

低成本通用飞机复合材料 设计制造一体化技术

Composites Design and Manufacturing Integration Technology on Low-Cost General Aircraft

中航工业通用飞机设计研究院 马瑛剑



马瑛剑

硕士, 现就职于中航工业通用飞机设计研究院通用飞机所结构强度室, 复合材料结构主管设计师, 主要负责通用飞机复合材料结构设计工作。

低成本复合材料设计制造一体化技术已经成为世界通用飞机制造商必须要面对和解决的问题之一。采用数字化设计制造技术可以提高产品的研制生产效率, 保障产品质量, 降低产品成本^[1]。该技术克服了原有复合材料制造过程中主要依赖于模线-样板而导致的铺层和层间

本文结合演示验证件通过对通用飞机复合材料结构的数字化设计制造, 应用复合材料设计软件 FiberSIM 与自动下料系统和激光铺层定位系统等的集成, 打通了复合材料构件设计、工艺、制造的数字化生产线。

的定位不准、材料裕度过大导致的浪费。高性能连续纤维复合材料为生产轻质高性能的产品提供了巨大的机会, 但是高的材料成本、设计和产品制造的复杂性在很大程度上抵消了复合材料的使用效益。为了降低成本, 提高复合材料生产效率, 缩短复合材料产品的开发时间, 减少材料浪费, 降低工具损耗及生产时间, 美国 VISTAGY 公司在 CATIA^[2] 软件平台上开发了用于复合材料制造和分析的软件 FiberSIM。

FiberSIM 是集成于 CAD 系统中的一个软件工具包, 它可以使 CAD 系统成为高性能的设计和制造复合材料零件的软件工具。FiberSIM 软件独有的复合材料仿真技术, 能够预测复合材料如何与复杂的表面贴合, 并把贴合的结果形象地表示出来。FiberSIM 软件支持整个复合材

料的工程过程, 可以使设计人员同时在零件几何、材料、结构要求以及工艺过程约束之间进行权衡。设计人员使用 FiberSIM 软件能快速可视化铺层形状和纤维方向, 在设计阶段即发现制造问题, 并采取相应的纠正措施; 从初步设计、详细设计直到制造车间, 最终得到复合材料零件。

研究内容

1 铺层分片、对接区偏移量的研究

预浸料有一定的幅宽限制, 大型复杂复合材料构件通过仿真分析, 如果铺层超出了材料的幅宽限制则需要在适当的位置将铺层进行分割, 分开的铺层片之间需要进行对接或搭接, 偏移量的大小要根据设计要求, 通过软件进行设计^[3]。

2 复杂曲面下的铺层分析及铺层展开设计研究

对于复杂曲面上的铺层,进行二维展开时,既要保证铺层能够展开,还要保证展开的铺层铺到与3D模型上边界一致,往往存在较大的困难。只有当制造可行性分析表明纤维变形在可接受范围之内才可以进行铺层展开。铺层展开的运算法则有能力绘制从3D铺层模型到铺层展开的曲线,就是可以绘制铺层展开的工装定位孔(工装十字线),也可绘制切割线、参考线和铺层孔。

复合曲线确定极准确的铺层展开是不可能的,可以在制造世界地图的问题上找到解释。

开发绘制地球平面图的过程中产生了一些相当好的方法准确地绘制了曲面的面积和陆地块的形状。这些条件互相独立,根本不可能既确保形状又保证面积,除非加许多剪口。如果一个世界地图有足够多的剪口,那么理论上这个地图在形状和面积上相当准确;然而,一般人则难以辨认。在复合材料铺层展开问题上与绘制地图一样,复合材料铺层展开是将每一自由曲面绘成平面图。如果在一个铺层上应用太多剪口,则铺层将很难铺放,并影响到零件的整体性。

(1) 铺放起始点的优化。

如先前所提到的,制造可行性分析网格表明在铺放起始点周围变形极小。向前移动起始点变形的面积减小甚至消除变形。在曲面有较大曲率的情况下,起始点偏移指向铺层的一端代表那里的形状,然后应用其他的技术减小铺层的变形。

(2) 铺层拼接。

拼接就是将铺层切开的两条边界对接在一起。如果两条边界是外部的,则铺层被切成两块。如果一条边界是外部的,另一条是内部的,铺层保持一片。在FiberSIM计算中实现上述情况是迫使网格在对接周围计算,因此在特定位置打断了网格的连续约束。结果在铺层上有很小的

纤维变形,但是纤维在拼接边界不再相切。

(3) 铺层剪口。

剪口与拼接相似,除了剪开仅包括一条边界外,还在铺放起始点与变形区域之间打断连续纤维。剪口位置位于铺放起始点和变形区域之间,也可能仅封闭在变形区域。在拼接处,纤维在剪口不连续。

(4) 标记长度分析。

这是一项用于测量铺层展开准确性的技术。它包括在展开的铺层中需要测量的两个特征间定义标记(曲线),在典型的铺放起始点和工装孔位置。定义了铺层展开,标记将自动地在展开的铺层上绘制。在SELPY模块中MLA功能确定标记,测量与3D和2D间长度的差异。长度上允许的差异与所选材料有关,体现在铺层大小的功能和有多少材料可以伸展方面。在这种情况下,定义最大允许差值为1.27cm。

(5) 分开和连接。

分开和连接技术是最后采用的方法。事实上铺层展开在接近铺放起始点处最准确。从本质上看,该技术是在一个展开的铺层上设置多个铺放起始点,即把3D铺层切成几片。通过分析标记上的长度确定铺层切开的位置,达到预期的切开区域。切开点位于3D和2D间的距离开始有较明显偏离的地方。一旦定义了切开点,铺层边界即被改变,制造分析网格将在主体部分定义。网格线之一伸入到切开区域,投影到铺放曲面上,这些曲线在切开区域变成纤维方向曲线,在主体和切开的片之间保持纤维连续。铺放起始点被设置在靠近切开边界的曲线上。在切开线两片之间的公共位置生成最佳化的形状。标记穿过切开线,铺层展开将计算每一区域,不同的铺层展开利用标记在平面中再结合到一起。

3 剪口位置确定技术

对于较复杂的零件,仿真后多出

现许多红色区域,不能满足设计和制造的要求,影响零件的质量。如果在一个铺层上应用太多剪口,则铺层将很难铺放,并影响到零件的整体性。剪口与拼接相似,除了剪开仅包括一条边界,在铺放起始点与变形区域之间打断连续纤维。剪口位置位于铺放起始点和变形区域之间,也可能仅封闭在变形区域。拼接处,纤维在剪口位置不连续,正确的设计剪口位置可以大大减少或消除红色区域。

演示验证件的设计制造一体化设计

1 演示验证件选择及结构

选择通用飞机复合材料壁板作为演示验证结构,演示验证结构位置见图1。

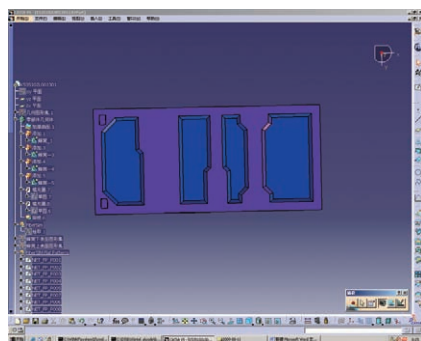


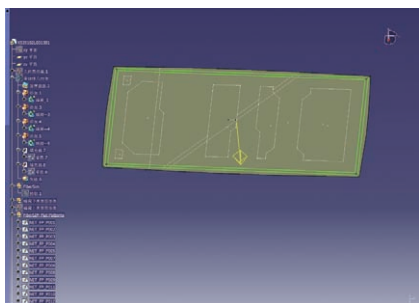
图1 复合材料部件3D实体图

演示验证结构尺寸2000mm×1000mm,为蜂窝夹层结构,蜂窝边缘切30°角形式,上蒙皮采用一层碳纤维布,下蒙皮采用两层碳纤维布,边缘用碳纤维预浸布局部加强。由于蜂窝上下表面的形状不同,为了工艺仿真的精确,分别定义了两个模具面,图2中(a)、(b)分别为蜂窝下表面模具面和蜂窝上表面模具面以及各自的静边界和扩展边界。

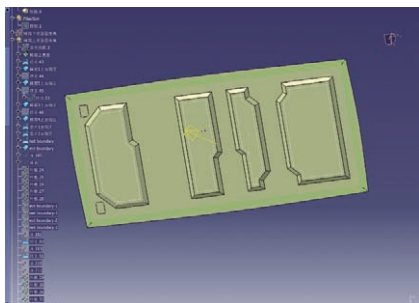
2 铺层工艺

以下为演示验证件的工艺可行性分析过程,图3为仿真铺层超宽情况,此种情况是不被允许的,可以用图4的方法来解决。

按以上设计方案仿真铺层后分别生成图5中(a)、(b)展开曲线。



(a) 下表面视图



(b) 上表面视图

图2 数字化设计表面视图

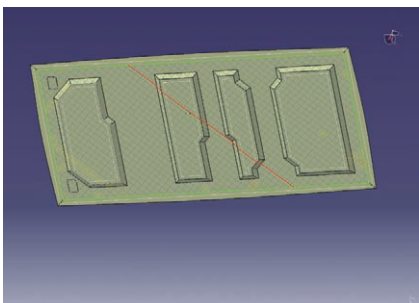
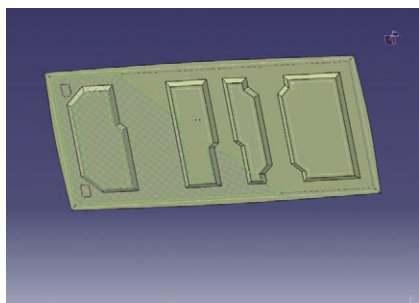


图3 设计仿真材料超宽

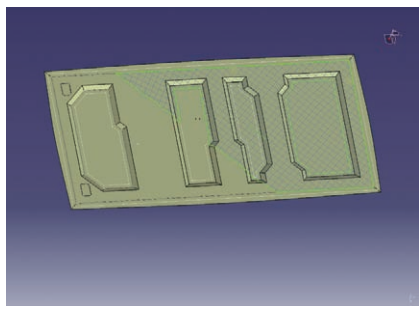
经过以上设计方案,生成全部铺层仿真前的效果图(见图6),设计后铺层仿真效果图(见图7),设计仿真展开图(见图8)。

3 数字化制造工艺

图7为所有的仿真铺层的展开图,图8是由展开图生成的、格式为DXF的可供自动下料机使用的文件。根据每一层边界生成的投影文件和根据每一层展开图生成的下料文件分别输入到投影设备和下料设备中,投影设备在工装表面投影出每一层的轮廓,自动下料机按照下料文件上的信息在预浸料上裁减出每一层的平面展开状态的形状,最后将下料机裁减出的每一层按照工装上所投影出的轮廓铺贴上去,当所有层都铺贴

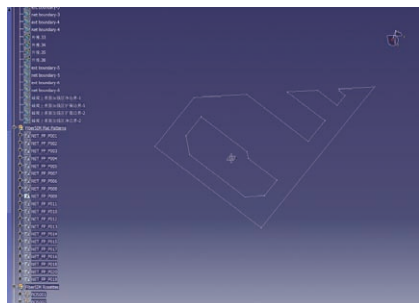


(a) 方法一



(b) 方法二

图4 仿真解决超宽视图



(a) 曲线 a



(b) 曲线 b

图5 设计仿真展开曲线

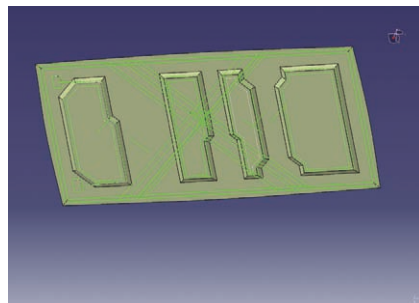


图6 仿真前效果图

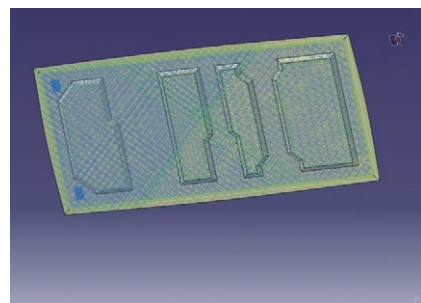


图7 设计铺层仿真效果图

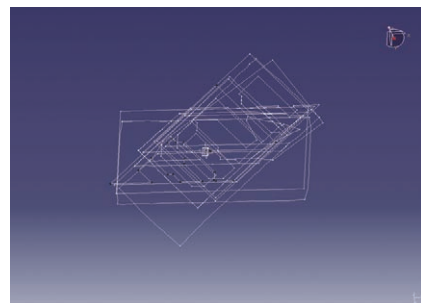


图8 设计铺层仿真效果展开图

完成后固化成形,经过切割最终成型出产品。

三维模型建好以后,一边用于工装的设计制造,一边输入到复合材料专用设计/制造软件中完成基于三维模型的铺层展开。进一步提取铺层展开数据,通过数据接口生成下料机专用的排样下料文件、直接支持Virtek和General Scanning激光投影系统的激光投影编码以及用于纤维铺放的铺层文件等,通过数据接口将上述文件信息分别输入到排样系统、自动剪裁机、激光铺层定位系统和纤维铺放机等制造设备,自动进行优化排样、下料、各铺层精确定位以及纤维铺放等。复合材料设计、制造一体化实现了零件三维模型到制造的无缝集成,极大地减少了不准确的铺层尺寸和铺设方向,提高了产品质量,同时自动切割和优化排样减少了材料浪费,激光铺层定位消除了手工切割样板和手工铺层样本。图9为夹层复合材料结构数字化设计流程^[4-5]。

通用飞机的设计制造一体化效益概述

本文以某型号通用飞机为例,机

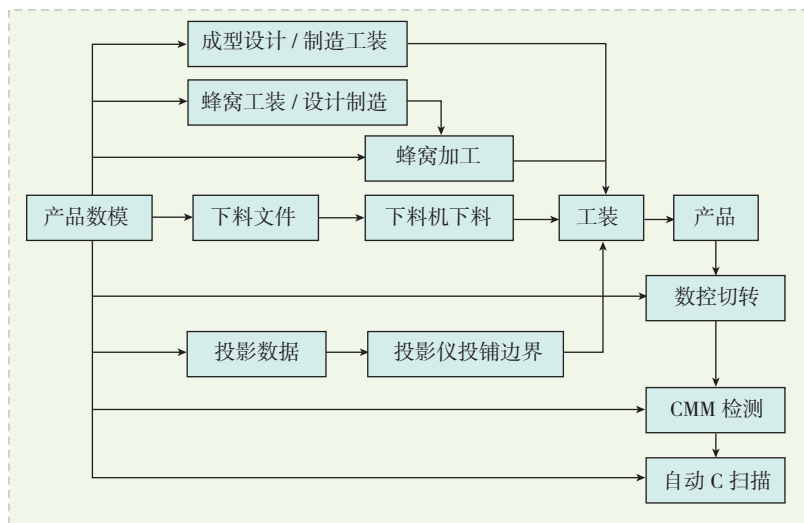


图9 夹层复合材料结构数字化设计流程

体主体结构除了机翼主起加强肋和一些连接结构件为金属材料外,其余全为复合材料结构件。以碳纤维预浸料为例,设计人员将理论尺寸提交给工艺后,工艺人员要依据理论尺寸给出工人操作等余量在150%以上;

以日本东丽公司主要预浸料材料报价为依据,主要预浸料材料报价如表1所示;使用FiberSIM软件设备报价清单如表2所示。通过表3得出使用FiberSIM设计制造后单架机一些主要结构节约费用5.25万元,而原

表1 主要预浸料材料报价

材料	单价 / (美元 · m ²)	单价 / (元 · m ²)
碳纤维织物预浸料	50	350
碳纤维单向带预浸料	30	210
玻璃布预浸料	30	210

表2 使用设备报价清单

设备、软件	单价 / 万元	数量	合计 / 万元
自动下料机	176	1	176
激光投影仪	55	1	55
FiberSIM	130	5	650
总计 / 万元		881	

表3 使用FiberSIM设计制造后单架机节约费用

领航150飞机结构件	理论用料约 / m ²	工艺用料 / m ²	采用FiberSim设计后工艺用料约 / m ²	使用软件后节约费用 (单架机) / 万元
中机身	90.3	135.5	108.36	27.14 × 350=0.9
机翼	240	360	288	72 × 350=2.5
后机身	26.8	40.2	32.16	7.84 × 350=0.27
前机身	21.8	32.7	26.16	6.54 × 350=0.23
翼梁	128	192	153.6	38.4 × 350=1.35
总计节约 / (万元 / 架)				5.25

型机为全复合材料飞机所以整机使用软件后节约成本约在6万元以上,通过表2、表3对比分析得出原型机在销售达到146架机时候,按照年产100架机计算,一年半收回初期软件及设备投入成本;在一年半以后每架机节约费用超过6万元,年节约费用超过600万元。

以上数据为单方面从投入产出比计算效益,而软件及设备投入后在人力成本及产品报废率上都有很可观的收益。

结束语

本文结合演示验证件通过对通用飞机复合材料结构件的数字化设计制造,应用复合材料设计软件FiberSIM与自动下料系统和激光铺层定位系统等的集成,打通了复合材料构件设计、工艺、制造的数字化生产线,与传统设计、制造方法相比有以下优势:

(1) 从设计到产品的制造整个周期,由原来的设计完成移交工艺进行制造准备,转变成由FiberSIM软件介入零件设计后的分析优化,进而达到缩短产品设计周期的目的。

(2) 通过使用FiberSIM软件可以对原材料的采购、制造成本进行控制,进而达到节省用材的目的。

(3) 通过FiberSIM软件的前期分析优化、激光投影仪和自动下料机的配合使用,进而达到缩短整个产品的制造周期、提升产品质量、减少产品报废率的目的。

目前,通用飞机中越来越多的采用复合材料替代金属材料,而复合材料设计制造一体化技术的诞生大大提升了设计准确性、制造质量、制造一次性成功的可能性,缩短了制造周期,最大化地降低了产品的制造成本^[6]。

本文有参考文献6篇,因篇幅所限,未能一一列出,读者如有需要,请向本刊编辑部索取。(责编 小城)