

PMI 泡沫夹芯结构 在A380后压力框上的应用

Application of PMI Sandwich Structure on A380 Pressure Bulkhead

赢创德固赛中国投资有限公司上海分公司 胡 培
上海交通大学航空航天学院 陈秀华



胡 培

1998 年在上海同济大学获得复合材料专业硕士学位, 现任赢创德固赛公司高性能聚合物部门泡沫和薄膜产品亚太区总监。自 2001 年以来, 一直在赢创德固赛公司从事先进复合材料夹层结构的研究和市场工作。

夹层结构

在飞机结构设计中, 要求设计的构件尽可能轻, 同时又要满足强度刚度要求, 因此这是对设计人员的最大挑战, 对于薄壁结构, 主要设计要求为: 在承受拉、压及剪切载荷的综合作用下不失稳。传统的飞机结构设计方法仍在一些范围内使用, 通过用

和蜂窝芯相比, 在热压罐固化过程中, PMI 泡沫各向同性的孔隙结构还能满足侧压下的尺寸稳定性的要求而无需用泡沫胶填充。另外, 泡沫还能将热压罐的压力均匀地传递给泡沫下方面板的铺层, 使其压实, 没有压痕等表面缺陷。

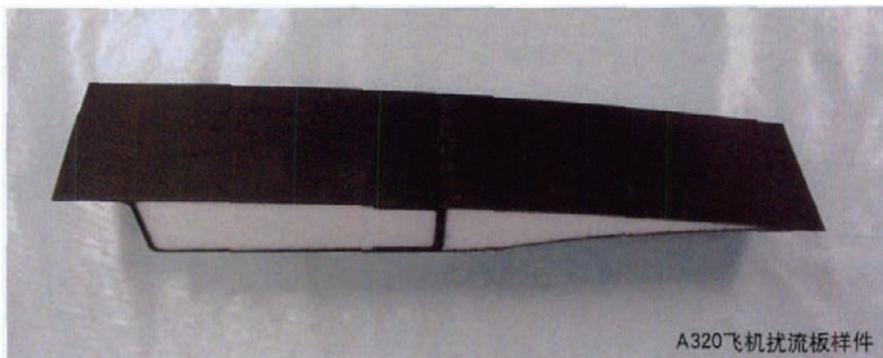
长桁和肋/框组成纵、横向加强件来提高板的稳定性。实际上, 某些次承力结构也可以使用夹层结构设计来满足强度、刚度要求。夹层结构的夹芯通常采用蜂窝或泡沫芯材, 其最大的优点是具有较大的弯曲刚度和强度。

工程中应用的夹层板通常承受的载荷为横向载荷, 在夹层板的内面作用剪切载荷, 以及在夹层板的轴向承受压缩作用, 使夹层板发生弯曲。对结构高度大的翼面结构, 蒙皮壁板(例如上翼面壁板)采用夹层结构代替层合板能明显减轻重量; 对于结构高度小的翼面结构(例如操纵面), 采用全高度夹层结构代替梁肋式结构也能带来明显的减重效果。

飞机的复合材料夹层结构通常采用先进复合材料做面板, 其夹芯一

般为轻质材料。夹层结构的弯曲刚度性能主要取决于面板的性能和两层面板之间的距离, 高度越大其弯曲刚度就越大。夹层结构的夹芯主要承受剪应力并支持面板不失稳, 通常这类结构的剪力较小。选择轻质材料作为夹芯, 可较大幅度地减轻构件的重量。对于面板很薄的夹层结构, 还应考虑抗冲击载荷的能力, 所以面板的最小厚度必须满足一定的条件。此外, 夹层结构的使用经验还表明: 在从成本方面评估夹层结构时, 不仅要考虑制造成本, 还必须考虑飞机使用期的全寿命成本。

目前在航空器上应用在夹层结构中的夹芯材料通常是蜂窝和泡沫。作为航空材料的 PMI 泡沫是一种均匀的刚性闭孔泡沫, 孔隙大小基本一致。PMI 泡沫在进行适当的高温处



A320飞机扰流板样件

理后,能承受复合材料固化工艺的高温要求,这样使得 PMI 泡沫在航空领域得到了广泛的应用。PMI 泡沫具有很好的压缩蠕变性能,可以在 $120^{\circ}\text{C} \sim 180^{\circ}\text{C}$ 、 $0.3 \sim 0.5\text{MPa}$ 的压强下在热压罐中固化,通常能满足预浸料固化工艺的蠕变性能要求,可以实现夹层结构的共固化。PMI 泡沫也能满足阻燃、烟雾、毒性(FST)要求。与 NOMEX[®] 蜂窝夹层结构比较,泡沫夹层结构的另一个特点是其抗吸湿性好得多,由于泡沫是闭孔的,湿气和水分很难进入到夹芯里面去。虽然 NOMEX[®] 蜂窝夹层结构也能实现共固化,但是会降低复合材料面板的强度。为了避免在共固化过程中蜂窝发生芯材压溃或侧移,通常固化压力为 $0.28 \sim 0.35\text{MPa}$,低于一般层压板的固化压力要求。这样会导致复合材料面板的孔隙率偏高。另外,因为蜂窝结构的孔隙直径较大,只在蜂窝壁位置才对蒙皮有所支撑,这样会导致纤维产生弯曲,导致复合材料蒙皮层板的强度降低。

PMI 泡沫作为夹层结构泡沫芯材已经在各种飞机结构中成功地应用,其中一个最突出的应用是在 MD11 飞机尾部的发动机进气口侧板。泡沫的 CNC 精确加工和热成型大大降低了工艺成本。和蜂窝芯相比,在热压罐固化过程中,PMI 泡沫各向同性的孔隙结构还能满足侧压下的尺寸稳定性的要求而无需泡沫胶填充。另外,泡沫还能将热压罐的压力均匀地传递给泡沫下方面板的铺层,使其压实,没有压痕等表

面缺陷。泡沫填充 A 型加筋条结构形式可以应用在雷达发射面、发动机短舱的壁板、机身蒙皮、垂直安定面等部件。

泡沫填充帽形加筋条结构

采用加筋条也是一种加强薄壁碳纤维/环氧壁板的最有效途径,例如发动机进气口侧板或发动机短舱的侧板、机翼和尾梁的蒙皮等。使用加筋条可以最有效的提高结构刚度和稳定性^[1]。

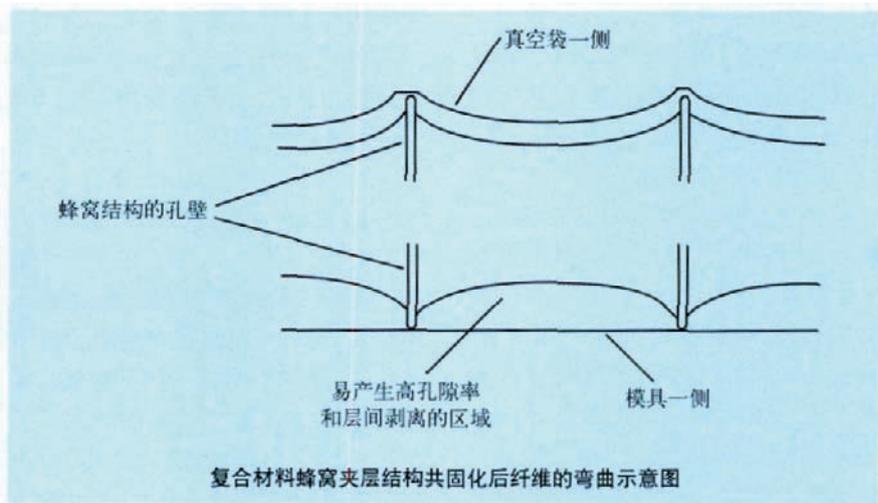
相比其他的结构,泡沫夹芯帽形加筋结构承受组合外载的性能优良,在复杂应力状态下具有很高的结构

构的基础上,最近提出了一种泡沫填充加筋条的结构方案,最大程度上优化结构设计和制造工艺,例如空中客车 A380 的后压力框等。

综合前文对蜂窝和泡沫芯材的对比,通常选择泡沫材料作为帽形加筋条结构的填充芯材,在用芯模的同时充当帽形加筋条的结构芯材,既是结构材料,也是工艺辅助材料。

PMI 泡沫能够保证加强筋的周边的预浸料完全压实,可以很好地替代可充气气囊工装,避免了使用可充气气囊需要多次固化等一系列的问题。

在新型 A340 后压力框采用了 PMI 泡沫填充筋条结构形式成功的基础上, A380 的后压力框也采用了这一技术。在 A380 结构中,泡沫筋条长达 2.5m,几何形状相对更加复杂。PMI 泡沫加工和热成型比较容易,这也是泡沫填充筋条设计能够实现的关键。目前,已有 200 件加工完毕的泡沫筋条运抵空中客车 Stade 工厂供 A380 使用。



复合材料蜂窝夹层结构共固化后纤维的弯曲示意图

效率。同时,由于帽形加筋结构具有多路载荷传递路径,其结构本身就具有天然的损伤容限性能。在 NASA 的报告^[2]中提到,在特定的载荷区段中,帽形加筋结构对比其他结构甚至可以节省 20% 的结构重量。

美国 NASA 和欧洲空中客车公司,在多年使用夹层结构和加筋条结

泡沫填充帽形加筋条结构的结构分析

下面的实例讨论了在帽形加筋条应用中,PMI 泡沫芯材实现成本、重量的优化,满足双重要求的可行性。泡沫芯材不仅可以在铺层、固化过程中用做芯模,还能在加筋条中起



到一定的结构作用^[2]。因为泡沫的压缩强度很高,它可以提高结构的稳定性,减少夹层结构中预浸料铺层,达到减重的目的。

在弯曲载荷和轴向压力作用下,薄壁复合材料结构常常会发生失稳破坏。失稳破坏总是在材料到达压缩破坏强度以前,在受压部位出现,有效的途径是将加强筋粘接在壳结构上,提高壳结构的抗失稳能力。空心的帽形加强筋条结构的侧壁和凸边容易产生失稳,导致结构过早破坏。

和空心帽形加强筋条相比,在PMI泡沫填充的加强筋中,泡沫芯材作为结构材料,可提高抗失稳性能,在材料发生屈服前,保持结构的形状和强度。泡沫填充帽形加强筋条的面内压缩强度和空心加强筋条相比,失稳载荷提高约100%。芯材主要承受加强筋侧表面垂直方向的拉应力和压应力,避免在碳纤维/环氧复合材料面板达到屈服强度前,结构过早地发生失稳破坏。

空客 A380 后压力框的制造工艺过程

空客 A380 超大型商用客机的

制造带来了很多挑战,结构性能和成本的要求都使得一些主结构采用复合材料和相应工艺。

多年来,空客采用预浸料和手工铺层的制造工艺,已经成功地为A340制造碳纤维复合材料后压力框。空客公司比较倾向于在A380上采用复合材料设计方案,因为和金属结构后压力框相比,它可以减轻至少40kg的重量,但是同时希望找到一个成本更加低廉的制造方法。最终空客公司选择了树脂膜浸润(RFI)工

艺,而且A380后压力框也是通过RFI工艺制造出的最大的结构部件^[5]。

RFI工艺具备很多实际的优点,包括高纤维含量,低孔隙率,以及高质量稳定性。RFI工艺就是在固体的树脂膜上放置预成型体,在一定温度和压力条件下实现导流并固化。RFI工艺的变体包括SP Systems公司的SPRINT工艺和Advanced Composites Group公司的ZPREG工艺,最近已经用在了汽车行业。

多年以前RFI工艺作为NASA项目的一部分,由波音公司演示使用这种工艺能够制造一个完整的机翼结构时,它就引起了业界的注意。这种简单的真空袋模塑成型工艺使用根据部件性能要求剪裁的干织物预成型体,RFI工艺比较适合相对较薄、形状简单的大型部件,因为树脂膜更容易铺放在平面和低曲率的模具上;另外,加热以后,只要流过几毫米就能浸润预成型体。

对于长6.2m,宽5.5m和高1.6m的后压力框结构,传统的手工铺层铺放非常困难,而且耗费工时。

随着树脂膜浸润工艺在航天航空领域内逐步推广,而且后压力框的外形比较对称,剖面比较薄,采用RFI工艺比较容易实现。借用空客发言人的话,RFI工艺“已经足够成熟”,达到了A380的工艺要求。

穹形的A380的后压力框,采用的增强材料是0°/90°无皱双轴向碳纤维织物,由SAERTEX提供。纤维是Toho Tenax公司的高强度标准模量6K和12K的碳纤维,使用LIBA的机器进行缝合,宽度是1.27m。织物下层是90°方向、上层是0°方向纤维。为了达到部件要求的尺寸,把6张双轴向的织物再缝合在一起,搭接的宽度是25mm,形成一张宽7m、长7.4m的“毯”。6张毯依次叠在一起,形成一个整体的后压力框预成型体。SAERTEX公司将预成型体从两端向中间卷起来,然后从SAERTEX公司新建的厂房运到靠近德国汉堡的空客Satde制造工厂。

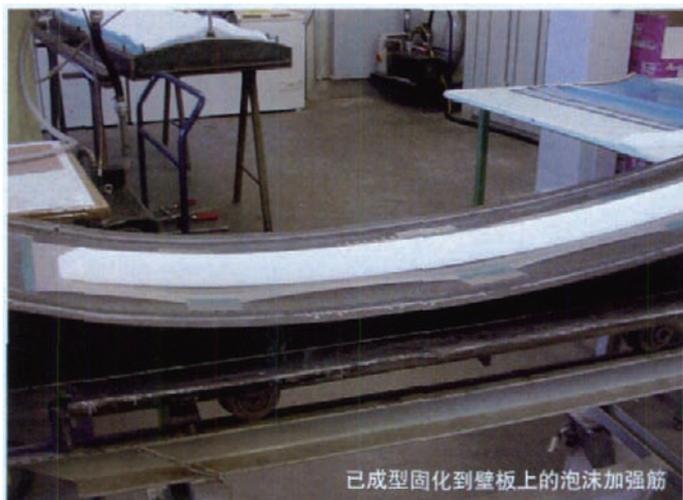
后压力框的制造是在一个用ST52模具钢制造的阳模上进行的。在铺层前,模具用Marbocote脱模剂先进行脱模处理。首先放在模具上的是几个HTA 977-2碳纤维/环氧预浸料“加强层”,或者预先剪裁的单层增强材料。加强层的目的是对部件边缘的装配区域及四个开口处(让液压,电和空气管道通过)位置进行加强。

然后铺放CYCOM 977-2树脂膜,其单位面积重量为1000g/m²,带单面背衬纸,宽1m。将树脂膜铺放在模具和加强层上。CYCOM977-2树脂膜在常温下呈固体状态,易切割、定位和搭接。铺贴时,确保模具的所有位置有足够的树脂,以充分浸润预成型体。RFI工艺的一个优点就是可以使用高粘度增韧树脂,例如977-2,因为树脂不必流过很长的距离来浸润预成型体;相对而言,RTM工艺通常必

须使用低粘度的树脂,因为树脂流动路径较长并较弯曲。空客采用 977-2 树脂体系是因为它是一种标准的热熔性预浸料树脂,具有庞大的航空结构数据库,977-2 另外一个优点是它是唯一获得空客认证、用于主承力结构件并满足欧洲和美国燃烧、烟雾和毒性要求的环氧材料。

在将胶膜的背衬纸剥离以后,借助门式起重机和激光定位系统将预成型体放置在模具上。经过修边后,将整个部件置于真空袋中,然后从预成型体中把空气抽出来。接着将整个模具放入热压罐中,按照 977-2 树脂的固化条件(大约温度 177℃,压强 0.69MPa,90min)进行固化。整个固化时间包括加温和降温过程,大约 6h。

后压力框的设计包括 15 个径



向的加强筋,长 2.5m,宽 80mm,高 40mm,通过后固化工艺加上去。加强筋用的是 Cytec977-2 预浸料(和加强层用的是相同的材料),ROHACELL® 聚甲基丙烯酸酯泡沫帽形筋条包裹起来,用数控加工手段将泡沫加筋条加工到准确的尺寸,然后放置在防潮铝膜包装袋中,作为部件运送到空客公司。

空客 A380 选用的是能够满足 AIMS 04-11-002 标准要求的 71 WF-HT,在经过温度和湿度分

别为 30℃、75%、50h 的室外环境以后,还能承受 180℃和 0.3MPa 的夹层结构共固化条件。泡沫筋条为碳纤维铺层起到芯模的作用,由位于 ROHACELL® 泡沫成形部门提供经过机械加工和热成形的筋条。

为了能保证筋条要求的外形,采用泡沫作为模具或者芯模,但是 PMI 泡沫在设计中不起结构作用,留在部件中。泡沫能够承受高温和蠕变,能够承受用来固化筋条的第二次热压罐固化条件,而且因为重量轻,不影响部件的性能。

在第二次铺层的过程中,还加上两层 Cytec 977-20°/90°无碱玻纤/环氧预浸布在后压力框的周边,防止碳纤维和铝飞机结构之间发生电腐蚀反应。然后把整个部件用真空袋密封,送到热压罐里进行二次固化。空客公司已经做了很多试验,能

够一次完成这个部件,但是后压力框是一个非常重要的部件,质量要求很高,所以最终还是决定将这个过程中分成前述两步,以降低风险。对于初期的制造这是一个优化的工艺过

程,但是通过努力,最终目标是实现该部件的一步制造。

在二次固化完成以后,把钛合金边框安装在后压力框的周边部分。从后压力框传递给机身的载荷主要是通过边框和钛合金的紧固件,也有一些通过直接连接边缘和铝制结构的紧固件,这也需要有玻璃纤维电腐蚀阻挡层。

空客采用的预成型体 RFI 工艺和手工铺贴相比,降低约 50% 的制造成本。

结束语

考虑 PMI 泡沫作为一个结构组分,面板预浸料铺层厚度可以减少 1 到 2 层;如果作为结构材料,从设计方面需要考虑建立合适的本构关系模型;从质量控制方面,也需要有合适的无损检测的方法。和空心加筋条相比,PMI 泡沫夹芯加筋条是一个重量相对适中,低成本方案。总之,PMI 泡沫具有双重功用,作为芯模的同时,也是夹层结构的结构单元,可以降低成本并减轻结构重量。

使用 PMI 泡沫芯可以用作芯模制造帽形加筋条,可以大大降低构件的铺层和固化工艺成本。预浸料可以方便地铺设在泡沫芯模上。PMI 泡沫各向同性的空隙结构和在热压罐固化周期良好的耐压缩蠕变性能使得一步共固化工艺更容易实现。在承载方面,使用 PMI 泡沫填充帽形加强筋条可以显著提高薄壁碳纤维/环氧结构的抗失稳性能。采用加筋条可将屈服破坏强度提高约 30%,失稳破坏强度提高约 100%。

参考文献

- [1] Ames H, Rother M. Untersuchung über eine kostengünstige CFK-Bauweise für lngs- und radial versteifte Schalen. Endbericht, Dornier GmbH, 1983.
- [2] Ambur D R. Design and evaluation of a foam-filled hat-stiffened panel concept for aircraft primary structural applications. NASA technical Memorandum 109175, 1995, 1.
- [3] Alsup P J. A comparison of composite hat stiffeners using Teflon and remain-in-place foam mandrels subjected to static and fatigue loads. Air force Wright Aeronautical Laboratories, 1985.
- [4] 窦润龙. 复合材料泡沫夹层结构在民机中的应用,民用飞机设计与研究,2004(3):42-45.
- [5] Black S. An elegant solution for a big composite part. High Performance Composites, 2003,5.

(责编 侧卫)