

大尺寸复合材料翼梁的研制

Manufacturing of Large Scale Composites Spar

中航复合材料有限责任公司 王菲 杨博 陈永清 侯军生

[摘要] 针对大尺寸复合材料翼梁的结构特点,采用刚性阳模配合软模的方案用于翼梁成型,翼梁模具材料选用普通钢,模具设计时对凸缘回弹和热膨胀进行合理的补偿,研制过程通过对 BA9916-II 系列预浸料纤维面密度和含胶量的控制实现对翼梁厚度的精确控制,保证了翼梁外型面的尺寸精度。研制的大尺寸复合材料翼梁很好地满足了设计各项指标要求,是一种低成本、高质量的成型方案,适合工程化应用。

关键词: 复合材料 翼梁 大尺寸 阳模

[ABSTRACT] According to the structure feature of large scale composites spar, the method of rigid male mould cooperate with soft mould is used in spar manufacturing. The material of mould is steels, the radius deformation of spar flange and thermal expansion of composites spar are compensated when the spar mould is designed. In order to guarantee the boundary dimension accuracy of spar, the thickness of spar is controlled by the fiber surface density and resin content of BA9916-II prepreg. The spar manufactured by this method can perfectly satisfy all of the design needs. The method is proved low cost and high quality for manufacture of large scale composites spar in mass production.

Keywords: Composites Spar Large scale Male mould

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S1.055

随着先进复合材料技术的飞速发展,复合材料在飞机结构中所占的比重越来越大,其所应用的部位已从次承力结构向主承力结构方向发展,复合材料结构也向着零件大型化、结构整体化方向发展。结构尺寸的增大和集成程度的增加,对制造工艺提出了很高的要求。本文通过某飞机翼梁的研制对大尺寸复合材料翼梁的成型技术进行了系统的研究,为其工程化应用打下了基础。

1 大尺寸复合材料翼梁介绍

1.1 翼梁结构

翼梁是飞机翼面类结构的主承力构件,通常由受剪切载荷的腹板及受轴向拉、压载荷的缘条构成。某飞

机复合材料翼梁截面为“C”型,长约 8m,腹板高度约 800mm,左、右凸缘宽度 120mm,厚度从 5.68 ~ 17.12mm 变化显著,变厚台阶多,坡度大。

1.2 原材料

翼梁材料为高温环氧增韧碳纤维单向带预浸料 CCF300/BA9916-II 和织物预浸料 CF3031/BA9916-II,其工艺特点是零吸胶、常温加压,由中航复合材料有限责任公司生产。BA9916-碳纤维预浸料主要参数见表 1。

2 大尺寸复合材料翼梁研制

表1 BA9916-II碳纤维预浸料主要参数

预浸料型号	纤维面密度 / (g·m ⁻²)	树脂含量 / %	单层厚度 / mm
CCF300/BA9916-II	133	33	0.125
CF3031/BA9916-II	220	38	0.23

2.1 成型方案选择

模具是复合材料赖以成型的基础,其结构形式决定着制件的内部质量和外型尺寸精度,工艺过程中是否易于组装和脱模。从模具结构形式考虑,翼梁的成型方案可分为 2 种:方案 1 为刚性阳模配合软模的成型方案;方案 2 为刚性阴模 + 软模的成型方案。2 种成型方案的优缺点对比如表 2 所示^[1]。所需研制的复合材料翼梁尺寸大、厚度变化显著、外形公差要求高,比较上述 2 种方案,方案 1 制造成本低,成型质量好,变形易控制,可通过对厚度的控制实现对翼梁外形的精确控制,因此采用方案 1 刚性阳模配合软模的成型方案。

表2 翼梁2种成型方案优缺点比较

方案序号	方案描述	方案优点	方案缺点
1	用刚性阳模配合软模成型	模具易于加工;易于铺贴,铺贴质量容易保证;成型质量好;凸缘回弹量稳定	外形受制件厚度影响
2	用刚性阴模配合软模成型	成型出的制件外形规整	模具加工成本较高;铺贴难度较大;R角成型质量差,对于高温成型较大的制件固化后有压伤复合材料的风险;凸缘回弹量不易控制

2.2 制造工艺流程

翼梁制造采用传统的真空袋/热压罐法,在零件制造之前,需要利用翼梁成型模具预先制造工艺件,在此基础上制造软模,然后再成型零件,其主要制造工艺流程如图1所示。

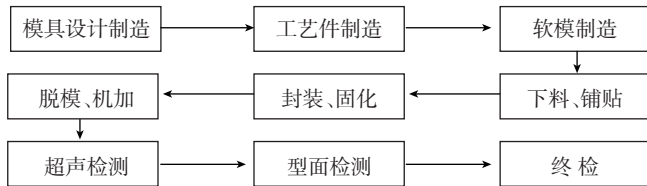


图1 翼梁制造流程图

Fig.1 Flow chart of wing beam manufacturing

2.3 模具设计和制造

2.3.1 模具材料的选用

复合材料成型模具常用的材料有普通钢、Invar钢、复合材料和铝等,其优缺点如表3所示。对于大尺寸复合材料构件,模具的热膨胀影响较大,使用Invar钢模具成型效果最理想,但成本较高,并且对采用阳模成型方案的翼梁来说,固化后不易脱模;使用普通钢模具成本低,热膨胀差异可通过工艺补偿措施来予以消除,综合考虑,采用普通钢Q235做为翼梁的模具材料。

2.3.2 模具结构形式

翼梁模具采用常规的框架式模具,主体为骨架、面板结构。模具设计应在确保刚度的条件下尽可能轻。

表3 不同模具材料对比

材料	优点	缺点
普通钢	力学性能和加工性能好,成本低	热膨胀系数大
Invar钢	力学性能好,热膨胀系数低,与复合材料相当	加工性能差,成本高
复合材料	热膨胀系数和制件一致,质量轻	成本高,使用次数少
铝	成本低、质量轻、加工性能好	力学性能差,硬度低,热膨胀系数大

2.3.3 回弹角补偿

凸缘回弹是复合材料梁类结构的固有特点,回弹会造成凸缘型面的变化,影响与其他零件的配合关系,必须对其加以补偿。具体的方法是在模具设计时,根据翼梁的回弹量在成型模具上将凸缘角度做一个补偿。回弹角的大小受铺层方式、厚度和R角半径等因素的影响,可根据试验分析和计算得出。

分析翼梁数模,梁凸缘与腹板间的R角及厚度尺寸是变化的,因此沿凸缘长度方向各处的回弹量是不一样的,图2给出了翼梁凸缘不同位置的回弹角。翼梁凸缘分成了12个不同的厚度区,这12个区的回弹量也各不

相同,最大区和最小区回弹角度相差0.125°,换算成凸缘型面的最大偏差约为0.26mm,考虑翼梁的外形公差要求,取回弹角0.95°。

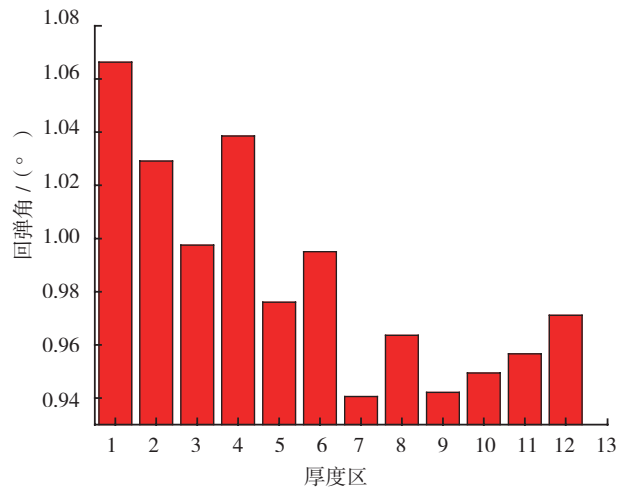


图2 翼梁不同厚度区回弹角计算结果

Fig.2 Calculation results of different thickness of wing beams of springback angle

2.3.4 热膨胀补偿

对于大尺寸复合材料构件,当模具材料使用普通钢时,其与复合材料热膨胀性能的差异较大,热膨胀的影响必须要予以考虑,否则产品的尺寸会随模具的膨胀而偏大。模具热膨胀可采取一定的方法予以补偿,根据经验公式及试验验证,以产品质心为几何中心,把整个产品按补偿系数缩小,将缩小后的产品做为模具设计的依据^[2]。

$$\mu = \frac{1}{(\alpha_M - \alpha_p) \times \Delta T + 1} \quad (1)$$

式中, μ 为补偿系数, α_M 为模具的热膨胀系数, α_p 为复合材料制件的热膨胀系数, ΔT 为固化温度和室温的差值。

考虑翼梁长度方向和腹板宽度方向复合材料的膨胀量和Q235钢的膨胀量之差,按照上述补偿方法对翼梁产品尺寸作相应的缩放,进行模具设计和制造。

2.4 制造工艺

2.4.1 翼梁厚度控制

对采用刚性阳模和软模配合成型方案的翼梁来说,其内型面由刚性阳模来保证,在模具设计时针对凸缘回弹和热膨胀进行合理补偿之后,厚度就成为影响制件外形的关键因素。

CCF300/BA9916-II和CF3031/BA9916-II预浸料均为热熔法制备,挥发份少,零吸胶工艺,固化过程极少流胶,因此影响厚度公差的最主要因素是预浸料的纤维面密度和树脂含量^[3],其对厚度的影响见表4。

表4 树脂含量和纤维面密度波动对翼梁厚度公差的影响

预浸料纤维面密度 /g·m ⁻²		翼梁厚度偏差 /%		
CCF300/ BA9916-II	CF3031/ BA9916-II	树脂含量 ±1%	树脂含量 ±2%	树脂含量 ±3%
±1	±1	±2.0	±4.0	±6.0
±2	±3	±2.9	±4.8	±6.9
±3	±5	±3.7	±5.7	±7.8
±4	±7	±4.6	±6.6	±8.7

翼梁凸缘最大厚度 17.12mm,考虑外形公差要求,翼梁的厚度公差应控制在 ±3% 以内。目前中航复合材料有限责任公司生产的 CCF300/BA9916-II 预浸料纤维面密度一般可以控制在 ±4g/m² 以内,精确控制可以达到 ±2g/m²; CF3031/BA9916-II 预浸料纤维面密度一般可以控制在 ±7g/m² 以内,精确控制可以达到 ±3g/m²; 树脂含量一般可以控制在 ±3%,精确控制可以达到 ±1%。通过对预浸料的纤维面密度和树脂含量的精确控制,可以有效实现对厚度的精确控制,确保了研发的翼梁满足外形公差的技术要求。

2.4.2 翼梁下料和铺贴

受设备条件的限制,翼梁生产目前采用自动下料机下料、激光投影辅助手工铺贴的方式,其主要流程如图 3 所示。若条件具备,建议使用自动铺丝机用于翼梁铺贴,可极大地提高生产效率和产品质量。

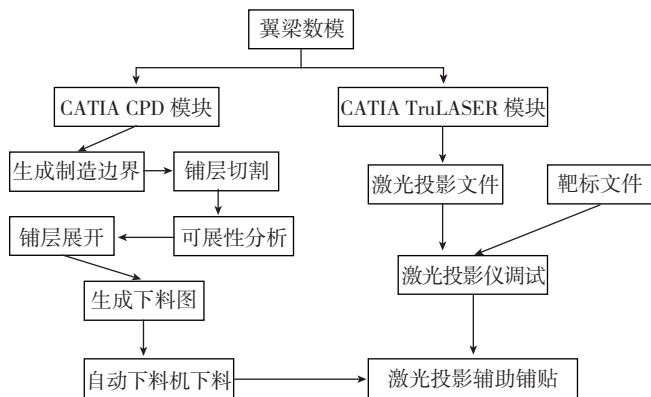


图3 翼梁下料和铺贴主要流程图

Fig.3 Main flow chart of wing beam blanking and paving

3 大尺寸复合材料翼梁成型质量

3.1 外观质量

翼梁制件表面光滑平整,纤维清晰可见,表面纤维被树脂均匀覆盖;拐角处外形规整,表面光滑,无纤维褶皱现象,无树脂堆积(图 4)。

3.2 内部质量

用 FCC-B-1 超声检测仪对翼梁进行全覆盖检测,

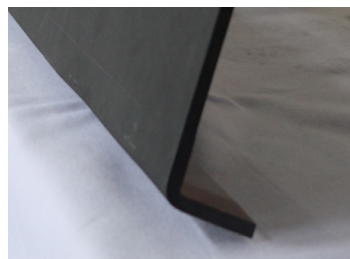


图4 翼梁典型部位表面质量

Fig.4 Typical surface quality of wing beam part

表5 翼梁缘条厚度测量结果

厚度区域	理论值 /mm	实测值 /mm	极限偏差 /%
1	17.12	17.22~17.56	+2.60
2	15.24	15.47~15.66	+2.75
3	12.86	13.03~13.21	+2.72
4	10.27	10.04~10.57	+2.92
5	8.14	8.08~8.29	+1.84
6	7.89	7.71~8.01	-2.28
7	5.68	5.81~5.83	+2.64

制件内部质量完好,无缺陷;制件孔隙率小于 1%。

3.3 厚度公差

用 CL-400 测厚仪对翼梁缘条厚度进行测量,主要厚度区域的偏差如表 5 所示,测量结果表明,翼梁的厚度偏差可以控制在 ±3.0% 以内,满足厚度公差要求。

3.4 外形公差

将翼梁置于专用平台上,用 Leica AT901 LR 激光跟踪仪测量翼梁两侧缘条的外型面,型面偏差在 -0.4 ~ 0.15mm 之间,满足外形面公差要求;翼梁腹板面与平台完全贴合(图 5)。

4 结束语

(1) 研制的大尺寸复合材料翼梁性能很好地满足设计指标要求。

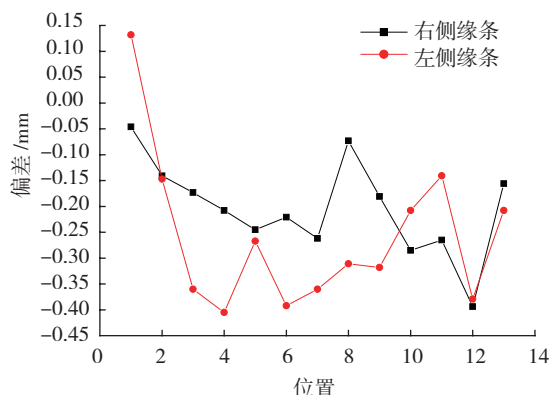


图5 翼梁缘条外型面偏差

Fig.5 Surface deviation of wing beam flange

(下转第 60 页)

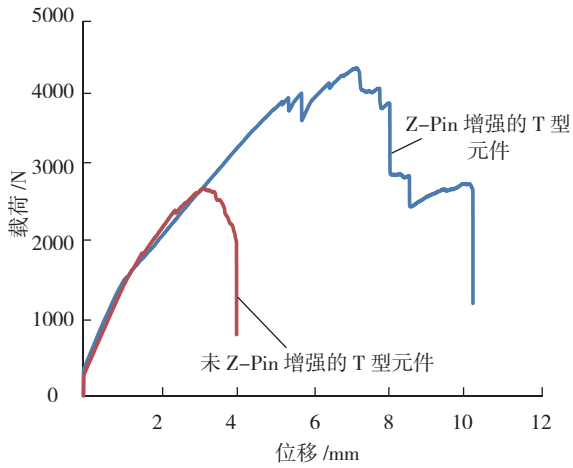


图5 Z-Pin增强与未增强的T型元件载荷—位移曲线

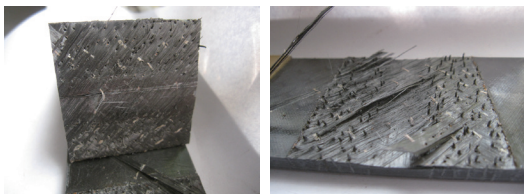
Fig.5 Load-displacement curves of Z-Pinned and non Z-Pinned T-joint

表1 T型元件的破坏载荷

样品	编号	破坏载荷 P_u /kN	\bar{P}_u /kN	C_v /%
界面无增强	W-1	2.70	2.73	1.86
	W-2	2.74		
	W-3	2.82		
	W-4	2.71		
	W-5	2.70		
界面Z-Pin增强	Z-1	4.69	4.50	5.21
	Z-2	4.30		
	Z-3	4.80		
	Z-4	4.29		
	Z-5	4.40		

增强幅度为 64.8%。

通过再次分析 2 种类型元件的破坏模式发现，Z-Pin 的引入，使 T 型元件的初始破坏位置由未增强前的三角填充区与腹板的圆弧界面处，转移到三角填充区内部，且随着载荷的增加，裂纹沿填充区内部不断向筋条腹板中心处扩展，而未沿筋条凸缘与蒙皮界面扩展。这主要是由于 Z-Pin 的存在：一是增加了结构分层的阻力；二是产生分层后，在分层前端形成纤维桥，这种桥联作用能够抑制分层扩展及提高界面韧性，因此分层过程中要消耗更多的外部能量，才能使所有的 Z-Pin 破坏、



(a) 破坏后的蒙皮 (c) 破坏后的凸缘

图6 Z-Pin增强T型元件破坏后形貌

Fig.6 Fracture surface appearance of Z-Pinned T-joint

断裂。即 Z-Pin 的引入延迟了裂纹的扩展，同时也提高了结构失效的最大破坏载荷。

图 6 是 Z-Pin 增强 T 型元件破坏后的照片，在试验件的分层界面上，可看到断裂的 Z-Pin，从这个现象可以推断本试验中的 Z-Pin 连接区域在载荷作用下，出现的主要破坏形式为剪切破坏。

4 结论

(1) RTM 成型 Z-Pin 增强复合材料 T 型元件拉脱初始破坏发生在三角填充区内部，未增强 T 型元件拉脱初始破坏发生在三角填充区与腹板的圆弧界面处。

(2) RTM 成型界面 Z-Pin 增强复合材料 T 型元件较未增强的 T 型元件拉脱最大破坏载荷提高了 64.8%，试验结果说明 Z-Pin 的引入可较大地提高 T 型元件的拉脱最大破坏载荷。

(3) Z-Pin 增强技术可提高结构界面厚度方向的性能，可用于复合材料结构界面的连接。

参考文献

[1] Sheno R A, Hawkins G L. Influence of material and geometry variations on the behaviour of bonded tee connections in FRP ships. Composites, 1992, 23(5): 335-345.

[2] Phillips H J, Sheno R A. Damage tolerance of laminated tee joints in FRP structures. Composites (Part A) 1998, 29(4): 465-47.

[3] 余治国, 柴亚南, 宋笔锋. 缝合与非缝合加筋蒙皮结构强度试验研究. 材料工程, 2008, 11: 54-58.

[4] 李成虎, 燕瑛. z-pin 增强复合材料 T 型接头层间性能的建筑模与分析. 复合材料学报, 2010, 27(6): 152-157.

[5] Li R, Huong N, Crosky A, et al. Improving bearing performance of composite bolted joints using z-pins. Composites Science and Technology, 2009, 69: 883-889. (责编 古京)

(上接第 57 页)

(2) 采用普通钢材料、阳模模具的成型方案成本低，成型质量好，适合工程化应用。

(3) 翼梁的凸缘回弹、热膨胀对型面的影响可通过合理的补偿予以纠正；通过对 BA9916-II 系列预浸料的精确控制，可实现对翼梁厚度的精确控制；综合以上措施，可保证翼梁外型面的尺寸精度。

参考文献

[1] 杨博, 王菲, 陈永清. 大尺寸复合材料翼梁的制造技术发展. 航空制造技术, 2013(22): 74-77.

[2] 晏冬秀, 刘卫平, 黄钢华, 等. 复合材料热压罐成型模具设计研究. 航空制造技术, 2012(7): 44-47.

[3] 杨博, 陈永清, 曹正华. 大厚度碳纤维复合材料层压板的试制. 航空制造技术, 2009(S): 73-74. (责编 春早)