

# 高速飞机碳纤维复合材料垂尾壁板的研制

于德昌 姜从典 李元珍 赵 华

碳纤维复合材料是六十年代发展起来的一种完全新型的轻质高强的各向异性结构材料。由于其比强度高、比刚度高和耐疲劳、具有可设计性的突出优点,因此近十年来在航空结构上的应用发展很快。国外如F-14、F-15、F-16、F-18、AV-8B、幻影2000等战斗机在主要受力结构上均先后不同程度地应用了复合材料,对减轻结构重量和改善飞机性能收到了很大的效益。

高速飞机上的发动机一般装在后机身,有时由于全机配平的需要,在机头加配重,因此尽可能地减轻尾段结构重量就显得特别有意义。1979年我部决定研制复合材料垂尾壁板,预计可减轻结构重量25%左右,从而积累经验,为扩大复合材料在飞机受力构件上的应用打下基础,不断地开拓前进。

**材料:**预浸料为航空材料研究所制造,符合4211/T300 150°C固化环氧预浸碳纤维技术条件。规格为长4280mm,宽650mm。所用碳纤维为T300B-3000-40B,复测结果,拉伸强度2891MPa,拉伸模量1891MPa,伸长率1.6%。所用树脂固化体系为酚醛环氧树脂和三氯化磷单乙胺固化剂。该树脂固化周期短,工艺过程简单,预浸料贮存期长,适合于批生产。

**设备和模具:**主要设备为 $\phi 3\text{m} \times 6\text{m}$ 的热压罐,使用温度可达200°C,升温 and 降温速率可以调节。使用压力可达1MPa,加压速率可以控制。有抽真空系统,有多个测温热电偶。模具为框架式结构,模板用5mm铝板加工,骨架用角铝制作,用铸铝件做肋向加强筋。

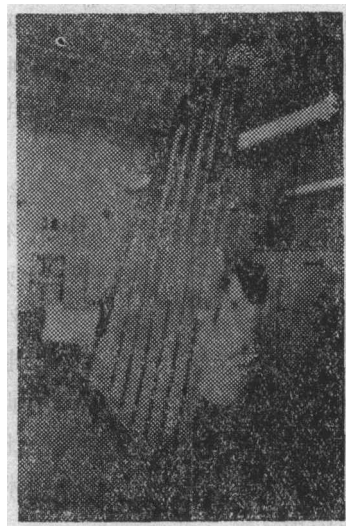
**成形工艺参数的确定:**成型工艺试验方案采用正交设计的方法。试验过程中利用介电仪监控固化过程和利用差热分析考察固化程度以及利用软X射线检查孔隙含量的情况。对试验结果进行方差分析,找出影响性能的最主要因素是加压力。优选出的工艺条件是:成形温度为140~150°C,成形压力为0.5MPa,加压力130°C,后处理条件为175°C,2h(小时)。

**垂尾壁板结构形式的选择:**进行了梯形、角型材和帽型材加筋典型结构元件试验。试验结果,角型材和帽型材加筋形式比较好,工艺上容易实现。设计上从多方面考虑,选择了角型材加筋板作为垂尾壁板的结构形式。

经过典型元件试验,大型盒段试验,环境试验,连接试验等一系列试验和铺层设计、应力分析、气动弹

性等分析工作,复合材料垂尾壁板被设计为曲面变厚度面板胶螺角型材长桁,并带有开孔和加厚区以及下陷区的复合材料构件。构件最大长度约4200mm,最大宽度约950mm。根部设计厚度为5.25mm,尖部为2.25mm。

垂尾壁板的制造:首先分别制造角型材和面板,然后经过机械加工,再进行胶接和螺接而成垂尾壁板。制造出的垂尾壁板如下图所示。经检查,外观、翘曲度、厚度、纤维体积分含有率等均达到设计要求。



复合材料壁板垂尾进行静力试验,加载到110%设计载荷,卸载检查(外观)无异常。声发射监控结果,没有危险的声发射源显示。试验结论是,复合材料垂尾设计上合理,理论计算是可信的。复合材料垂尾满足静强度设计要求,可以装机试飞。

第一架复合材料垂尾飞机飞行试验结果是,根据复合材料壁板垂尾的静力试验结果以及试飞测量结果,证明垂尾结构的强度是足够的。根据大表速、大M数飞行的结果,证明复合材料壁板垂尾的刚度可以满足颤振和静气动弹性的要求,可以继续飞行,并结合地面的疲劳试验逐步给出使用寿命。

研制成功的复合材料壁板重量为50.53kg,与金属壁板比较下降了29.5%,可见用复合材料壁板代替金属壁板在减重上收到了明显的效果。

(参加本课题研究工作的还有:马立、董素芳、叶秀丽、钱玉林、张志宝、孙超英等同志。)