

文章编号:1674-8190(2019)S1-024-04

直升机复合材料夹层结构边用轻质高刚性 SynCore 胶膜应用验证研究

徐茂,唐义号,洪少波

(中国直升机设计研究所,天津 300300)

摘要:随着复合材料夹层结构在直升机上应用越来越广泛,其结构边设计变得极为重要,既要满足零件连接和气动外形设计要求,又要尽可能地实现轻量化设计目标。设计典型层压板元组件试验件,通过试验与理论相结合的方法,对 SynCore 胶膜材料进行了应用验证研究。结果表明:HC 9823.1 K20 aero 胶膜的元组件试验数据稳定可靠,用挤压强度 44.8 MPa 可作为直升机复合材料夹层结构设计及强度校核的参考依据。

关键词: SynCore 胶膜;夹层复合材料;直升机

中图分类号: V212

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.S1.005

The Application Verification Study on a Lightweight SynCore Film of Helicopter Sandwich Composites Laminate Zone

Xu Mao, Tang Yihao, Hong Shaobo

(China Helicopter Research and Development Institute, Tianjin 300300, China)

Abstract: Sandwich composites are becoming more acceptable as primary components in the structure of helicopter, so the design of laminate zone is extremely important, not only need to meet the requirements of the design of part assemble and aerodynamic shape, but also to achieve the goal of the light weight design as possible. An investigation with experiment and analysis on typical laminate test article of SynCore film has been accomplished. The results show that the experiment data of HC 9823.1 K20 aero laminate is steady and reliable, take the extrusion strength of 44.8MPa could be the reference of the helicopter structure design and check analysis of sandwich composites.

Key words: SynCore film; sandwich composite; helicopter

0 引言

复合材料夹层结构^[1]因具有优异的比强度、比刚度和较好的耐热等优点,被广泛地应用于蒙皮、口盖及整流罩等机体构件中。通常,为满足零件连接和气动外形设计要求,夹层结构边缘需增加预浸

料铺层,以获得相应的连接强度和制件刚度^[2]。虽然这种方法勉强可以满足设计使用要求,但是也带来了结构重量增加、气动外形不佳等问题。SynCore 胶膜^[3]具有密度低、可与环氧预浸料共固化成型以及优异的耐湿热特性等,以芯材刚度增加收边区挤压强度,有望进一步减轻零件结构重量并提

收稿日期:2019-01-20; 修回日期:2019-03-03

通信作者:徐茂,xm18700474@avic.com

引用格式:徐茂,唐义号,洪少波. 直升机复合材料夹层结构边用轻质高刚性 SynCore 胶膜应用验证研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(增刊 1): 24-27,33.

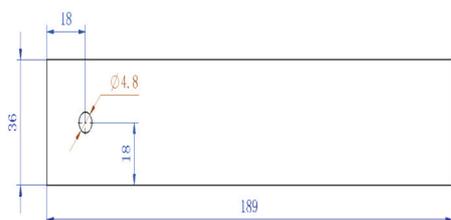
Xu Mao, Tang Yihao, Hong Shaobo. The application verification study on a lightweight SynCore film of helicopter sandwich composites laminate zone[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(S1): 24-27,33. (in Chinese)

高零件防变形能力。冯浩^[4]、张广成^[5]和武海生等^[6]分别研究了复合材料胶膜的制备过程和工艺性能。徐艺、孙文博和邵南等^[7-9]别对复合材料胶膜结构的力学性能进行了研究。然而,少有人结合直升机使用条件对 SynCore 胶膜进行应用验证研究,本文选取直升机复合材料结构典型铺层,制成层压板元组件,然后采用试验与理论相结合的方法,对 SynCore 胶膜挤压强度进行研究,以期对收边区的结构设计^[10-11]提供参考。

1 方法与试验

1.1 试验件设计

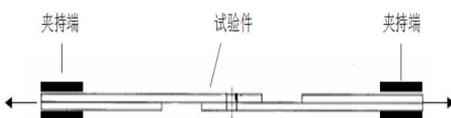
按照 ASTM D5961/5961M - 05 标准,制造 SynCore 胶膜层压板元组件试验件,详细如图 1 所示。根据直升机机身结构特点和使用条件要求,选取夹层结构典型铺层,具体如表 1 所示。试验组共 6 组,分别由碳布或玻璃布与 SynCore 胶膜组成的层压板元组件组成。其中,每组单炉件数为 6 件,分 3 炉批次进行。



(a) 元组件 01



(b) 元组件 02



(c) 元组件装配 03

图 1 SynCore 胶膜层压板元组件试验件

表 1 SynCore 胶膜典型铺层元组件

试验组	铺层信息	件数 * 炉次
1	C45/C0/HC/C0/C45	6 * 3
2	C45/C45/HC/HC/C45/C45	6 * 3
3	C45/C45/C0/HC/HC/C0/C45/C45	6 * 3
4	E45/E0/HC/HC/E0/E45	6 * 3
5	E45/E45/E0/HC/E0/E45/E45	6 * 3
6	E45/E45/E0/HC/HC/E0/E45/E45	6 * 3

注:C 表示 3234/CF3052/39,厚度 0.304 mm;E 表示 3233/EW110C/50,厚度 0.106 mm;HC 表示 HC9823.1 K20 aero,厚度 0.508 mm;45、0 表示铺层角度。

1.2 孔边挤压试验

将 SynCore 胶膜层压板元组件装在型号为 AG-IC/100KN 岛津 10T 电子拉伸机上进行拉伸试验,使用 1 mm/min 加载速率匀速加载,直至达到最大载荷,试验件发生破坏,记录最大载荷及加载载荷一位移曲线,并对试验进行拍照。如图 2 所示,将试验件放入拉伸机夹头中,调整试验件夹持位置,使被夹持试验件的纵轴与拉伸试验方向保持一致,按试验要求拧紧夹头。在试验件装入楔形夹头后,尽量确保两头夹块端部保持平齐,以避免产生附加弯曲力矩而导致试验件在夹持端部发生破坏,造成试验数据无效。

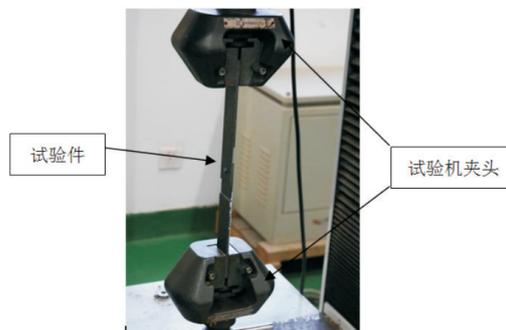
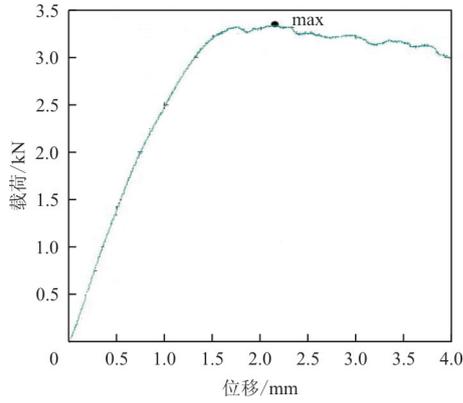


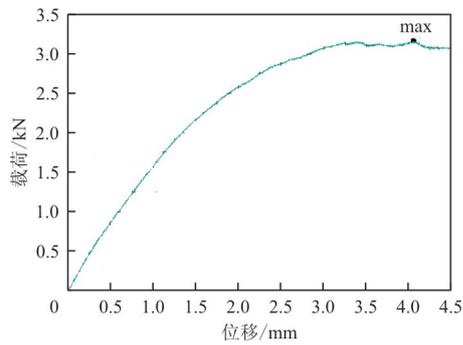
图 2 孔边挤压强度试验图

2 结果与讨论

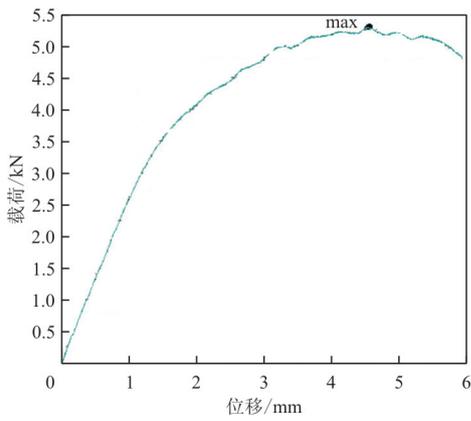
由于相同铺层试验组拉伸试验结果类似,从 6 个试验组中分别选取其中一种试验结果进行对比分析,其载荷一位移曲线如图 3 所示。



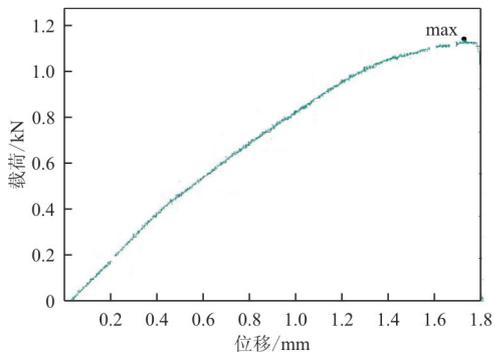
(a) 试验件 1



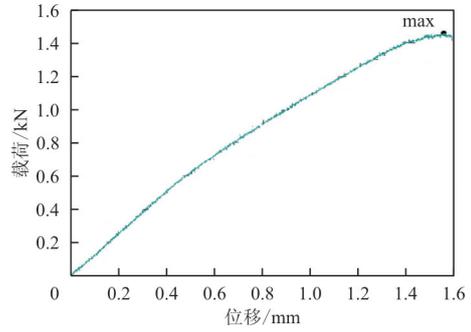
(b) 试验件 2



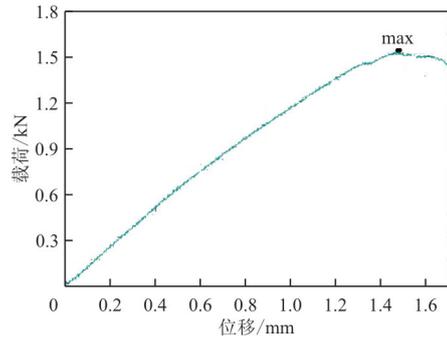
(c) 试验件 3



(d) 试验件 4



(e) 试验件 5



(f) 试验件 6

图 3 不同试验组载荷-位移曲线图

从图 3 可以看出：试验组 1、2、3 和试验组 4、5、6 曲线趋势分别相似，宏观上验证了由碳布和玻璃布组成元组件、试验件弹性模量的差异性。其中，由不同铺层组成的元组件试验件拉伸破坏最大载荷各有差异，选取其中一炉次试验数据进行计算试样算术平均值、标准偏差和离散系数，得到结果如表 2~表 3 所示。

表 2 不同试验组拉伸破坏最大载荷

试验件 编号	最大载荷/N					
	第 1 组	第 2 组	第 3 组	第 4 组	第 5 组	第 6 组
1	3 303	3 162	5 150	1 147	1 481	1 566
2	3 356	3 278	5 097	1 103	1 462	1 613
3	3 313	3 165	5 206	1 175	1 516	1 578
4	3 418	3 209	5 106	1 153	1 497	1 597
5	3 347	3 169	5 303	1 138	1 556	1 612
6	3 359	3 281	5 065	1 113	1 519	1 541

表 3 不同试验组拉伸破坏最大载荷结果分析

参 数	最大载荷/N					
	第 1 组	第 2 组	第 3 组	第 4 组	第 5 组	第 6 组
\bar{X}	3 349.3	3 210.7	5 154.5	1 138.2	1 505.2	1 584.5
s	40.8	56.0	87.6	26.6	32.9	28.3
C_V	0.01	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02

从表 2~表 3 可以看出:6 组试验件最大载荷均值分别为 3 349.3、3 210.7、5 154.5、1 138.2、1 505.2 N 和 1 584.5 N。6 组试验组数据的离散度均在 0.02 以内,同时试验件安装误差小于 1.5% 以及试验设备加载误差小于 1%,均满足试验标准要求,证明试验结果真实有效,可用于后续对比分析。

为对比分析 SynCore 胶膜材料的挤压强度,采用以下挤压理论^[12]计算公式:

$$P = \delta_1 \varphi \sigma_1 + \delta_2 \varphi \sigma_2 + \delta_3 \varphi \sigma_3 \quad (1)$$

式中: δ_i 为内外面板及夹层的厚度; φ 为铆钉的直径; σ_i 为内外面板及夹层材料的许用挤压强度(湿热老化稳定后的性能)。

分别选取碳布挤压强度 440 MPa、玻璃布挤压强度 340 MPa、SynCore 胶膜挤压强度 44.8 MPa,对上述典型铺层元组件、试验件进行理论计算,并与试验结果进行对比,如表 4 所示。由于试验件未经过湿热老化,可根据试验值和计算值进行折算,并与常用的湿热老化系数 1.2~1.4 进行对比分析。计算表明:折算老化系数在 1.22~1.36 之间,均在许用范围之内,SynCore 胶膜材料的孔边挤压强度按照上述公式计算是可行的、可信的。

表 4 孔边挤压强度试验值与计算值比较

试验组	孔边挤压强度/N		折算老化系数
	试验值	计算值	
1	3 349	2 490	1.34
2	3 210	2 600	1.23
3	5 154	3 790	1.36
4	1 138	9 30	1.22
5	1 505	1 177	1.28
6	1 584	1 286	1.23

从试验件破坏照片来看,试验组 1、2 和 3 碳布试验件最后破坏形式为孔边挤压破坏,而试验组 4、5 和 6 玻璃布试验件最后破坏形式为拉伸断裂破坏,如图 4 所示。其中,SynCore 胶膜玻璃布试验件拉伸强度明显小于挤压强度,导致提前发生了拉伸破坏,再次从破坏形式上验证了上述挤压强度计算公式的可行性。



(a) 试验件 1



(b) 试验件 4

图 4 碳布和玻璃布试验件典型破坏形式

3 结 论

(1) HC9823.1 K20 aero 胶膜的元组件试验数据稳定可靠,可作为直升机复合材料夹层结构边设计参考依据。

(2) HC9823.1 K20 aero 胶膜的挤压强度为 44.8 MPa,可用于复合材料夹层结构边挤压强度校核计算。

参考文献

- [1] 牛春匀. 实用飞机复合材料结构与制造[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
- [2] 解思适. 飞机设计手册(第 9 册): 载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [3] S Witzler. The c-17 program: A big consumer of composites[C]//USA: Advanced Composites, 1998.
- [4] 冯浩, 王德志, 曲春艳, 等. 一种高弹性环氧基胶粘剂材料的制备[J]. 中国胶粘剂, 2018, 27(11): 15-21.
- [5] 张广成, 张鸿鸣, 徐恒元, 等. 碳纤维/环氧树脂超薄预浸料成型工艺及胶膜匹配性研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(14): 42-46.
- [6] 武海生, 郑建虎, 徐伟丽, 等. 航天器蜂窝夹层结构胶膜热破工艺研究[J]. 航天制造技术, 2015, 25(4): 10-13.
- [7] 徐艺, 贺强. 用于西锐 SR20 复合材料胶接维修的国产中温固化胶膜性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2018, 33(6): 999-1003.
- [8] 孙文博, 马玉娥. 填充物、胶膜和 Z-pin 对复合材料 T 型接头强度影响对比[J]. 复合材料学报, 2018, 4(1): 110-116.
- [9] 邵南, 王雪松, 赵汉清, 等. 低面密度中温固化载体结构胶膜的性能研究[J]. 化学与粘合, 2018, 32(3): 182-184.
- [10] 蒋新桐. 飞机设计手册(第 19 册): 直升机设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.

- 术, 2013(13): 96-99.
- [5] 陈群志, 周志强, 张强, 等. 振动环境下飞机薄壁结构紧固件疲劳寿命研究[J]. 机械强度, 2015, 37(1): 052-057.
- [6] 中国飞机强度研究所. 航空结构强度技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- [7] Rice S O. Mathematical analysis of random noise[J]. Noise and Stochastic Processes, 1954(5): 3-4.
- [8] 孟凡涛, 胡愉愉. 基于频域法的随机振动下飞机结构疲劳分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(1): 32-36.
- [9] 施荣明. 飞机结构振动设计与试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [10] 姜招喜, 许宗凡, 张挺, 等. 紧固件制备与典型失效案例[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.
- [11] 王锦丽, 李玉龙, 胡海涛, 等. 加载频率对悬臂梁振动疲劳特性的影响[J]. 振动与冲击, 2011, 30(6): 243-244.
- [12] 李德勇, 王明珠. 随机振动疲劳计算方法比较[J]. 江苏航空, 2010(增刊): 78-80.
- [13] 姚启航, 姚军. 工程结构的振动疲劳问题[J]. 应用力学学报, 2006, 23(1): 12-15.
- [14] 张钊, 张万玉, 胡亚琪. 飞机结构振动分析研究进展[J]. 航空计算技术, 2012, 42(2): 60-64.
- [15] 杨晓华, 姚卫星, 段成美. 确定性疲劳累积损伤理论进展[J]. 中国工程科学, 2003, 5(4): 81-87.
- [16] 刘万远, 张红波. 某发射装置导轨振动疲劳寿命预估[J]. 航空兵器, 2016(3): 75-77.
- [17] 金有刚, 姚军. 随机振动环境下电路板的疲劳寿命与可靠性研究[J]. 强度与环境, 2017, 34(3): 58-62.

作者简介:

王红珍(1981—),女,硕士,工程师。主要研究方向:结构强度分析。

喻琴(1983—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:结构强度分析。

李刚(1977—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:结构强度分析。

邓兴民(1970—),男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:系统工程设计。

(编辑:沈惺)

(上接第 18 页)

- [3] Carlos E S Cesnik, Weihua Su. Nonlinear aeroelastic simulation of X-HALE: a very flexible UAV[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2015.
- [4] 王立波. 考虑气动弹性效应的飞机飞行动力学研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- [5] 王立波, 唐鑫, 杨超. 大展弦比飞翼刚弹耦合运动稳定性分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(6): 1096-1104.
- [6] 胡锐. 大柔性飞机刚弹耦合稳定性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016.
- [7] 杨超, 王立波, 谢长川, 等. 大变形飞机配平与飞行载荷分析方法[J]. 中国科学:技术科学, 2012, 42(10): 1137.
- [8] Hu Rui, Xie Changchuan, Liu Yi. Aeroelastic trim and static stability analysis of highly flexible aircraft[C]// The 16th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2015, 06.
- [9] 诸德超, 邢誉峰. 工程振动基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 90-105.
- [10] Metavish D, Davidson K. Practical large-motion modeling of geometrically complex flexible vehicles[C]// AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 2006.
- [11] Kapel M. Design for active and passive flutter suppression and gust alleviation[R]. NASA R-3482, 1980.

作者简介:

胡锐(1990—),男,硕士研究生,工程师。主要研究方向:结构动力学。

谢长川(1976—),男,博士,副研究员。主要研究方向:气动弹性力学与飞行器设计。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 27 页)

- [11] 石庆华, 戴棣, 曹正华. 胶膜对复合材料加筋结构胶接面应力的影响分析[J]. 航空制造技术, 2009, 250(6): 80-84.
- [12] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 中国航空研究院, 2001.
- 机结构设计。
- 唐义号(1979—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:直升机结构设计。
- 洪少波(1985—),男,学士,工程师。主要研究方向:直升机结构设计。

作者简介:

徐茂(1987—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:直升

(编辑:沈惺)