

文章编号:1674-8190(2015)01-082-05

Ω 长桁和 T 长桁的工艺对比分析研究

李洪哲

(中航沈飞民用飞机有限责任公司 科技与信息化部, 沈阳 110034)

摘要: 在飞机复合材料蒙皮类构件的设计制造过程中, 早期设计阶段, 对不同长桁结构进行工艺对比分析研究, 有助于提高加筋壁板的结构性能、便于工艺优选、节约制造成本, 实现面向制造的低成本最优化设计。针对飞机复合材料蒙皮与 Ω 长桁、T 长桁共固化的典型结构, 阐述二者的制造流程及工艺特点; 从制造工艺、工时、花费、产品重量和抗冲击性能等方面, 对比 Ω 长桁和 T 长桁的优缺点; 提出在飞机设计制造的并行工程中进行不同结构工艺分析的方法。结果表明: Ω 长桁相对 T 长桁, 具有重量轻、抗冲击性能好等优点, 但其制造工艺更为复杂, 报废率高, 制造成本较高。

关键词: 复合材料; 长桁; 抗冲击性; 共固化; 脱模

中图分类号: V214.8

文献标识码: A

Analysis and Research of Ω Stringer and T Stringer Process Comparison

Li Hongzhe

(Technology and Information Department, AVIC SAC Commercial Aircraft Company, Ltd., Shenyang 110034, China)

Abstract: In the early design of aircraft composite skin structure, the study on manufacturing process comparison and analysis of different stringer structures can contribute to improve the structure performance of reinforced panel, optimize the manufacturing process and reduce the cost for the typical co-curing structure between aircraft composite skin and stringers, the manufacturing process and characteristics are discussed. The advantages and disadvantages of Ω stringer and T stringer, including manufacturing process, time, cost, product weight and anti impact performance, are compared. Analysis methods for different structure processes in aircraft design and manufacture are presented. The results show that, compared to T stringer, Ω stringer has the advantages such as less weight and better anti impact performance, and also has the disadvantages such as more complex manufacturing process, higher rejection rate and manufacturing cost.

Key words: composite material; stringer; impact resistance; co-curing; demoulding

0 引言

蒙皮壁板结构质量占整个飞机结构质量的40%左右, 蒙皮和长桁组成的壁板结构是飞机蒙皮、机翼、中央翼盒等蒙皮壁板结构中的典型构件, 也是飞机最重要的构件之一^[1]。因此, 对于蒙皮和长桁组成的蒙皮壁板结构, 在进行飞机结构设计时要充分考虑其强度、刚度、稳定性、重量等问题。而

采用何种结构的长桁至关重要, 是影响蒙皮壁板结构上述性能的关键因素, 不同构型的长桁对制造工艺的影响也不容忽视^[2]。

目前, 长桁的形式主要有 Ω 长桁、T 长桁、J 长桁和工字型长桁^[3]。工字型长桁由于截面尺寸相对较高、较窄, 对截面两个主轴的惯性矩相差较大^[4], 一般仅能直接用于腹板平面内的受弯构件或组成方格结构式受力构件^[5], 而对轴心受压构件或在垂直于腹板平面还有弯曲的构件则不宜采用, 致使工字型长桁在应用范围上有较大的局限^[6]。J 长桁和 Ω 长桁、T 长桁相比, 虽然三者剖面模数和剖面惯性矩相同, 但 Ω 长桁和 T 长桁的面板相对于腹板是两边

收稿日期: 2014-05-30; 修回日期: 2014-07-22

通信作者: 李洪哲, li_hongzhe@sacc.com.cn

对称的,故稳定性更好^[7]。因此,航空主承力蒙皮长桁结构主要选用 Ω 长桁和 T 长桁这两种构型^[8]。

C 系列飞机的尾椎筒段在设计过程中,针对尾椎蒙皮长桁加强结构提出了 Ω 空心长桁和 T 长桁两种不同结构。在并行工程过程中,设计和制造人员对这两种长桁的优缺点进行了全面对比,并做了大量的工艺试验进行验证^[9]。本文针对 C 系列飞机的尾椎蒙皮长桁加强结构,从制造工艺上对 Ω 长桁和 T 长桁进行对比分析,从工艺结构、制造流程、工艺利弊等方面阐述上述两种不同构型长桁对制造工艺的影响,提出在飞机设计制造的并行工程中进行不同结构工艺分析的方法。

1 原材料和型面特点

C 系列飞机的尾椎筒段由上下蒙皮和左右蒙皮四块蒙皮壁板装配而成,四块蒙皮的原材料均为环氧树脂碳纤维增强复合材料,预浸料材料牌号 8552/HTA,材料规范 BAPS 532-050, Type 3, Class 2, 5HS, 6K。四块蒙皮壁板均为双曲面型面,上蒙皮的双曲面曲率最大,左右蒙皮的双曲面曲率小。上下蒙皮长度约为 3.5 m,宽度约为 2.2 m;左右蒙皮长度约为 3.5 m,宽度约为 1.7 m。

2 制造流程和工艺特点

2.1 Ω 长桁的制造流程和工艺特点

Ω 长桁的制造工艺流程为:首先采用自动剪裁机下料,手工平板铺叠,然后采用热压成型机预成型 Ω 长桁型面。蒙皮采用自动剪裁机下料,手工铺叠,用组合工装进行蒙皮与长桁的铺叠组合定位,压实封装后蒙皮与长桁在热压罐中 250 T 共固化成型。 Ω 长桁型面结构如图 1 所示。

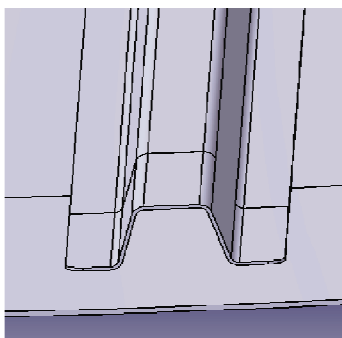


图 1 Ω 长桁型面结构

Fig. 1 Profile structure of Ω stringer

Ω 长桁的工艺特点为:

(1) Ω 长桁的型面可以采用热压成型机一次成型。

(2) 在压实和固化过程中,需采用芯模工装对 Ω 长桁的型面进行有效支撑,以防止加压过程中出现型面塌陷。

(3) 共固化后,脱模取出芯模工装。

(4) 装配时需对 Ω 长桁的端头做密封处理,防止长期使用过程中长桁内部产生积水,以进一步提高损伤容限。

2.2 T 长桁的制造流程和工艺特点

T 长桁的制造工艺流程为:首先采用自动剪裁机下料,手工平板铺叠,然后采用热压成型机预成型其直角型面,最后组装成 T 长桁。其蒙皮的制造工艺流程与 Ω 长桁相同。T 长桁型面结构如图 2 所示。

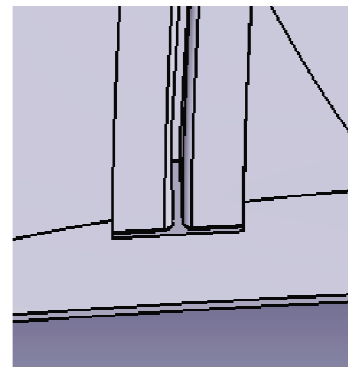


图 2 T 长桁型面结构

Fig. 2 Profile structure of T stringer

T 长桁的工艺特点为:

(1) T 长桁的型面需要首先采用热压成型机成型其直角型面,然后组装成 T 型长桁,不可以一次成型。

(2) T 长桁在压实和固化过程中,无需采用芯模工装对其型面进行支撑。但需要考虑 T 长桁的立边受压情况。

(3) T 长桁在共固化后,无需进行脱模处理和密封处理。

3 试验内容

根据数学模型中的数据对比,C 系列飞机尾椎

筒段的四块蒙皮中,上蒙皮的双曲度曲率最大,故选择上蒙皮壁板型面为壁板基本型面。针对 Ω 长桁和T长桁两种结构的工艺特点,对二者进行工艺对比试验,重点对原材料成本、重量、铺叠工时、组装时间、脱模方式、装配工时、零件质量和抗冲击性等方面进行对比分析。

3.1 工艺试验方案

工艺试验件的原材料与正式产品完全相同,即环氧树脂碳纤维增强预浸料。

以C系列飞机尾椎筒段的上蒙皮壁板型面为工艺试验件的基本型面,长度保持上壁板的原长度,为3.5 m。为节约成本,宽度缩短至上壁板原宽度的1/3,约为0.7 m。工艺试验件共两件,分别为 Ω 长桁试验件和T长桁试验件,每个工艺试验件上铺设三根长桁。

3.2 工艺试验件制造

3.2.1 T长桁试验件的制造

首先,在清理干净的铺叠模具上涂刷至少三层脱模材料,晾置约20 min后,在铺叠模具上按工程图纸铺叠试验件壁板,试验件壁板由八层环氧碳纤维预浸料构成,壁板铺叠过程中,在铺层中间根据工装热分布测出的位置安装热电偶。壁板铺叠压实完成后,利用组合工装将热压预成型后的T长桁组装到未固化的试验件壁板预浸料上,保证T长桁沿长度方向的定位精度在 $\pm 1^\circ$ 以内。然后,铺设隔离膜材料,用分体的硅橡胶填充材料将T长桁之间的空隙填充好,并保持一定的挤压力以保证T型长桁立边能够均匀地得到足够的固化压力。最后,铺设透气材料,用真空袋密封后压实封装,进热压罐以250 ℉的温度固化。T长桁试验件铺叠图如图3所示。

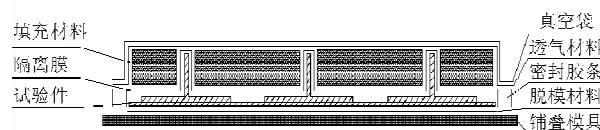


图3 T长桁试验件铺叠简图

Fig. 3 Multi layer overlaying of T stringer

3.2.2 Ω 长桁试验件的制造

Ω 长桁试验件的壁板制造过程与T长桁相同。 Ω 长桁的铺叠在专用铺叠模具上单独进行,铺叠完成后,利用组合工装和芯模,将铺叠压实完成的未固化的 Ω 长桁组装到未固化的试验件壁板预浸料上。芯模为橡胶气囊,其在固化过程中处于充气状态,固化完成后释放内部的空气使之收缩,以达到便于脱模的目的。 Ω 长桁和蒙皮壁板组合定位完成后,铺设隔离膜材料,用同体系的碳纤维复合材料盖板固定 Ω 长桁,并保持一定的贴合度,以保证 Ω 长桁在固化过程中能够均匀地得到足够的固化压力。最后铺设透气材料,用真空袋密封后压实封装,进热压罐以250 ℉的温度固化。 Ω 长桁试验件铺叠图如图4所示。

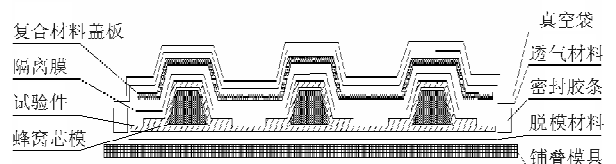


图4 Ω 长桁试验件铺叠简图

Fig. 4 Multi layer overlaying of Ω stringer

4 数据对比

在C系列飞机尾椎蒙皮的两种不同长桁加强结构的工艺对比过程中,借鉴并采用较为成熟的Trade Study形式。根据工艺试验数据,对两种结构长桁的工装模具、制造工艺、装配工艺和成本费用等进行较全面的对比和分析。

从制造工艺上来看, Ω 长桁的预成型工艺较简单,组合定位依靠芯模,其形式简单、所需工装数量少、重量轻、便于操作^[10]。但是, Ω 长桁的结构形式需要使用芯模工装,且每个 Ω 长桁都需要芯模做支撑,造成芯模工装数量多,且要求芯模工装应具备表面硬度高、柔软、容易脱模等特点,经工艺试验,最好的方案是采用橡胶气囊芯模工装,该工装费用高,每2~3架份就需要更换,导致制造成本的提高。另外,在飞机的长期运营过程中, Ω 长桁的内部容易产生积水,故需要在其两端安装端头塞,以防止潮气进入,这也同样增加了装配成本。

Ω 长桁和T长桁在制造工艺等方面的对比如表1~表3所示。

表 1 Ω长桁和 T 长桁的制造因素对比

Table 1 Comparison of manufacturing factors between Ω stringer and T stringer

制造因素	T 长桁	Ω 长桁	备注
制造周期的影响		相同	T 长桁预成型较复杂,但脱模较简单。
成型曲面的影响		-(0~10%)	Ω 长桁与双曲面蒙皮的定位和贴合度都较困难。
环境影响		相同	-
工人操作环境 & 安全性		+(0~10%)	Ω 长桁的工装重量轻。
组合定位的复杂程度		+(0~10%)	Ω 长桁的组合工装形式简单,定位工序少。
存储影响	以 T 长桁为基础方案进行对比	-(0~10%)	考虑到防潮。
制造柔性		相同	-
产品交付风险		-(20%~30%)	Ω 长桁的芯模脱模难度很大。
工装数量		相同	Ω 长桁的预成型工装少,但增加了固化时的成型芯模。
设备需求		相同	-
固化时间		相同	-
质量的影响		相同	-
顾客接受的影响		+(0~10%)	Ω 长桁的强度高,抗冲击性好。
特殊工艺		相同	-
制造风险		-(10%~20%)	有 T 长桁的制造经验,没有 Ω 长桁的制造经验。
装配影响		-(0~10%)	考虑到防潮,Ω 长桁需安装端头塞。

表 2 Ω长桁和 T 长桁的制造费用对比

Table 2 Comparison of manufacturing expense between Ω stringer and T stringer

费用因素	T 长桁	Ω 长桁	备注
设备		相同	-
培训		-(0~10%)	没有 Ω 长桁的制造经验。
廉价工装 (小于 \$3,000)		相同	-
试验设备	以 T 长桁为基础方案进行对比	相同	-
其他直接的花费 (ODC)		相同	-
工具		相同	-
防护产品		相同	-
工装		-(10%~20%)	Ω 长桁的芯模价格较高,且每 2~3 架份需更换。
能源耗费 (每年)		相同	-
存储/占地面积	相同	-	
耗损 (报废、修理等)	相同	-	

表 3 Ω长桁和 T 长桁的制造工时对比

Table 3 Comparison of working hour between Ω stringer and T stringer

工时因素	T 长桁	Ω 长桁	备注
所有非重复性工时	以 T 长桁为基础方案进行对比	相同	-
不增值工时		相同	-
制造工时 (每架份)		相同	-
装配工时 (每架份)		-(0~10%)	需安装 Ω 长桁的端头塞。
维护		相同	-
辅助支持 (每架份)		相同	-

5 重量和抗冲击性对比

5.1 重量对比

依据数学模型分析,对工艺试验件的重量进行天平测试,结果如表 4 所示。

表 4 Ω长桁和 T 长桁的重量对比

Table 4 Comparison of weight between Ω stringer and T stringer

试验次数	Ω 长桁			T 长桁		
	壁板试验件重量/lb	壁板重量/lb	长桁重量/lb	壁板试验件重量/lb	壁板重量/lb	长桁重量/lb
1	16.60	10.50	6.10	17.79	10.59	7.20
2	17.08	10.22	6.86	17.55	10.19	7.36
平均	16.84	10.36	6.48	17.67	10.39	7.28

注:1 lb=0.453 592 37 kg。

从表 4 可以看出,Ω 长桁壁板试验件中 Ω 长桁的平均重量为 6.48 lb,T 长桁壁板试验件中 T 长桁的平均重量为 7.28 lb,即 Ω 长桁比 T 长桁结构重量减轻 12.4%。

5.2 抗冲击性对比

对 Ω 长桁和 T 长桁的试样进行常温抗冲击性能试验。根据一次性抗剪切冲击的试验结果,Ω 长桁和 T 长桁均遭受不同程度的局部破坏,但 Ω 长桁内部的纤维破坏程度低,破坏造成的力学性能下降幅度小;而 T 长桁则造成了纤维的劈裂,破坏造成的力学性能下降幅度大。

分别对两种长桁进行各五次无缺口冲击强度

试验,结果如表5所示。

表5 Ω 长桁和T长桁的抗冲击强度对比
Table 5 Comparison of shock strength between Ω stringer and T stringer

试验次数	Ω 长桁抗冲击强度/($\text{kJ} \cdot \text{m}^{-1}$)	T长桁抗冲击强度/($\text{kJ} \cdot \text{m}^{-1}$)
1	53.27	35.70
2	37.30	28.36
3	39.67	33.34
4	44.54	29.10
5	49.60	42.15

从表5可以看出, Ω 长桁的抗冲击强度均值为 $44.88 \text{ kJ} \cdot \text{m}^{-1}$,T长桁的抗冲击强度均值为 $33.73 \text{ kJ} \cdot \text{m}^{-1}$, Ω 长桁相对T长桁,其抗冲击性平均提高33%。

6 结论

(1) Ω 长桁相对T长桁,具有重量轻、抗冲击性能好等特点,有利于减轻制件重量,提高制件力学性能。

(2) Ω 长桁相对T长桁,其制造工艺更为复杂,脱模困难,芯模工装容易损坏,产品报废率高。

(3) Ω 长桁相对T长桁,工装成本投入大幅增加,同时由于其产品报废率高,导致制造成本大幅增加。

参考文献

- [1] 唐文艳,顾元亮,赵国忠. 复合材料层合板铺层顺序优化遗传算法[J]. 大连理工大学学报, 2004, 44(2): 186-189.
Tang Wenyan, Gu Yuanliang, Zhao Guozhong. Stacking-sequence optimization of composite laminate plates by genetic algorithm[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2004, 44(2): 186-189. (in Chinese)
- [2] 叶金蕊. 面向制造成本的复合材料加筋壁板结构设计方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
Ye Jinrui. Design method of composite stiffened panel for manufacturing cost[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [3] 杨乃宾,梁伟. 大型民机机体结构用复合材料分析[J]. 航空制造技术, 2009(5): 68-70.

Yang Naibin, Liang Wei. Analysis on composite materials used on airframe structure of large civil aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(5): 68-70. (in Chinese)

- [4] Cosentino E, Weaver P M. A non-linear analytical approach for sizing of discrete composite stringer terminations[J]. AIAA Journal, 2009(7): 25-30.
- [5] 孙启星. 复合材料整体加筋壁板的失效分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
Sun Qixing. Failure analysis of integrated stiffened composite panels[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [6] 裴蕾. 基于知识的飞机长桁类结构件快速设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
Pei Lei. Research on knowledge-based rapid design for aircraft truss parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [7] 常楠,刘江,赵美英. 复合材料蒙皮/长桁壁板结构优化设计[J]. 飞机设计, 2007, 27(6): 28-32.
Chang Nan, Liu Jiang, Zhao Meiyang. Design optimization for composite skin/stringer panel[J]. Aircraft Design, 2007, 27(6): 28-32. (in Chinese)
- [8] 朴春雨,章怡宁. 典型加筋板的优化设计[J]. 飞机设计, 2003(4): 29-32.
Piao Chunyu, Zhang Yining. Optimal design of typical stiffened panels[J]. Aircraft Design, 2003(4): 29-32. (in Chinese)
- [9] 蓝元沛,关志东,孟庆春. 复合材料飞机结构技术成熟度评价方法[J]. 复合材料学报, 2010, 27(3): 150-154.
Lan Yuanpei, Guan Zhidong, Meng Qingchun. Evaluation method for technology maturity of composite aircraft structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(3): 150-154. (in Chinese)
- [10] 郝一鸣. 复合材料后压力框整体结构设计及其稳定性分析研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
Hao Yiming. Stability analysis and global structure design of composite rear pressure bulkhead[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011. (in Chinese)

作者简介:

李洪哲(1980—),男,工程师。主要研究方向:航空树脂基复合材料性能,航空树脂基复合材料的下料、铺层、固化、机加、检测等制造工艺。

(编辑:马文静)