



VaRTM 复合材料飞机 主翼的开发、制造及结构设计

摘要 为减轻飞机结构质量、降低制造成本,日本宇宙航空研究开发机构从真空树脂浸渍成型法(VaRTM)成型复合材料结构着眼,制定了低成本复合材料主翼结构研究开发计划。介绍了该研究开发计划中低成本复合材料的开发、制造及结构设计。

关键词 飞机结构 复合材料 结构设计

引言

近年来,随着航空燃料价格的上升,要求降低航空运输成本的呼声不断增大。为降低运输成本,减轻结构质量和低成本结构的开发成为重要的技术课题。日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)综合研究开发本部复合材料技术中心为实现减轻质量、降低结构成本,着眼于真空树脂浸渍成型(VaRTM)复合材料结构的开发,从2004年开始实施低成本复合材料飞机主翼结构验证计划。按该验证计划试制了翼展6 m的试样,用来检验开发、制造和设计的有效性,并总结了有关无损探伤方法及其结果。

1 VaRTM 复合材料的开发

与原来用高压釜/预成型料成型碳纤维增强复合材料相比,利用树脂浸渍法的VaRTM成型可以降低制造成本。作为验证研究的目标,要求制造成本与原来复合材料结构相比降低20%,结构质量与原来金属材料结构相比减轻20%。因此,必须确立大型复杂结构的整体成型制造工艺方法,以保证碳纤维增强复合材料(CFRP)的机械强度特性并减少零部件数量。

1.1 材料开发与基本特性评价

作为高性能VaRTM复合材料的开发,首先要进行材料选定。在蒙皮、桁条等平板部位采用T800SC的UD基本材料,在纵桁、肋、肋间等比较复杂结构的部位采用IMS5131多轴NCF材料。根

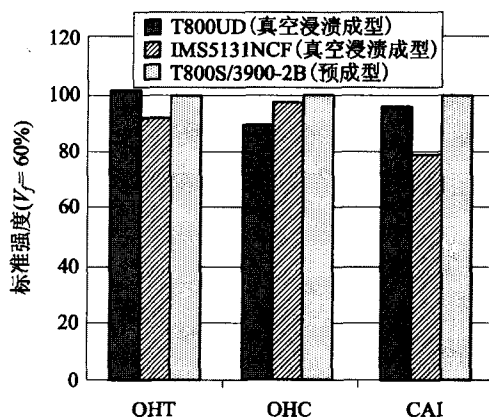


图1 VaRTM材料与预成型材料的强度比较

据部位的不同选用不同的材料,进行了成型试验,获得了复合材料结构。

在树脂方面,VaRTM成型采用了改进的低粘度通用环氧树脂XNR6809/XNH6809。它是可以多级固化处理的环氧树脂,研究中最终采用了3级温度的固化处理程序,最后固化处理时温度为120℃。

为取得平板的成型性与机械特性,试制了具有两处板厚变化的大型平板,并进行了取样试验。材料机械强度最重要的评价指标包括:OHT(有孔拉伸)、OHC(有孔压缩)和CAI(冲击后压缩)等,其试验结果如图1所示。试验结果表明,VaRTM复合材料的机械强度在OHC强度等方面略低,而与预成型材料的性能相同,具有足够的机械特性。

1.2 成型工艺对强度特性的影响

同时对低压环境下成型的VaRTM复合材料特性问题,即成型品质、机械强度与成型工艺的关系也进行了评价。为确保外壳侧面的平滑性所使用的罩板无变化,要求成型品表面平滑、层压板内部纤维不弯曲、纤维体积分含有率不产生变化。对这些与



成型工艺有关的成型品质的不同,对材料物性进行评价,明确了成型品质不仅对材料物性有影响,对取得的强度特性数据分布也有影响。

另外,为明确整体成型大型复杂结构时,发生成型压数值分散引起的成型品质不稳定对材料物性值的影响,利用从整体成型的大型结构件切下的试验片评价了材料物性。结果在大型整体成型品的评价中发现,利用由蒙皮制成的试验片和用桁条制成的试验片得到的物性值的平均值有所不同,因此在有关品质稳定化的改进方面取得了经验,这些经验不仅可用于 VaRTM 成型工艺的改进,而且在设计中对使用材料许可值设定时可作为参考。

2 成型工艺的开发

为实现最终的大型复杂结构的整体成型,从组件级开始成型试验,逐渐增大成型对象并使其复杂化,随着整体成型的大型化和复杂化,不断提出技术问题,逐步进行成型工艺的开发。

2.1 结构形式选定与成型品质评价法

在组件、亚组件级的成型试验中,探讨了具有 T 字型截面的托板型桁条、J 型桁条和箱型桁条等多数结构形式及其成型方法。利用适当配置相关件成功构筑了能够制成 2 m 左右补强板的制造工艺,考虑板厚变化和对曲面形状的适应性,以及成型后无损探伤的适用性等结构,采用了具有简单形状的 T 字截面托板型桁条补强平板作为结构形式。

以更高效率、更轻结构为目标时,采用 J 型桁条或箱型桁条更有利。对复杂结构形状的适应性方面,应用树脂浸渍成型法(RTM)的三维预成型技术也可成型具有复杂截面的桁条。另一方面,在具有整体成型箱型桁条等的补强板结构内部有空洞时,利用超声波探伤很难检出内部缺陷,因此在结构设计时需要充分考虑无损探伤法。

2.2 根据结构形状选择基本材料

在构筑组件、亚组件级成型工艺上,其中主要问题之一是桁条干燥预成型及设置安装的操作。首先考虑机械特性,选用蒙皮、桁条双方都适用的 UD 基本材料,在 300 mm 方形组件级预成型处理中没有发生问题;而 1 m 以上规格和高精度制作干燥预成型时有困难,在进行操作时端部纤维发生混

乱。采用多轴 NCF 基本材料可以制成形状稳定性高、操作性好的桁条预成型品,与 UD 材料比较树脂浸渍性更优。

2.3 大型、复杂结构整体成型的问题与解决措施

如前所述,本验证计划是以最终制造翼展 6 m 的实际尺寸飞机主翼结构为目标,在此之前需对大型复杂结构制造时的问题,以及对预想的技术困难(集中在翼展 6 m 的翼根部约 2 m 处的结构)进行制造验证试验。为模拟实际尺寸结构的树脂浸渍,在 2 m 样品上从翼根到翼端的蒙皮、翼梁两部分设置了三级板厚变化部位,检查孔周围的板厚增加部位和蒙皮/翼梁接合处的拐角衬垫部位,以评价不连续处的树脂浸渍为目的,设定了 T 字形加固构件的外接部位(见图 2)。为有效利用 VaRTM 成型的优点,对下面外板的蒙皮、翼梁和加固构件进行整体成型,以此来减少零部件的数量。2 m 样品浸渍试验的结果总体是良好的,但也发生了几处成型不合格。在板厚最厚的蒙皮/翼梁接合的拐角处发生了树脂未浸渍,而且还发现纵桁连接板变形,板厚变化处外壳侧面产生皱纹和翼梁固化后变形等。为消除这些成型不合格现象,在平面上展开翼根附近的蒙皮/翼梁接合部反复进行亚组件的成型试验,改进了成型工艺。具体作法是实现树脂的温度/粘度特性、相关件的配置、盖板的设计、保持桁条连接板工具的硬度和成型固化周期等最优化。特别是关于弹性板固化后的变形,可以进行另一种模拟蒙皮/桁条连接板接合部的比例模型(见图 3)的成型

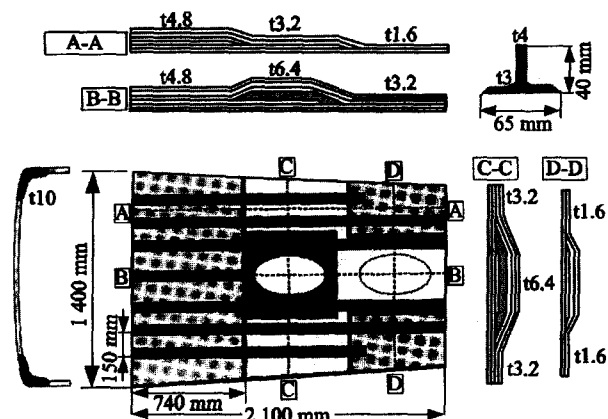


图 2 2 m 样品的结构与板厚分布



试验,明确其状态。

3 VaRTM 整体成型主翼 BoX 结构的设计

技术验证试验采用 6 m 主翼结构是假定从小型客机主翼翼端计算的。为降低验证计划成本,上面外板和下面外板采用相同的成型,因此主翼形状具有上下相同的外形,从 BoX 结构的中心线取对称形状,与实现主翼结构有几点不同之处。验证用试验体的尺寸根据设定的主翼平面形状,确定为翼展方向 6 m,翼根侧的翼弦宽 1.44 m,翼端侧的翼弦宽为 0.77 m。

3.1 结构形式与设计方法

结构形式为翼宽方向的载荷由上下面的补强外板承受,弯曲变形引起的剪断载荷由前后桁条承受,典型翼 BoX 结构由外板、增强材料、桁条和肋结构构成。为防止压缩压曲,分别在翼弦方向、翼宽方向按适当间隔配置托板型增强材料和肋条。蒙皮、增强材料及桁条的厚度和增强材料的间隔等在满足给定条件下进行有效的结构设计。肋条的间隔受最终组装时保养孔大小的限制,最短为 700 mm,最长为 790 mm。在设计时要进行一定程度的有限元(FEM)分析、给定由组件精压加工累接引起的板厚分布、增强材料间隔和增强连接板的高度等,尤其要对每个组件、亚组件进行 FEM 分析后,对部件形状、层压结构等进行详细设计(见图 4)。

3.2 材料许可值及设计概念

材料的设计许可值以上述取样试验结果为基础设定。各种材料获得特性值的试验按每种六件来实施,考虑到了平均值与试验结果的方差。在材料物性值获取试验中因程序关系没有充分进行环境试验和接头试验,因此,决定最终的材料物性时参考了 JAXA 进行的 CFRP 材料物性试验结果,因此应用的材料物性值是非常可靠的。上面外板基于最优设计结果,以蒙皮按[45/0/0/-45/90]叠层组合为基准的亚层压结构,配置 8 片托板型桁条。而上面外板翼梁、下面外板蒙皮、翼梁、肋和肋间以[45/0/-45/90]叠层组合为基准作为亚层压结构。而在下面外板蒙皮部位为防止弯曲变形配置 6 根(一部分为 7 根)托板型桁条,有维护孔的区域可用适当增厚来对付圆孔周围的应力集中。这里以作业效率优

飞航导弹 2010 年第 3 期

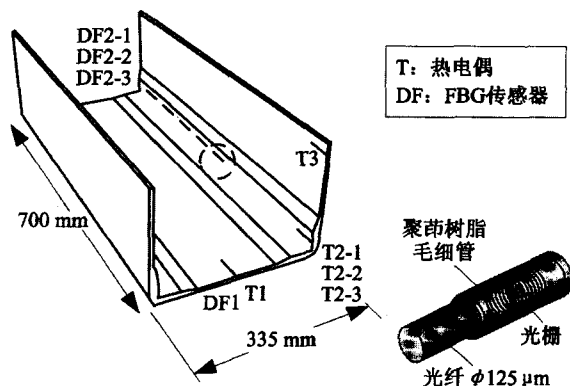


图 3 固化后变形评价用比例模型与埋入式 FBG 传感器

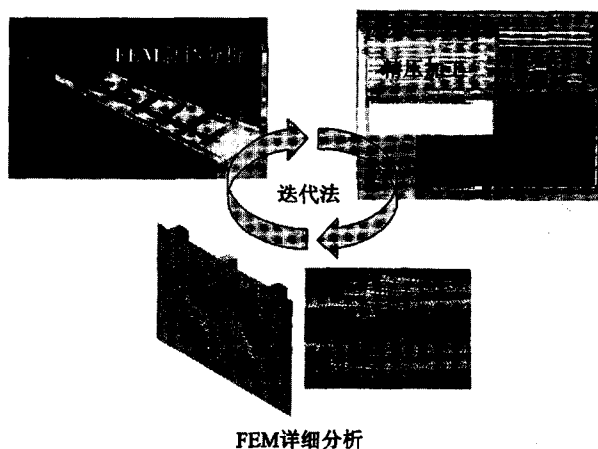


图 4 最优设计工艺概要

先,且以防止因板厚变化引起树脂未浸渍,圆孔周围的增厚不是采用部分增厚的形式,而采用包含圆孔在内的区域总体增加板厚的方式。上下面外板的蒙皮、桁条分别与作为基准的亚叠层重叠,以保证必要的板厚,从各翼根向翼端分三个阶段进行分层、降级和断开,用四种板厚构成。

3.3 结构、组装概念

与前述成型验证样品同样,技术验证采用 6 m 主翼样品进行。为最大限度发挥 VaRTM 成型的特征,最大限度对结构进行整体成型,可以设计出减少零部件数量、工夹具数量和工时数量的主翼结构。具体作法是:下面、上面、蒙皮、增强材料和翼梁作为整体成型品,一次注入树脂,可以用高温固化工艺成型;而肋及肋间分别进行 VaRTM 整体成型,然后与上下面外板利用二次粘接进行接合;上



下面的接合在桁连接板及肋间用固定器或螺栓连接。图 5(a) 所示为结构组装略图, 为作参考在图 5(b) 中示出了一般机翼 BoX 结构的组装图。

由图 5 可知, 利用整体成型的概念可以减少所用的结构零部件数量, 同时, 成型、组装所需工时数也可大幅度减少。与典型的制造工程比较如右表所示。而且, 仅对主要零部件着眼, 与过去的组装结构比较, 成功减少了 65 % 的零部件数量。零部件数量的减少也有助于固定器、螺栓连接部位的减少。由于采用整体成型结构, 所使用的固定器、螺栓数量减少了约 70 %。

特别是这次采用的树脂固化周期为多阶段式, 整体结构的后处理与肋、肋间的二次粘接工程同时进行, 进一步提高了制造和组装效率。粘接材料在 VaRTM 制品的最终固化温度可达 120 ℃, 采用与被粘接部件的固定填料, 不用复杂的工具便可实现精度良好的粘接接合。

3.4 利用实际尺寸样品试验的验证

为确认结构可靠性与设计妥当性, 实施了实际尺寸样品静强度负荷试验。试验中检查了限制负荷为 2.5 g 飞行条件下的单纯上弯情况。在实际尺寸主翼试样组装时, 在结构内、外共计设置了 349 ch 应变计、光纤传感器和 12 ch 位移计等, 取得了负载时结构表面的应变分布和结构位移过程等。

试验结果表明, 测量的位移分布和应变分布与预先进行的 FEM 分析结果一致, 在最大应变测量点的误差约为 3 %。负载时的位移、应变响应呈线性变化, 消除负载后完全辨认不出残留变形和残留应变。根据外观检查和无损探伤结果也辨认不出清除负荷后的损伤或有害变形, 证实了实际尺寸主翼结构的可靠性和设计的妥当性。

4 结束语

由 JAXA 实施的利用 VaRTM 的低成本复合材料主翼结构研究开发中取得的成果归纳如下:

1) 通过选定适当的材料和树脂改良, 实现了具有可与原来预成型 CFRP 机械强度相匹敌的 VaRTM 成型 CFRP。

2) 建立满足机械特性与制造性以及制品品质要求的成型工艺, 实施制造试验及从大型结构物上

典型的制造/组装工程的比较

	典型的制造、组装工程
VaRTM 整体成型	上面/下面蒙皮(增强材料、桁条)整体成型 (最终固化与 2 次粘接工程同时进行)
	肋/肋间成型
	上下结构组装
一般的 CFRP 结构	上面/下面蒙皮成型
	增强材料成型
	前/后桁连接板成型
	桁条引出头成型
	肋成型
	增强材料/蒙皮 IML 2 次粘接
	上下蒙皮/桁条引出头组装
	桁连接板组装 肋/蒙皮组装

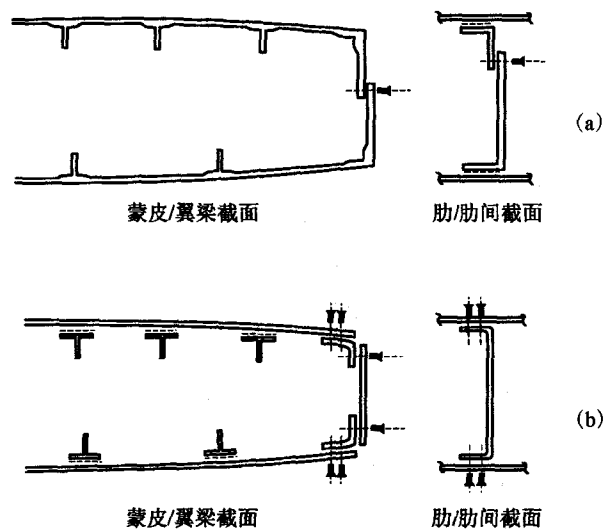


图 5 整体成型组装概念

的切片试验, 证实了其有效性。

3) 利用 VaRTM 成型特点的整体成型设计, 大幅度地减少了零部件的数量, 而且通过组装性评价的实施, 证实了其有效性。

4) 利用组装的主翼样品实施静强度有限负荷试验, 证实了设计、制造和组装的有效性。

最后进行的无损探伤结果显示, 阵列型超声波探伤装置可以取得非常高精度的探伤结果, 而且可以应用于厚板及复杂形状制品的探伤。

王永寿 陈延辉