

# 中央翼后梁复合材料与 金属方案对比分析

## Design Comparison Between Metallic and Composite Rear Spar of Center Wing

葛建彪 / Ge Jianbiao

(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。金属材料由于成本不高,能够满足不同设计需求而被广泛应用,同时制造加工技术成熟。以某型飞机为例,详细分析和探讨了中央翼后梁采用复合材料和金属材料 2 套方案,为中央翼后梁结构设计提供支持。

**关键词:**复合材料;金属;后梁;对比

**中图分类号:**V224

**文献标识码:**A

[**Abstract**] Composite material as an excellent aviation material is widely used due to its high intensity, stiffness and designable performance. Metallic material is more widely used in airframe material because of low cost and excellent range of properties, which can meet particular requirements and have experience of manufacturing techniques. As an example of some type of aircraft, the design procedure of these two schemes of composite and metallic material were analyzed and discussed in detail in this article. It is hopeful to provide technical support for the design on the rear spar of center wing.

[**Key words**] composite material; metallic material; rear spar; comparison

## 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优良特性。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的考虑,高性能的复合材料在设计和制造上得到了很大地发展。金属材料设计技术成熟,且国内制造加工工艺完备,在很多飞机型号上已经应用很成熟。

复材方案和金属方案在设计、制造、成本、周期等各方面都有很多差别,本文结合民用飞机中央翼后梁的设计过程,在相同的设计依据和结构环境下,从结构设计的角度对两者进行对比分析,为后期型号设计提供技术支持。

## 1 方案介绍

以某型民机中央翼后梁为参考。分别选用碳纤维 T800 级复合材料方案以及 7085 铝合金整体机加方案。

### 1.1 复合材料梁方案

复材方案在后梁腹板平面内布置有 12 根支柱,间距为 200mm 左右,中间长支柱为龙骨梁连接支柱,与龙骨梁侧壁板连接,其它普通支柱均为复合材料结构。腹板面上设计有维修口盖,口盖设计为夹持式的非承力口盖,如图 1、图 2 所示。

### 1.2 金属梁方案

金属方案后梁为整体机加梁,外表面为非加工面,内表面设计纵横加筋,加强筋为“T”形剖面。在龙骨梁对应位置处连接龙骨梁支柱,与后梁本体之

间机械连接。腹板上同样设计有维修口盖,如图3、图4所示。

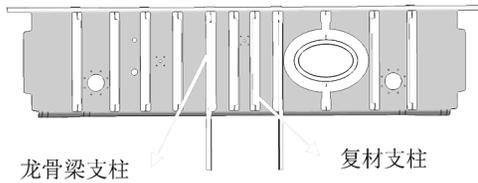


图1 复材后梁正面

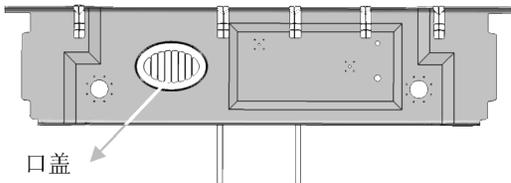


图2 复材后梁背面

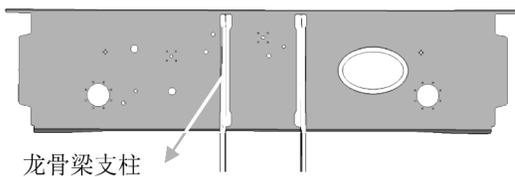


图3 金属后梁正面

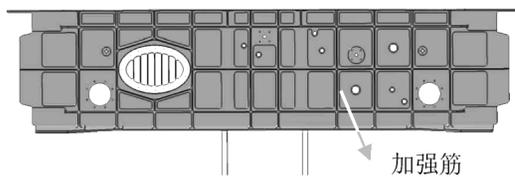


图4 金属后梁背面

## 2 对比分析

### 2.1 设计原则对比

复合材料设计一般原则:

- (1)在极限载荷下,应变不得超过设计许用值。
- (2)对于中央翼结构,因为有整体油箱功能要求,在限制载荷和极限载荷下均不允许进入屈曲。

金属设计原则:

- (1)后梁缘条的拉伸强度与压损强度;
- (2)后梁筋条及支柱的失稳强度;
- (3)后梁腹板的压剪联合稳定性;
- (4)后梁在油箱压力载荷下的静强度。

### 2.2 选材对比

目前,世界主流飞机中央翼复合材料选用材料为中模量、高强度碳纤维,第三代增韧环氧树脂。复合材料后梁方案采用的是碳纤维预浸料,表面铺设玻璃布;复材支柱选用碳纤维预浸料;龙骨梁支

柱选用7000系列铝合金型材。将中央翼后梁口盖结构设计成非承力口盖结构,口盖材料选用钛合金,因为钛合金热膨胀系数接近复合材料,可与中央翼复合材料后梁结构配合使用。连接角盒结构选用7050板材。

金属后梁方案梁腹板选用7085铝合金板材整体机加而成;龙骨梁支柱选用与复材方案一致的7000系列铝合金型材。口盖材料选用常规铝合金7050板材。

### 2.3 结构形式对比

复合材料后梁腹板采用“C”型截面结构形式,通过二次胶接工艺与复材支柱连接在一起,如图5所示。仅支柱端部安装紧固件以防止支柱脱粘。

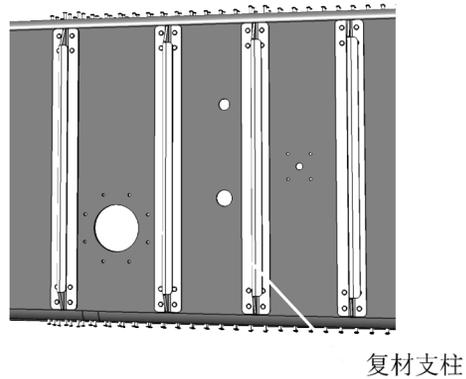


图5 复材结构连接方案

中央翼后梁结构与机身地板纵梁直接连接,地板纵梁对于后梁会有一个垂向和航向力作用,于是需要在地板纵梁对应位置布置相应支柱,并设计出角盒结构来连接地板纵梁与支柱,为这些载荷提供通路,以保证整个中央翼盒的稳定性和刚度。角盒与后梁腹板本体是通过高锁螺栓连接的机械连接形式,如图6所示。

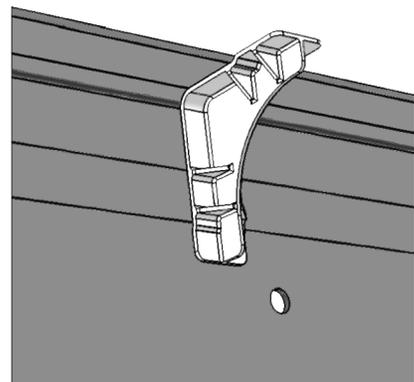


图6 角盒结构

金属方案采用整体机加梁,内表面设计纵横加筋

来代替支柱结构,加强筋为“T”形剖面。地板纵梁角盒也同样与梁结构整体设计为一体结构,如图7所示。除龙骨梁支柱与梁本体连接外,无其它紧固件,能有效减轻结构重量,但材料整体利用率不高。

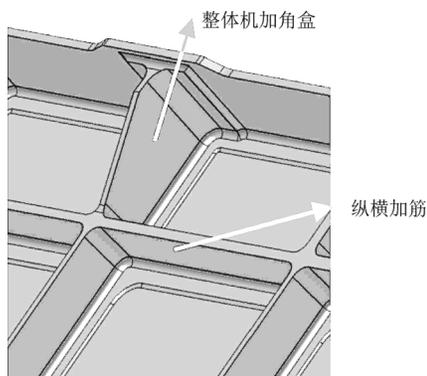


图7 整体机加角盒

## 2.4 细节设计对比

复合材料梁本体结构往往整体铺贴成型,铺贴过程中充分考虑梁本体结构变化引起的刚度变化对结构承载的影响,不同铺层厚度区域往往通过剔层设计来实现。梁本体的剔层过渡区域完全按照设计手册要求的剔层区域过渡平滑。

模具成型后零件圆角要满足与零件厚度匹配的圆角最小最低要求,内圆角同时不得低于5mm。

对所有开口补强时只能选取插层补强或铆接金属加强板方式,无形中增加了额外重量。由于复合材料的可设计性不强,对非承力油箱口盖的夹持方式只能在加强板设计,开孔形式如图8、图9所示。

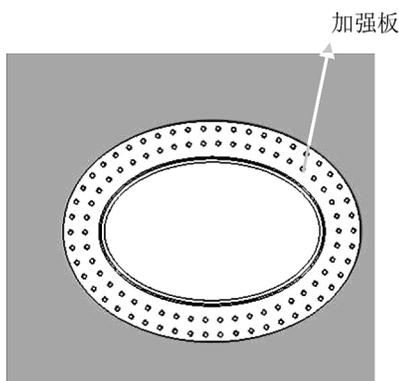


图8 钛板补强方式(正面)

金属后梁采用整体机加工工艺,加工过程中需满足机加件的转角和底角基本要求外,同时零件厚度过渡时可采用机加倒角形式平滑过渡,按相应设计手册标准执行即可,相对于复材剔层过渡要方便很多。

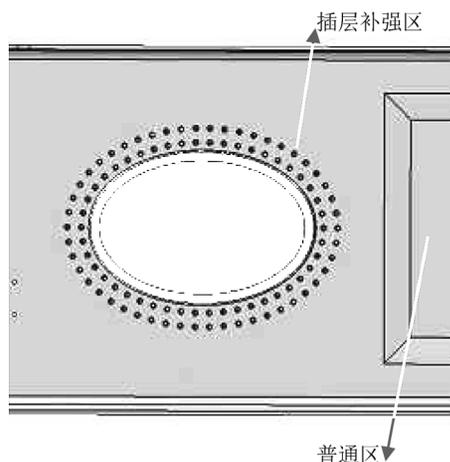


图9 插层补强方式(背面)

同时梁本体外表面为非加工面,对开孔所有的补强设计以凸台的形式全部布置在内部。对非承力口盖的夹持方式可直接在梁本体上设计,开孔形式如图10~图12所示。

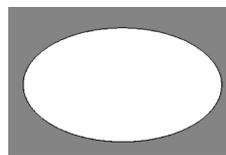


图10 金属开孔正面

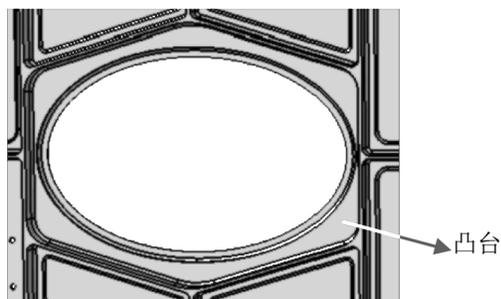


图11 金属开孔背面

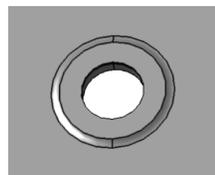


图12 普通开孔机加凸台

## 3 重量对比

综合对比2套设计方案最终中央翼后梁结构重量,复合材料后梁整体重量比金属后梁整体重量轻11.9%。

由于金属中央翼后梁本身已是整体机加件,属

于减重较为明显的金属结构设计方案,经对比复合材料方案的减重比例不是很明显。同时复材方案的紧固件边距及间距要求比金属结构要高,往往导致零件尺寸比金属方案零件略大。经分析,中央翼后梁结构采用复合材料方案能有效减轻结构重量。

## 4 结论

本文以某型民用飞机中央翼后梁两种设计构型对比分析,详细分析和探讨了2种方案的不同结构设计理念。对比发现这2种方案除本质材料不同外,主要还存在结构形式及细节设计方面的区别。复合材料方案重量轻,是未来民用飞机发展的必然

趋势,但目前存在设计经验缺失,试验验证周期长及工艺性能不稳定等问题,待设计人员进一步完善设计。本文的对比分析对后期设计具有一定的参考价值。

### 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.

(上接第47页)

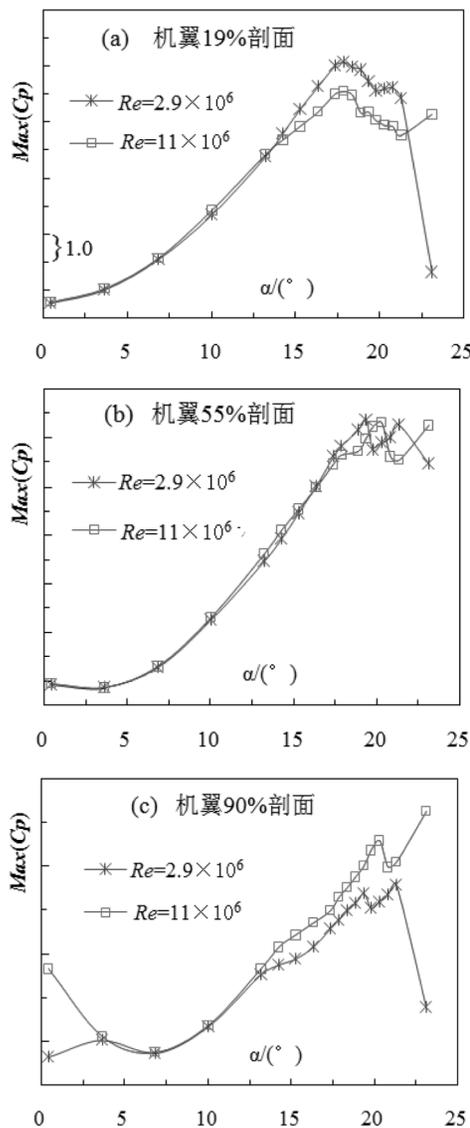


图6 机翼前缘吸力峰值随 $\alpha$ 的变化曲线(起飞构型)

前面的分析可知, $Re$ 数对巡航构型的升力线斜率和影响更为显著,对高升力构型的影响相对较小。从前缘吸力峰随攻角的变化曲线同样能发现这个规律。图6给出了起飞构型机翼前缘吸力峰值 $Max(C_p)$ 随 $\alpha$ 的变化曲线。由图可知, $Re$ 数主要影响内翼和外翼剖面的 $Max(C_p)$ ,对中翼剖面影响不明显。

## 3 结论

基于低速高雷诺数半模风洞试验,分析和探讨了某大型客机常压和增压两个状态机翼表面的气动力特性。发现雷诺数对巡航构型升力线斜率、最大升力系数、失速攻角和失速特性都有较明显的影响,对试验雷诺数范围内的影响量进行了定量分析。相对于巡航构型,增升装置打开后,雷诺数的影响不明显。从测压结果来看,雷诺数对机翼表面流动特性的影响主要集中在内翼和外翼。

### 参考文献:

- [1] 张锡金. 飞机设计手册第六分册:气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [2] 范洁川,等. 建造中的我国低速增压风洞[J]. 实验流体力学,2005,19(3):1-6.
- [3] 王晋军,等. 雷诺数对湍流特性的影响[J]. 力学与实践,1999,21(6):1-7.
- [4] R. E. Mineck. Reynolds Number Effects on the Performance of Ailerons and Spoilers (Invited) [C]. AIAA-2001-0908.