

一种用于复合材料整体结构填充区的增强芯材

A Reinforced Core-Material Used in Bermuda Triangel of Integral Structure of Composites

北京航空制造工程研究所 梁究珠 常海峰 孙占红

[摘要] 介绍了可添加于整体结构填充区的 ZXC190、ZXC195 增强芯材以及添加这种增强芯材接头试验件的制造工艺与拉伸强度试验方法,给出了试验件的拉伸初始损伤载荷和破坏载荷。试验结果表明:ZXC190、ZXC195 增强芯材与单向带预浸料相比,其接头试验件沿腹板方向的拉伸强度有大幅度提高。

关键词: 复合材料 整体结构 填充区 增强芯材 静力试验

[ABSTRACT] A new kind of reinforced core-material filled in the Bermuda Triangle of integral structure named ZXC190、ZXC195,as well as the manufacturing technology and testing method of mechanical properties of joints filled with this reinforced core-material are introduced. The initial damage load and failure load of joints are presented. The test results show that compared to the joints filled prepreg, the tensile performance of these joints with the reinforced core-material ZXC190、ZXC195 along the web direction had been significantly increased.

Keywords: Composites Integral structure Bermuda Triangel Reinforced core-material Static test

复合材料整体结构可以减少机械连接,降低结构重量和装配成本,提高结构寿命和隐身性能,已在国外和国内先进战斗机结构中得到应用,如美国的 F-35 联合攻击战斗机采用了基于 π 胶接接头的前机身结构^[1],欧洲的 EF-2000 战斗机机翼采用了下蒙皮和纵墙整体成型

的结构^[2]以及我国的某战斗机采用的基于 π 胶接接头的垂直安定面结构等。美国在 ROCSS、CAI、ALAFS 等一系列轻质、高效、低成本复合材料计划中,均将复合材料整体结构的设计和制造作为了研究重点^[3-4]。

复合材料整体结构的难点是如何将两个或两个以上的结构元件组合为一体,并保证整体结构具有令人满意的承载和传载能力。近年来,北京航空制造工程研究所在研究中发现,整体结构接头沿腹板方向的承载和传载能力除了与填充区的半径尺寸有一定关系外,添加在填充区内的材料对其承载和传载能力也有影响,在填充区中添加 ZXC190、ZXC195 增强芯材可大幅度提高了整体结构接头沿腹板方向的拉伸强度。

1 飞行器复合材料整体结构

1.1 壁板整体结构

壁板整体结构是指蒙皮与长桁采用共固化、胶接共固化、二次胶接成型工艺或者液体成型工艺制造的结构,壁板截面及填充材料位置示意图 1。

1.2 盒型整体结构

盒型整体结构是指蒙皮与骨架采用共固化、胶接共固化、二次胶接成型工艺或者液体成型工艺制造的 T 型或 π 型接头结构。本课题研究的底边连续 T 型接头截面及填充材料位置示意图 2。

2 T 型接头试验件

本试验中用到的填充材料包括:其型碳纤维单向

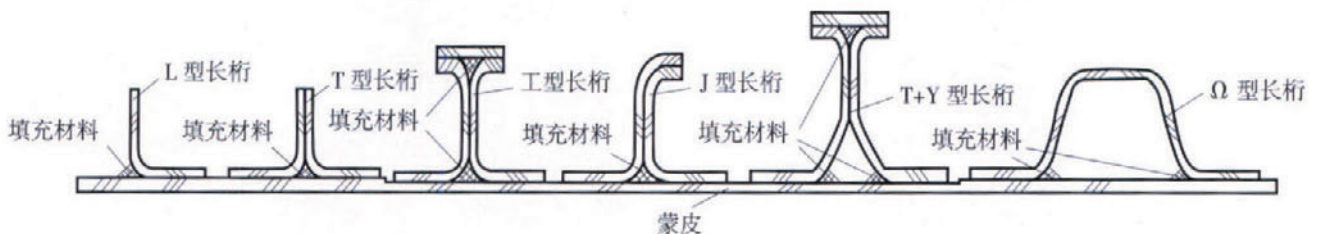


图1 壁板截面及填充材料位置

Fig.1 Panel section and the location of the fillers

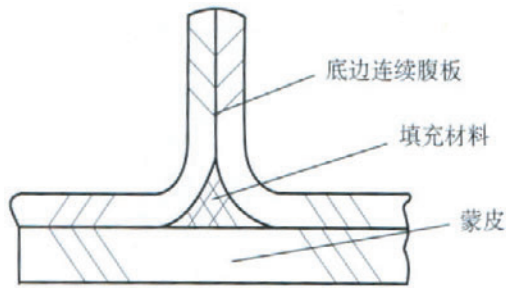


图2 T型接头截面及填充材料位置

Fig.2 Section diagram of T-shaped joint and the location of the filler

带、J-118 发泡结构胶粘剂以及 ZXC190、ZXC195 增强芯材,其中 ZXC190、ZXC195 增强芯材规格见表 1。

试验件材料、铺层及数量见表 2,结构尺寸见图 3。试验件制造工艺见表 3。

试验件要求进行无损检测,填充材料及其与各元件界面间不能有缺陷;其余区域要符合 HB7224-95 要求。

3 力学性能试验

3.1 T型接头试验件的拉伸、弯曲、剪切试验

由 T 型接头试验件的拉伸、弯曲、剪切力学性能试验分析可知,当 T 型接头承受沿腹板方向的拉伸载荷时,填充区部位是其薄弱环节^[5]。通过 T 型接头试验件的拉伸试验可考核填充区添加不同填充材料的拉伸强度的差异,相对来说,添加不同填充材料的 T 型接头试验件的弯曲和剪切强度差异较小。因此,本课题只对 T 型接头试验件的拉伸强度试验结果进行了对比分析。

3.2 拉伸试验试验件的夹持位置

装夹试验件时,应确保载荷作用线通过试验件腹板中心;腹板夹持尺寸为 50mm,蒙皮两端夹持位置距试验件轴线距离为 75mm,拉伸试验试验件的夹持位置如图 4 所示;两块刚性板将试验件固定在平台上,刚性板和平台通过螺栓连接,由螺栓施压固定试验件;试验机下夹头夹持平台的下端,试验机上夹头夹持试验件的腹板上端。

3.3 试验设备及拉伸试验实施过程

采用电子万能材料试验机,其量程不大于 10kN,静载误差 $\pm 0.5\%$ 。以 1~2mm/min 的加载速率在腹板上施加拉伸载荷直至试验件破坏,记录接头腹板处的载荷-应变曲线,记录最初损伤发生时的载荷、最终破坏时的载荷和裂纹(分层)的形态。在试验过程中以听到试验件发出劈裂声,且载荷-应变曲线发生明显变化或监测到裂纹时记录为试验件最初损伤载荷;当载荷降低至最

大载荷的 35%,且结构开裂时结束加载。

4 试验结果与分析

T 型接头试验件的试验结果见表 4。不同填充材料试验件的拉伸性能对比见表 5。载荷-应变曲线见图 5,载荷-应变曲线上的第一个载荷降对应为最初损

表 1 ZXC190、ZXC195 增强芯材规格

增强芯材	固化规范	状态
ZXC190	190℃ 保温 (4 ± 1h)	未固化定型: 规范为真空状态下, 室温 → 55 ~ 65℃ 保温 15min;
ZXC195	195℃ 保温 (5 ± 1h)	固化定型: 规范为真空状态下, 室温 → 185℃ 保温 1h → 70℃

表 2 试验件材料、铺层及数量

试验件材料		铺层	数量
预浸料	胶接区用胶粘剂		
某型碳纤维预浸料	J-116B 结构胶粘剂或 J-188 结构胶粘剂	子铺层一和子铺层二的 0° / 90° / ±45° 比例为 30.8%/23.1%/46.1%; 子铺层三: 0° / 90° / ±45°, 比例为 37.5% / 12.5% / 50%	3

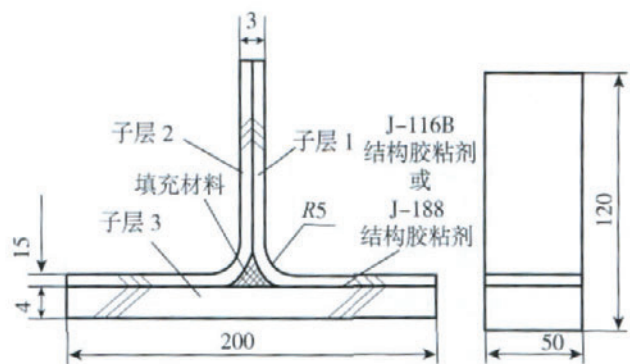


图3 T型接头试验件的结构尺寸

Fig.3 Structural dimension of T-shaped joint specimen

表 3 试验件制造工艺

蒙皮固化工艺	各元件工艺组合	胶接共固化工艺
室温 → 185℃ 保温 1h → 200℃ 保温 5h → 室温	将 2 个底边连续 T 型元件组合,将定型后的增强芯材添加到填充区内,再与蒙皮组合胶接共固化成型。	室温 → 190℃ 保温 4h → 室温; 室温 → 195℃ 保温 4h → 室温

表 4 T 型接头试验件拉伸试验结果

试验件编号	R 区填充材料	初始损伤载荷 P_a/N	最终破坏载荷 P_b/N	初始损伤载荷均值 \bar{P}_a/N	标准差 S_1/N	离散系数 $C_v1/\%$	最终破坏载荷均值 \bar{P}_b/N	标准差 S_2/N	离散系数 $C_v2/\%$
I -1	某型碳纤维单向带	805	1785	793	23.92	3.02	2021	213.38	10.56
I -2		760	1977						
I -3		815	2302						
II -1	J118 发泡结构胶粘剂	796	2156	773	45.09	5.83	2099	76.63	3.65
II -2		813	1991						
II -3		710	2151						
III -1	ZXC190 增强芯材	—	4700	1600	100	6.25	4190	362.49	8.65
III -2		1700	3890						
III -3		1500	3980						
IV -1	ZXC195 增强芯材	3390	4780	3640	180.55	4.96	4403	484.03	10.99
IV -2		3810	4710						
IV -3		3720	3720						

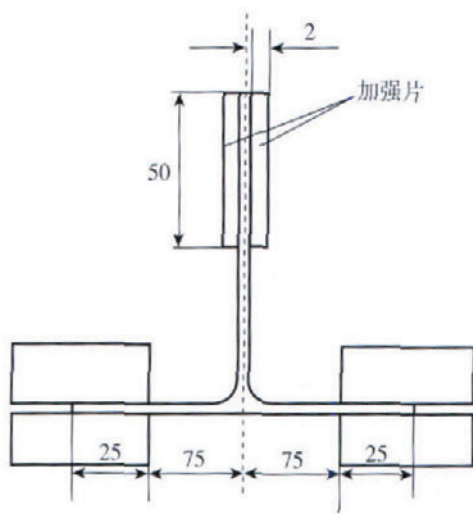


图 4 拉伸试验试验件的夹持位置

Fig.4 Holding location of the specimen for tensile test

伤发生时的载荷(即初始损伤载荷),第一个载荷降与试验件发出轻微响声几乎同时出现,观察可见试验件的一个或两个端面的 L 铺层与填充材料之间出现了分层,而且裂纹瞬时出现;初始损伤产生后, T 型接头试验件仍具有很强的承载能力,载荷继续增加,当载荷 - 应变曲线上又出现载荷降时,还可听到轻微响声,当载荷 - 应变曲线上载荷至顶点并急速降低至最大载荷的 35% 以

下时,可听到间断性脆响和持续撕裂的脆响,此时的最大载荷对应为最终破坏载荷。

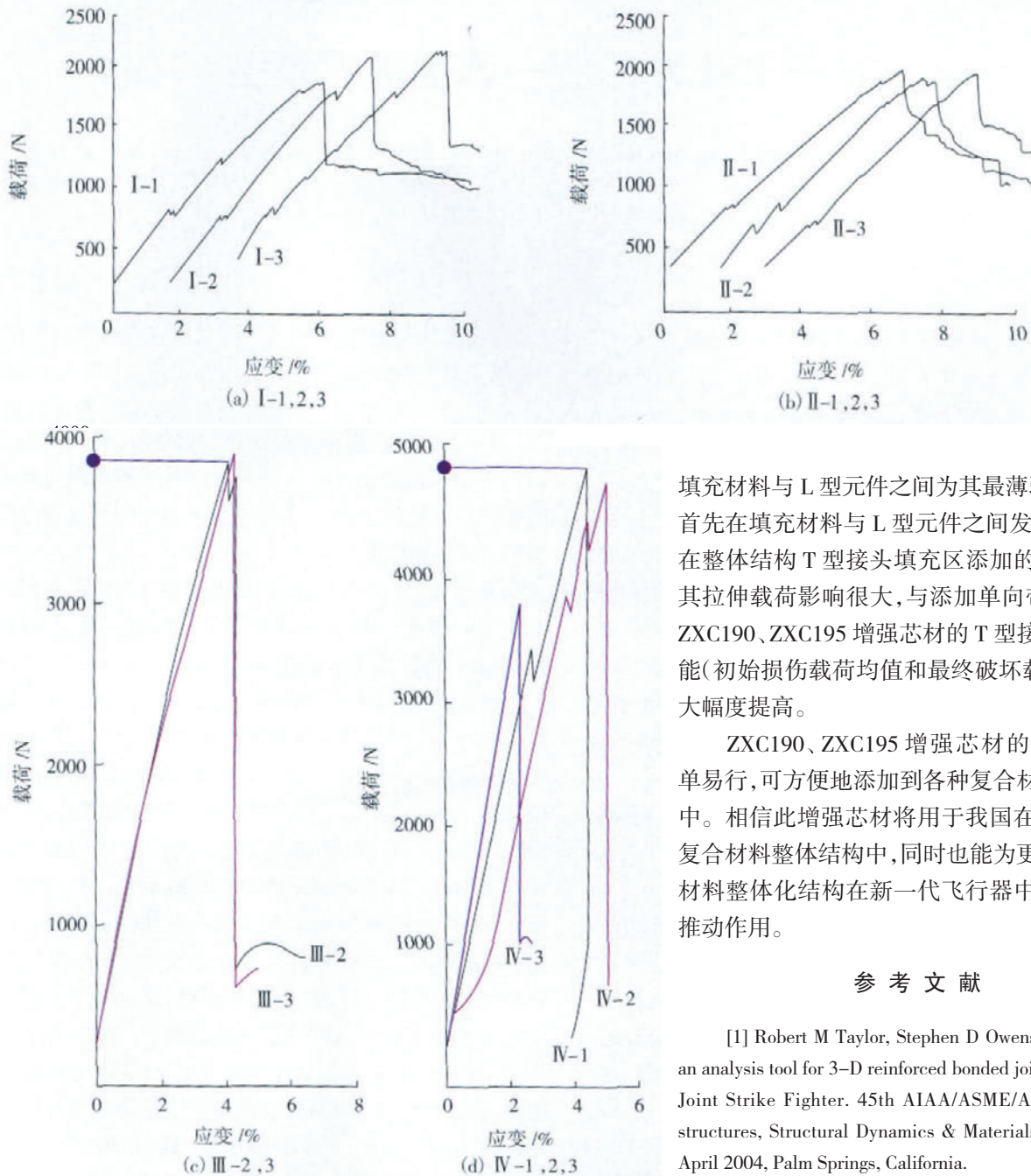
对比试验结果可知:

(1) T 型接头的 L 型元件与填充材料之间为试验件最薄弱部位,首先发生分层破坏;

(2) 添加 J118 发泡结构胶粘剂试验件与添加单向带试验件比较,初始损伤载荷均值下降了 2.5%,最终破坏载荷均值提高了 3.9%;添加 ZXC190 增强芯材试验件与添加单向带试验件比较,初始损伤载荷均值提高了 102%,最终破坏载荷均值提高了 107.3%;添加 ZXC195 增强芯材试验件与添加单向带试验件比较,初始损伤载荷均值提高了 359%,最终破坏载荷均值提高

表 5 T 型接头不同填充材料试验件的拉伸性能对比

R 区填充材料	\bar{P}_a/N	$\frac{\bar{P}_{a其他} - \bar{P}_{a单}}{\bar{P}_{a单}}$	\bar{P}_b/N	$\frac{\bar{P}_{b其他} - \bar{P}_{b单}}{\bar{P}_{b单}}$
单向带	793	—	2021	—
J118 发泡结构胶粘剂	773	-2.5%	2099	3.9%
ZXC190 增强芯材	1600	102%	4190	107.3%
ZXC195 增强芯材	3640	359%	4403	117.9%



注:(a)和(b)为 Zwick/Roell Z100 上测得,(c)和(d)为 Zwick/Roell Z050 上测得

图 5 T 型接头试验件的载荷 - 位移曲线
Fig.5 Load-displacement curves of T-shaped joint specimen

了 117.9%;

(3) 从表 5 可以看出,各试验件的离散系数不超过 11%,试验数据的一致性比较好。

5 结束语

对于承受拉伸载荷的整体结构 T 型接头,填充区的

填充材料与 L 型元件之间为其最薄弱部位,一般首先在填充材料与 L 型元件之间发生分层破坏;在整体结构 T 型接头填充区添加的填充材料对其拉伸载荷影响很大,与添加单向带相比,添加 ZXC190、ZXC195 增强芯材的 T 型接头的拉伸性能(初始损伤载荷均值和最终破坏载荷均值)有大幅度提高。

ZXC190、ZXC195 增强芯材的制造工艺简单易行,可方便地添加到各种复合材料整体结构中。相信此增强芯材将用于我国在研飞行器的复合材料整体结构中,同时也能为更多先进复合材料整体化结构在新一代飞行器中的应用起到推动作用。

参考文献

- [1] Robert M Taylor, Stephen D Owens. Correlation of an analysis tool for 3-D reinforced bonded joints on the F-35 Joint Strike Fighter. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, Structural Dynamics & Materials Confer 19-22 April 2004, Palm Springs, California.
- [2] 杨乃宾,章怡宁. 复合材料飞机结构设计. 北京: 航空出版社. 2002.
- [3] Brian Butler. Composites affordability initiative. 41th AIAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit 3-6 April 2000, Atlanta, GA.
- [4] Engelstad S P, Berry O T. A high fidelity composite bonded joint analysis validation study,part: I analysis. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Confer, 18-21 April 2005, Austin, Texas.
- [5] 赵丽滨,彭雷. 复合材料 π 接头的拉伸力学性能的试验和计算研究. 复合材料学报, 2009 (2) :181-185.

(责编 岩石)