

先进机身结构和材料设计

Design for Advanced Fuselage Structures and Materials

德国航天咨询责任有限公司 Dr. Jens Hinrichsen

美国雅奇国际有限公司 Mr. Paul Marks

德国斯图加特大学飞机设计研究所 Dr. Klaus Drechsler

美国 HITCO 碳复合材料公司 Dr. Leslie Cohen

由于大型商用飞机机身结构的复杂性,其碳纤维复合材料部件的设计、制造和取证都不能借用现有的制造维修基本经验。碳纤维复合材料机身壁板超越了现代化金属技术,对应力应变的保守限制要求必须保证将具有损伤容限的机身结构交付到航空公司。这样,碳纤维复合材料壁板技术的应用至少限制了新飞机家族第一代成员的重量。

由于大型商用飞机机身结构的复杂性,其碳纤维复合材料部件的设计、制造和取证都不能借用现有的制造维修基本经验。碳纤维复合材料机身壁板超越了现代化金属技术,对应力应变的保守限制要求必须保证将具有损伤容限的机身结构交付到航空公司。这样,碳纤维复合材料壁板技术的应用至少限制了新飞机家族第一代成员的重量。

Glare (纤维金属层压板) 是这种保守主义的一个很好例证,因为 A380 机身纤维金属层压板设计已建立在传统金属设计的损伤模式之上,尽管实际发动机的损伤模式是发动机分解,不会导致在破损框上产生 2-舱 - 裂纹,也不会纤维金属层压板上产生疲劳裂纹增长。

这样的原则同样适用于碳纤维复合材料壁板,从用于取证的全尺寸试验到后来的飞机操作获取的结果,

并将作为以后飞机改型设计的重要数据库。一旦建立了碳纤维复合材料壁板技术应用信心,应力 / 应变水平以及最小厚度要求都可以审查,这有助于机身结构(在基本型的重量上)在更高水平上的验证,最终实现减重。本文仅基于设计与制造的最佳实践,以及研究所和工业实验室的成果提出发展趋势。

机身壁板的设计驱动及许用应力

1 结构设计驱动

不同的载荷决定了不同的机身区域结构设计。

(1) 纵向载荷。由于机头正向上,机身弯曲,上部机身(靠近冠状部位)产生拉伸,而下部机身(靠近底舱)受到压缩载荷。纵向壁板载荷沿机身长度方向变化,在机身中部达到最大,机头和机尾最小。圆形座舱里的

压力在其周围产生恒定的纵向载荷。

(2) 周向载荷。座舱增压产生周向应力。载荷种类有多种,为了简化机身壁板的主要参数选择,仅选 2 种载荷进行分析。由于机头拉升产生的座舱压力和机身弯曲,而且侧壁板只按内部压力确定尺寸,剪切载荷以及在座舱门、货舱门和维护门的应力集中决定了侧壁板设计和相关重量。在机身壁板技术的最后,对不同材料比较减重潜力时,要全面考虑这些影响。

2 许用应力和最小厚度要求

为符合现今的工业标准,整个尺寸选择(应力)都按损伤容限进行。

(1) 应力极限要考虑以下因素造成的材料性能下降。

- 开孔拉伸极限;
- 蒙皮填充孔压缩极限;
- 修理;
- 大损伤载荷承载能力。

引入极限载荷应力水平作为参

考尺寸便于碳纤维复合材料许用应力与传统的铝或 Glare 已知的应力水平相比较。

图 1 表示了周向和纵向载荷的不同应力水平,反映出不同的损伤模式。纵向载荷损伤模式为“沿断裂纵桁 2- 舱 - 裂纹”。因此,裂纹长度等于 2 倍的纵桁间距 (<400mm)。

周向载荷损伤模式为“沿断裂框 2- 舱 - 裂纹”。因此,裂纹长度等于 2 倍的框间距 (< 1300mm)。

(2) 蒙皮最小厚度要求反映以下几点:

- 埋头铆钉(钉杆与周围蒙皮有足够长的接触);
- 修理(消除划伤、表面腐蚀、修理用埋头铆钉);
- 后坠毁修复性;
- 雷击,外来物。

3 损伤容限机身壁板应力刚性设计空间

最终载荷状态所谓的“应力刚性设计空间”首先显示了碳纤维复合材料壁板设计条件假设的重要性。

(1) 蒙皮铺层纵向及周向载荷和剪切载荷 +45° / -45° 铺层;

(2) 紧固件孔(填孔受压,开孔受压);

(3) 损伤模式,导致强度下降: 损伤容限设计。

损伤容限碳纤维复合材料壁板“应力刚性设计空间”水平线是由拉伸和压缩许用应力的上下绝对值定义的。使用绝对值意味着通常用于压缩应力的负号在这里被取消。垂线定义了刚性的界线,在蒙皮的铺层里它是纤维方向的函数,在纵向也是长行铺层的函数。

碳纤维复合材料下壁板蒙皮参数选择举例

中模量碳带纵桁加强的碳纤维

复合材料壁板具有以下特点: 刚性 E_x 在 78000MPa(78GPa) 数量级,它代表了其上限。碳纤维复合材料设计使用应变而不使用应力作为参数,对于下壁板(底舱)的最终纵向压缩载荷,我们给出的许用应变为:

$$\sigma_{x,UL} = -0.3\%$$

相关应力为:

$$\sigma_{x,UL} = \varepsilon_{x,UL} \times E_x = -0.3\% \times 78000\text{MPa} = -234\text{MPa}.$$

假设内部压力周向载荷参数 $\varepsilon_{\phi,UL} = +0.25\%$, 刚性参数 $E_{\phi} = 73000\text{MPa}$, 最终载荷应力是:

$$\sigma_{\phi,UL} = \varepsilon_{\phi,UL} \times E_{\phi} = 0.25\% \times 73000\text{MPa} = 183\text{MPa}.$$

引入泊松比 $\mu = 0.25$, 估算出总应变:

$$\varepsilon_{\phi,UL} = (\sigma_x - \mu \sigma_{\phi,UL}) / E_x = (-234\text{MPa} - 0.25 \times 183\text{MPa}) / 78000 = 0.36\%,$$

$$\varepsilon_{\phi,UL} = (\sigma_{\phi} - \mu \sigma_{x,UL}) / E_{\phi} = [183\text{MPa} - 0.25 \times (-183\text{MPa})] / 73000 = 0.31\%.$$

损伤容限机身壁板设计空间界限相对较窄,而且对为涵盖损伤模式所设应变限制很敏感。就铺层而言, +45° / -45° 铺层必须保证机身蒙皮(冰雹、石头、跑道碎片等)有足够高的损伤容限水平。这方面图 2 中的 0° / 90° 铺层应力应变不代表真正结构。

图 2 中的碳纤维复合材料和铝的对比揭示了从碳纤维复合材料应力 - 刚性设计空间获取的设计许用值与用于金属破损容限许用值相近。

用不同材料制造的机身壁板重量方面的对比要基于沿机身纵轴不同位置的主要参数选择,还要考虑由机舱压力和机身弯曲产生的载荷双轴状态。下一节总结从主要参数选择中得到的结果。

机身壁板的先进材料及主要参数选择介绍

1 供选材料说明

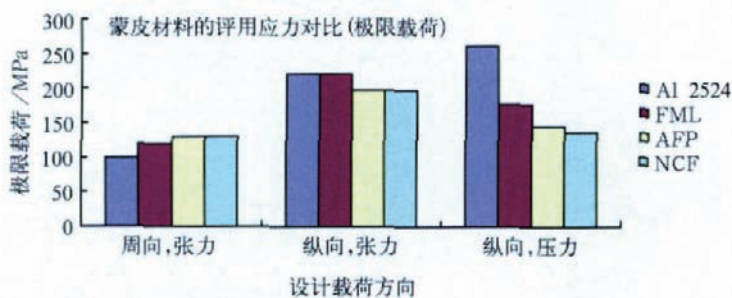
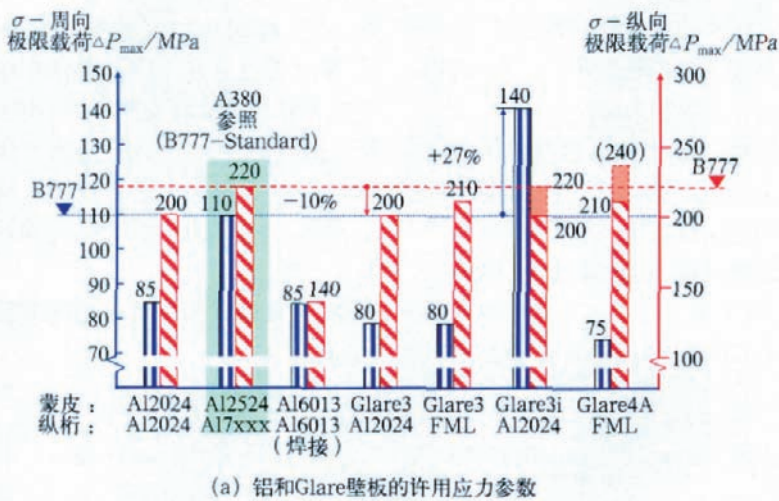


图1 周向和纵向载荷的不同应力水平

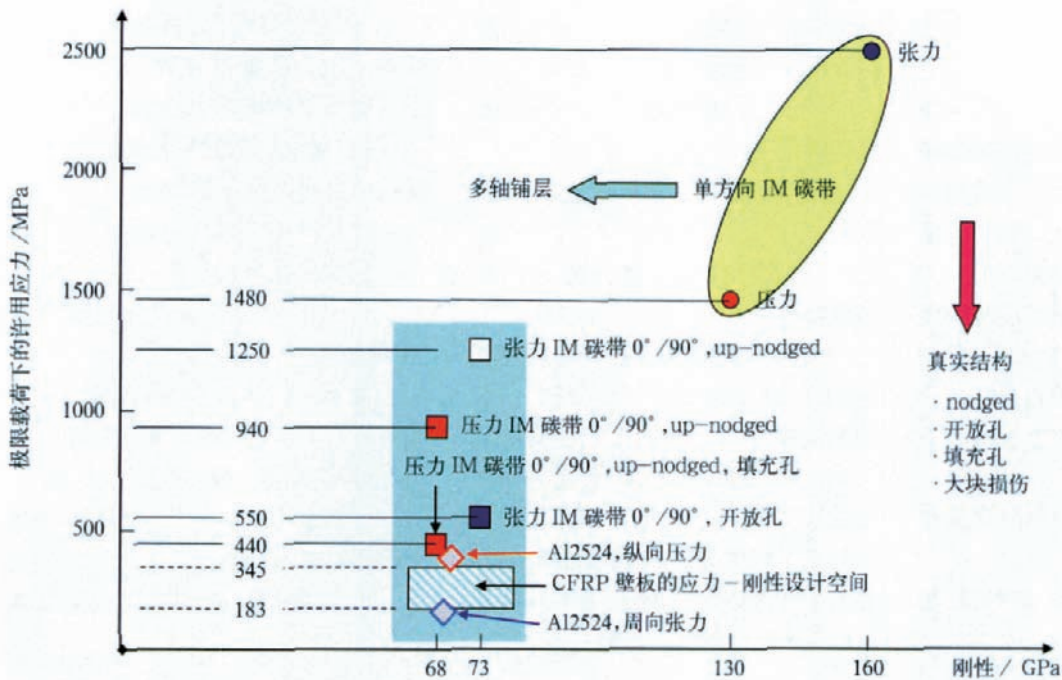


图2 中模量碳带和Al2524在极限载荷下的许用应力(强度)

非增压后机身大壁板和 B787 整个机身蒙皮大规模应用了自动铺丝技术,是热压罐固化的范例。

不起皱纤维技术的特点是在模具上铺贴织物,在真空下注入树脂,并在固化炉中固化。成本低使其很有吸引力,很好的工业化例证是 A380、A340、B787 压力罩。压力罩壳体在各个方向都受到张力载荷使其成为赢家,因为与自动铺带/丝热压罐固化技术相比,其设计许用值在可接受的水平上。

为损伤容限而设计

的结构试验在承受高压压缩或高剪切载荷下,目前,与用传统的铺带/丝、热压罐固化技术制造的结构相比,破坏强度低达 30%。要想在各种航空主承力件取得突破,一些主要参数,如基体(树脂)特性、树脂含量和纤维体积含量还需进行优化。材料供应商还需与制造商合作,共同找出解决方案。

4 基于双轴载荷主要参数的减重结果

以现代化的金属机身作为参考,见图 3 的右上角。

图 3 建立在使用预先选择的不同材料的组合但同样的机身上之上。

(1) 纤维金属层压板方案(FML)。从下壁板中排除纤维金属层压板,因为用阿洛叮防腐保护底舱壁板边缘存在问题,这里环境腐蚀性很强。

(2) 自动铺丝方案(AFP)。使用自动铺丝的方法铺贴蒙皮并用挤出纵桁(共固化)增加刚性,用这种方法制造的蒙皮质量很好,并具有最佳的纵向刚性。

(3) 不起皱纤维和自动铺丝方案(NCF+AFP)。由于压缩强度不够(损伤容限设计),不起皱纤维技术已从下壁板中排除。

2 Glare 简介

Glare 是由薄铝板和 S2 玻璃纤维预浸料组成的混合材料。玻璃纤维在裂纹端点的架桥效应极大地减缓了裂纹的发展或阻止其发展,使得无需进行疲劳裂纹检验。Glare 为 A380 客机的创新贡献极大。壁板和

最高载荷单剪连接板代表了机身上大规模应用。

良好的损伤容限行为使得 Glare 成为尾翼前缘的极好方案,它们可以用于扭力盒的鸟击保护。

以模压成型作为胶接模半自动铺贴是基础制造构思,机身表面外型最终用热压罐固化。

3 自动铺丝和不起皱纤维技术简介

AFP 意为在具有一定形状的模具上自动铺贴预浸窄带 C 束。A380

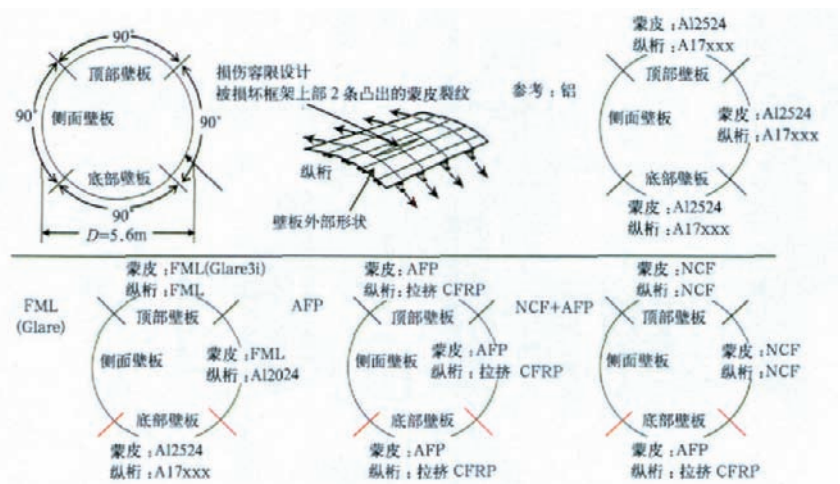
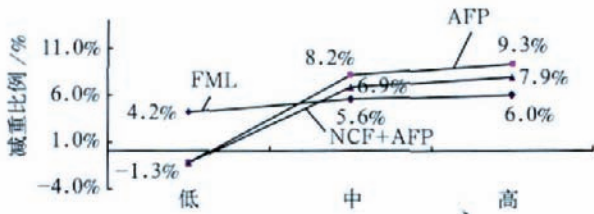
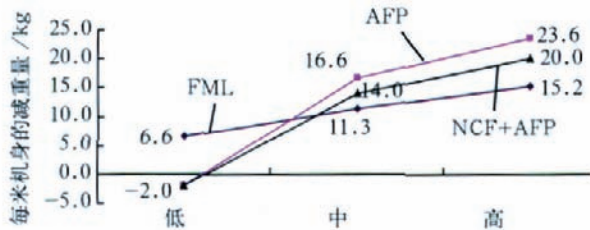


图3 基准构型及不同材料的应用说明



(a) 减重百分比作为机身弯曲度的函数



(b) 减重绝对值作为机身弯曲度的函数

注: AFP 和 NCF+AFP 壁板: 所有壁板最小厚度, FML 和 Al2524 壁板: 下壁板最小厚度。

图4 减重与机身弯曲度的函数

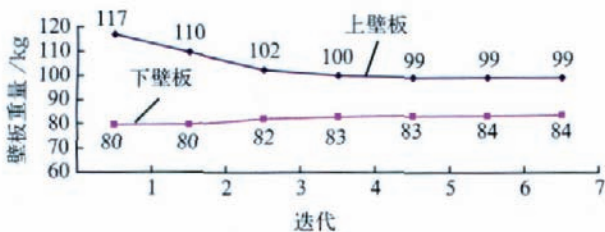


图5 减重作为机身弯曲度的函数

减重是用现代化金属机身结构进行检验的,上下壁板尺寸都根据双轴载荷而定。为减少研究的复杂性,侧壁板只根据内部压力而定。侧壁板的重量由剪切载荷以及窗框、客舱门、货舱和维护门(需要局部加强)开口造成的应力集中决定。本论文最后一节的全图对这一大胆简化给出了补偿。

图4首先展示了最小厚度对碳纤维复合材料壁板重量的影响:当最小厚度足够使所有应力保持在应力许用值水平以下时,对尺寸的要求不能兑现。当双轴载荷选择造成蒙皮厚度大于最小厚度时,随着弯曲力矩的增加,减重效果上升。

此外,就纤维金属层压板方案而言,它还受到“载荷再分配效应”的伤害。纤维金属层压板作为基准构型

铝制上及侧壁板的替代品,造成了这些壁板的刚性下降。与金属基准件相比,这种趋势由于厚度降低而放大。最终导致惯性矩降低,弹性轴位置下移。在这种情况下,以梁理论为基础的参数选择必须迭代进行。

图5展示了 Glare 上壁板和铝下壁板重量的共同方案。座舱压力和机身弯矩的组合为上壁板确定了参数,而且机身弯曲对于承受压力载荷的下壁板(铝)很关键。

每块壁板重量详细变化显示了3点:

- (1) 上壁板减重比例=18/117=15%;
- (2) 下壁板增重比例=4/80=5%;
- (3) 总重量减少比例=14/(117+80)=7%。

损伤容限规则是决定性的。

(2) 设计要求与区域相关(壁板位置):

- 上壁板: 纵向拉伸载荷;
- 下壁板: 纵向压缩载荷;
- 最小厚度要求因区域不同而不同(坠毁着陆、冰雹等);
- 损伤模式与区域有关(发电机分解、轮胎爆裂等);
- 选择材料的目的是使设计驱动与材料性能最佳匹配。

(3) 重量取决于损伤模式(它定义最大载荷下的许用应力)。

- 纵向: 断裂框的 2- 舱 - 裂纹;
- 周向: 断裂纵桁的 2- 舱 - 裂纹。

(4) 重量取决于机身弯曲度,沿机身变化。

图6展示了不同材料重量对比,合并了壁板参数选择结果。对于 Glare,必须引入估计减重修正:事实上 Glare 侧壁板门周围的加强对减重有很大贡献。由于这方面的原因,减重可达 9%。

虽然相对于自动铺丝技术重量稍有增加,但是不起皱纤维技术看上去还是很有吸引力的。未来会告诉

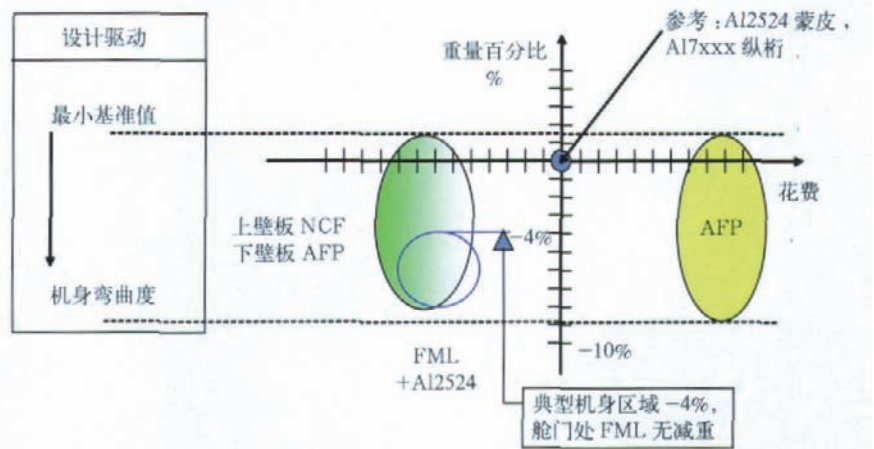


图6 几种技术模式的全图

结论

机身壁板重量设计主要驱动总结如下。

- (1) 基于设计及实际损伤模式的

我们它是否会达到自动铺丝所能达到的材料性能。对引入缺陷、损伤和修理后的加强壁板的试验可以解答现今的疑问。

(责编 淡蓝)