料在国外民用飞机型号上主要应用于襟副翼等次承力构件,而作为尾翼主承力构件系首次应用。由于复合材料的可设计性,通过铺层设计可以实现同一种材料在不同结构部位的应用。

按照文献[5]中第25.603条材料,对于采用的材料需建立在经验或试验的基础上,要考虑湿度和温度环境的影响,并且材料的强度性能必须以足够的材料试验为依据,制定设计值(材料B基准值、设计许用值等)等等。本次的两种材料经验积累比较少,因此采用一定的试验进行性能研究,在获取的该两组复合材料基本性能数据的基础上,根据文献[6-7],B基准值是建立在统计基础上的材料性能,根据概率基准由层合板的试验数据确定,是对指定母体中90%较高值的95%下容许限;基准值的大小与获得的数据量、所代表的批次数以及各批次间生产一致性相关,并考虑纤维批数和树脂批数。若要计算B基准值,需覆盖不同环境条件的30个数据点,每批应尽可能在不同环境条件下均匀分布,并且在每一研究状态下至少3批。因此本次性能研究要求每一环境条件下每一批至少保证6个有效数据,进而统计并计算出该两种层合板的B基准值,具体见表3。以表3中结果作为强度有限元计算和结构设计输入,结合平尾盒段和垂尾盒段实际承载情况,开展了典型结构设计及强度校核,评估结果表明:该两组复合材料基本均能满足某型民机尾翼盒段设计和使用要求,其中,CYCOM 977-2-35-12KHTS-134主要用于垂尾盒段的梁和壁板及普通肋部位,M21/34%/UD134/AS7-12K主要用于平尾盒段的梁、壁板及普通肋部位。

表3 高温固化环氧增韧标模碳纤维单向带复合材料的B基准值

Tab.3 B basis of high temperature cured epoxy resin impregnated carbon fiber tape composite

环境条件	层合板	拉伸强度/MPa		压缩强度/MPa		剪切强度/MPa	
		0°	90°	0°	90°	0°	±45°
24℃/干态	CYCOM 977-2-35-12KHTS-134	1714	49	937	149	99	109
	M21/34%/UD134/AS7-12K	2053	39	1203	201	94	153

3 结论

(1)两组预浸料的物理性能良好,挥发份小,流动度适当,以及凝胶时间适中,进而保证了复合材料的工艺、物理和力学性能的稳定性;

(2)两组复合材料的干/湿态 T_g 变化规律与两组复合材料力学性能受温湿度影响的规律基本一致,这主要是受树脂基体产生一定塑化的影响,但总体来说,其耐湿热性能和界面粘合性能均比较好,其中,M21体系树脂更好一些;

(3)从两组复合材料的力学性能结果来看,M21体系复合材料的综合力学性能稍优于CYCOM 977-2体系复合材料,进而也表明了AS7纤维性能稍优于HTS纤维,另外对比孔隙率结果,也说明了M21体系复合材料力学性能受其孔隙率的影响不大;

(4)依据三种环境条件下两组复合材料的B基准值进行强度计算、评估和结构设计的结果来看,该两组材料基本均满足某型民机尾翼盒段的设计和使用要求,对其在国内其它方向或领域的应用提供了参考。

参考文献

[1] 杨乃宾,梁伟.大型飞机复合材料结构设计导论[M].北京:航空工业出版社,2009:21-35.

[2] 于洪明,游慧鹏,陈江平,等.纤维增强树脂基复合材料空隙的研究[J].材料科学,2017,7(1):25-31.

[3] ALME IDA SFM, NOGUE IPA NZS. Effects of voids content on the strength of composite laminates[J]. Composite Structures, 1994,28(2):139-148.

[4] 王迎芬,彭公秋,李国丽,等.T800H碳纤维表面特性及T800H/BA9918复合材料湿热性能研究[J].材料科学与工艺,2015,23(4):115-120.

[5] 中国民用航空规章第25部运输类飞机适航标准[S].CCAR-25-R4,2011:58-59.

[6] Composite aircraft structures[S].AC20-107B, 2009:8-10, 20.

[7] 汪海,沈真,等译.复合材料手册(第一卷)[M].上海:上海交通大学出版社,2014:32-153.