

过渡梁前后缘结构设计与分析

王 斌 邓晓伟 和欣辉

中航西安飞机工业集团股份有限公司西飞设计院 陕西 西安 710089

【摘 要】：本文在原有结构形式的基础上通过采用拓扑优化技术以及复合材料对结构进行优化，定量对比分析了采用新技术对机体结构效率的提升，结果表明采用拓扑优化技术、碳纤维复合材料以及玻璃纤维复合材料均能有效的减轻结构重量，同时提升结构的稳定性。

【关键词】：结构设计；拓扑优化；复合材料

引 言

现代飞机结构设计任务为在满足强度、刚度、疲劳、损伤容限品质合格的前提下，最大限度的设计出符合性能要求，工艺性良好，高效率的机体结构。随着科学技术的发展，采用新材料、新工艺以及先进的结构设计和分析技术成为实现这一目标的有效手段^[1]。如大量采用先进的复合材料和整体化结构来降低结构重量，提高结构设计的工艺性水平；采用拓扑优化技术来实现结构的轻量化、布局智能化及强度最优化等等。

本文以飞机过渡梁前、后缘设计为例，在原有设计的基础上通过采用拓扑优化技术以及复合材料等手段对结构进行优化，分别从结构形式、重量以及力学性能等方面定量对比分析对机体结构性能的提升。

1 原结构方案

过渡梁由前缘、中段、后缘三部分组成，前、后缘主要起整流作用，中段为主承力部分。前、后缘是由薄蒙皮跟隔板组成，隔板沿飞机航向布置，隔板上增设有不同形式减轻孔，前缘重量为 2.269kg，后缘为 4.208kg，具体结构形式如图 1、图 2 所示：

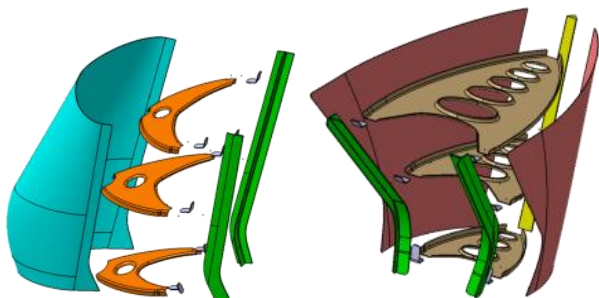


图 1 前缘

图 2 后缘

分别对前、后缘进行有限元分析，分析结果见图 3~图 6，前缘最大应力出现在隔板根部，大小为 285MPa，其余部位应力在 20~128MPa 范围；线性屈曲分析可知中间隔板最先

出现失稳，屈曲因子为 3.9。后缘最大应力位于中隔板靠近尾边条边缘，大小为 55.6MPa，此处两侧蒙皮受压。模型所受载荷较小，蒙皮上应力值约在 5-20MPa 范围内。屈曲分析可知，蒙皮最先出现失稳，屈曲因子为 3.7，满足稳定性要求。

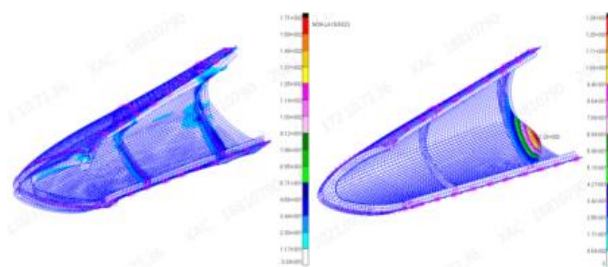


图 3 前缘应力云图

图 4 前缘屈曲分析云图

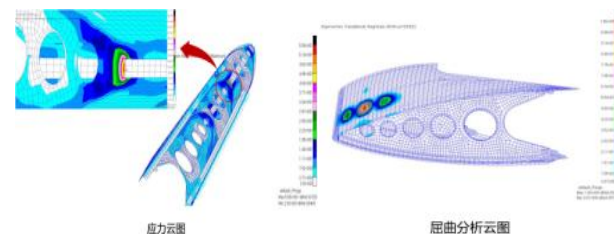


图 5 后缘应力云图

图 6 后缘屈曲分析云图

2 拓扑优化方案

结构优化设计原理为在某种约束下（如体积/重量约束、几何约束等）、满足某种目标（如材料消耗最少化、刚度最大化等）、并力求以最少的材料、最低的造价，实现结构最佳性能的设计^[2]。拓扑优化技术一直是结构优化设计中一大研究热点，它通过判断设计空间内的材料有无进行结构优化，具有较高的设计自由度和设计空间。随着航空事业的不断发展，拓扑优化技术在飞机结构设计中被广泛采用。

下面利用拓扑优化技术在原有结构的基础上，对前、后缘结构进行优化。根据拓扑优化结果，前缘建议布置 3 个隔板，其中上下端各一个，方向沿外形，靠近上端处布置一个，

方向沿前缘前端法向。随后对隔板结构进行优化,优化结果见图7。根据载荷分布及量值,后缘受气动力较小,考虑采用桁架结构,大幅减少隔板方案中腹板的材料,实现减重目标,横向按需布置横梁以增加刚度,优化结果见图8。优化后,前缘结构重量为2.13kg,后缘为3.62kg。

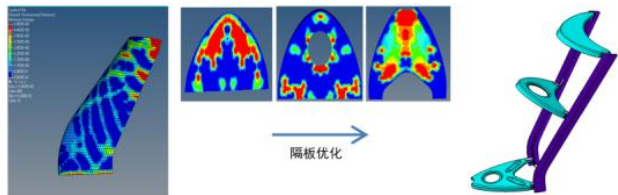


图7 前缘优化结果

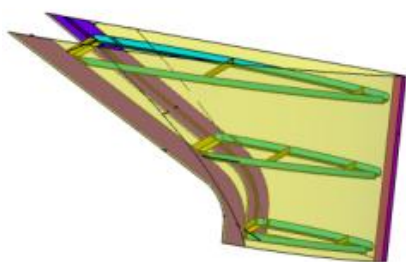


图8 后缘优化结果

对前、后缘进行有限元分析,分析结果见图9~图12,前缘最大应力为183MPa,小于材料强度极限值,最大位移为0.80mm,在严重载荷工况下,结构不会发生失稳。后缘最大应力为149MPa,小于材料强度极限值,最大位移为4.68mm,在严重载荷工况下,结构不会发生失稳。

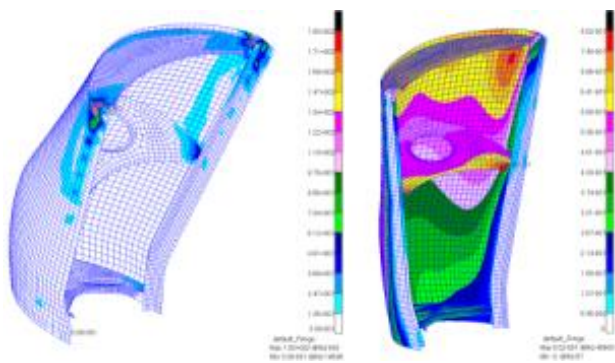


图9 前缘应力云图

图10 前缘位移云图

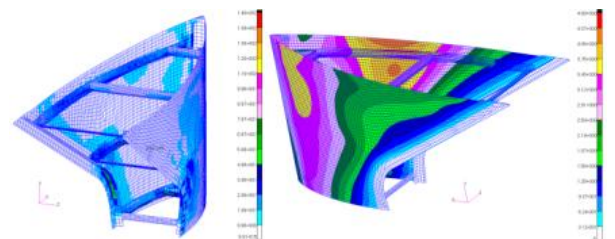


图11 后缘应力云图

图12 后缘位移云图

3 碳纤维复合材料方案

复合材料相对于金属具有重量轻、耐腐蚀、抗疲劳损伤能力强、机械加工量小、易于加工成形以及装配效率高等优点,被广泛应用于军用和商用飞机上,其使用量也在不断地增加。随着复合材料应用量不断扩大以及设计和制造技术的日渐成熟,复合材料如碳纤维、Kevlar和玻璃纤维-增强层合板等取代金属材料应用到机体主承力结构设计中只是时间问题[3-5]。

蜂窝夹层结构具有强度高、刚度高以及重量轻等特点,被广泛应用到一些要求重量轻、挠度小的结构,如机翼前、后缘壁板、机头雷达罩等。因此,在过渡梁前、后缘复合材料设计中,由于前、后缘受到的气动力较小,决定选用蜂窝夹芯的结构形式。预浸料选择碳纤维单向带,蜂窝夹芯材料选择NH-1-3.5-56,高度为10mm,具体结构形式见图13、14。碳纤维前缘重量为1.145kg,后缘重量为2.067kg。

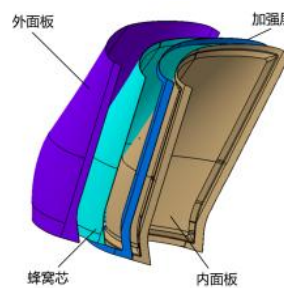


图13 碳纤维前缘

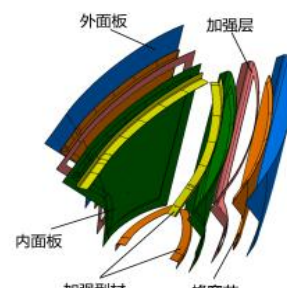


图14 碳纤维后缘

对前、后缘进行有限元分析,由图15、图16可知前缘最大应力应变均出现在面板与芯材过渡区,内外蒙皮最大应变为2080 $\mu\epsilon$,芯材最大压应力为0.36MPa,最大切应力为0.205MPa,均小于材料许用强度。

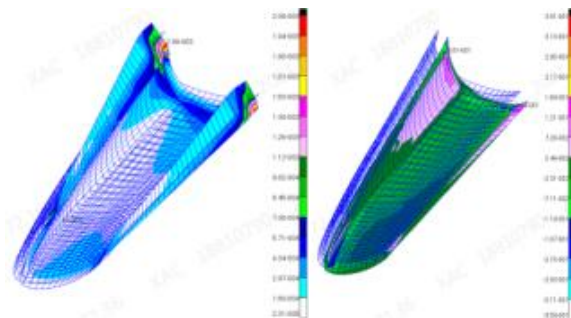


图15 前缘面板应变云图

图16 前缘蜂窝芯应力云图

薄壁结构受载时往往在还未发生强度破坏就已发生失稳破坏,承载能力通常由其稳定性来决定,因此十分有必要

对薄壁结构进行屈曲分析来衡量结构的稳定性。屈曲因子为屈曲载荷与设计载荷的比值，屈曲因子值越大表明结构稳定性越高。通过有限元法对复合材料前、后缘结构进行了屈曲分析，由图 17 可知前缘 1 阶屈曲因子为 13.4 远大于 1，满足强度设计要求。

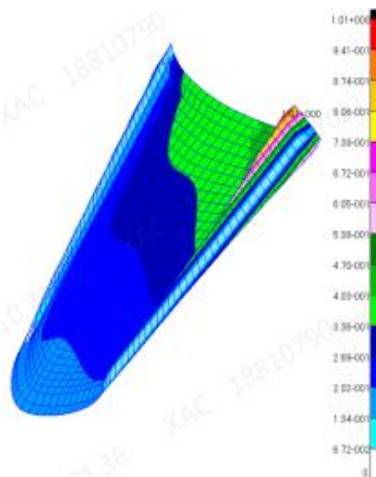


图 17 前缘屈曲阵型图

由图 18、图 19 可知碳纤维后缘最大应力应变出现在左右面板对接区以及蒙皮与芯材过渡区，内外蒙皮最大应变为 $952\mu\epsilon$ ，芯材最大压应力为 0.018MPa，最大切应力为 0.345MPa，均小于材料许用强度。

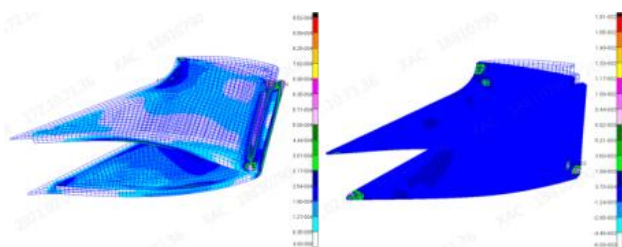


图 18 后缘面板应变云图 图 19 后缘蜂窝芯应力云图

由图 20 可知后缘 1 阶屈曲因子为 7.5 远大于 1，满足强度设计要求。

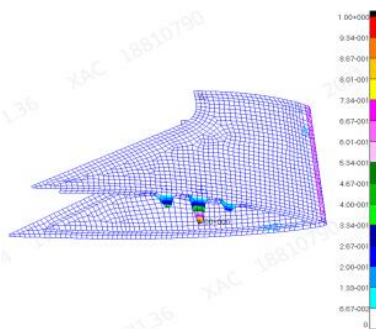


图 20 后缘屈曲阵型图

4 玻璃纤维复合材料方案

由于玻璃纤维具有成本低、重量轻以及强度高的特点，一直都是使用最广的纤维。玻璃纤维复合材料已被广泛用于不承担大载荷或工作应力较小的飞机零部件上。下面将过渡梁前、后缘面板材料由碳纤维单向带改为玻璃纤维织物，其余材料与碳纤维方案完全相同，进行分析计算。建模完成后，玻璃纤维前缘重量为 1.145kg，后缘重量为 2.067kg。

对前、后缘进行有限元分析，由图 21、图 22 可知前缘最大应力应变均出现在面板与芯材过渡区，内外蒙皮最大应变为 $4170\mu\epsilon$ ，芯材最大压应力为 1.75MPa，最大切应力为 0.474MPa，均小于材料许用强度。

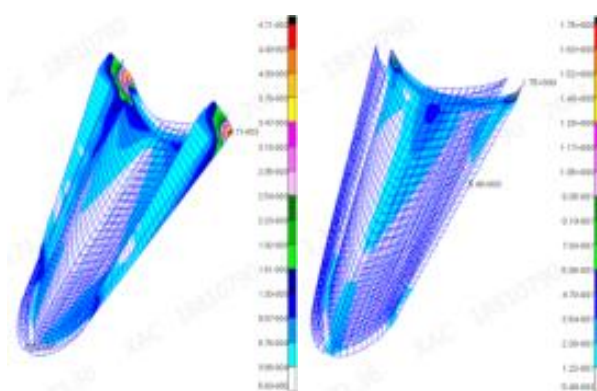


图 21 前缘面板应变云图 图 22 前缘蜂窝芯应力云图

由图 23 可知前缘 1 阶屈曲因子为 5.4 大于 1，满足强度设计要求。

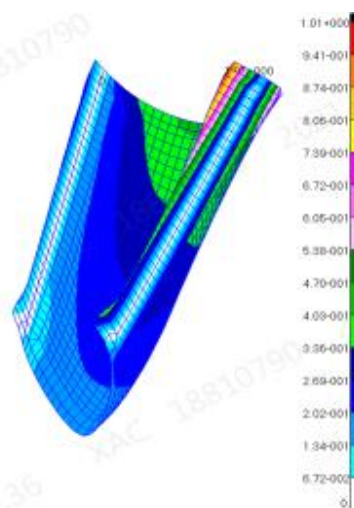


图 23 前缘屈曲阵型图

由图 24、图 25 可知后缘最大应力应变出现在蒙皮与芯材过渡区及约束位置，内外蒙皮最大应变为 $3000\mu\epsilon$ ，芯材最大压应力为 0.23MPa，最大切应力为 0.188MPa，均小于材料

许用强度。

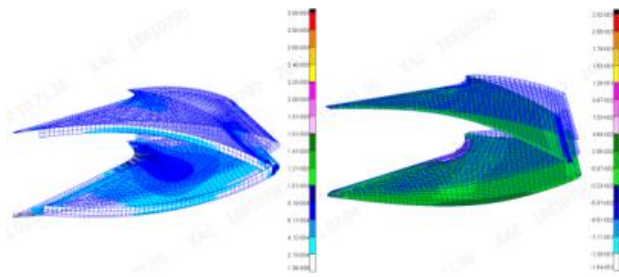


图 24 后缘面板应变云图

由图 26 可知后缘 1 阶屈曲因子为 5.4 大于 1，满足强度设计要求。

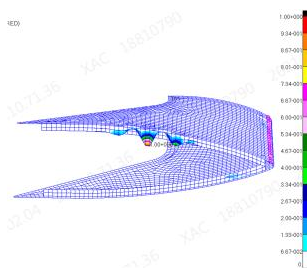


图 26 后缘屈曲阵型图

5 结论

通过以上计算分析可知，与现有金属方案相比，采用拓扑优化技术，使得前缘重量减少了 6%，最大应力降低了 36%。后缘重量减少了 14%，最大应力增加了 36%，小于材料强度极限值，满足设计要求。

采用碳纤维复合材料减重效果明显，同时稳定性得到了显著提升，前缘重量减少了 49.5%，屈曲因子增大了 2.4 倍。后缘重量减少了 50.9%，屈曲因子增大了 1 倍。

采用玻璃纤维复合材料，前缘重量减少了 40.5%，屈曲因子提高了 38.4%。后缘重量减少了 43.3%，屈曲因子提高了 45.9%。

上述数据表明采用新材料以及先进的结构设计和分析技术均能有效的实现结构轻量化设计，提高机体结构效率，满足飞机性能使用要求。

参考文献：

- [1] 王生楠.飞机结构设计及强度专业发展研究[A].航空科学技术学科发展报告,2014-04-01.
- [2] 金栋平,纪斌.机翼后缘柔性支撑结构的拓扑优化[J].航空学报,201536(8):2681-2687.
- [3] 宋育红.复合材料的特性及在飞机设计时的最优选择[J].大众科技,2009,(6):158-159.
- [4] 晓诚.航空复合材料新纪元[J].国际航空,2001,(10):5-6.
- [5] 中国航空研究院.复合材料结构设计手册[K].北京:航空工业出版社,2001.

作者简介：王斌（1993-），男，硕士，工程师。主要研究方向：运动翼面结构设计。