

飞机机身壁板自动钻铆离线编程过程优化研究

黎明,邱楠,汪静

(航空工业江西洪都商用飞机股份有限公司,南昌 330096)

[摘要] 自动钻铆离线编程是自动钻铆技术应用关键环节之一,离线编程质量与效率将直接影响飞机壁板的生产制造周期。研究分析了当前飞机机身壁板自动钻铆离线编程过程,针对目前飞机机身壁板自动钻铆离线编程过程效率低下、编程质量不高的现状,提出了一种飞机壁板自动钻铆快速离线编程方法,该方法优化了自动钻铆离线编程流程,同时针对自动钻铆离线编程过程数据处理繁琐、工作量大的问题基于CAA二次开发技术实现了离线编程过程数据的批量化处理。基于该自动钻铆离线编程方法可大幅提升当前飞机机身壁板自动钻铆离线编程质量与效率。

关键词: 机身壁板; 装配; 自动钻铆; 离线编程; 二次开发

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.15.068



黎明

硕士,工程师,主要研究方向为飞机数字化装配。

飞机壁板主要由蒙皮、长桁等零件铆接或螺接装配而成,是飞机外形的重要组成部分,具有尺寸大、薄壁且变厚度的特点,其装配效率和精度要求很高,其进度和质量直接影响飞机的生产进度与装配质量。自动钻

铆系统能够自动完成壁板的定位、夹紧、钻孔/镗窝、涂胶、送钉、铆接/安装、铣平等一系列装配工艺操作,实现飞机大型壁板快速、高效、精确装配^[1]。随着国家大飞机项目的实施,我国的自动钻铆技术发展迎来了新的契机,作为先进机械连接技术的自动钻铆技术也得到了越来越广泛的应用,目前壁板自动钻铆成为飞机自动化装配最成熟、应用最广泛的领域。

尽管自动钻铆技术能够显著提高飞机机身壁板的装配效率及装配质量,但由于自动钻铆设备拥有复杂的运动系统,在自动钻铆过程中,运动件极易发生相互干涉碰撞,引起铆接问题。同时,由于飞机机身壁板的结构复杂,铆接点数量较大,为减小铆接设备的无效机构运动及调整机构姿态,需对铆接过程中的铆接路径进行最优规划设置^[2]。在飞机机身壁板的实际铆接中,若仅依靠操作人员现场进行不断调试,会极大增加生

产周期,降低生产效率,且随着工作量的增加,操作人员发生失误的几率也会持续增加^[3]。

编程作为自动钻铆应用的关键环节之一,须将产品的设计制造要求、工艺规划、干涉碰撞等问题进行综合考虑,并最终体现在自动钻铆设备运行的程序中。根据相关自动钻铆设备应用统计情况,自动钻铆离线编程和仿真时间约占壁板类产品自动钻铆整个制造周期的50%以上。离线编程的效率将直接影响整个壁板自动钻铆制造周期的长短。因此在自动钻铆过程中选择合适的编程方法至关重要,其对于自动钻铆的装配效率,装配精度及装配质量均有较大的影响^[4-5]。

目前,美国的GEMCOR、EI,意大利B&C和德国宝捷公司的自动钻铆系统系列产品应用最为成熟和广泛^[6-9],本文将针对引进的美国GEMCOR公司G2000型机身自动钻铆系统开展其离线编程方法的研究,并对编程过程

进行优化,以最终提高飞机机身壁板自动钻铆的离线编程质量与效率。

自动钻铆离线编程过程分析

自动钻铆离线编程应将产品的设计制造要求、工艺路径规划和如何规避可能的碰撞干涉等问题进行统筹考虑。

美国 GEMCOR 公司 G2000 型机身自动钻铆系统对应离线编程系统为基于 DELMIA 开发的图形仿真系统和 PIK 工艺设置系统,该系统具有友好的操作界面和良好的操作性,可以准确实现 G2000 自动钻铆系统三维运动路径和动作规划及仿真,使之适应不同机身壁板的装配需求,并后置生成设备可识别的机器代码。

在 FASTTIP 离线编程系统下的离线编程主要过程为:(1)载入产品及相关资源数模;(2)手动创建自动钻铆紧固件投影点;(3)在操作界面 FASTTIP Connector 载入紧固件及投影点信息;(4)在 Edit Activity 功能界面编辑创建运动路径和加工动作。

其中,创建紧固件位置投影点是为将紧固件位置信息以点位方式输入到离线编程系统,因投影位置是在蒙皮外表面上,且紧固件本身处于蒙皮表面的法线位置,因此可选取紧固件与蒙皮的外表面相交几何点作为紧固件在蒙皮处的投影点,该相交点可通过手动对紧固件几何线条与蒙皮外表面抽取面进行求交获得。如图 1 所示为紧固件与蒙皮外表面几何相交点。

根据已创建的紧固件几何投影点,在 FASTTIP Connector 功能操作界面,选择紧固件几何线和几何投影点,系统自动录入相应紧固件的坐标、类型等信息(图 2)。

最后根据产品设计、制造要求,在 Edit Activity 功能界面(图 3)进行编辑创建运动路径和加工动作,创建完后即完成最后离线编程工作。

若在离线编程系统采用这种直

接的编程方法存在诸多缺点:

(1)不易快速定位、检查特定程序位置;

(2)手动创建紧固件投影点和提取紧固件几何线的效率低下;

(3)人工参照设计制造要求进

行离线编程存在诸多不确定因素,容易编错、漏编,且不易检查、校对,离线编程工作返工率高。

自动钻铆离线编程流程设计

针对上述离线编程方法过程中

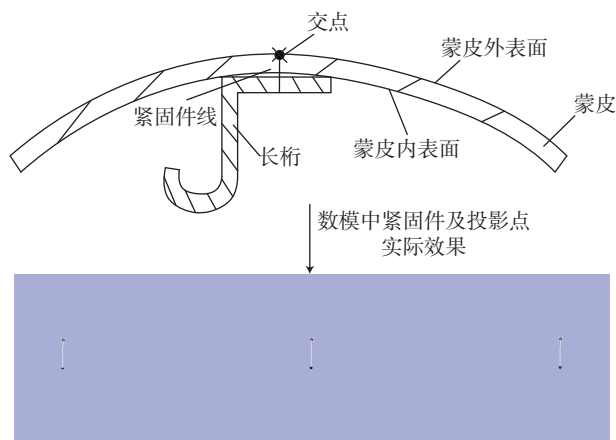


图1 紧固件与蒙皮外表面几何相交点

Fig.1 Geometrical intersection of fastener and outer panel skin

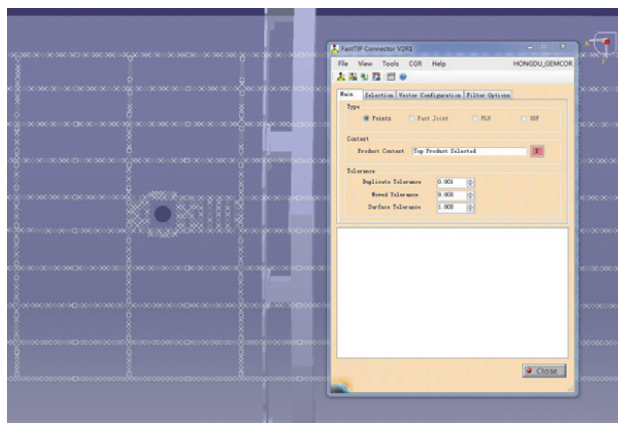


图2 Connector功能界面图

Fig.2 Function interface diagram of "Connector"

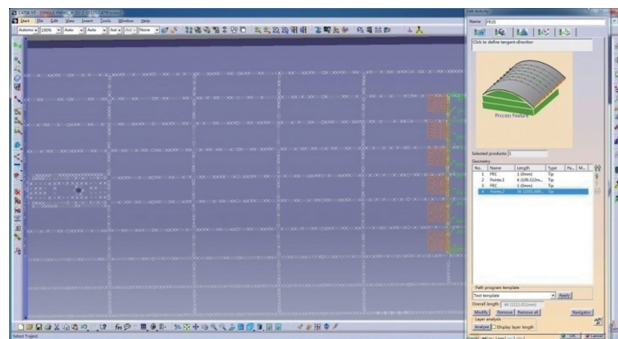


图3 Edit Activity功能界面图

Fig.3 Function interface diagram of "Edit Activity"

的问题,本文对自动钻铆离线编程过程进行设计优化,其中设计的离线编程主要步骤如图4所示。

1 产品及资源输入

产品及资源输入即在离线编程系统下载入产品数模和相关的资源,诸如自动钻铆机和相关工装数模等资源。

2 壁板紧固件提取与分类

飞机机身壁板主要包含蒙皮、长桁和角片等零件,壁板内连接紧固件可通过自动钻铆铆接,而设计数模所有紧固件放置在数模专用的模块底下,为便于后续能快速定位,检查特定程序位置,本文对用于自动钻铆的紧固件进行提取和分类。分类原则为按零件进行分类,即长桁上与蒙皮连接的紧固件单独提取放置在该长桁零件设置的专用几何图形集下,角片与蒙皮连接的紧固件单独提取放置在该角片零件设置的专用几何图形集下,其他零件同样按照此方法进行,此种紧固件提取与分类的优点在于后续能快速定位到相关零件及其紧固件,便于快速检查程序特定数据,分析处理相关问题。如图5所示,在结构树上展示的则是部分用于存放单个零件与蒙皮连接紧固件的几何图形集,其中几何图形集 SL_01 至 SR_05 是存放长桁 SL_01 至 SR_05 与蒙皮连接的紧固件,下方几何图形集则是对应存放角片与蒙皮连接紧固件。

3 紧固件投影点创建与分类

通过求解紧固件与蒙皮外表面几何相交点得出紧固件在蒙皮上的投影点。紧固件在蒙皮上的投影点也按照对应零件进行分类,将零件上紧固件投影点放置在其用于存放与蒙皮连接紧固件专用几何图形集下。如图6所示,在角片 FR25_SL03_SL04 专用几何图形集下存放了角片与蒙皮连接紧固件,对应创建的紧固件投影点也放置于该几何图形集下。投影点分类的作用与紧固件分类目

标一致。

4 设计及制造信息标识

设计及制造信息标识是在设计数模上创建相应的点、线、圈等辅助几何图形用于标记信息,这类标记信息非常直观明了,这些信息在编程过程中起着非常重要的作用,可有效防止离线编程错编,漏编情况,同时根据标记信息极易进行离线编程数据的检查校对。

定义飞机机身壁板设计及制造信息是指将产品设计和技术要求信

息用一定的几何图形在飞机壁板产品三维模型上进行标识以便于编程中快速识别相关技术要求。在标识设计及制造信息之前,应先对相关的几何点线圈作出定义,即创建的点、线、圈代表何种设计和信息。

在此,为便于观察和识别,在自动钻铆相关的紧固件位置上,以紧固件几何线条为中心,通过作出不同颜色、不同大小的几何圆圈来表示相关的飞机机身壁板设计和制造信息,在此规定标识圆圈的尺寸直径范

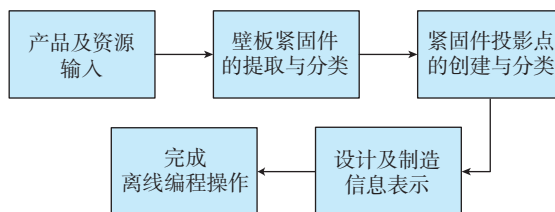


图4 优化后主要离线编程步骤

Fig.4 Optimized off-line programming process

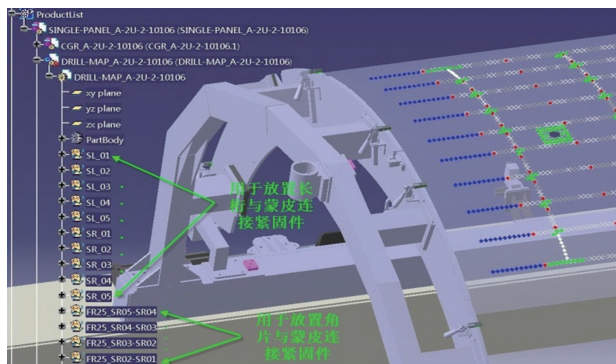


图5 自动钻铆编程紧固件分类图

Fig.5 Classification chart of automatic drilling riveting programming fasteners

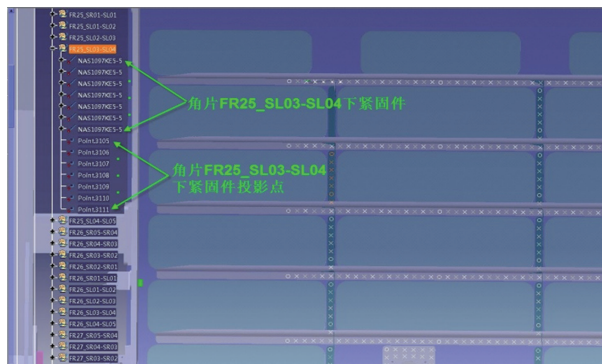


图6 投影点分类

Fig.6 Classified projection points

息,在此规定标识圆圈的尺寸直径范围为 5~20mm,圆圈线的厚度范围为 0.5~2mm (图 7)。

颜色、线型和圆圈直径尺寸满足以上原则便可,本文定义圆圈的尺寸规格为直径 10mm,线的厚度为 1mm,不同颜色线圈代表涵义如下:

(1) 红色圆圈表示该处需制出夹层零件的初孔,孔径为 2.5mm,且该孔作为校正钉安装孔。

(2) 白色圆圈表示该处需制出夹层的初孔,孔径为 2.5mm;蓝色圆圈表示该处只制出单层零件的导孔,孔径为 2.5mm。

(3) 绿色圆圈表示该处紧固件需按数模手工制出终孔;紫色圆圈表示该处紧固件孔暂不制出。

(4) 未作标识的紧固件表示该处位置需使用自动钻铆制孔并铆接。

5 设计更改影响处置

设计更改是指设计部门在产品研制过程中发现自身的设计不足、错误或者根据制造单位要求对原产品设计内容进行修改、完善和优化。在产品的生产制造过程中,特别是研制新型号过程中,设计更改较为频繁,为贯彻设计更改到生产制造中,当有设计更改信息发布时,应及时评估设计更改信息对编制的自动钻铆程序是否产生实质性的影响。若设计更改涉及紧固件位置的变化,则须重新求解更改位置处紧固件与蒙皮外表面的交点和重新标识;若不涉及紧固件位置的变化,只涉及技术要求发生变化,则只需重新进行标识;若设计更改不涉及紧固件位置的变化和技术要求变化,则无需进行处理。

6 完成离线编程操作

在离线编程系统下相关的功能界面输入所需信息即可完成离线编程最后操作,如图 8 所示,在 FASTTIP Connector 功能操作界面,可选择已分类的紧固件及创建的几何投影点,系统自动录入相应紧

件的坐标、类型等信息。完成该步骤后,根据标识信息,可通过在 Edit Activity 功能界面编辑创建运动路径和加工动作,如图 9 所示。

自动钻铆离线编程过程进一步优化

为进一步提升离线编程的质量与效率,针对所提离线编程主要过程中的紧固件按零件进行提取和分类、创建几何辅助点和圆圈的这类重复劳动量大、耗费时间长的工作,可利用 CAA 技术开发相应批量自动处理功能^[10-11],进一步显著提升离线编程过程的工作质量和效率。

1 批量提取与快速分类紧固件

在机身壁板中,长桁、角片和垫板等零件与蒙皮存在连接关系,依次按壁板下每个零件(除蒙皮外)建立专用的几何图形集,专用图形集用于存放零件与蒙皮间的连接紧固件。图 10 为基于 CAA 开发的批量处理功能,主要通过判断紧固件几何线条是否与所选零件相交来提取对应的紧固件。可依次点选蒙皮外表面上的投影曲面和单个其他相连的零件如:长桁、角片等零件,再选择设计模型中用于存放所有紧固件的 R 模型,设置新建几何图形集的名称,点击确定,即可自动创建几何图形集,同时将二者相连的紧固件从 R 模型中提取放置于该新建的几何图形集下。实现零件与蒙皮连接紧固件快速提取与分类,提取与分类效果如图 5 所示。

2 批量创建自动钻铆紧固件投影点

紧固件位置投影点是自动钻铆离线编程中的关键输入信息之一,如图 11 所示为开发的批量创建紧固件投影功能,只需选择蒙皮外表面曲面及包含所需投影的紧固件的几何图形集即可快速自动创建紧固件投影点。如图 12 所示,在实际编程操作中,某壁板下近 3000 个紧固件,创建对应投影点仅用时 35s,实现了极高

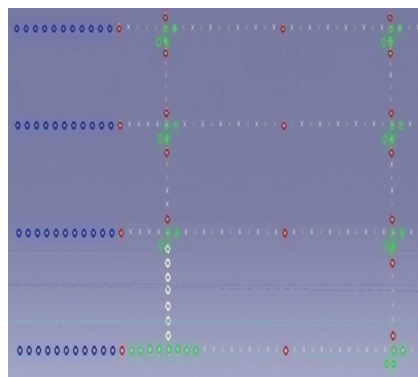


图7 壁板数模上的标识信息
Fig.7 Identification information on panel mathematical model

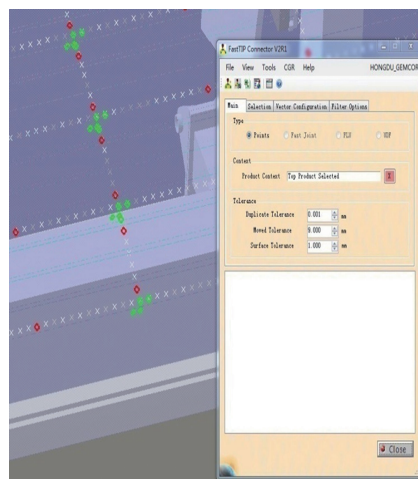


图8 紧固件投影点信息输入
Fig.8 Input information of fastener projection point

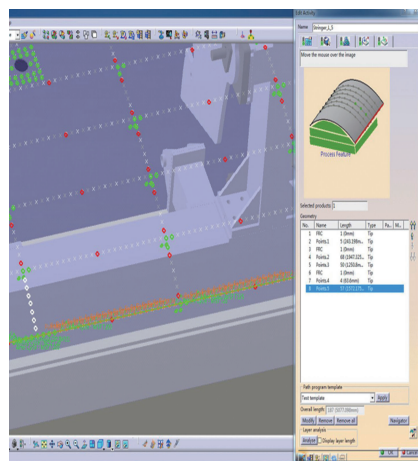


图9 运动路径规划及加工动作设置
Fig.9 Motion path planning and machining action setting

的工作效率。

3 批量创建标识几何圆

在紧固件位置上快速标识设计和制造工艺技术要求信息是指按照技术要求在相应紧固件位置区域快速作出不同颜色的几何标识圆圈。图 13 为基于 CAA 开发的批量创建标识圆圈功能界面,以紧固件为例,该处紧固件位置只制出单层零件的导孔,只需选中图中 33 个紧固件,设置标识圆圈半径为 5mm,颜色为蓝色,设置线宽为 1mm,最后点击功能界面中的确定按钮即可迅速生成带特定颜色的几何标识圆圈。图 14 所示为批量快速创建标识圆圈效果。

后根据分类的紧固件、创建的投影点和标识信息完成自动钻铆最后的离线编程操作。基于上述流程,可准确、快速高效地完成自动钻铆的离线编程工作。

结论

本文分析研究了基于引进的 GEMCOR 公司的 G2000 型机身自动钻铆系统离线编程过程,提出了

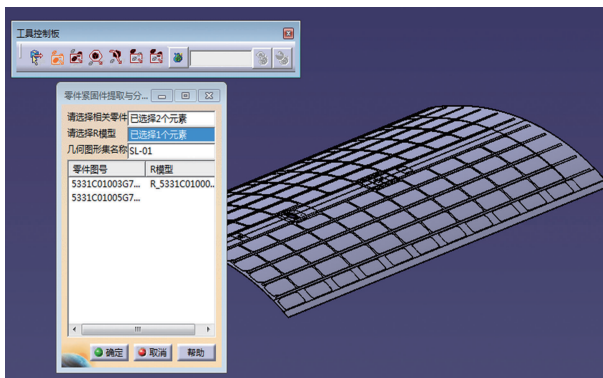


图10 批量快速提取与分类紧固件

Fig.10 Batch extracting and sorting fasteners

自动钻铆快速离线编程流程

通过本文的研究分析,离线编程过程优化及数据自动批量化处理实现了高效了离线编程效率,由此可得出一种自动钻铆快速编程方法。如图 15 所示,首先在获取飞机产品及相关资源数据的基础上,对壁板下紧固件按零件进行快速提取与分类,然后创建紧固件在蒙皮外表面的投影点即蒙皮外表面与紧固件的几何相交点并进行按零件分类,再根据设计和制造要求快速标识对应信息,判断外部有无设计更改信息,若有设计更改信息则应根据对应更改信息对离线编程数据有无影响进行相应处置,最

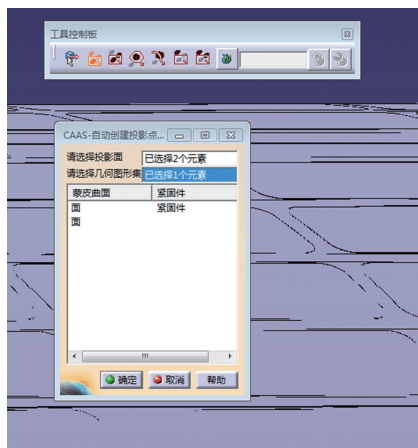


图 11 自动批量创建投影点功能界面

Fig.11 Function interface of batch creating projection points

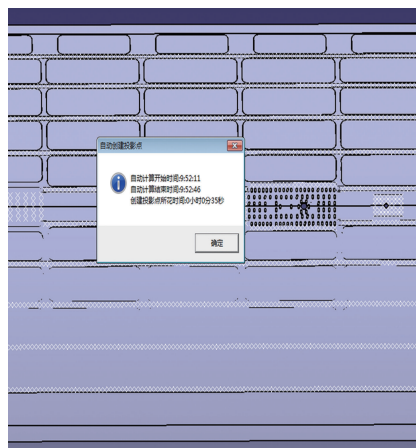


图 12 快速创建紧固件投影点

Fig.12 Fast creating fastener projection points

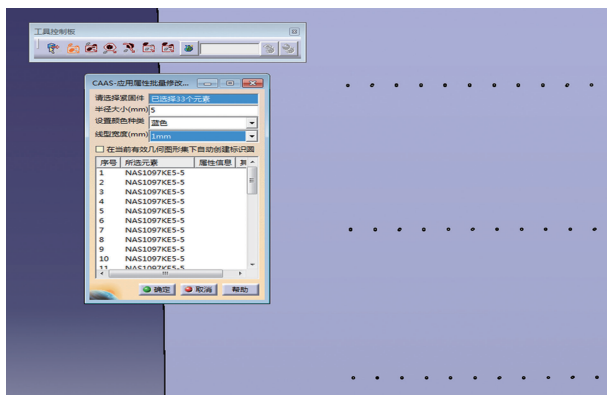


图 13 自动批量创建标识圆圈功能界面

Fig.13 Function interface of batch creating sign circles

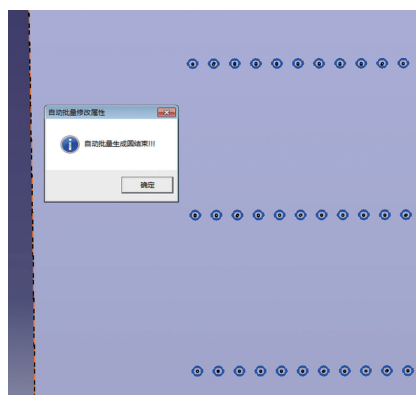


图 14 快速创建标识圆圈

Fig.14 Diagram of fast creating mark circles

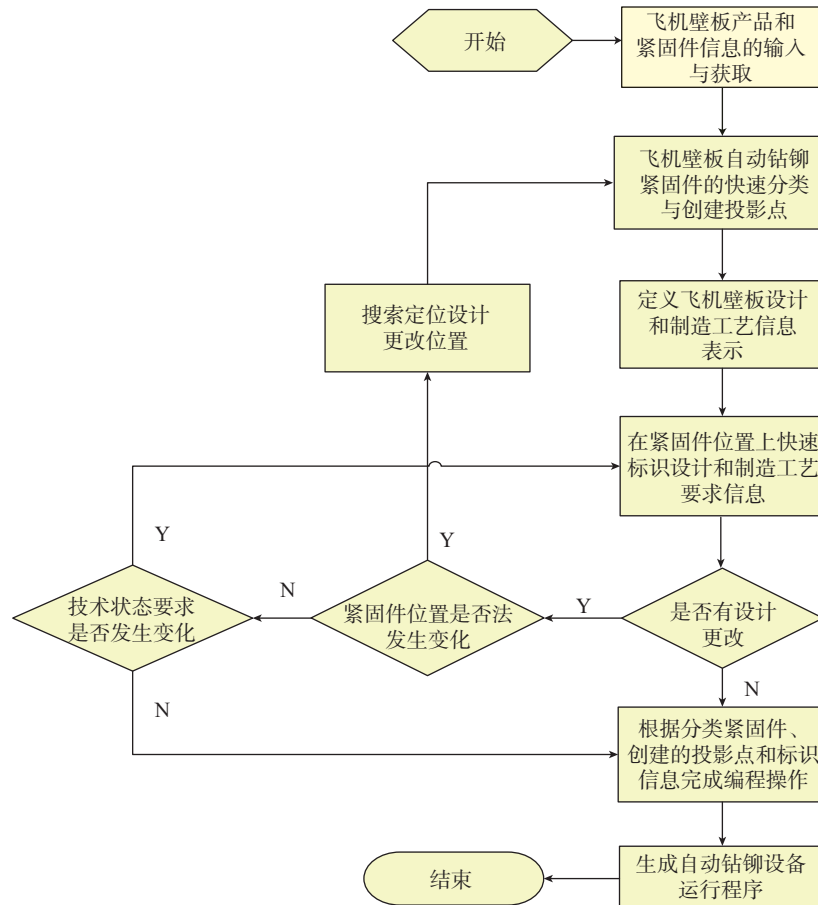


图15 一种自动钻铆快速离线编程方法流程
Fig.15 Diagram of automatic positioning system

自动钻铆离线编程的过程优化方法,同时基于CAA技术实现了编程中的批量处理功能,可极大提高自动钻铆离线编程的质量与效率。最后,飞机机身壁板离线编程流程优化和自动化程度提高对缩短飞机研制周期、提升研制效率具有重要意义。

参考文献

[1] 刘平, 张开富, 李原, 等. 壁板自动钻铆夹持点布局优化方法[J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(7): 1625-1630.

LIU Ping, ZHANG Kaifu, LI Yuan. Optimization method of dynamic location layout for sheet metal ADR assembly[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2014, 20(7): 1625-1630.

[2] 刘斌彦. 基于CAA的自动钻铆离

线编程系统开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

LIU Binyan. The development of an automatic drilling and riveting off-line programming system based on CAA[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.

[3] 刘连圣, 王珉, 丁力平, 等. 面向自动钻铆离线编程的工艺信息提取与校验技术[J]. 航空制造技术, 2018, 61(21): 78-83.

LIU Liansheng, WANG Min, DING Liping, et al. Process information extraction and self-checking technology for automatic drilling and riveting off-line programming system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(21): 78-83.

[4] ZOU J, LI K T, LIU A J, et al. The design of automatic rotary-rivert-placing system[J]. Applied Mechanics & Materials, 2011, 84-85: 332-336.

[5] 赵平. 飞机壁板自动钻铆系统应用研究[J]. 机械制造与自动化, 2017, 46(2):

191-194.

ZHAO Ping. Application research on automatic drilling and riveting system for aircraft panel[J]. Machine Building & Automation, 2017, 46(2): 191-194.

[6] 殷俊清, 王仲奇, 康永刚, 等. 自动钻铆环境下铆接工艺研究[J]. 航空制造技术, 2014, 57(1/2): 79-83.

YIN Junqing, WANG Zhongqi, KANG Yonggang, et al. Research on riveting process in automatic rivet[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(1/2): 79-83.

[7] 喻龙, 章易镰, 王宇晗, 等. 飞机自动钻铆技术研究现状及其关键技术[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 16-25.

YU Long, ZHANG Yilian, WANG Yuhan, et al. Research status of aircraft automatic drilling and riveting system and its key technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 16-25.

[8] 陈修强, 田卫军, 薛红前. 飞机数字化装配自动钻铆技术及其发展[J]. 航空制造技术, 2016, 59(5): 52-56.

CHEN Xiuqiang, TIAN Weijun, XUE Hongqian. Automatic drilling and riveting technology of aircraft digital assembly and its development[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(5): 52-56.

[9] 王珉, 陈文亮, 郝鹏飞. 飞机数字化自动钻铆系统及其关键技术[J]. 航空制造技术, 2013, 56(1/2): 80-83.

WANG Min, CHEN Wenliang, HAO Pengfei. Aircraft automatic drilling and riveting system and its key technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(1/2): 80-83.

[10] 彭江涛, 谭红, 石章虎, 等. 基于MBD的飞机钻铆机器人离线编程技术研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 55-59.

PENG Jiangtao, TAN Hong, SHI Zhanghu, et al. Research on the technique of MBD-Based off-line programming for aircraft drilling and riveting robot[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 55-59.

[11] 王文宇, 王仲奇, 李西宁, 等. 基于CAA的自动钻铆工艺参数管理系统构建技术[J]. 机械制造, 2013, 51(6): 58-60.

WANG Wenyu, WANG Zhongqi, LI Xining, et al. Construction technology of automatic drilling and riveting process parameter management system based on CAA[J]. Machinery, 2013, 51(6): 58-60.

通讯作者: 黎明, E-mail: limhcac@163.com。

Study on Optimization for Automatic Drilling and Riveting Off-line Programming Process of Aircraft Panel

LI Ming, QIU Nan, WANG Jing

(AVIC Jiangxi Hongdu Aviation Industry Group Co., Ltd., Nanchang 330096, China)

[ABSTRACT] As one of the critical steps of application of Automatic drilling and riveting technology, automatic drilling and riveting off-line programming will directly impact the manufacturing period of aircraft panel. This paper analyzed the process of automatic drilling and riveting off-line programming for aircraft panel. Aiming at improving the current situation, a method of fast automatic drilling and riveting off-line programming for aircraft panel is proposed, which has optimized off-line programming process and realizes batch processing for data of off-line programming based on CAA program development technology. It improves the efficiency and quality of automatic drilling and riveting off-line programming of the aircraft panel greatly based on this method.

Keywords: Aircraft panel; Assembly; Automatic drilling and riveting; Off-line programming; Secondary development

(责编 长青)

(上接第67页)

大学, 2014.

WEI Jingchao. Simulation and experiment researches on cold expansion process of CFRP[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.

[18] 曹增强, 左杨杰. 电磁铆接[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.

CAO Zengqiang, ZUO Yangjie.

Electromagnetic riveting [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2018.

[19] 杨晓娜, 曹增强, 左杨杰, 等. 基于应力波加载的钛合金干涉螺栓安装工艺试验研究[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(3): 462-468.

YANG Xiaona, CAO Zengqiang, ZUO Yangjie, et al. Experimental study of titanium

hi-lock bolts installation using stress wave[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(3): 462-468.

通讯作者: 曹增强, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为飞机装配与连接技术、复合材料制造、金属塑性成形, E-mail: czq66326@nwpu.edu.cn.

Research on Reinforcement of Interference Bushing in Composite Structure Assembly

WEI Yuhao, CAO Zengqiang

(School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] The interference bushing hole reinforcement technology can significantly improve the mechanical properties and fatigue performance of the composite structural joint, and the interference size is the key process parameter of the technology. In this study, the resistance of interference bushing installation was analyzed theoretically, and the interference size of TA2 pure titanium interference bushing was taken as the research object. The strengthening resistance, the pore diameter change and the internal damage of the composite were studied by experiments. The results show that the interference size has a remarkable influence on the reinforcement resistance, and the reinforcement resistance increases obviously as the interference size increases. The interference size of the composite laminar hole is uneven along the mounting direction, as well as the amount of interference at the exit of the holes is higher than that at the entrance. When the interference size is 3%, the actual interference size at the exit of the composite laminate hole is as high as 1.5%, and the material damage occurs at the same time, so the interference size should be less than 3%.

Keywords: Composite; Interference bushing; reinforcement resistance; Interference size; Damage

(责编 长青)