

# 航空航天泡沫夹层结构的设计

## Design of Aerospace Foam Sandwich Structure

赢创德固赛中国投资有限公司 胡 培



胡 培

赢创德固赛中国投资有限公司高性能聚合物部门泡沫产品亚太地区总监、亚太区高级业务发展经理。

夹层结构是一种层合复合材料的特殊形式,它是由不同材料相互粘接组合,通过利用各个组分的性能特点达到整个系统组成的结构优势。

夹层结构一般是由上面板、上面板与芯材的粘结层、芯材、下面板与芯材的粘结层以及下面板 5 个要素组成。在构造上通常是采用厚度较薄,强度高,刚度大的材料作为面板,而用密度小,厚度较大,有一定承剪能力的材料作为芯材,用胶接的方法把他们连接起来。

如果在使用周期内作一个综合的比较,泡沫芯夹层结构考虑到制造和维护方面的优势,仍然是一个比较好的选择。如何将泡沫芯夹层结构的缺点降到最低,提高芯材-蒙皮之间的界面性能,是将来泡沫夹层结构面临的主要问题,结合国内外的最新研究和应用表明:缝纫或针刺是提高泡沫芯材性能的有效途径。

夹层结构传递荷载的方式类似于工字梁。工字梁的翼板的位置离断面的中性轴最远,以承担面内拉压应力,腹板使翼板之间保持一定的距离而彼此分开,同时,腹板在两个翼板之间分散剪切应力。同样的,夹层结构中,具有高强度、高模量的上下面板分布在远离中性轴的位置从而承受面内拉压应力,而轻质的芯材夹在中间以使上下面板材料之间彼此分开且保持一定的距离,并分散剪切应力。

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高度,高度越大其弯曲刚度就越大。夹层结构的芯材主要承受剪应力并支持面板不失去稳定性,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。当然,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。

由于芯材是由轻质但相对于面板强度较低的材料做成,所以芯材可以大面积地分布在上下面板之间,而并非像工字钢材腹板那样对翼板提供局部支撑。

### 航空航天复合材料夹层结构的应用

复合材料夹层结构在飞机结构中有着广泛的应用,图 1 为 A380 中蜂窝夹层结构的使用情况。对结构高度大的翼面结构,蒙皮壁板(尤其是上翼面壁板)采用夹层结构能明

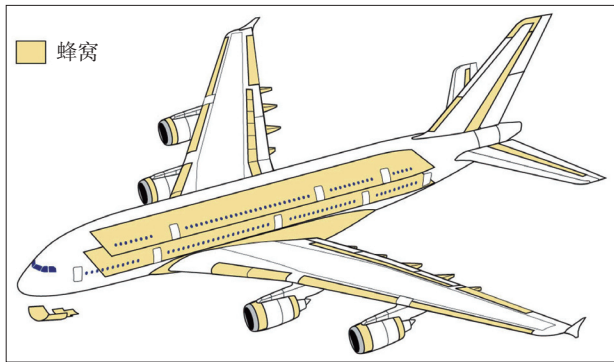


图1 A380中蜂窝夹层结构的使用情况

显减轻重量。对于结构高度小的翼面结构(尤其是操纵面),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。

除了上述传统的夹层结构以外,还有一种新型的夹层结构形式——泡沫填充帽形加筋条。在航空航天结构的设计中,为了减轻重量,通常会设计一些复合材料薄壁结构。在弯曲和轴向压力作用下,复合材料薄壁结构常常会发生稳定破坏,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,为此工程师常常通过用长桁和肋/框组成纵、横向加强件来提高板的稳定性。实际上,某些次结构件或者内饰件也可以使用夹层结构设计来满足强度、刚度要求。对于常用的加筋板,加筋板分3步制造,包括面板固化、加筋条固化和二次胶接。尽管可以通过一些高效率、低成本的方法,例如挤出工艺制造出加强筋,但是由于采用了二次胶接,抵消了成本优势。另外一种方法是加强筋和面板采用共固化工艺,设计中可以采用和树脂有相同固化周期的胶膜来提高胶接面整体性。加强筋可以经过预固化或者未经预固化,这样加强筋和蒙皮结合在一起。放弃整个I形加强筋的概念,采用泡沫填充帽形加筋条的设计方法。和空心的帽形加筋条结构相比,避免了帽筋条的侧壁产生失稳,导致结构过早破坏。

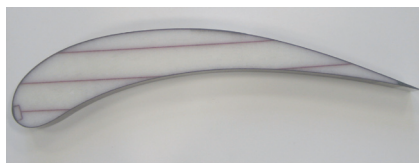
泡沫填充帽形加筋条的面内压

缩强度和空心加筋条相比,在结构出现初始失稳时,失稳载荷提高约100%。芯材主要承受和加强筋侧表面垂直方向的拉应力和压应力,避免在碳纤维/环氧树脂复合材料面板达到屈服强度前结构过早

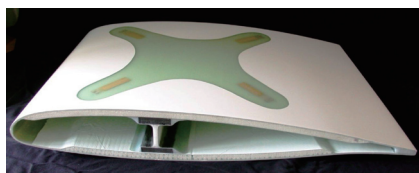
地发生失稳破坏。

综合上面的介绍,复合材料夹层结构在飞机结构中主要有下面3种结构设计形式见图2,3种结构设计形式之间的对比见表1。

目前飞机复合材料夹层结构主



(a)全高度夹层结构设计



(b)蒙皮夹层结构



(c)泡沫填充帽形加筋条

图2 复合材料夹层结构在飞机结构中的主要设计形式

整流罩,翼梢小翼以及泡沫填充帽形加筋条用于加强壁板和蒙皮等。

### 结构性芯材和非结构性芯材的概念

夹层结构的芯材通常使用铝蜂窝、泡沫或NOMEX®蜂窝等多孔固体材料。泡沫芯材和蜂窝芯材在力学性能、工艺性能和使用耐久性方面都有所不同。在设计过程中,蜂窝材料在夹层结构中,是作为结构单元。但是泡沫,除了可以作为结构单元以外,还常常作为芯模或者同时具备芯模和结构单元的双重作用。这里的芯模,有双重含义,一重含义是铺层过程中的芯模,另外一重含义是固化过程中的芯模。如果芯材作为非夹层结构的结构单元,就不需要考虑芯材的强度等结构性指标。图3所示为夹层结构设计中的结构性芯材和非结构性芯材。

关于泡沫作为非结构性芯材的应用可以参见波音X-45A验证机项目。复合材料占X-45A结构重量的45%。在机翼制造中,为提高刚性、减轻重量并简化加工工艺,美国泡沫基体公司(Foam Matrix)按肋条、桁条、电气线路及其他机翼部件加工出模具,然后模塑出整体的泡沫芯材。然后在泡沫芯材上缠绕复合材料纤维,送回模具进行树脂注射。这里,泡沫芯材在结构设计中不考虑其对整个结构的强度和刚度的贡献,只考虑其是否能够满足工艺要求,主要是共固化过程中的尺寸稳定性的要求。

表1 3种结构设计形式之间的对比

设计	刚度	重量	铺层工作量	组装工作量	适合的芯材
全高度夹层结构	很好	好	很好	很好	蜂窝和泡沫
蒙皮夹层结构	好	很好	好	基本满意	蜂窝和泡沫
泡沫填充帽形加筋条	好	好	基本满意	很好	泡沫

要的应用的部件有:起落架舱门,雷达罩,地板,发动机短舱,飞行控制面(襟翼、副翼、升降舵、扰流板等,翼身

在夹层结构的设计过程中,如果考虑到泡沫作为结构性芯材,需要按照相关的设计规定进行设计,例如美

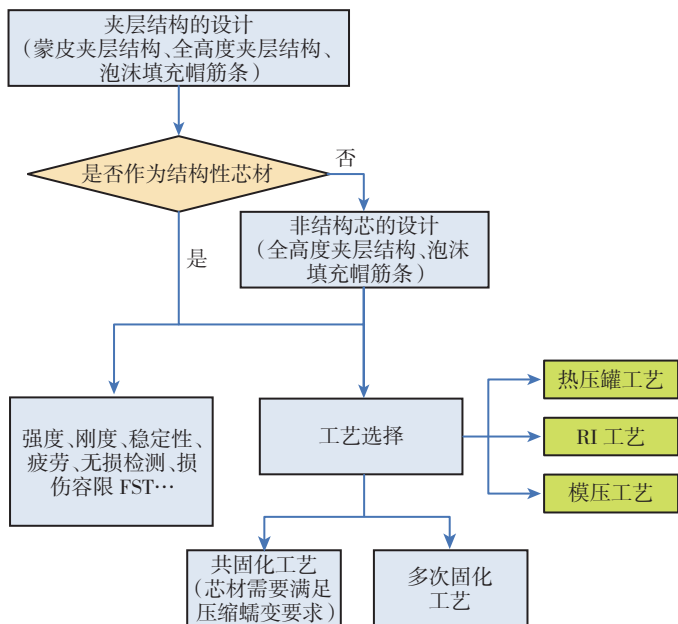


图3 夹层结构设计中的结构性芯材和非结构性芯材

国民用飞机复合材料结构适航取证的咨询通报 AC20-107B (2009年9月8日颁布),并建立相应的无损检测的方法和标准。

### 复合材料夹层结构常见芯材

复合材料夹层结构的常见芯材,见图4。在设计时,对于面板材料考虑的主要因素是其强度和刚度,而对于芯材,主要考虑最大限度地减轻重量。在飞机结构中,芯材通常使用铝蜂窝、泡沫或 NOMEX® 蜂窝等多孔固体材料。

(1) 铝蜂窝。铝蜂窝夹层结构一般应用在承受剪切载荷较大的部位,其面板通常也是金属板材,因为铝蜂窝和碳纤维面板一同使用时,如果2种材料之间电绝缘处理不当,就会发生电化腐蚀。

(2) NOMEX® 蜂窝。NOMEX® 蜂窝是采用芳纶纸浸润酚醛树脂制成,具有广泛的应用领域。NOMEX® 蜂窝和铝蜂窝相比,局部失稳的问题要小得多,因为 NOMEX® 蜂窝的蜂窝壁可以做得相对要厚一些。另外,因为 NOMEX® 材料不导电,不存在

接触电化腐蚀的问题。NOMEX® 蜂窝还能够满足 FST (烟雾毒性)要求。

(3) PMI (Polymethacrylimide, 聚甲基丙烯酰亚胺) 泡沫。PMI 泡沫在进行适当的高温处理后,也能承受高温的复合材料固化工艺要求,这样使得 PMI 泡沫在航空领域得到了广泛的应用。中等密度的 PMI 泡沫具有很好的压缩蠕变性能,可以在 120℃~180℃ 温度、0.3~0.5MPa 的压力下热压罐固化。PMI 泡沫能满足通常的预浸料固化工艺的蠕变性能

要求。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 泡沫也能满足 FST 要求。

(4) PVC 泡沫。PVC 泡沫的主要优点是价格相对便宜,通常用来制造小型飞机构件,制造工艺不需要热压罐,固化温度低于 120℃。在使用 RTM 工艺时,需要对 PVC 泡沫加热后释放的气体给予一定的重视,因为这会导致面板材料内部产生孔隙。

综合上面的对比,可以看出目前航空航天复合材料夹层结构可以选用的泡沫芯材主要是 PMI 泡沫材料。

### PMI 泡沫材料和蜂窝材料的对比

(1) 从工艺的角度来讲,蜂窝和泡沫相比,泡沫机械加工相对简单;对于复杂形状,PMI 泡沫芯材可以热成型。泡沫夹层结构和蜂窝夹层结构相比,能够适应更高的共固化温度和压力,不需要进行填充处理。在同样的共固化条件下,泡沫夹层结构的复合材料蒙皮的力学性能相对蜂窝夹层结构的要高,因为在共固化条件下,蜂窝壁会导致复合材料的蒙皮纤维发生弯曲,并形成富树脂区。另外,泡沫芯材还能直接用于各种液体树脂成型工艺。

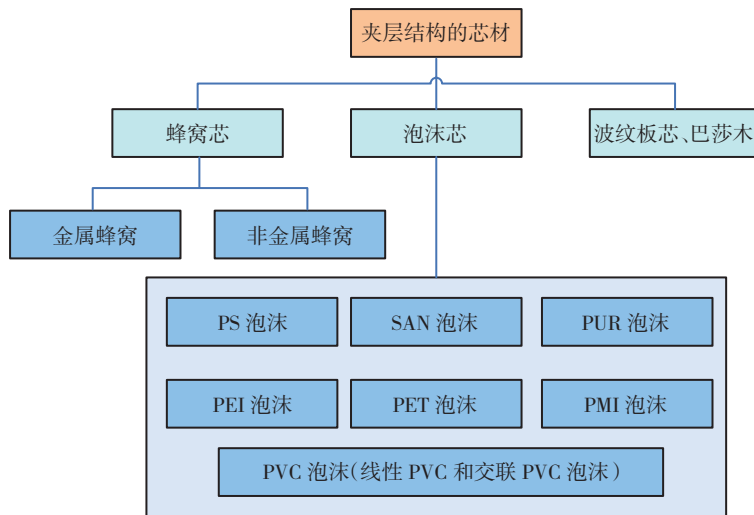
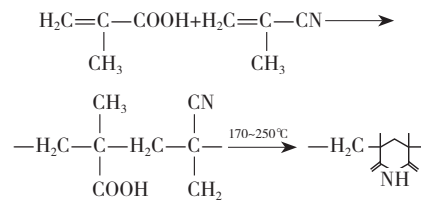


图4 复合材料夹层结构的常见芯材

(2)从设计的角度来讲,除了常用的全高度夹层结构和蒙皮夹层结构以外,还可以设计泡沫填充帽形加筋条结构。另外,泡沫的力学性能是各向同性,而蜂窝是各向异性。在复杂的受力状态下,例如翼稍小翼结构中,泡沫比蜂窝更能满足结构和强度要求。

(3)在使用过程中,因为泡沫是闭孔结构,和开孔的蜂窝结构相比,具有较低的吸水率,减少维修成本。图5对比了蜂窝夹层结构和泡沫夹层结构在使用过程中的吸水量。根据文献报道,20年内收集的蜂窝雷达罩维修记录表明,大约85%蜂窝雷达罩因为蜂窝进水原因需要维修,大多数航空公司证实波音737飞

的PMI泡沫,目前,世界上主要PMI泡沫产品是德国德固赛公司生产的ROHACELL®系列产品,反应的结构方程式为:



PMI泡沫作为一种多孔固体,其力学性能和基体材料的性能、相对密度、孔穴的拓扑结构有关,其中,杨氏模量 $E_s$ 为5200MPa;压缩屈服强度 $\sigma_{ys}$ 为90MPa;PMI材料密度 $\rho_s$ 为1200kg·m<sup>-3</sup>。PMI泡沫孔穴的基本特征:孔壁厚度 $t=12\mu\text{m}$ ,孔穴大小 $l=0.6\text{mm}$ ,如图6。

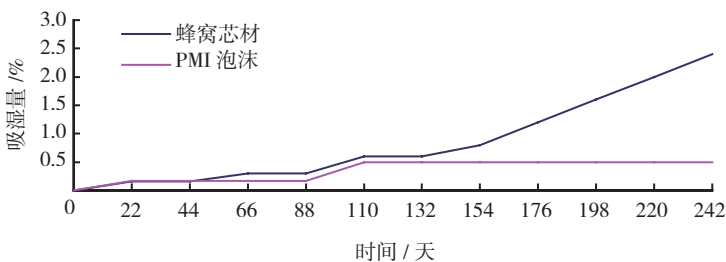


图5 PMI泡沫和蜂窝芯材吸湿试验对比曲线

机蜂窝雷达罩的平均无故障维修使用时间少于2年。蜂窝夹层构件的维护费用使得原本质轻的优点与泡沫夹芯结构相比不再存在,由于刚性泡沫夹芯是闭孔的,水和水汽不能进入夹芯内部,减少了维护检查的成本,所以泡沫夹芯结构的全寿命成本就更加经济,尽管达到相同承剪能力时泡沫的重量要比蜂窝稍重一些。

### PMI泡沫材料的生产制造与性能特点

PMI泡沫通过加热甲基丙烯酸/甲基丙烯腈共聚板,发泡制造。在发泡共聚板的过程中,共聚物转变成聚甲基丙烯酰亚胺。发泡温度在170°C以上,具体根据密度和型号不同而不同。航空航天结构中最常用的泡沫芯材是德国罗姆公司生产

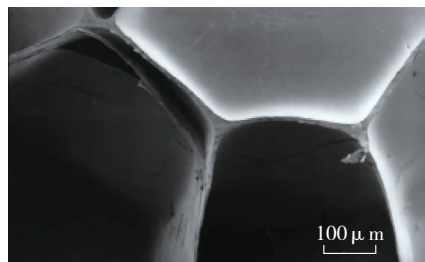


图6 Rohacell-51 WF泡沫的微结构

ROHACELL WF泡沫的孔穴大小在0.6~0.8mm左右。

线弹性状态下,当泡沫体是由液体制得时(有许多这种泡沫体,例如聚胺酯泡沫),表面张力可将材料拉向棱边,越过孔面只留下一层薄膜,它容易破裂。因此,虽然泡沫体具有初始闭合的孔穴,但其刚度完全来自孔棱,其模量则等同于开孔泡沫体。但是PMI泡沫材料孔面就由真正的

固体部分构成,这些孔面会增加多孔体的刚度。闭孔泡沫体的压缩变形机制由3部分组成:孔壁弯曲、棱收缩和膜延伸以及被封入气体的压力。

泡沫的强度和相对密度有关,同时更加重要的是和 $\phi$ 有关, $\phi$ 是泡沫结构中孔隙棱边材料占泡沫材料的比率。最差的泡沫材料形式是完全开孔的泡沫材料,所有材料呈杆状分布在孔隙的棱边位置,这时 $\phi$ 等于1。最好的泡沫材料分布形式是所有的泡沫材料位于孔隙的孔壁位置,这时 $\phi$ 等于0,相对屈服强度和相对密度成正比。所以,期望有相对较低的 $\phi$ 值。和其他的结构泡沫相比,ROHACELL(RC)的 $\phi$ 较低。这个比值的范围是0.72~0.80。从这里可以看出,要得到更高比剪切强度的泡沫可以通过:(1)开发新的制造工艺,降低 $\phi$ 值;(2)提高生产泡沫树脂的剪切强度;(3)孔隙的大小小于裂纹扩展或发生失稳的临界直径;(4)使用杆状的增强材料增强泡沫。

### PMI泡沫复合材料夹层结构的共固化工艺

中等密度的PMI泡沫具有很好的压缩蠕变性能,可以在120°C~180°C温度、0.3~0.5MPa的压力下热压罐固化。PMI泡沫在进行适当的高温处理后,能满足高温环氧甚至BMI树脂复合材料夹层结构的共固化工艺要求。

这里提到一个概念,压缩蠕变。蠕变性能是指材料在一定的温度情况下,经过一定的时间,在一特定压力下发生的变形,例如复合材料的热压罐固化工艺过程。

图7是使用热压罐共固化工艺固化ROHACELL® WF泡沫芯材夹层结构的蠕变情况。固化参数是0.5MPa,2h,180°C。图中,1号试件ROHACELL® 71 WF,约含有1%的水分;2号试件ROHACELL® 71 WF,使用前在125+/-5°C条件下干燥2h;

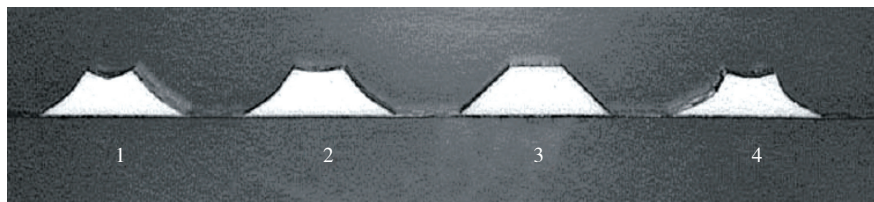


图7 热压罐固化工艺条件下的压缩蠕变情况

3号试件 ROHACELL® 71 WF-HT2;4号试件 ROHACELL® 51 WF-HT。

经过分析,可以看出压缩蠕变和材料的性能有关,同时和压力、温度和时间有关。在加温、加压固化时,为了保证在共固化以后,泡沫夹层结构不发生变形,压缩蠕变率越低越

程中,泡沫必须能够在一段时间内,承受温度和压力的综合作用。耐压缩蠕变性能是决定夹层结构构件制造过程可靠性和重复性的重要指标。

德国罗姆公司进行了一系列的试验,在对几种常见的泡沫塑料测试的基础上得出表2所示结论。

表2 几种常见泡沫塑料测试结果

固化工艺 1:125℃,0.3MPa,2h		固化工艺 2:180℃,0.7MPa,2h	
泡沫类型	压缩蠕变(%)	泡沫类型	压缩蠕变(%)
PU 聚氨酯	>12 或材料压溃	PU 聚氨酯	不能适用
PVC HT (高温型号)	10	PVC HT (高温型)	不能适用
PMI WF	1.5	PMI WF-HT*	3.5
		PMI WF-HT**	1.5

注: \* 表示经过热处理以后的材料:130℃/2h; 190℃/48h;

\*\* 密度 110kg/m<sup>3</sup>。

好,设计时需要考虑泡沫的蠕变的因素有:

(1) 压缩蠕变性能和材料密度有关:密度越高,压缩蠕变率越小。

(2) 压缩蠕变性能和材料含水率有关:含水率越高,压缩蠕变率越大。

(3) 压缩蠕变性能还和材料的型号有关:相同密度条件下,压缩蠕变率从高到低的排列依次为:ROHACELL® IG>ROHACELL® WF>ROHACELL® XT。

压缩蠕变性能属于材料的热力学性能的范畴,通过进行不同泡沫的动态剪切模量试验。在温度升高的情况下,PMI、PU 和 PVC 性能有显著差异。在温度达到 180℃时,PMI 泡沫的性能才发生明显的降低。

除了动态剪切模量以外,还需要确认泡沫芯材能不能满足特殊的制造工艺的要求。在夹层结构固化过

如果选用 Hexel 的 RTM 6 或 3M 的 PR500 树脂的先进 RTM 工艺,注射压力和温度:0.6MPa/180℃,后固化温度:180℃,根据共固化对芯材压缩蠕变的要求,只有 PMI 泡沫(WF 型)能够适用。

在 125℃,0.3MPa,2h 固化条件下,PMI 泡沫(密度 >70kg/m<sup>3</sup>)是最好的芯材材料。如果固化压力降低到 0.2MPa,80kg/m<sup>3</sup>,PVC HT 泡沫也能适用。对于使用压力罐固化,固化温度在 130℃以上的环氧预浸料夹层结构,只有 PMI 泡沫能满足要求。

密度大于 110kg/m<sup>3</sup> 的 PMI WF-HT 类型泡沫能够满足 180℃/0.7MPa/2h 的固化工艺,压缩蠕变低于 1.5%。

针对航天结构,如果采用 RTM 工艺,密度 ≥ 70kg/m<sup>3</sup> 的 PMI WF 类型的泡沫完全能满足工艺要求。由于聚氨酯和 PVC 耐蠕变性能的局限

性,工艺过程的温度不能高于 130℃或采用先进 RTM 工艺。

ROHACELL® XT 类型的 PMI 泡沫甚至可以在 190℃,0.7MPa 和 BMI 树脂共固化,后固化温度达到 230℃,充分利用 BMI 树脂的玻璃化转变温度。

### 选择正确的泡沫芯材 需要考虑的因素

(1) 基本力学性能。

(2) 工艺要求。根据固化工艺的温度、压力和时间,确定满足压缩蠕变要求的泡沫规格和型号。

(3) 密度要求,通常选择的泡沫密度在 50kg/m<sup>3</sup>~80kg/m<sup>3</sup> 之间。

(4) 树脂的粘度。例如液体树脂成型,推荐使用细小泡沫孔隙的 RIMA 或者 RIST 型号,减少泡沫表面树脂吸收率,减轻结构重量。

(5) 长期使用温度,例如疲劳和吸潮等。

(6) 抗冲击性能。

(7) 成本,包括材料成本、制造成本和使用阶段的成本。

### PMI 泡沫材料在航空结构中应用

#### 1 直升机的发动机短舱和桨叶

新一代的“虎”式直升机的引擎罩是使用 PMI 泡沫 ROHACELL® XT 作为芯材,和 BMI 预浸料共固化。构件的长期使用温度达到 160℃。只有使用 ROHACELL® XT 才能实现共固化,降低成本的同时减轻重量。

另外,PMI 泡沫还广泛应用于各种型号的直升机桨叶中作为芯材,例如 Lynx、EC135、EH101 和 Tiger 等。

#### 2 空中客车 A340-500/600 和 A380 后压力框

A340-500/600 和 A380 后压力框采用了 ROHACELL 泡沫填充 A 筋条结构形式,如图 8、图 9 所示。首先,把泡沫 CNC 精确加工和热成型,然后和上下蒙皮共固化。高性能

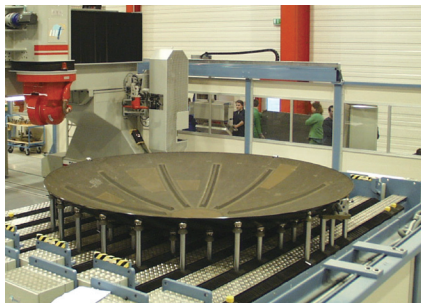


图8 A340的后压力框

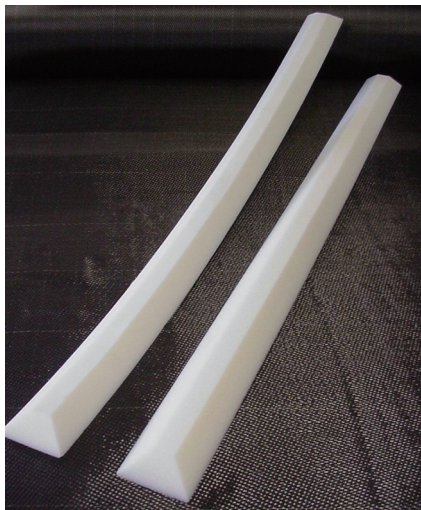


图9 已成型、待用的泡沫加强筋

首先,常规的铝蜂窝技术需要多个固化周期,但是 PMI 泡沫可以使用一个模具共固化,减少了加工的费用。另外,和铝蜂窝相比,PMI 泡沫可以支撑预浸料,表面不会产生局部不平整。因而,减少了预浸料的层数和面层的厚度,确保层合板的质量,提高了抗屈服强度和表面平整度。大幅度降低了材料的成本。

从节约成本考虑,在波音公司新的 Delta IV 系列运载火箭中,在有效载荷整流罩、级间段、中间体、隔热罩和推进器鼻锥结构中都是采用了 ROHACELL® 芯材夹层结构的设计方案。Delta IV 大载荷运载火箭的整流罩长 25m,直径 5.5m,是目前使用共固化工艺制作的泡沫夹层构件(见图 10)。



图10 铺层结束,进罐前的Delta II 的有效载荷整流罩

### 在现有泡沫基础上的发展

将泡沫夹层结构构件推广到大载荷、轻质结构,一个重要途径是增加其剪切强度。因为 PMI 泡沫芯材的性能的提高往往是通过增加密度来实现,因此必须寻找一个能将增强纤维和泡沫芯材相互结合的途径。一个结构上非常成功的方法是加上 45° 斜向贯穿的腹向结构,大小尺寸可根据应力要求调整。泡沫芯材和蒙皮之间的良好的界面性能对提高结构冲击损伤性能有所帮助。可以用 Z 方向纤维增强材料提高蒙皮和泡沫芯材之间的界面性能。

(1) 可以利用柔性单面缝纫头进行单面缝合,缝线形成的环穿过蒙皮,进入泡沫芯材。在热压罐里构件

注射树脂后,线环浸渍树脂,在制件固化过程中也随之固化。

(2) 采用碳纤维针增强。美国 Aztex 公司在 PMI 泡沫的基础上又开发了两种新型的芯材,即 X-Core 和 K-Core。X-Core 使用 Z-Fiber® 针(完全固化的纤维/树脂针),加强轻质 PMI 泡沫。露出泡沫表面的 Z-Fiber® 在铺层时,埋入蒙皮,提高蒙皮-芯材之间的胶接性能。Z-Fiber® 形成的桁架结构承受剪切和压缩载荷,泡沫对 Z-Fiber® 的稳定的侧向支撑。K-Core® 也是利用 Z-Fiber® 针纵向加强。与 X-Core 不同,将露出来的 Z-Fiber® 和泡沫表面压平。

使用 Z-Fiber® 加强 PMI 泡沫,据 Aztex 资料介绍,和未加强的泡沫材料相比较,剪切强度可以提高 4 倍以上,压缩强度 10 倍以上,提高损伤容限,可以适应高温或常温共固化工艺,可以最大限度地实现芯材的优化,其破坏方式为延性破坏。目前已用在 Sikorsky -RAH-66 直升机的地板等位置,替代 NOMEX® 蜂窝芯。

### 结束语

随着复合材料蜂窝夹层结构在使用过程中出现的一系列问题,国内外航空航天界研究人员将目光转向了高性能的聚合物泡沫材料芯材,主要是 PMI 泡沫材料。在夹层结构构件中使用泡沫芯既可以降低制造成本,也能作为结构材料。如果仅仅作为结构材料考虑,泡沫芯夹层结构和蜂窝芯夹层结构的设计相比主要在重量方面处于劣势。但是,如果在使用周期内作一个综合的比较,泡沫芯夹层结构考虑到制造和维护方面的优势,仍然是一个比较好的选择。如何将泡沫芯夹层结构的缺点降到最低,提高芯材-蒙皮之间的界面性能,是将来泡沫夹层结构面临的主要问题,结合国内外的最新研究和应用表明:缝纫或针刺是提高泡沫芯材性能的有效途径。(责编 小城)

PMI 泡沫芯材在固化过程中具有很好的耐压缩蠕变性能,使面板压实,消除表面凹凸不平。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,不同于蜂窝结构,无需用泡沫胶填充。另外,泡沫还能将热压罐的压力均匀的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。

### 3 运载火箭的整流罩和节间段

第一步,先热成形泡沫芯材。第二步,铺设外面的预浸料,180℃条件下固化。由于泡沫具备良好的抗蠕变性能,在固化过程中,泡沫芯能够承受预浸料的固化压力,使层板完全固化,同时构件表面平整光滑。Delta III 火箭的级间段部分也是采用 PMI WF 类型泡沫共固化方法制造。和铝蜂窝相比,制造成本降低了 25% 左右。这主要有两个方面的原因: