

非圆形截面复合材料机身屈曲优化设计

张永杰^{1,2} 王斌团² 刘豪杰¹

(1. 西北工业大学航空学院, 西安, 710072; 2. 第一飞机设计研究院, 西安, 710089)

摘要: 为了降低 BWB 机身弯曲应力、提高屈曲稳定性, 在 150 座 BWB 民机复合材料三舱室机身结构的基础上, 提出了改进的 Y 形和弧形加强三舱室机身设计模型; 利用零阶参数优化算法, 对 3 种机身结构进行了静力与线性屈曲优化分析, 获得了较为合理的三舱室机身布局方案, 为 BWB 民机机身设计提供了重要技术参考。

关键词: 翼身融合体; 民用飞机; 非圆形机身; 线性屈曲; 优化

中图分类号: V223

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)06-0728-04

Buckling Analysis and Optimization Design of Non-cylindrical Fuselage

Zhang Yongjie^{1,2}, Wang Bintuan², Liu Haojie¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China;

2. First Aircraft Institute, China Aviation Industry Corporation I, Xi'an, 710089, China)

Abstract: To reduce the bending stress and improve buckling stability, improved Y-brace and arc-brace fuselages is designed based on a composite tri-cabin fuselage of BWB-150. The zero-order parameter optimization arithmetic is used to optimize these three fuselage configurations in static and linear buckling field. A reasonable tri-cabin configuration is obtained by the optimization analyses, thus providing important technical reference for the fuselage design of BWB commercial airplane.

Key words: blended wing body; civil airplane; non-cylindrical fuselage; linear buckling; optimization

尽管 BWB 飞机^[1-3]拥有高升阻比、低燃油消耗率等优点, 但是其非圆形增压座舱使机身结构设计面临巨大挑战^[4-5], 与传统圆形机身相比, 非圆形机身在增压载荷作用下将引起很高的弯曲应力^[6-7], 而不是传统机身的膜应力, 如图 1 所示。机翼升力引起的弯矩载荷将加剧这种非圆形机身的受载状况, 为了解决这一问题, 布置合理的加强构件^[8], 尽可能将非圆形机身的弯曲应力状态转化为膜应力状态, 才能有效降低应力水平。

本文针对 BWB 民机复合材料多舱室机身结构, 建立了三舱室机身模型和两种布置加强件的改进型模型; 在约束最大变形量的条件下对 3 种机身模型进行了静力学优化。以静力学优化结果为初

值, 在约束最大变形量和一阶屈曲频率的条件下, 进一步开展了线性屈曲优化分析。综合考虑机身结构质量和屈曲频率等因素, 提出了满足稳定性要求的最佳机身结构布局设计方案; 为 BWB 非圆形机身结构设计提供了有效技术手段。

1 BWB 民机机身建模

1.1 基本模型

本文研究的是 150 座 BWB 民机, 为了真实反映座舱结构在增压载荷和弯矩载荷作用下的受力特性, 取 10 m 长中段机身作为研究对象, 建立三维机身结构模型, 尺寸如图 2 所示。地板梁将机身分为上部的客舱和下部的货舱; 客舱和货舱被两块隔板分成了 3 个舱室。为了便于建模计算, 略去机

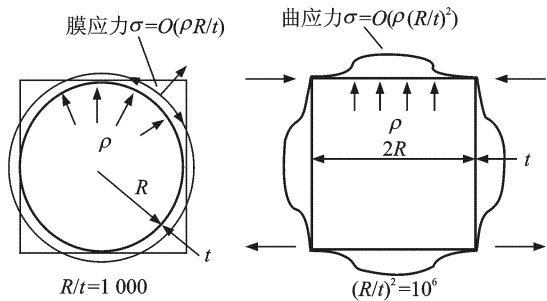


图 1 增压载荷下机身截面受力图(t 为壁厚)

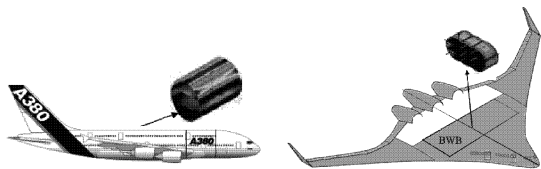


图 2 BWB-150 机身结构尺寸(mm)

身中座椅,将两块隔板、左右舱壁和上下机身蒙皮均看作薄壳结构,地板看作壁板结构。

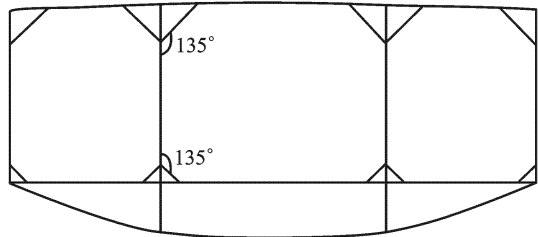
座舱承受的增压载荷为 62 760 Pa (约为 7 500 m 高机身内外压强差),机翼传来的弯矩载荷转化为地板和上蒙皮的等值反向拉压载荷为 1 143 333 N。为了减小边界条件对计算结果的影响,采用一端固支的约束方式,选取 10 m 机身中间的 2 m 机身段进行优化设计。

1.2 改进模型

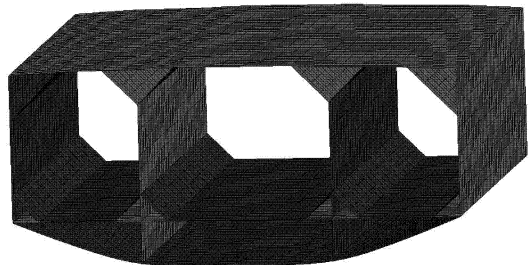
为了减小三舱室机身结构在承受增压载荷时产生的巨大弯曲应力,本文设计了两种布置加强件的改进型模型,期望降低三舱室机身的弯曲应力水平。

(1) Y 形加强三舱室机身

在左右舱壁和两块隔板的上下各布置一些斜撑板,机身截面如图 3(a) 所示,有限元模型如图 3(b) 所示。斜撑板与左右舱壁、两块隔板的夹角为 135° ,斜撑板的尺寸和位置均由优化程序计算获得。为了不给机身增加过多质量,将两块隔板的的上端部分去除(图 3(a)中虚线表示)。



(a) Y形加强三舱室机身截面

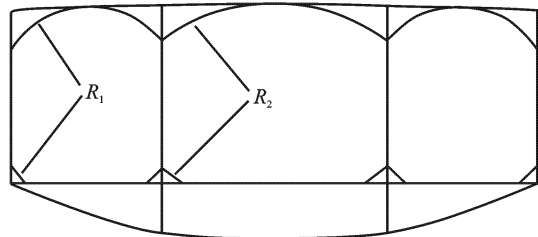


(b) Y形加强三舱室机身有限元模型

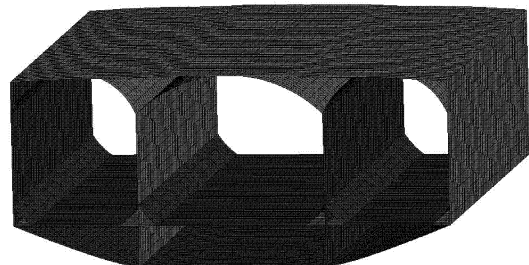
图 3 Y 形加强三舱室机身

(2) 弧形加强三舱室机身

在左右舱壁和两块隔板的上下各布置一些圆弧板,机身截面如图 4(a) 所示,有限元模型如图 4(b) 所示。圆弧板与上蒙皮相切,圆弧板的尺寸和位置均由优化程序计算获得。为了不给机身增加过多质量,将两块隔板的的上端部分去除(图 4(a)中虚线表示)。



(a) 弧形加强三舱室机身截面



(b) 弧形加强三舱室机身有限元模型

图 4 弧形加强三舱室机身

1.3 材料数据

复合材料碳纤维材料常数

$$E_x = 132 \text{ GPa}, E_y = 10.4 \text{ GPa},$$

$$E_z = 10.9 \text{ GPa};$$

$$G_{xy} = 4.45 \text{ GPa}, G_{xz} = 4.8 \text{ GPa},$$

$$G_{yz} = 1.15 \text{ GPa};$$

$$\mu_{xy} = 0.34, \mu_{xz} = 0.285, \mu_{yz} = 0.525;$$

$$\text{密度 } \rho = 1.77 \times 10^{-3} \text{ g/mm}^3;$$

上下面板铺层顺序(下标s代表对称铺层):

$$[45/-45/90/45/-45/0/90/0]_s.$$

中间夹芯结构材料常数

$$E = 180 \text{ MPa}, \mu = 0.37, G = 70 \text{ MPa};$$

$$\text{密度 } \rho = 1.1 \times 10^{-4} \text{ g/mm}^3.$$

2 三舱室机身结构屈曲优化分析

2.1 屈曲优化初值

为了使屈曲优化计算在合理的可行域内快速收敛,选取静力学优化结果作为屈曲优化分析的初值。

静力学优化目标函数:机身结构质量 M 。

约束条件:机身沿增压方向最大变形量小于 50 mm(太大影响气动外形)。

优化变量:机身上蒙皮、两块隔板以及加强件的复合材料层合板各铺层厚度(包括夹心层厚度)和布置加强件的位置(加强件与舱壁、隔板连接处离上蒙皮或地板的距离)。

在几何大变形条件下,采用零阶优化算法^[9]对三舱室机身和两个改进型机身模型进行了静力学优化计算,结果如表1所示,可以看出弧形加强三舱室机身的优化质量最轻。注:加强件位置项,“/”前表示优化后的上蒙皮斜撑板位置,“/”后表示优化后的地板斜撑板位置。

2.2 屈曲优化分析

在三舱室机身静力学优化的基础上,在几何大变形条件下,采用零阶优化算法对不同布局三舱室机身实施线性屈曲优化计算。

屈曲优化目标函数:机身结构质量 M 。

约束条件:机身沿增压方向最大变形量小于 50 mm,一阶屈曲频率大于 1。

优化变量:同 2.1 节优化变量。

图5给出了优化后三舱室机身段的一阶屈曲

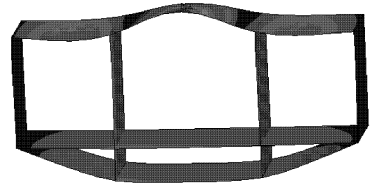


图5 三舱室机身段一阶屈曲模态

模态图,可以看出,在座舱增压载荷和机翼弯矩载荷的共同作用下,空间最宽的中舱室上蒙皮出现了较大的拱起变形;尽管变形量仍在约束范围内,但是中舱室上蒙皮在承受压载荷时将易于发生屈曲失稳。

图6给出了优化后Y形加强机身段的一阶屈曲模态图,可以看出,在座舱增压载荷和机翼弯矩载荷的共同作用下,承受压载荷的机身上蒙皮并未出现较大的拱起变形,原中舱室上蒙皮的危险失稳区域被消除。

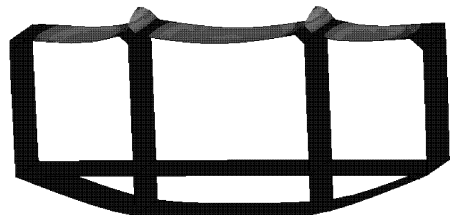


图6 Y形加强机身段一阶屈曲模态

图7给出了优化后弧形加强机身段的一阶屈曲模态图,可以看出,在座舱增压载荷和机翼弯矩载荷的共同作用下,承受压载荷的机身上蒙皮危险失稳区域被消除,整个机身变形较小。

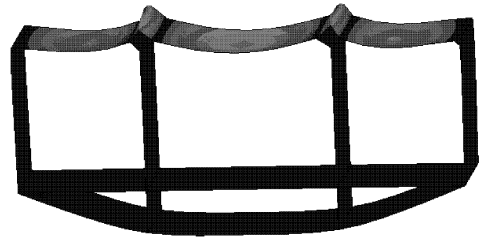


图7 弧形加强机身段一阶屈曲模态

表2给出了上述3种布局机身结构屈曲优化

表1 不同布局机身静力优化结果

布局形式	45°铺层 厚度/mm	-45°铺层 厚度/mm	0°铺层 厚度/mm	90°铺层 厚度/mm	夹心层 厚度/mm	加强件 位置/mm	机身 质量/t
三舱室	0.57	1.23	2.27	0.51	92.79		1.398
Y形加强	1.05	0.89	2.30	0.50	86.76	189.42/28.82	1.411
弧形加强	0.88	0.71	1.92	0.50	87.22	182.82/106.34	1.344

表2 不同布局机身屈曲优化结果

布局形式	45°铺层 厚度/mm	-45°铺层 厚度/mm	0°铺层 厚度/mm	90°铺层 厚度/mm	夹心层 厚度/mm	加强件 位置/mm	机身 质量/t
三舱室	0.57	1.23	2.28	0.51	92.79		1.403
Y形加强	1.07	0.51	2.36	0.50	88.57	192.47/28.83	1.417
弧形加强	1.10	0.51	1.98	0.70	89.04	145.47/96.36	1.387

结果,可以看出弧形加强三舱室机身的优化质量最轻,屈曲优化后的Y形加强件尺寸大于优化后弧形加强件,所以优化后Y形加强机身略重。与静力学优化结果相比,3种布局机身复合材料层合板沿受压方向(0°方向)的铺层厚度均有所增加,±45°方向铺层厚度有所调整;加强件位置有所变化,使得Y形加强斜撑板和弧形加强板均有所增大,有利于提高机身上蒙皮的屈曲频率。注:加强件位置项,“/”前表示优化后的上蒙皮斜撑板位置,“/”后表示优化后的地板斜撑板位置。

3 结 论

综合静力学和屈曲优化分析结果,选择弧形加强三舱室机身结构作为屈曲稳定的BWB机身布局方案,结论如下:

(1)采用Y形和弧形加强件能够改善三舱室机身的弯曲应力状态,有效降低应力水平;

(2)采用参数优化方法对非圆形机身结构进行屈曲优化设计是可行的。

参考文献:

[1] 朱自强,王晓璐,吴宗成,等. 民机的一种新型布局形式——翼身融合体飞机[J]. 航空学报,2008,29(1): 49-59.

[2] Liebeck R, Page M A, Rawdon B K, et al. Concepts for advanced subsonic transports[R]. NASA Contractor Report 4624, 1994.

[3] Liebeck R, Page M A, Rawdon B K. Blended-wing-body subsonic commercial transport[J]. AIAA Paper 98-0438, 1998.

[4] Liebeck R. Design of the blended-wing-body subsonic transport[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, USA: AIAA, 2002:14-17.

[5] 廖慧君,张曙光. 翼身融合布局客机的客舱设计[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(8):986-989.

[6] Mukhopadhyay V. Structural concepts study of non-circular fuselage configurations[C]//World Aviation Congress. Los Angeles, USA: [s.n.], 1996:22-24.

[7] Mukhopadhyay V. Blended-wing-body fuselage structural design for weight reduction[J]. AIAA Paper 2005-2349, 2005.

[8] Andrew E Lovejoy. Optimization of blended wing body composite panels using both NASTRAN and genetic algorithm[R]. NASA Contractor Report 214515, 2006.

[9] 郭彤,李爱群,王浩. 基于牛顿-拉普森迭代和零阶优化算法的悬索结构找形研究[J]. 工程力学,2007,24(4):142-146.