

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2017.01.009

民用飞机金属/复合材料中央翼盒 结构设计方案对比

Comparison Between Metal / Composite Material of Center Wing Box Design for Commercial Aircraft

李 林 / LI Lin

(沈阳飞机工业集团有限公司, 沈阳 110034)

(AVIC Shenyang Aircraft Industry(group) Corporation Ltd., Shenyang 110034, China)

摘 要:

中央翼盒与外翼及机身相连,承受和传递重要的飞机载荷。中央翼盒又是整体油箱,也是机身增压舱的气密线之一,是中机身客舱地板的支持构件,所以中央翼盒设计的好坏决定着整架飞机设计的成败。随着材料科学及制造能力的提升,现代民用飞机的翼盒设计也出现了不同的思路和方案。下面就以相同座位级别的不同时期的方案一飞机和方案二飞机的翼盒设计对比,来展示复合材料在飞机设计中的应用。

关键词:中央翼盒;损伤容限;破损-安全;自动铺带(ATL)

中图分类号:V224

文献标识码:A

[Abstract] That center wing box is jointed with fuselage bears and transfers plane load. The center wing box is also both fuel box and the fuselage, pressure cabin, and it supports the mid fuselage cabin floor, so the design of the center wing box is significant for the plane project. There appears different thought and plans for the center wing box of the commercial plane with the material science and the manufacture technique improving. This paper presents the application of composite material in the design of aircraft by comparing between the Project 1 plane and the Project 2 plane.

[Keywords] center wing box; damage and tolerance; fail-safe; automated tape laying

0 引言

中央翼盒由上下壁板、前后梁和中间肋组成,是机翼的主要承载结构,也是飞机油箱装载的位置。其结构设计要满足静强度、破损安全、疲劳、损伤容限、整体油箱等细节设计要求,符合相应的适航要求,还要综合考虑材料选用、加工工艺、装配和维修等技术。针对上述设计要求,对选用不同材料的方案一飞机和方案二飞机分别从翼盒布局及零件结构设计方面进行比较,以期对今后民用飞机的设计有所借鉴。

方案一:飞机中央翼盒为全金属结构。如图 1 所示。

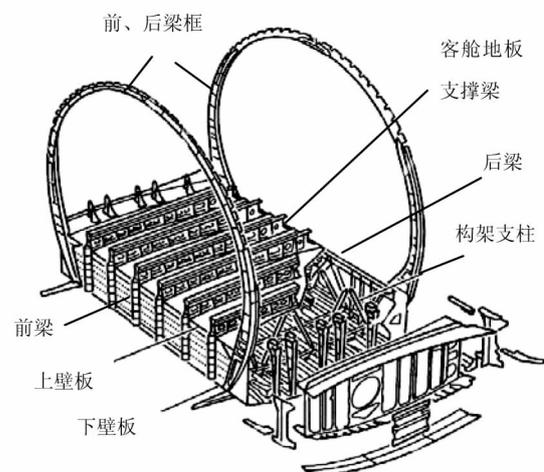


图 1 全金属结构中央翼盒

方案二:飞机中央翼盒为金属、复合材料混合结构,复合材料用量占中央翼盒重量的 41.58%。如图 2 所示。

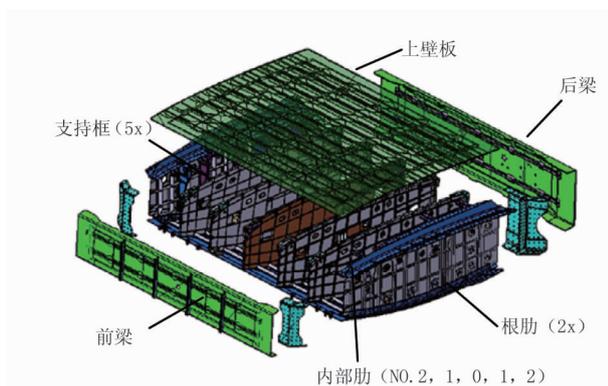


图 2 混合结构中央翼盒

1 材料选用

1.1 材料选用的依据

- 1) 性能方面的考虑,即比刚度、比强度、腐蚀、疲劳、裂纹扩展特性及环境稳定性;
- 2) 特殊部位的材料相容性;
- 3) 经济性方面的考虑,即可获得性和易生产性、成本、制造特性。

1.2 方案一:飞机翼盒应用材料(见表 1)

表 1 方案一:飞机翼盒主要材料

翼盒 部件	材料型式	材料牌号	热处理状态
上蒙皮	厚板	铝合金 7150	T651
上蒙皮长桁	挤压件	挤压件 71507150	T651T651
	挤压件	铝合金 7150	T651
下蒙皮	厚板	铝合金 2024	T351
下蒙皮长桁	挤压件	铝合金 2024	T351
梁和肋	厚板/棒料	铝合金 2024	T351
		铝合金 7010/7050	T7651

1.3 方案二:飞机翼盒应用材料(见表 2)

表 2 方案二:飞机翼盒主要材料

翼盒 部件	材料型式	材料牌号	热处理状态
上蒙皮	碳纤维预浸料(单向带)	BAMS 532-027	/
上蒙皮长桁	挤压件	挤压件 71507150	T651T651
	碳纤维预浸料(单向带)	BAMS 532-027	/
下蒙皮	碳纤维预浸料(单向带)	BAMS 532-027	/
下蒙皮长桁	碳纤维预浸料(单向带)	BAMS 532-027	/
	梁	碳纤维预浸料(单向带)	BAMS 532-027
肋	厚板	铝合金 7475	T7351

1.4 应用分析

复合材料相较金属材料,有较好的比刚度、比强度,耐疲劳、抗冲击、耐腐蚀性能。由于其各向异性,使其拥有良好的可设计性。

由图 3 可见,复合材料在 1995 年以后,用量猛增到 40% ~ 50%,而铝合金用量则由 75% 下降到 36%。复合材料逐渐取代铝合金,将成为飞机结构的主要使用材料。

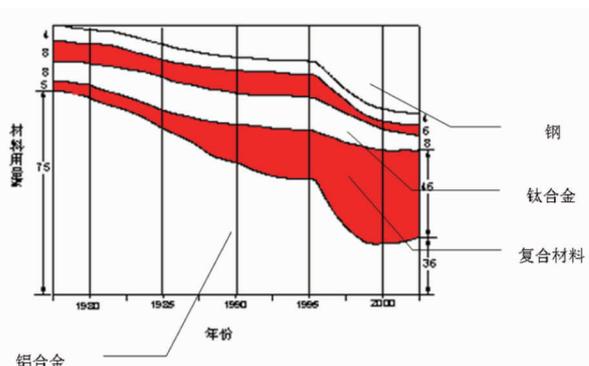


图 3 材料性能比较及应用

2 上、下壁板

2.1 翼盒壁板设计要求

翼盒壁板由蒙皮和长桁组成。根据飞机受力载荷,机翼上表面的压缩载荷通常是临界载荷,影响机翼下表面设计的主要是拉伸和剪切载荷。沿翼展和翼弦方向,依据应力分布蒙皮厚度是变化的。桁条的末端应终止于翼肋处或其他有良好支撑的结构处,且桁条末端应该是渐缩的,以免截面急剧变化而造成尖端处的高应力,使该处过早出现裂纹。

2.2 方案一:飞机壁板

考虑破损-安全特性,金属制造的上壁板分成 2 块,其采用 7000 系板材和型材,来承受更大的压曲载荷;蒙皮内表面有 17 根“工”字型横向加筋条,外表面固定有 6 根纵梁,这些构件加强上壁板并支持客舱地板。下壁板选用 2000 系板材和型材,由前、中、后 3 块壁板组成,下壁板有 15 根“工”字型加筋条,包括 2 个连接前、后壁板的接头。

2.3 方案二:飞机壁板

方案二飞机上、下蒙皮采用碳纤维复合材料,均为单块式结构,由自动铺带工艺(ATL)制造,并与用 ATL 铺覆且热成型机成形后合并成 T 型截面的

碳纤维长桁共固化。在壁板内、外表面上,复合材料与其它材料接合面处铺设玻璃纤维,以防电化学腐蚀。为防闪电等高频电磁对油箱燃油放电影响,在壁板外表面铺敷铜网,使复合材料翼盒整体形成电通路。

2.4 应用分析

复合材料抗腐蚀和裂纹扩展性能好,有良好的损伤容限特性,比金属结构维修费用显著减少,维护费每年减少30%,重量减轻30%~40%。

3 前、后梁

3.1 翼梁设计要求

机翼翼盒作为受力结构的主要作用是以薄壁梁承受弯曲。梁主要承受剪力 Q 和弯矩 M 。在低于限制载荷情况时梁腹板不允许失稳翘曲。翼盒前梁应按燃油油头向前9g的极限载荷系数进行设计。为提高破损安全性,翼梁腹板要设置止裂带以增加裂纹寿命。

3.2 方案一:飞机翼梁

(1)前梁:方案一飞机翼盒前梁采用组合式腹板梁,由梁缘条、腹板和立柱及对接接头和对接带板组成。大梁腹板的材料是2000系列板材。加强件和梁上缘条由7000系具有足够抗应力腐蚀的模压件机加制成。梁下缘条为2000系列材料。其翼梁腹板外侧有6个垂直的机加的加筋条,内侧有4个水平的板材加筋条。

(2)后梁:方案一飞机翼盒后梁采用整体梁。翼梁载荷比较大,应力水平比较高。其核心部分由锻件机加而成,沿翼梁展向腹板上设置止裂筋条,以提高抗裂纹的许用应力。

3.3 方案二:飞机翼梁

方案二飞机前、后梁均采用碳纤维预浸料自动铺带机制造,加筋一体共固化成型,功能设备的通孔由机械加工成形。前、后梁均由腹板、内表面共固化的2根水平加筋、外部机械连接的4根垂直加筋组成。在梁腹板内、外表面上,复合材料与其它材料接合面处铺设玻璃纤维,以防电化学腐蚀。为防闪电等高频电磁对油箱燃油放电影响,在腹板外表面铺敷铜网,使复合材料翼盒整体形成电通路。

3.4 应用分析

翼梁采用金属结构,组合式,其结构应力水平低,零件数量多,增加结构重量;整体式,尽管应力

水平较高,零件数量少,但材料利用率低,且损伤容限低,增加了制造和维护成本。

复合材料零件一体成型,结构型式简单,且有良好的损伤容限特性,比金属结构维修费用显著减少。

4 中间肋

4.1 中间肋设计要求

民用飞机中间肋一般分为腹板肋和构架肋2种型式。根据适航条例FAR25.963所述,机身内部的燃油箱必须能够承受应急着陆情况的惯性力作用(向上,3.0g;向前,9.0g;向侧,3.0g;向下,6.0g;向后,1.5g)而不易破裂并能保存燃油。沿展向布置(展向梁)可辅助蒙皮壁板承载外翼传来的载荷,但展向梁腹板必须承受燃油向前9.0g的惯性载荷,因此要增加翼肋重量。顺航向布置的肋腹板只承受燃油侧向3.0g的惯性载荷,可减轻翼肋重量,还可辅助客舱地板梁承载,但需有较强的蒙皮壁板和翼梁。

4.2 方案一:飞机中间肋

方案一:飞机翼盒上、下壁板内侧由铝合金构架肋连接,以加强中央翼盒。其中6杆构架4个,7杆构架2个。2个7杆构架在龙骨梁所在垂直平面各有一个。4个6杆构架位于左、右侧地板梁所在平面。铝合金构架支柱,一端可调节长度便于安装。

4.3 方案二:飞机中间肋

因壁板及翼梁为复合材料加筋共固化制造,整体承受外翼载荷的能力较强,采用顺航向以中心对称布置的单面机加的腹板肋,且在左右1、2肋上分别开有供燃油和维修人员通过的大开口。这样的整体设计减轻了翼盒总重。

4.4 应用分析

构架肋通过支杆的方式支持翼盒结构,其结构型式简单,制造成本低,内部开敞性好,重量轻并在装配和维护时十分方便。

相对构架肋,腹板肋制造成本高,开敞性差,燃油流动和维护受空间限制,但其增强了翼盒整体结构抗弯、扭的能力,减轻了蒙皮、翼梁的承载。

同时,中央翼盒作为一个整体油箱,应避免积累的电荷在结构间隙中尖端放电产生火花,造成油

箱起火。对于间隙放电的处理有以下方法:一是保证结构间隙足够大,使电能不足以击穿中间的空气层;二是结构件之间完全贴合,使其之间没有电位差;三是在间隙中填充密封胶等隔离材料。

对于构架肋方案来说,由于支杆与接头之间通过插耳销轴连接,这种连接方式有一定的“灵活性”,上述三种办法都不能完全保证有效。若采用电搭接,用导线将两部分直接连接在一起,表面看来能解决此问题,但对于民机的维护要求来说,无法保证搭接线在服役期间持续有效,因此,为保障飞机安全,就需要经常进入到翼盒内部进行检查,需要拆卸整流罩等其他部件,增加了维护成本。因此按最新适航条例油箱安全要求,内部肋采用腹板肋更合适。

5 检修口布置

5.1 检修口设计要求

检修口是整体油箱密封装配和维修的通道,检修口的形状、数量和位置应保证密封装配及对油箱内的清洗具有良好的可达性,同时检修口尺寸要满足操作人员出入的最小尺寸要求,且要考虑救出失去知觉的工人的要求。

5.2 方案一:飞机检修口

方案一:飞机在整体机加的后梁腹板上布置 2 个检修口,在开口区域用筋台加强。

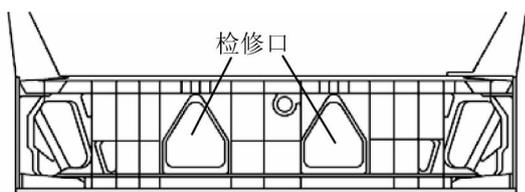


图 4 方案一:飞机检修口

5.3 方案二:飞机检修口

方案二:飞机选择在复合材料下壁板作维修通道开口。因翼盒为密闭结构,且其内部为腹板肋,若开两个出入口,人在其中进行作业时,超过一定的时间有发生晕厥的可能性。一旦发生此种事故,需要进行救援时,救援人员需从开口爬入,并在狭小的空间内,将内部受困人员拖回到检修口将其救出。这个过程异常艰难且缓慢,因此检修口增加至四个,若发生危险可直接将人从临近检修口救出,且有利于翼盒内部通风。

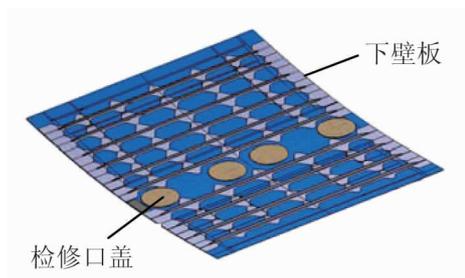


图 5 方案二:飞机检修口布置

5.4 应用分析

方案一:机翼后梁是锻件机加成的整体梁,翼梁腹板展向设置加筋条。方案二:飞机前、后梁及上、下壁板都为碳纤维共固化的加筋结构。翼梁主要承受弯曲载荷,若在复合材料梁腹板上作大的开口,在剪应力作用下,将严重降低腹板屈曲稳定性。下壁板主要承受拉伸载荷,符合复合材料受力特性,且方便人员进出及操作,所以方案二飞机选择在下壁板作维修通道开口。

6 翼身连接

6.1 翼身连接设计要求

中央翼盒连接机翼与机身,将机翼的气动载荷传至机身上。连接接头及对接区结构件必须考虑疲劳和损伤容限要求,接头及其连接件的设计许用应力通过疲劳分析确定。翼身连接形式尽量采用柔性结构或减少螺栓受拉应力。传力路线要短,同时清晰和明确。

6.2 方案一:飞机翼身连接设计

方案一:飞机外翼上、下壁板分别搭接在钛合金的十字接头和 T 型接头上,同时在下壁板对接处用钛合金带板连接,压力接头连接上壁板长桁和根肋腹板。十字接头上部连接机身侧壁板。如图 6 所示。

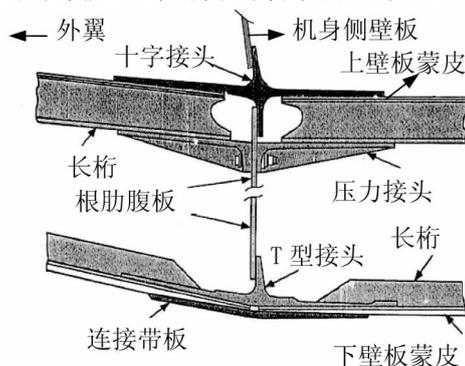


图 6 方案一:飞机翼身连接

6.3 方案二:飞机翼身连接设计

方案二:飞机由于采用碳纤维 T 型长桁共固化的壁板,翼盒、外翼上壁板长桁在根肋处分别由两片长桁接头直接夹持连接在肋腹板上。同时在翼盒上壁板外表面有 5 根短梁与机身侧壁板加强框相连,相应的在根肋内侧有 5 根支持框。见图 7。

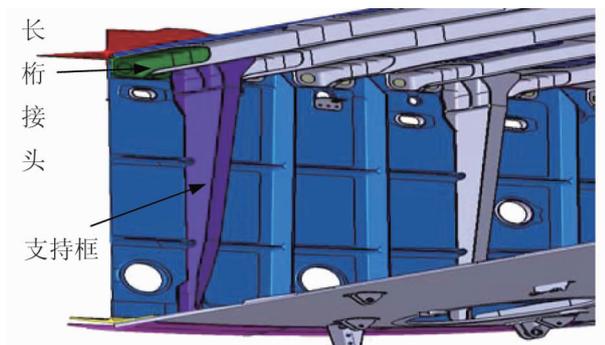


图 7 方案二:与方案一不同处

6.3 应用分析

方案一:飞机通过根肋、十字接头及翼盒上壁板与机身侧壁板的柔性连接传递机翼蒙皮剪力到机身。机翼传来的弯矩大部分进入中央翼区而自身平衡。机翼传来的扭矩一部分分解成剪力,另一部分以剪流形式在机翼根肋通过“T”型材传入机身,与机身的弯矩相平衡。

方案二:飞机由于上壁板是复合材料制造,机翼蒙皮传来的剪切载荷主要通过连于中央翼上表面的 5 个带短梁的加强框,机身、机翼的连接型材,传入机身。中央翼上壁板的 5 根与框相连的短梁、5 个根肋支持框,既有较强的自身结构又能坚固地支持上壁板,增加上壁板的稳定性。此区域结构 5 根短

梁载荷多路传入机身,又能获得关键件较高的疲劳寿命。

7 结束语

通过上述对比分析,飞机翼盒应用复合材料设计、制造,采用共固化等技术,可大量减少零件、紧固件数量,从而实现飞机结构减重,降低装配成本,增加飞行可靠性。

复合材料结构由于重量轻、疲劳特性好、耐腐蚀、易于制成形状复杂的零件等许多优点而受到各国飞机设计师们的重视。复合材料结构的采用是改进飞机结构、降低油耗的重要途径。飞机结构复合材料用量是飞机先进性的重要标志。

同时对于复合材料设计,我们还有很多工作要做,这是因为,民机复合材料的应用仍面临一些难题:

- 1) 设计、制造的经验储备不足,制造成本高;
- 2) 大型件的无损检测、快速检测技术和设备的缺少;
- 3) 合格审定过程长。

随着材料科学的进步、生产制造能力的提升,以及计算机辅助设计的应用,飞机因选用材料的革新而呈现出轻量化、高可靠、长寿命的设计。

参考文献:

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册:结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2000,10.
- [2] 张佐光,李敏,陈绍杰. 飞机结构用先进复合材料的应用与发展[C]//复合材料—基础、创新、高效:第十四届全国复合材料学术会议论文集(上),2006.