

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.09.020

飞机复合材料 VARI 整体扰流板设计与验证

冯成慧*, 王丽平, 朱小军

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 为了降低飞机的制造成本, 以飞机扰流板设计为例, 采用复合材料 VARI 整体成形方案, 通过优化分析设计出扰流板的铺层, 并通过试验验证了所设计的扰流板的承载能力。与传统的复合材料热压罐方案相比, 重量相当的情况下, 一次整体成形的成本显著降低, 证明复合材料低成本技术可以应用于扰流板等飞机次承力结构中。

关键词: 扰流板; 复合材料; VARI 整体成形

中图分类号: TB332 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 09-0020-06

传统的扰流板采用复合材料热压罐二次胶结成形方案, 上、下蒙皮分别成形, 上、下蒙皮与蜂窝芯二次胶结成型, 要进多次热压罐, 制造过程复杂, 制造成本较高。热压罐能耗高、效率低, 为此, 飞机制造商一直在寻求不依赖热压罐的替代方法。在各种替代方法中, 真空辅助树脂注塑 (Vacuum Assisted Resin Infusion, VARI) 成形技术是目前应用规模最大、可以应用到机翼盒段的替代方法。各大飞机制造商为了专利保护, 有不同的命名, 波音公司称之为可控大气压力树脂注塑 (Control Atmosphere Press Resin Infusion, CAPRI), 空中客车集团称之为真空辅助成形技术 (Vacuum Assisted Processing, VAP), 澳大利亚称之为真空辅助树脂传递模塑技术 (Vacuum-assisted Resin Transfer Molding, VaRTM), 三菱重工称为先进真空辅助树脂传递模塑技术 (Advanced Vacuum-assisted Resin Transfer Molding, A-VaRTM)。

VARI 是一种新型的高性能、低成本复合材料制造技术, 其工艺原理是在真空状态下使树脂浸润铺放在单面模具上的纤维或预成型体, 然后在烘箱内加热固化, 是一种低成本的液体成形技术。

在国外, VARI 技术已应用在 C-17 起落架舱门、A400M 后货舱门、波音 787 襟翼副翼、MRJ 垂尾盒段、A350/波音 787 球面框、C 系列和 MS21 机翼盒段等结构。A380 飞机球面框采用树脂膜渗透 (Resin Film Infusion, RFI), 在 A350/波音 787 球面框时改用 VAP 技术^[1]; MRJ 主承力结构-垂尾盒段采用无皱褶纤维 (Non Crimp Fabrics, NCF) T800S 24K+VaRTM+ 烘箱固化, 应用 VaRTM 技术, 其纤维体积含量为 55%~60%, 与热压罐成形相比, 降低成本 30%^[2], 并开展了 VaRTM 和热压罐的拉、压及开孔拉压和 CAI 的比较, 除 CAI 下降 8% 以外, 其他指标均相当; C 系列飞机采用 T300 级的 NCF+ 真空辅助树脂灌注+热压罐固化, 是首个液体成形机翼, 与热压罐成形相比, 降低成本 20%^[3]; MS21 中央翼和机翼盒段采用 EP2400 树脂+T800 级的干态纤维+自动纤维铺放 (Automated Fiber Placement, AFP)+液体成形+烘箱固化^[4], 成本降低 40%, 是全球首个非热压罐机翼, 具有划时代意义。

VARI 在国外的发展可以总结为四个趋势: 从次承力结构到主承力结构; 材料从 T300 小丝束到 T800 大丝束; 从手工铺贴到干态纤维自动铺带; 从军用飞机到民用飞机。

收稿日期: 2017-01-19; 退修日期: 2017-02-16; 录用日期: 2017-02-24

* 通信作者. Tel.: 029-86832010 E-mail: fch24@163.com

引用格式: FENG Chenghui, WANG Liping, ZHU Xiaojun. Design and verification of an integrated composite material VARI spoiler[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(09):20-25. 冯成慧, 王丽平, 朱小军. 飞机复合材料 VARI 整体扰流板设计与验证 [J]. 航空科学技术, 2017, 28(09): 20-25.

VARI 技术的发展说明, VARI 技术是一种可以大规模推广应用的复合材料低成本成形技术, 具有较强的技术应用前景^[5,6]。

本文以某在研飞机的扰流板为例, 采用 VARI 成形技术, 通过优化设计、试验验证, 分析 VARI 成形技术在国内飞机次承力部件中应用的可行性, 旨在降低扰流板的制造成本。

1 扰流板结构设计

扰流板采用“上蒙皮+泡沫+下蒙皮”VARI 一次整体成形方案。整体扰流板如图 1 所示。

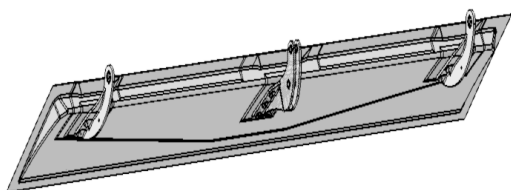


图 1 扰流板
Fig.1 The spoiler

扰流板蒙皮选用赫氏公司 (HEXCEL) 的带定型剂的 RTM6/G0926 复合材料; 泡沫选用 ROHACELL 专门用于液体成形的 PMI 51 RIST-HT 材料; 连接区采用了 4 倍螺栓直径的高温环氧玻璃布层压板圆柱形预埋件 (GB/T1303.1-1998)。扰流板连接区如图 2 所示。

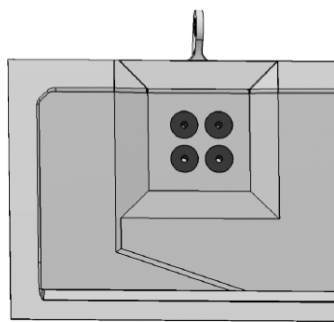


图 2 扰流板连接区
Fig.2 The connection area of the spoiler

2 优化分析

2.1 结构优化

经过自由尺寸优化, 结合工艺特性, 上蒙皮取如图 3 所示的三种铺层形状, 上蒙皮 $\pm 45^\circ$ 铺层取形状 1 和形状 2 各两层, $0^\circ/90^\circ$ 取形状 3 为 11 层。扰流板上蒙皮外形如图 4 所示。



(a)形状1



(b)形状2



(c)形状3

图 3 上蒙皮铺层形状
Fig.3 The layer shape of upper skin



图 4 上蒙皮外形
Fig.4 The shape of upper skin

下蒙皮取如图 5 所示的三种铺层形状。下蒙皮 $\pm 45^\circ$ 铺层形状 1 为两层、 $\pm 45^\circ$ 铺层形状 2 为一层, $0^\circ/90^\circ$ 铺层形状 3 为四层。扰流板下蒙皮外形如图 6 所示。上、下蒙皮铺层信息见表 1。



(a)形状1



(b)形状2



(c)形状3

图 5 下蒙皮铺层形状
Fig.5 The layer shape of lower skin

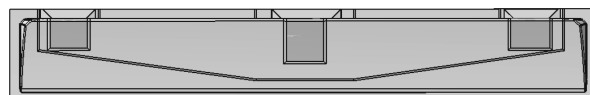


图 6 下蒙皮外形
Fig.6 The shape of lower skin

表 1 蒙皮铺层信息
Table 1 The layer information of the skin

部位	层数	铺层信息	形状
上蒙皮	1	$\pm 45^\circ$	形状 1
	2	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	3	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	4	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	5	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	6	$\pm 45^\circ$	形状 2
	7	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	8	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	9	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	10	$\pm 45^\circ$	形状 2
	11	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	12	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	13	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	14	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	15	$\pm 45^\circ$	形状 1
下蒙皮	1	$\pm 45^\circ$	形状 1
	2	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	3	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	4	$\pm 45^\circ$	形状 2
	5	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	6	$0^\circ / 90^\circ$	形状 3
	7	$\pm 45^\circ$	形状 1

2.2 优化结果

扰流板位移计算结果如图 7 所示。从图 7 中可以看出,扰流板最大位移为 30mm。

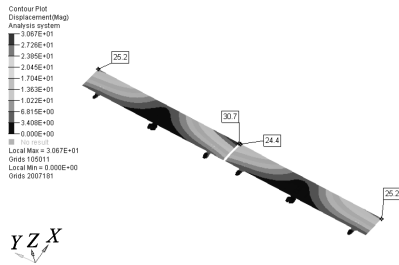


图 7 扰流板位移计算结果
Fig.7 The displacement calculation results of the spoiler

扰流板上蒙皮应变的计算结果如图 8 所示。从图 8 可以看出,上蒙皮最大拉应变为 $3200\mu\epsilon$,大部分区域拉应变在 $2100\mu\epsilon$ 以内;上蒙皮最大压应变为 $-2700\mu\epsilon$,主要是中接头螺栓区,大部分区域压应变在 $1800\mu\epsilon$ 以内;上蒙皮最大正向

切应变为 $3600\mu\epsilon$,主要是中接头螺栓区,大部分区域切应变在 $2300\mu\epsilon$ 以内;上蒙皮最小负向切应变应变为 $-4200\mu\epsilon$,高应力位于接头区,大部分区域小于 $2700\mu\epsilon$ 。

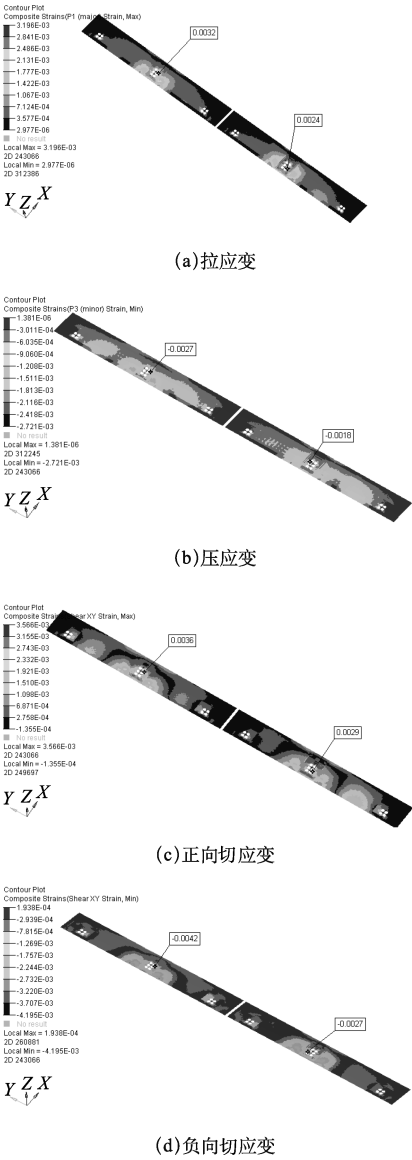


图 8 上蒙皮应变计算结果
Fig.8 The strain calculation results of upper skin

扰流板下蒙皮应变计算的结果如图 9 所示。从图 9 中可以看出,下蒙皮最大拉应变为 $2100\mu\epsilon$,主要是中接头螺栓区,大部分区域拉应变在 $1600\mu\epsilon$ 以内;下蒙皮最大压应变为 $-2500\mu\epsilon$,主要是中接头螺栓区硬点,大部分区域压应变在 $1950\mu\epsilon$ 以内;下蒙皮最大正向切应变为 $2700\mu\epsilon$,主要是螺栓区,大部分区域小于 $2100\mu\epsilon$;最小负向切应变为 $-3100\mu\epsilon$,主要是螺栓区,大部分区域切应变在 $2400\mu\epsilon$ 以内。

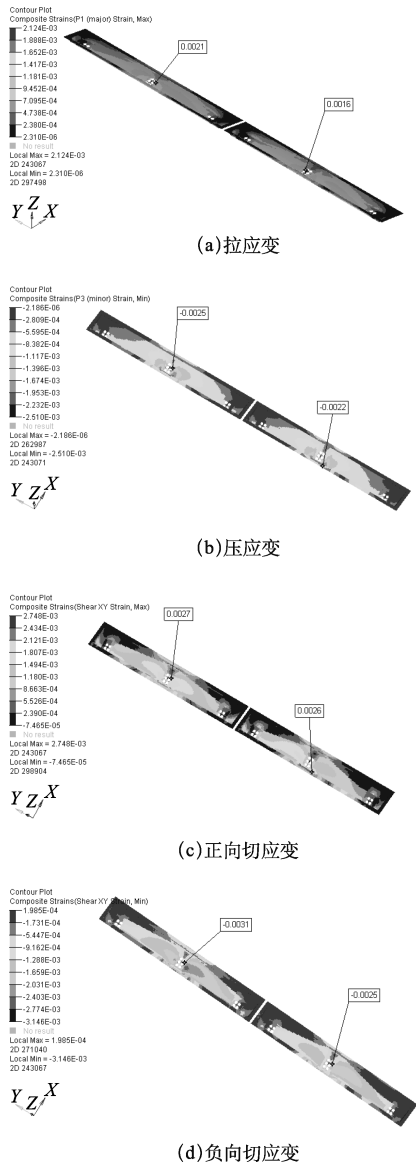


图 9 下蒙皮应变计算结果

Fig.9 The strain calculation results of lower skin

泡沫芯应力计算结果如图 10 所示。其最大应力值为 0.79MPa,高应力主要位于螺栓区,大部分区域应力小于 0.7MPa。

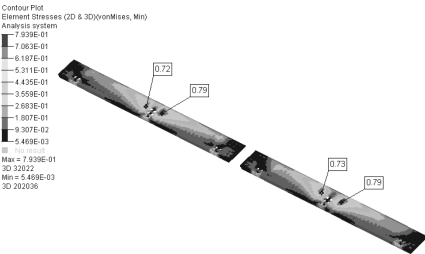


图 10 泡沫芯应力计算结果

Fig.10 The stress calculation results of the foam core

3 全尺寸扰流板工艺验证件

制造的全尺寸扰流板如图 11 所示,扰流板全尺寸验证件表面质量良好,无损检测表明,扰流板内部无缺陷。扰流板一周层压板区域厚度公差 $\pm 8\%$;外形公差 $\pm 1.2\text{mm}$,贴膜间隙 $\leq 1\text{mm/m}$ 。



图 11 扰流板试验件
Fig.11 The spoiler testing piece

全尺寸验证件制造时,泡沫芯圆角 R5 过小应增大;靠真空袋一侧零件外形有下陷时易造成零件表面质量下降,应保持真空袋外形面光滑无下陷;泡沫斜坡角度不宜过小。

接头安装后全尺寸试验件如图 12 所示,高锁螺栓没有下陷,外观良好,经无损检测接头区无缺陷。

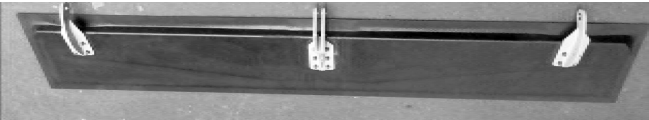


图 12 接头装配后扰流板试验件
Fig.12 The joint assembled spoiler test piece

4 全尺寸扰流板试验验证

4.1 试验件安装

扰流板试验件安装如图 13 所示,四个铰链点全部安装关节轴承。

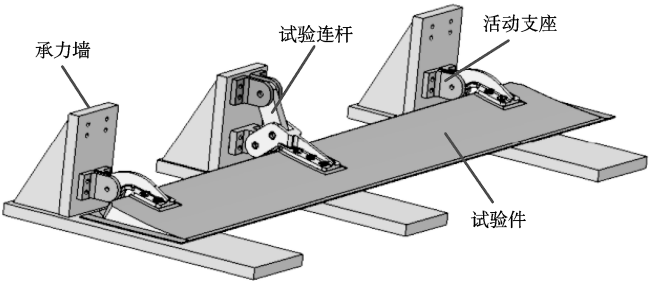


图 13 扰流板试验安装示意图
Fig.13 The installation diagram of the spoiler test piece

4.2 试验载荷

试验工况和载荷见表 2,其中工况 1 为向上拉,工况 2 为向下拉。

表 2 试验载荷
Table 2 The test load

工况	打开角度 / (°)	F_z/N
1	0	5569.839
2	-20	-9221.75

4.3 试验内容

试验内容见表 3, 每项试验前、后均进行无损检测。试验项目 3 和试验项目 4 模拟机翼变形数据见表 4。

表 3 试验内容
Table 3 The test content

试验项目	试验内容
1	工况 1: 100% 试验
2	工况 2: 100% 试验
3	模拟机翼变形 + 工况 2: 100% 试验
4	冲击损伤 + 模拟机翼变形 + 工况 2: 破坏试验

表 4 机翼变形值
Table 4 Deformation value of the wing

部位	变形 /mm
1# 接头	-17.61
2# 接头	0
3# 接头	18.67

试验项目 4 在扰流板上蒙皮两处预制损伤, 如图 14 所示, 1# 损伤能量为 5.1J, 2# 损伤能量为 8.1J, 均采用直径为 25.4mm 的冲击头制出损伤。

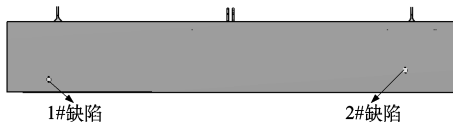


图 14 损伤位置
Fig.14 The damage position

4.4 加载方案

试验现场如图 15 所示, 工况 1 采用胶布带加载, 工况 2 采用卡板加载。

4.5 试验结果及分析

试验前三项内容完成后, 无损检测表明, 没有新的损伤产生。第 4 项内容做到 358% 破坏, 其破坏形式主要为局部腹板 (2、3 号接头之间) 失稳撕裂以及腹板与上蒙皮脱黏, 接头并没有出现明显的失效 (弯曲、连接孔变大等), 破坏情况如图 16 所示。最大破坏应变约 $-16000 \mu\epsilon$ 。



图 15 试验现场
Fig.15 The test scene

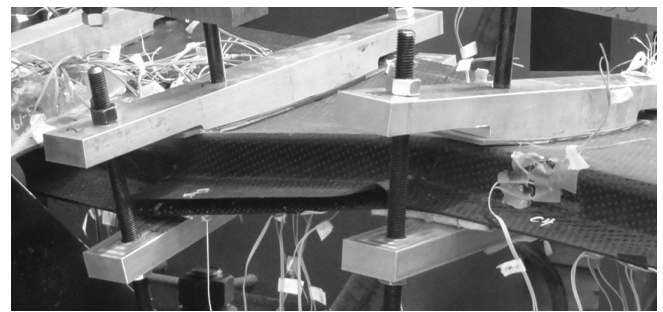


图 16 扰流板破坏情况
Fig.16 The damage of spoiler

从试验结果可以看出, 依据优化设计制造出的复合材料扰流板完全满足设计要求, 证明了飞机扰流板采用 VARI 工艺整体成形设计方案可行。

5 成本和重量分析

在重量方面, VARI 整体成型方案与热压罐二次胶结方案相比, 两个方案的蒙皮重量相当, VARI 整体成型方案的芯材 (如 51 系列泡沫的密度为 52kg/m^3) 比热压罐二次胶结的芯材 (如纸蜂窝的密度为 48kg/m^3) 略重, 但是 VARI 方案不需要板芯胶膜, 所以总的来说两种方案的重量相当。

在成本方面, 材料成本两者相当, VARI 整体成型方案略低; 制造成本 VARI 整体成型方案在能耗、进罐 (烘箱) 次数方面有显著减少, 这样会带来制造成本显著降低。尽管没有详细的成本数据, 但依据 MRJ 飞机垂尾盒段采用 “长桁预成形 + 蒙皮长桁共胶结” 的 VaRTM 成形方案, 制造成本比热压罐成形方案降低了 30% (推测), 本文中的扰流板采用 VARI 成型工艺一次整体成形, 与热压罐二次胶结成形方案相比, 成本降低应在 30% 以上。

为此, 采用 VARI 整体方案, 在重量不增加的情况下, 可以降低制造成本。

6 结束语

本文以飞机扰流板为例,通过优化设计及全尺寸工艺验证件承载能力试验,证明了飞机复合材料 VARI 整体扰流板设计方案的可行性,该方案与热压罐二次胶结方案相比,重量相当,但制造过程简单,制造成本相对较低。

飞机复合材料 VARI 整体扰流板设计在国内在研型号次承力结构上的应用,再结合国外多个型号主承力结构成功应用的案例,表明该技术具有较大的潜力,有望成为国内未来主承力结构设计的主流方案。

AST

参考文献

- [1] 杜洪雨. 大型民用飞机复合材料承压框结构及工艺发展 [C]//第 17 届全国复合材料学术会议, 2012.
DU Hongyu. Structure & process methods development of composite aft pressure bulkhead for large civil aircraft[C]//17th National Conference on Composite Materials, 2012. (in Chinese)
- [2] Mitsuhiro Y. Development of advanced vacuum-assisted resin transfer molding technology for use in an MRJ empennage box structure[S]. Mitsubishi Heavy Industries Ltd. Technical Review, 2008.
- [3] Ginger G. C Series composite wing [J]. Composites Word, 2013 (10): 14-18.
- [4] Ginger G. Resin-infused MS-21 wings and wingbox [J]. High-Performance Composites, 2014(01): 48-53.
- [5] 刘红武. 低成本缝合复合材料在次承力结构中的应用 [J]. 航空制造技术, 2009(增刊): 43-47.
LIU Hongwu. Application research of low-cost stitching composites in secondary load-carrying structure [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(S1):43-47. (in Chinese)
- [6] 刘强. VARI 技术在民机襟翼结构上的应用研究 [J]. 航空制造技术, 2013(22):80-83.
LIU Qiang. Application of VARI technology in civil aircraft wing flap structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(22):80-83. (in Chinese) (责任编辑 刘玲蕊)

作者简介

冯成慧 (1982—) 男,高级工程师。主要研究方向: 复合结构设计。

Tel: 029-86832010

E-mail: fch24@163.com

Design and Verification of an Integrated Composite Material VARI Spoiler

FENG Chenghui*, WANG Liping, ZHU Xiaojun

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: In order to reduce the manufacturing cost of airplane, it was researched to utilize the VARI composite material integrated forming method in the design at spoiler. The plies of the spoiler was designed through optimization analysis, and then the load bearing capacity of the designed spoiler was tested. Compared to the composite material autoclave forming process, the new integrated forming VARI structure cuts down the cost markedly, while the weight of structure remains the same. Accordingly it's proved that the low-cost composite technique can be applied to airplane spoiler secondary loading-bearing structures.

Key Words: spoiler; composites; VARI integrated forming

Received: 2017-01-19;

Revised: 2017-02-16;

Accepted: 2017-02-24

*Corresponding author. Tel. :029-86832010 E-mail: fch24@163.com