

中央翼复合材料后梁大开口 补强设计与分析

Strengthen Design and Analysis on Large Opening of Center Wing Composite Rear Spar

葛建彪 刘 婷 / Ge Jianbiao Liu Ting

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

复合材料作为一种优良的航空材料,具有比强度高、比刚度大,材料力学性能可设计等优点。复合材料中央翼后梁因制造性和维护性要求需要开孔,由于复合材料各向异性的特点,其开口加强结构设计比金属结构更为复杂。通过中央翼复合材料后梁大开口设计并开展试验研究,对飞机中央翼复合材料后梁开口结构设计提供技术支持。

关键词:复合材料;大开口;后梁;补强设计

中图分类号:V224

文献标识码:A

[Abstract] Composite as excellent aviation material is widely used due to its high intensity, stiffness and designable performance. In order to satisfy manufacture process and maintain requirement, the center wing rear spar needs to open hole. The strengthening structure on composite is more complex than that on metal structure because of composite material anisotropic characteristics. This paper describes large opening design on composite and verifies with experiments. The research can provide technical support for the large opening design on the rear spar of composite center wing.

[Key words] composite materials; large opening; rear spar; strengthen design

0 引言

复合材料相比于金属材料具有优良的力学性能,一般情况下复合材料具有比强度高、比刚度大、制造工艺简单以及材料的可设计性强等特性。目前由于航空工业及其他工业的需求,尤其是近年来航空工业对飞机减重以及成本考虑上,高性能的复合材料在设计和制造上得到了很大的发展。目前大多数先进民用飞机中央翼均使用复合材料。

本文对民用飞机复合材料中央翼后梁开展研究,梁腹板与缘条整体铺设成型,中央翼后梁结构主要承受来自外翼的剪力,承担部分弯矩、扭矩。为实现结构可达性,中央翼油箱结构必须设置维修口盖以提供维修通路。本文针对复合材料中央翼

后梁大开口布局,设计了其开口形式,比较不同的补强方法对结构效率的影响,从而选择最优的补强设计。结合试验验证了复合材料后梁开口结构设计的正确性,其设计思路和方法对民用飞机结构设计提供了技术支持。

1 后梁腹板开口设计

以某型民机中央翼后梁为参考。选用碳纤维 T800 级复合材料结构。

后梁开口需要满足的基本条件为:

- (1) 满足基本人孔功能要求;
- (2) 开口区周边应力集中小,分布相对均匀;
- (3) 对后梁整体承载能力削弱最小。

根据不同的开口形式进行对比优化分析。对

比后梁结构不同开口的应力应变分布和开口区的应力集中情况,选出一种最佳的开口形式。

后梁腹板主要承担剪切载荷,45°铺层的比例超过50%。开口切断45°纤维的面积越少即对整体承载能力削弱最小,菱形开口为最优开口,但考虑到锐角倒圆,最终确定后梁开口形式为最接近菱形开口的椭圆形,如图1所示。

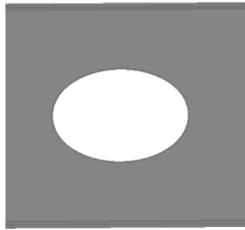


图1 后梁腹板开口形状

2 开口分析

腹板校核时一般采用最大应变控制法。有限元计算结果中,层压板的最大拉伸应变,最大压缩应变,最大剪切应变均不得大于各自许用应变。即:

$$\varepsilon_{拉} < [\varepsilon]_{拉} = 3\ 200\ \mu\varepsilon$$

$$\varepsilon_{压} < [\varepsilon]_{压} = 3\ 200\ \mu\varepsilon$$

$$\tau < [\tau] = 5\ 000\ \mu\varepsilon$$

2.1 未开口梁分析

考虑后梁可能承受的最大弯矩和剪力,建立相应的后梁有限元模型,如图2所示。未开口梁应变结果如图3所示。

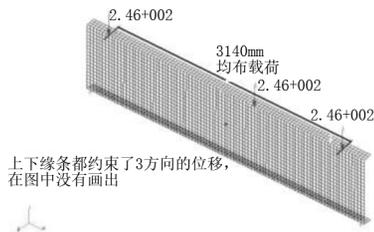


图2 未开口梁有限元模型

通过计算结果得出所有应变结果均未超过许用应变值,满足强度要求。

2.2 大开口分析

大开口对复合材料结构性能降低远高于金属结构。根据优化后的开口形状、开口位置建立有限元模型,应变结果如图4所示。

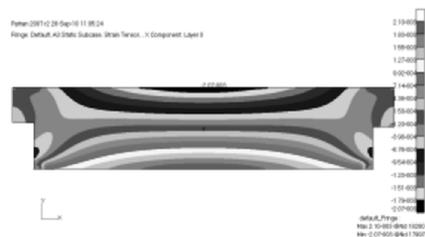
根据分析结果应变值均已超过许用应变值。

2.3 大开口补强设计

后梁大开口为维修人孔,在维修人员进出时,

不可避免地对口边带来冲击产生损伤,所以必须对口边进行保护,复合材料对冲击具有敏感性,需要采用金属钛板补强。几种补强方式如图5~图8所示。

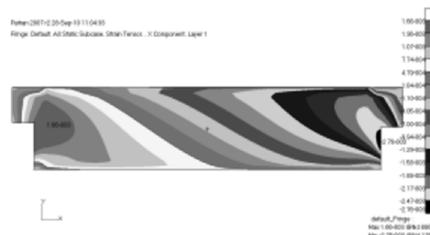
综合考虑补强效率,金属和复材插层补强结合的方式最有效。以2mm厚度的钛板作为补强厚度来完成补强。金属加强板(钛板)通过机械连接的形式连接在中央翼后梁的外侧,如图7所示。同时为了保证复合材料后梁外表面的平整规则,将所有复合材料插层补强区域置于后梁内表面,如图8所示。铺层顺序见表1。补强结构应变结果如图9所示。



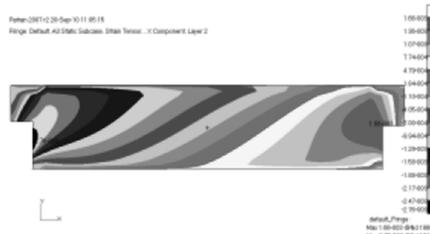
(a) 0°层应变结果



(b) 90°层应变结果



(c) 45°层应变结果



(d) -45°层应变结果

图3 未开口梁应变结果

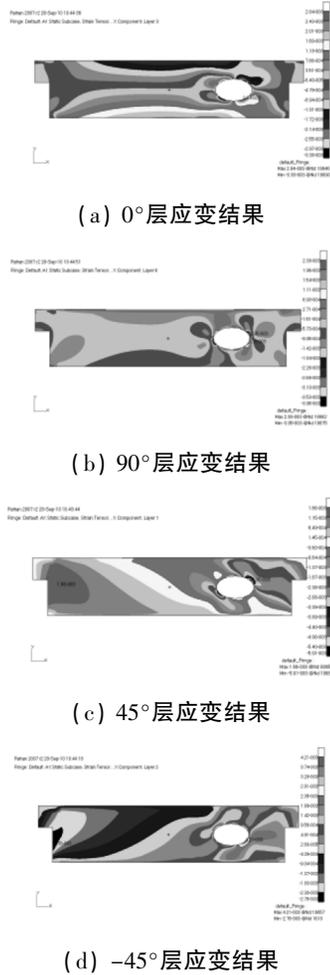


图4 开口梁应变结果



图5 大开口梁剖面



图6 大开口补强方式剖面

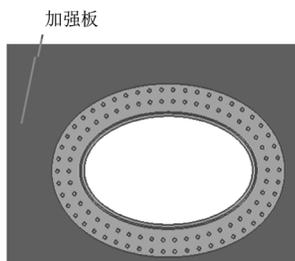


图7 钛板补强方式(正面)

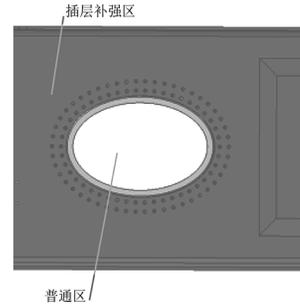


图8 插层补强方式(背面)

表1 铺层顺序

位置	腹板	厚度/mm
腹板非开口区	(45/-45/0/-45/0/45/90/45/0/90/0/-45/0/-45/0/45/90/45/0/0/-45/0) _s	8.14
腹板开口加强区	(45/-45/0/-45/0/45/-45/90/0/45/0/0/90/45/0/-45/0/0/-45/0/0/45/90/45/0/0/-45/0) _s	10.36
梁缘条	(45/-45/0/-45/0/45/-45/90/0/45/0/0/90/45/0/-45/0/0/-45/0/0/45/90/45/0/0/-45/0) _s	10.36

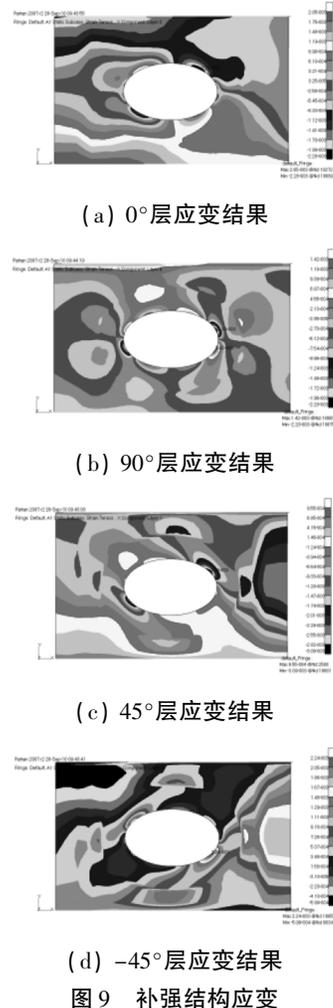


图9 补强结构应变

经计算分析,后梁开口区域进行补强设计后,发现应变值均满足控制应变许用值要求。

3 试验验证

为了验证结构设计的可行性,通过剪切板试验来进行验证,本试验可以为复合材料中央翼后梁结构的大开口选择合理的补强方式。通过试验结果和计算结果的对比,验证开口补强设计方法的正确性。

综合考虑后梁结构的功能要求和结构布置方案,选取了腹板剪切试验件尺寸及结构形式,腹板试验件四边均为简支,并承受剪流 q 的作用,如图 10 所示。

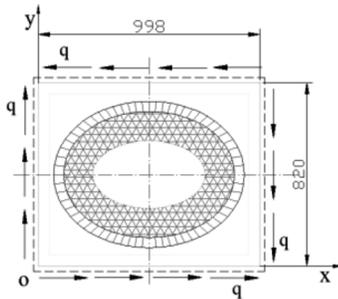


图 10 腹板试验件模型

为对比金属补强和插层补强两种补强方式对原结构的影响,本试验项目对腹板剪切试验件进行面内静态剪切试验,测试其强度、失稳破坏载荷及失稳模态。制作加工 9 件试验件,其中开口未补强件、金属补强件和插层补强件各 3 件,见表 2。试验件如图 11 所示。各试验结果及其与仿真结果的比对见表 3。

表 2 试验项目

试验件	补强方式	试验件数	试验区尺寸/mm
未补强试验件	未补强	3	940×940
金属补强试验件	钛合金单面贴片补强	3	940×940
插层补强试验件	复合材料插层补强	3	940×940

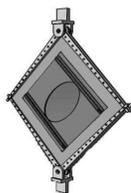


图 11 剪切荷载加载装置三维图

表 3 试验结果汇总

试验项目	编号	线性屈曲载荷(kN)	非线性屈曲载荷(kN)	试验屈曲载荷(kN)
未补强	试件 I	68.28	61.7	65.5
	试件 II			60
	试件 III			67.5
金属补强	试件 I	410.26	375	378
	试件 II			350
	试件 III			398
插层补强	试件 I	429	384	384
	试件 II			350
	试件 III			340

对表 3 中试验结果及其与仿真结果的比对分析可得到以下几点结论:

(1) 金属补强和插层补强达到了预期的效果,使结构屈曲载荷提高 550% ~ 600%。

(2) 有限元仿真结果与试验结果吻合,说明开口补强设计方法是合理且有效的。

通过结果比对可知,对于剪切载荷作用下开口加筋壁板,分析结果能比较准确地反应结构真实工作情况。

4 结论

复合材料开口补强结构设计一直是飞机结构设计的难点,本文初步设计了中央翼复合材料后梁的开口结构,并对开口及周围补强结构进行了受力分析,分析了开口结构的补强形式,通过试验验证了开口补强结构设计的合理性。其设计思路和方法对复合材料开口结构补强设计具有较强的参考价值。

参考文献:

- [1] 杨乃斌,章怡宁. 复合材料飞机结构设计 [M]. 北京: 航空工业出版社出版,2002.
- [2] 中国航空研究院编. 复合材料结构稳定性分析指南 [M]. 北京: 航空工业出版社出版,2002.