

飞机复合材料构件工装的数字化设计

Digital Design of Assembly Jig for Aircraft Composites Structure

南京航空航天大学机电学院 安鲁陵
哈尔滨飞机工业集团公司 李 薇
上海飞机制造有限公司 孙小峰 李汝鹏



安鲁陵

教授, 博士生导师, 主要研究方向为数字化制造、飞机工装设计。承担和完成国家重大科技攻关专题、863、国防预研、航空科学基金、企业合作项目等。

在飞机上采用高比强度、高比刚度的材料意味着可以明显地减轻飞机的结构重量, 大幅度提高飞机结构效率, 因此, 复合材料已成为新一代飞机机体结构的主要材料之一。

基于模块化、参数化方法, 将数字化技术用于飞机复合材料制造工装的设计中, 可有效简化设计过程, 显著提高设计效率。本文介绍了成型模具设计向导和装配工装设计软件设计流程, 基于 CATIA CAA 实现了相应功能, 给出了设计实例, 为飞机复合材料构件制造工装设计提供了一条有效的途径。

在航空工业中, 各种先进的飞机都是与先进的复合材料技术紧密联系在一起, 而复合材料构件的制造离不开工艺装备(工装), 其产品的质量是靠工装来保证的。飞机复合材料构件的工装包括成型(过渡)模具、胶(铆)接夹具、装配型架、数控切边(钻孔)等。采用参数化和模块化设计方法, 可显著提高工装研制效率、缩短生产准备周期, 满足我国新机研制的需要。本文以提高飞机复合材料工装设计效率、保证设计质量为目标, 提出工装数字化设计的总体思路(见图 1)。基于网络和 PDM 环境及飞机设计制造主流软件 CATIA, 开发复合材料工装设计知识库、工装标准

件库、参数化组件库, 开发成型工装参数化设计向导和装配工装设计工具集, 构成了飞机复合材料工装数字化设计系统。

复合材料构件成型 工装数字化设计

典型的复合材料构件成型工装形式如图 2 所示, 它包括模具体、外支撑板、内支撑板、外底板、内底板、叉车口、环形方钢和加强方钢等^[1]。此类工装的结构形式相对固定, 由基本的特征组成。比如内支撑板结构包含了散热孔、卡槽等固定的特征, 其数目与内支撑板尺寸和位置相关联。同时, 这些零件之间也存在位置

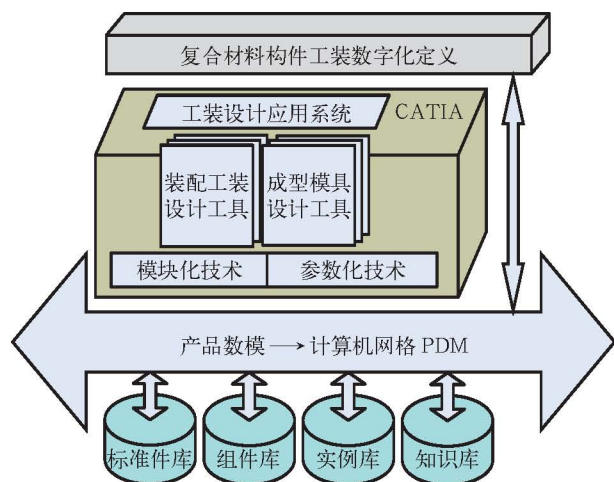


图1 飞机复合材料工装数字化设计总体思路

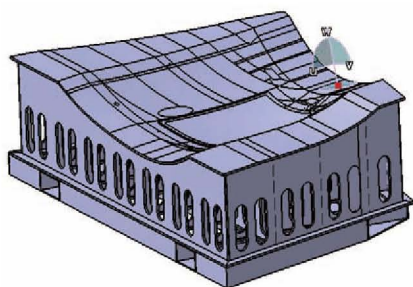


图2 复合材料构件成型工装典型结构

和尺寸上的约束关系,如模具体的下表面与各支撑板实体贴合,支撑板的底面与底板的上表面存在面约束,底板的下表面与底架不仅存在面约束,而且还存在轮廓约束关系。

参数化设计是指设计对象模型的尺寸用变量及其关系表示,而不需要确定具体数值;一般是指零部件的形状比较固定,用一组参数约束该几何图形的结构尺寸和零部件的特征,参数与设计对象的控制尺寸和特征有显式对应关系。当赋予不同的参数序列值时,就可以驱动原设计对象到新的目标几何形状和特征。参数化设计就是通过尺寸驱动和特征驱动的形式,以独立的几何约束和一定的函数公式关系来进行产品的设计。参数化设计将设计中某些尺寸,如定形、定位或装配尺寸定义为变量,修改这些变量的同时由一些简单公式计算出并驱动其他相关的尺

寸参数。参数化设计提高了设计的柔性,其重要性日益突出。在复合材料构件成型工装数字化设计中,采用参数化设计技术是较为合理的。

2 支架的设计

支架位于模具体与底架之间,一般由金属材料组成,用于支撑和固定位于其上的模具体。支架的结构(见图4)包括内支撑板、外支撑板、内底板和外底板4种结构,特征为散热孔和卡槽,散热孔有4种形状:圆形、长条形、矩形和矩形倒角。由图4可见各零件之间具有约束关系,如支撑板与模具体的下表面贴合,内支撑

板之间的位置关系为垂直或平行,底板的下表面与对应支撑板的上表面贴合,内外支撑板上的散热孔尽量在同一直线上,以保证成型过程中气流通畅。

1 模具体的设计

复合材料构件成型模具的模具体可以分为2种类型:一是通过在过渡模具直接复制复合材料的模具体,二是

通过数控加工得到的金属材料的模具体,它们的内部结构是不相同的。限于篇幅,本文主要研究通过过渡模生成模具体的方法,其设计的具体流程如图3所示。

支架结构中具有较多的尺寸参数和形状特征参数,且大多是相互关联的,如何确定驱动支架总体结构的主参数,并确定与各从参数对应的函数关系式,是参数提取的关键所在。通过研究,确定支架的主参数为工艺参数、结构参数和散热孔结构参数,从参数为支撑板长度、底板长度和工程常量值。支架的参数化设计流程如图5所示。

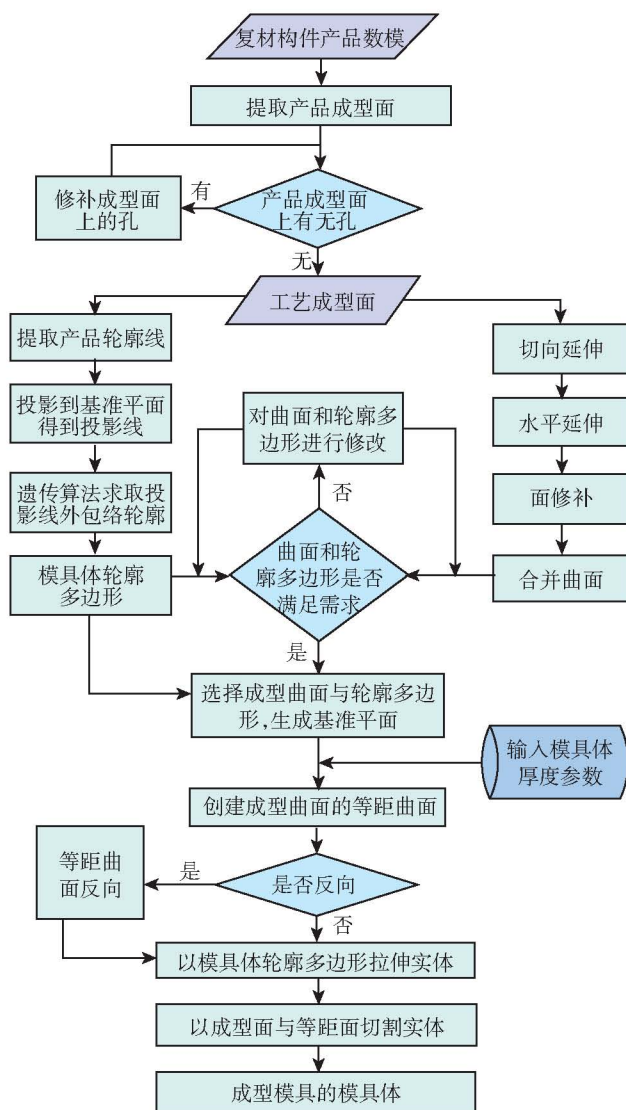


图3 复合材料构件模具体设计流程

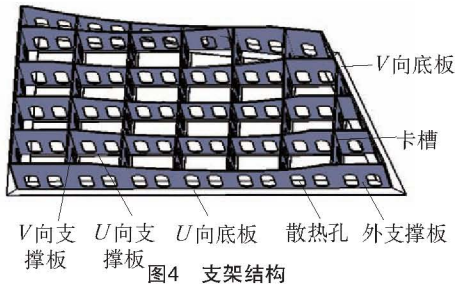


图4 支架结构

互换协调,使用专门的工艺装备——型架,用于在飞机装配中零组件的定位与夹紧。型架主要包括骨架、定位夹紧件及辅助结构。骨架是型架的基体,用以固定和支撑定位夹紧件等,保持其空间位置的准确度和稳定性;定位夹紧件是型架的主要工作

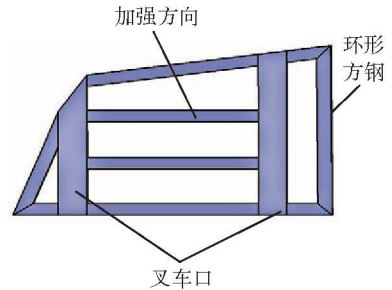


图6 底架结构

3 底架的设计

底架的结构包括叉车口、环形方钢和加强方钢3部分(见图6),3种零件都由标准型材制成,叉车口、环形方钢、加强方钢彼此之间存在着位置约束关系。确定了叉车口位置和尺寸后,环形方钢和加强方钢的布置与上面的支撑结构有关。

基于上述技术研究,在CATIA平台上进行二次开发,实现了复合材料构件成型工装的参数化设计^[2]。

复合材料构件装配工装数字化设计

飞机复合材料构件多为大尺寸、小刚度、薄壁结构,而制造精度要求相对较高。为保证产品装配精度和

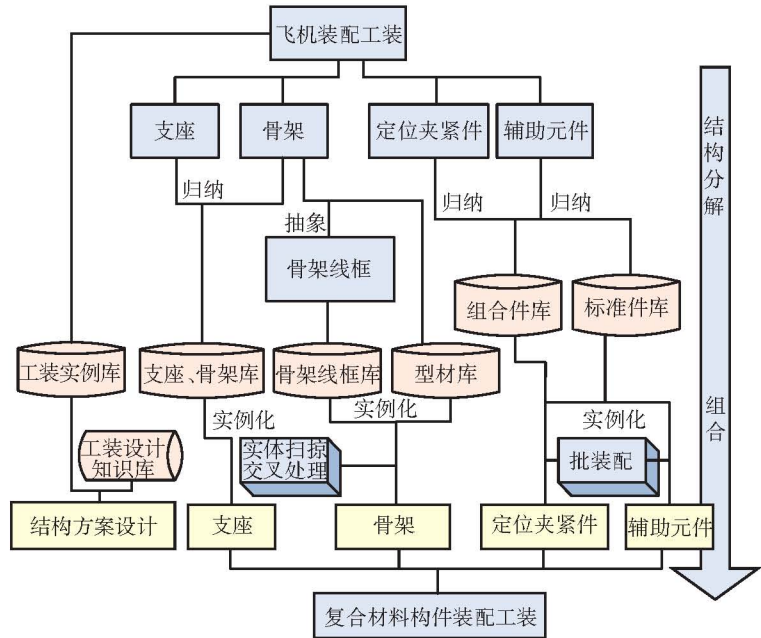


图7 基于结构分解组合的型架设计路线

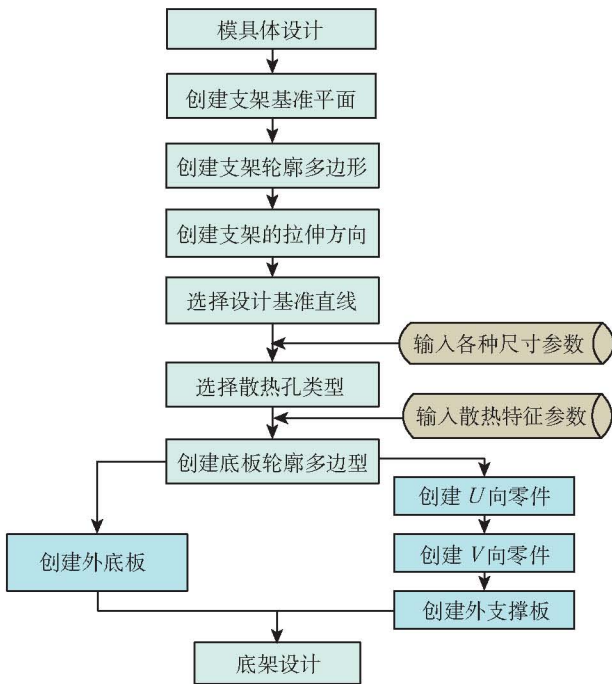


图5 支架参数化设计流程

元件,用以保证工件在装配过程中有准确的位置,定位夹紧件应准确可靠、方便使用;辅助结构包括工作踏板、工作梯、托架、起重吊挂等。为减小装配过程中型架的结构变形并保证其准确定位性能,现有装配型架多采用刚性结构。

根据上述对型架的分析,本文给出了如图7所示的技术路线。将型架按其结构分为支

座与骨架、定位夹紧件、辅助结构等。一方面,总结归纳以往型架设计经验,将型架进行分类,建立型架实例库、骨架线框库、型材库、标准件库、组合件库,开发型架快速设计工具集。在型架设计中,根据具体需求,选定实例库或骨架库的具体型式,通过对其实例化,生成新的型架主体框架结构,在此基础上,运用所开发的实体扫掠、批装配等工具,快速将定位夹紧件、标准件及其他辅助元件装到相应的位置。

1 骨架设计

骨架设计立足于对现有型架骨架设计方案的重用和新产品型架骨架的创成设计,这2方面都能辅助设计人员快速确定型架骨架结构,骨架重用还方便了设计经验和知识的继

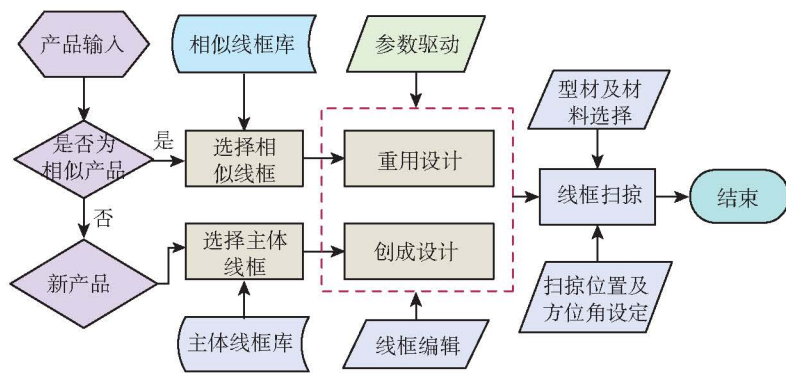


图8 系统流程图

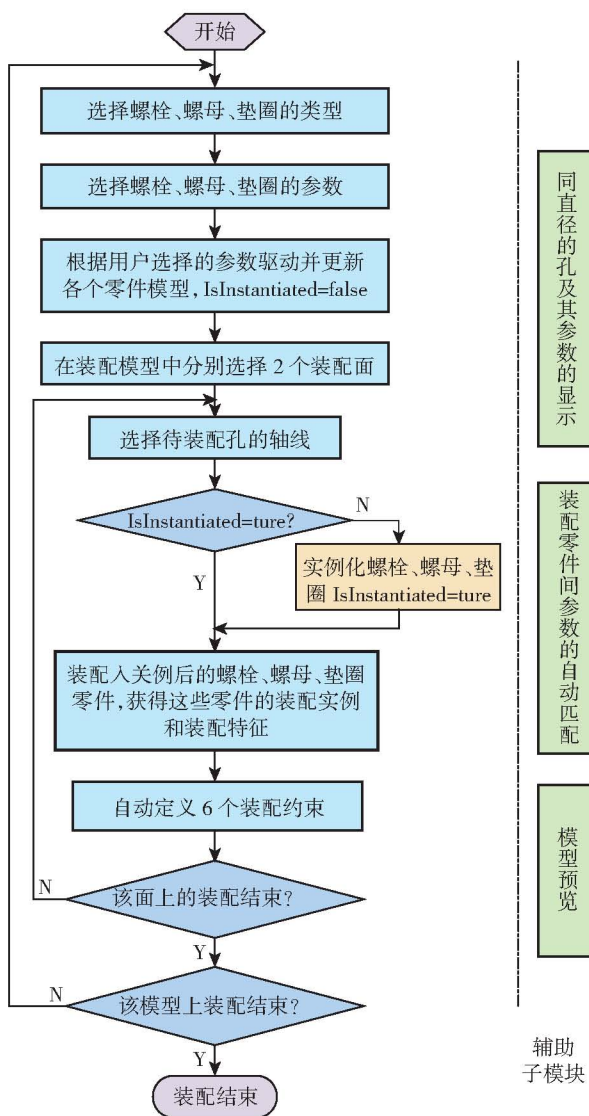


图9 螺栓连接批装配的主要流程

承与发展^[3]。

骨架一般由型材焊接而成,型架可以理解成型材截面沿特定顺序和

骨架线框库、线框编辑工具、创成设计工具、型材库、骨架元素扫掠及相交

方向扫掠而成,骨架的空间结构可用空间线段的连接结构表示,方向及型材长度也可用空间线段表示,据此把型架骨架抽象为由多条线段组成的线框结构。

按照这种思想设计型架骨架时,根据产品装配的具体需求,综合考虑型架上的定位夹紧件及辅助设备的空间布局,用线段代替实际的型材设计型架骨架,构建骨架的线框表示,后用扫掠的方法生成实际的骨架型材,得到型架骨架。

依据上面提出的原理和方法,应用CAA为开发工具在CATIA平台上开发了飞机装配型架骨架CAD系统,包括骨

处理工具。图8为系统的流程图。

2 批装配

根据复合材料构件工装装配设计中的具体需求,即在不改变现有工装模型的基础上实现相关零组件的快速装配,本文提出了零组件的“批装配”技术,只需对为数不多的零组件库模型添加一些简单的装配特征,即可满足对已有工装模型直接进行快速装配设计的要求^[4]。

本文的批装配是针对某个工装模型中需装配多组相同规格零组件的情况。在分析待装配零组件与工装模型之间的约束关系特点的基础上,用户只需在工装模型上选择很少的几个装配约束几何对象,快速装配模块就能够实现装配约束的自动定义,从而实现零组件的快速成批装配。实现零组件批装配所涉及的关键技术主要有装配特征的定义、零组件的实例化以及相关装配工具的开发等。图9为螺栓链接批装配的主要流程图。

结束语

基于模块化、参数化方法,将数字化技术用于飞机复合材料制造工装的设计,可有效简化设计过程,显著提高设计效率。本文介绍了成型模具设计向导和装配工装设计软件设计流程,基于CATIA CAA实现了相应功能,给出了设计实例,为飞机复合材料构件制造工装设计提供了一条有效的途径。

参考文献

- [1] 张富官,安鲁陵. 复合材料构件成型模具的参数化设计. 宇航材料工艺, 2008, 38(6):10-14.
- [2] 陈光荣. 复合材料构件成型过渡模CAD技术研究与开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [3] 王仁龙,周来水,安鲁陵. 飞机工架组合件的柔性分类编码技术研究. 机械工程与自动化, 2009(1):21-23.
- [4] 李汝鹏,孙小峰,安鲁陵. 飞机装配型架骨架CAD技术研究与实现. 航空制造技术, 2009, (16):91-94. (责编 岩石)