

# 某型飞机机身自动对接平台研制

张 辉<sup>1</sup>, 张 杨<sup>2</sup>, 郭洪杰<sup>1</sup>, 邓春利<sup>1</sup>

(1. 沈阳飞机工业(集团)有限责任公司, 沈阳 110034;

2. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

**[摘要]** 为实现飞机机身对接过程的数字化、自动化和柔性化, 研制了分布式机身自动对接平台。阐述了该平台总体构成与设计原理, 在详细分析机械系统组成和电气控制系统结构的基础上, 完成了平台各系统的集成。利用激光干涉仪器、机身前段样件和机身后段样件对自动对接平台的定位精度、应力控制和自动对接功能进行了测试, 测试结果表明: 数控定位器定位精度为 0.015mm, 可满足中机身对接装配精度要求; 在调姿过程中前、后段样件的 X、Z 轴应力较小, 不会对机体产生损伤; 中机身自动对接平台能够实现中机身前段和后段的调姿、对接及装配完成后对中机身技术指标检测功能。

**关键词:** 自动对接; 集成控制; 定位精度; 应力控制; 飞机部件

## Development of Aircraft Fuselage Automatic Docking Platform

ZHANG Hui<sup>1</sup>, ZHANG Yang<sup>2</sup>, GUO Hongjie<sup>1</sup>, DENG Chunli<sup>1</sup>

(1. Shenyang Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Shenyang 110034, China;

2. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

**[ABSTRACT]** The overall composition and design principles of the fuselage automatic docking platform are expounded, and the mechanical composition of automatic docking platform and electrical control system architecture are analyzed in detail. The positioning accuracy of the automatic docking platform, stress control and automatic docking function are tested by using a laser interferometric device, the front fuselage sample and the rear fuselage section sample. The test results showed that: The NC locator positioning accuracy is 0.015mm, which may meet the requirements of the fuselage docking assembly precision; During the attitude adjustment, the X, Z-axis stress of the front and rear section samples is less, the body is not damaged; The fuselage automatic docking platform can complete the adjusting posture of the front and rear fuselage and the fuselage technical indicators detection after adjusting posture, docking and assembly.

**Keywords:** Automatic docking; Integrated control; Positioning accuracy; Stress control; Aircraft component

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2018.19.079

数字化、自动化、柔性化装配技术是飞机生产制造的发展趋势, 国内外航空制造研究机构与企业已经开展了大量的工作<sup>[1-2]</sup>。机身对接装配是飞机部件装配中的重要环节, 部件自动对接平台可以满足飞机快速研制及低成本制造的要求, 是数字化柔性装配技术在飞机制造中更为深层次的应用及延伸, 能够充分体现飞机装配的数字化、自动化和柔性化。欧美新一代军民机(F-22、F-35、波音 737-800、波音 787、A400M、A380、A350)全面利用大部件自动对接装配技术保证了机体长寿命、高可靠性和市场快速响应能力<sup>[3-4]</sup>。目前, 国内很多航空制造研究院所与企业不断借鉴国外先进技术, 针对自

动对接装配技术所包含的数字化测量技术、全闭环控制技术、多轴协调运动控制方式、系统集成控制模式、调姿算法等方面, 开展了大量的研究工作, 取得了很多突破性的成果<sup>[5-10]</sup>。但机身对接装配现场仍处于专用刚性工装人工调姿与对接为主, 自动对接为辅的状态。“一对一”装配模式的对接工装大量存在, 机身自动对接平台研制与应用范围小, 技术成熟度不高。与世界先进航空制造企业相比, 对接装配技术与理念已经有很大的进步, 但仍需开展大量的研制与应用工作。本文以分布式机身自动对接平台为对象, 研究了机身自动对接平台总体构成与设计原理, 详细阐述了该平台的机械系统和电

气控制系统构建模式、各系统集成方式,最后以机身前段和机身后段对接过程为例,对该平台进行了验证性试验研究。

### 1 自动对接平台结构组成

飞机大部件自动对接平台主要包括分布式和整体托架式 2 种类型,2 种类型的对接平台各有优势,整体托架式自动对接平台优势在于对接部件在调姿过程中受力状态好、调姿相对灵活、对飞机设计更为有利、比较适合于移动生产线。但是,整体托架式的缺点是与飞机连接的工装结构复杂,托架设计难度大,且制造成本高,另外,对于尺寸较小的飞机,利用整体托架对飞机进行定位夹持,会使对接装配空间大幅度减少,这对飞机对接装配是极为不利的。分布式对接平台能够很好地克服这些缺点,分布式对接平台的优势为系统占地较小,定位器结构相对简单,能够适应不同尺寸机身装配,通用性强,可节省大量装配工装与装配厂房。依据飞机产品的结构特点,此次研制的机身自动对接平台采用分布式。分布式机身自动对接平台总体构成与布局如图 1 所示,主要由数控定位器、激光测量系统(激光跟踪仪)、电气控制系统和集成控制系统组成。对接平台中数控定位器采用分布式布局,数控定位器采用向上支撑和驱动的柱式结构,每台定位与机体部件单独相连,由伺服

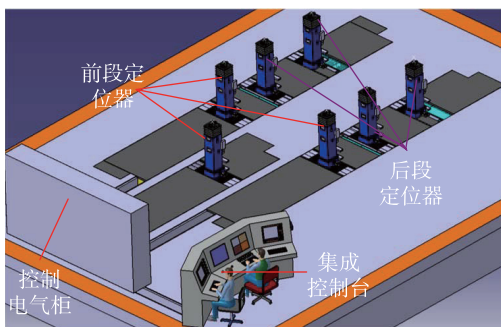
电机驱动在 X、Y、Z 3 个方向上运动,机身前段采用由 3 台定位器支撑、定位和调姿,机身后段采用由 4 台定位器支撑、定位和调姿。自动对接平台最大承载荷载为 4t,每台定位器的定位精度为 0.015mm。机身自动对接工作原理为在调姿对接中,根据激光跟踪仪测量的产品测量点坐标数据,通过调姿和轨迹规划算法,进行部件调姿数据规划。数控定位器执行规划数据进行协同运动,实现部件位姿的调整。

### 2 自动对接平台机械系统

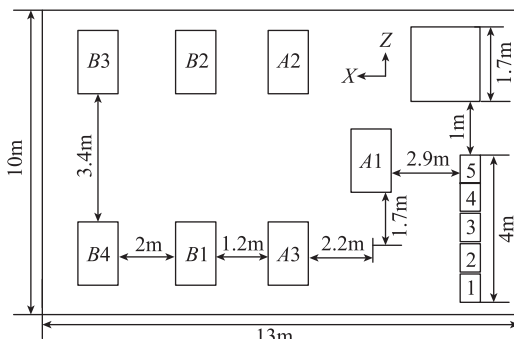
自动对接平台机械结构部分主要由相似机械结构的 7 个数控定位器(各个数控定位器标号分别为 A1、A2、A3、B1、B2、B3、B4)组成,A1、A2、A3、B1、B2、B3、B4 定位器在 X、Y、Z 的行程均为 800mm × 500mm × 300mm,典型数控定位器机械结构如图 2 所示,由底座、运动组件和接头组件等组成。底座安装在装配车间的地基上,由 X、Y、Z 向运动组件组成。X、Y、Z 3 个方向设计限位开关,提高定位器的工作安全性。Z 向升降机构采用塔式结构,滑枕、箱体的装配方式的设计,工装装配与维护简单,并且工装制造工艺性好。接头组件由压力传感器和接头球座组成,压力传感器能监测对接过程中的受力,保证机身部件不被损伤。接头球座用于连接和锁紧托架上面的工艺球头,与托架连接成一体。定位器定位精度和重复定位精度通过机械和控制来实现。通过有限元的分析,增加壁板厚度或添加加强肋来保证零部件的制造精度;使用带旋转编码器的伺服电机、带预载的高精度滚珠丝杠以及高精度直线滚动导轨在结构上保证系统的运动(传动)精度。采用封闭式光栅尺,在各个方向上实现全闭环控制,提高系统的控制精度。定位器主体结构主要由底座组件、X 向移动组件、Y 向移动组件、Z 向移动组件和接头组件组成,各组件通过销或键进行定位,采用螺钉连接。

### 3 机身自动对接平台电气构成

机身自动对接平台电气控制系统结构是基于西门子 SIMOTION 运动控制系统搭建的分布式控制方式。每个数控定位器通过 X、Y、Z 3 个坐标轴的运动实现对对接机身部件的定位和调姿。电气控制系统主要完成以下控制功能:(1)多轴联动调姿。多轴联动实现机身部件的姿态调节与对接。D445 多轴管理器实现多轴联动协调,S120 驱动实现坐标轴伺服;(2)逻辑控制。通过集成 PLC 控制 I/O 模块,实现三维力测量、安全限位控制、部件入位状态检测和部件入位锁定等功能。自动对接平台采用计算机集成控制技术,通过 Profinet 现场总线、工业以太网 Ethernet 实现系统状态采集与监视、多



(a) 平台总体构成



(b) 平台布局

图1 机身自动对接平台总体构成与布局

Fig.1 Overall composition and layout of fuselage automatic docking platform

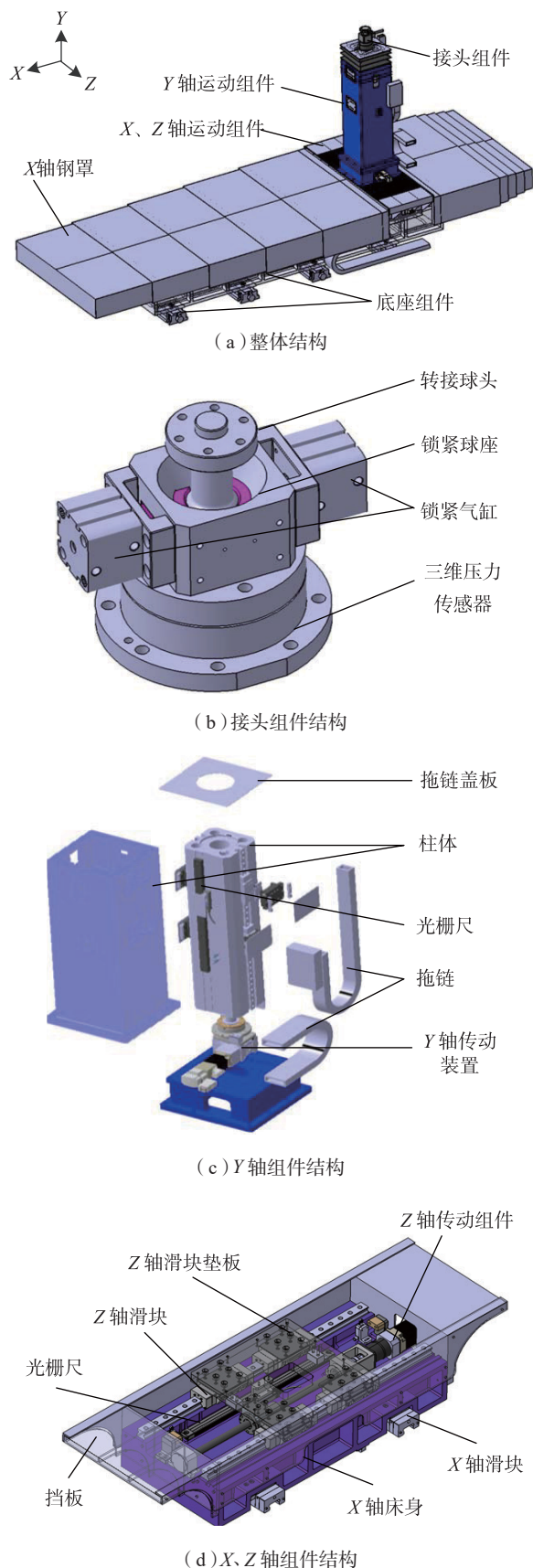


图2 对接平台数控定位器机械结构

Fig.2 Mechanical structure of the docking platform CNC locator

轴伺服控制和集成控制通信,配合数字化测量和离线仿真软件,完成自动对接全过程数字化控制。

## 4 机身自动对接平台应用验证

选择中机身前段和后段的调姿与对接过程完成机身自动对接平台的功能验证,对定位精度、应力控制及对接功能3个方面进行测试。

### 4.1 自动对接平台定位精度测试

自动对接平台数控定位器定位精度是关系到机身对接装配质量的重要参数之一。利用激光干涉仪器(Renishaw XL Laser System),依据GB/T 17421.2—2000《机床检验通则第2部分:数控轴线的定位精度和重复定位精度的确定》,对自动对接平台的7个数控定位器21个轴进行现场测试,各个数控定位器定位精度实测值如图3所示。由图3实测结果可知:A1、A2、A3、B1、B2、B3、B4数控定位器X轴的定位精度均在0.01~0.015mm的范围内;A1、A2、A3、B1、B2、B3、B4数控定位器Y轴的定位精度均在0.005~0.013mm的范围内;A1、A2、A3、B1、B2、B3、B4数控定位器Z轴的定位精度均在0.004~0.012mm的范围内。各数控定位器在Z轴的定位精度最好,在X轴方向的定位精度相对较差,自动对接平台数控定位器定位精度最大值为0.015mm,完全可以满足中机身对接装配需要。

### 4.2 自动对接平台应力控制测试

机身自动对接平台采用分布式布局,每台定位与机体部件直接相连,自动对接平台在调姿过程中,各个定位器驱动力直接作用在飞机产品上。每个定位器均设计了一个三维力传感器,随时监测调姿过程中X、Y、Z3个方向力的大小,与理论设定值进行对比分析,判

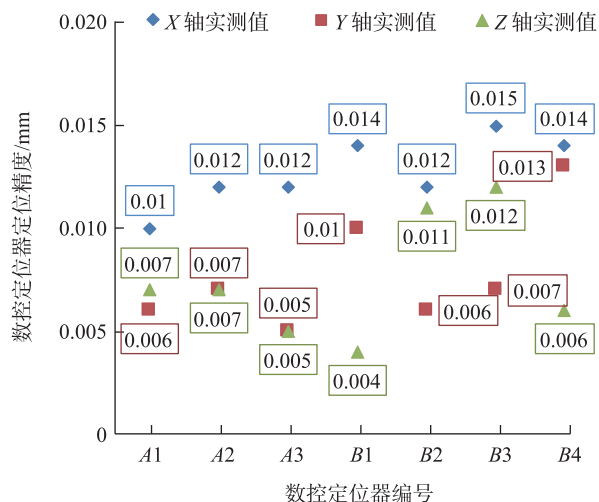


图3 数控定位器定位精度实测值

Fig.3 Measurement of the CNC locator positioning accuracy

断各方向力值是否在允许的范围内,定位器是否超载,并采取相应的措施。利用中机身前、后段样件,对样件上架、应力消除及调姿等各个过程进行定位器承载监控,不同状态下数控定位器  $X$ 、 $Z$  轴应力状态如图 4 所示。由图 4 应力状态检测结果可知:前、后段样件在上架过程中各个数控定位器在  $X$ 、 $Z$  轴应力最大,其最大应力分别为 1.1kN 和 1.2kN;利用自动对接平台的消除应力功能,将前、后段样件上架过程产生的  $X$ 、 $Z$  轴应力大幅度消减,分别减小到 0.2kN 和 0.3kN,使其在对接过程受力最小;在调姿过程中前、后段样件的  $X$ 、 $Z$  轴应力有小幅增加,但远小于上架时候应力状态。将样件上架过程中产生的应力状态反作用到机身部件上,通过强度计算,不会对机体产生损伤,完全满足机身对接装配要求。

### 4.3 自动对接平台功能测试

图 5 是机身对接平台功能验证布局与流程。利用前、后段样件对硬件限位进行测试,7 个数控定位器共 21 个轴,当达到极限位置时发出报警并停止运动。运动控制系统可判断定位器是否运动到给定位置、电流是否超载等运动异常情况。机身前、后段样件对接过程通过测量辅助设备完成,以装配对象数字模型为基础,同时借助装配过程中装配对象位姿的实时测量结果,指导定位器调整,保证对接工艺要求。利用 7 个数控定位装置支撑调整机身前、后段样件,7 个数控定位装置分别与飞机样件刚性连接,按规划好的路径支撑和移动样件,测量系统对参与样件进行测量,并将数据输入到平台的控制系统中,依据这些数据,平台系统计算出各样件需要移动的距离,以保证样件准确对接。

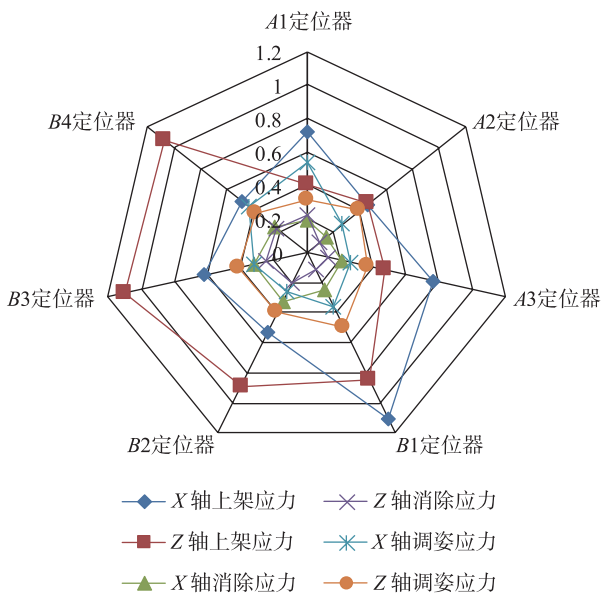


图4 不同状态下数控定位器  $X$ 、 $Z$  轴应力状态

Fig.4 Stress state of the CNC locator  $X$ 、 $Z$ -axis with different states

自动对接平台的测量系统利用激光跟踪仪为基础构建测量网,通过测量飞机样件表面已知关键特征点坐标,解算样件位置和空间姿态,最终完成机身前、后段样件的对接。

## 5 结论

阐述了机身自动对接平台总体构成与设计原理,详细分析了自动对接平台机械系统组成和机身自动对接平台电气控制系统结构。利用激光干涉仪器、机身前段样件和机身中段样件对自动对接平台的定位精度、应力控制和自动对接功能进行了测试。测试结果表明:数控定位器定位精度为 0.015mm,可满足中机身对接装配精度要求;在调姿过程中前、后段样件的  $X$ 、 $Z$  轴应力较小,不会对机体产生损伤;中机身自动对接平台能够实现中机身前段和后段的调姿、对接及装配完成后对中机身技术指标检测。在未来新机研制中可加大自动对接平台的应用范围,促进基于自动对接平台的对接工艺方法的完善,同时可以与部件精加工配合使用,利于提高飞机部件精加工精度。

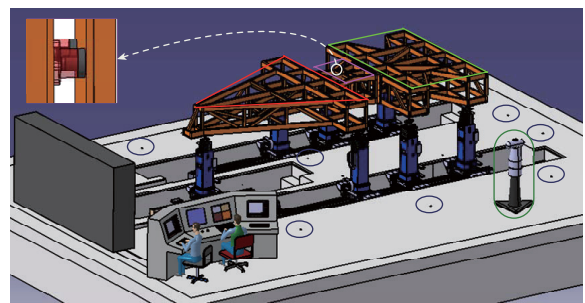


图5(a) 功能验证布局

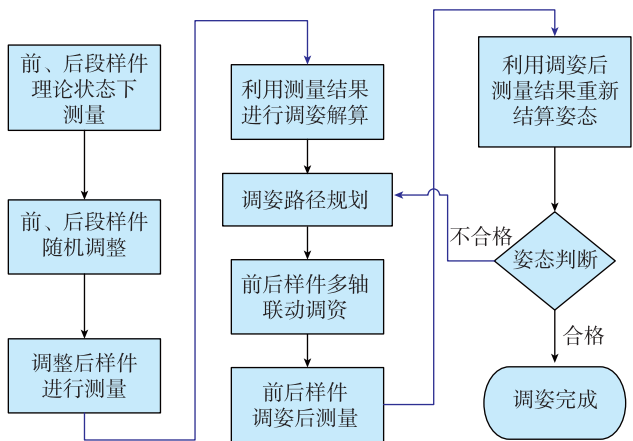


图5(b) 功能验证流程

图5 机身对接平台功能验证布局与流程

Fig.5 Layout and process of the fuselage docking platform function verification

## 参考文献

- [1] 梅中文, 黄超, 范玉青. 飞机数字化装配技术发展及展望[J]. 航空制造技术, 2015, 58(18): 31-37.
- MEI Zhongyi, HUANG Chao, FAN Yuqing. Development and prospect of the aircraft digital assembly technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(18): 31-37.
- [2] 初桂兰. 国内飞机数字化装配技术现状研究[J]. 西安航空学院学报, 2016(1): 40-43.
- CHU Guilan. Research on the status quo of aircraft digital assembly technology in China[J]. Journal of Xi'an Aeronautical University, 2016(1): 40-43.
- [3] 许国康. 大型飞机自动化装配技术[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 734-740.
- XU Guokang. Automatic assembly technology for large aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 734-740.
- [4] 范平, 范玉青. 突破技术趋同波音再现竞争优势——对大型飞机研制技术的战略性分析[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 707-712.
- FAN Ping, FAN Yuqing. Breaking through the common technical trend, boeing shows the competition superiority once again—strategic analysis for development technology of large aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 707-712.
- [5] 宋彰桓, 赵罡, 孙占磊, 等. 基于 iGPS 的飞机部件对接测量点选取方法研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(5): 57-61.
- SONG Zhanghuan, ZHAO Gang, SUN Zhanlei, et al. Research on iGPS measurement point selection method in fuselage docking[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(5): 57-61.
- [6] 熊瑞斌, 黄浦缙, 柯映林. 一种适用于飞机装配的新型随动定位器[J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2469-2475.
- XIONG Ruibin, HUANG Pujin, KE Yinglin. A new posture following and keeping fixture for aircraft assembly[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2469-2475.
- [7] 关月, 赵宝, 李大伟, 等. 飞机部件自动对接的位姿标定计算及软件系统设计[J]. 机械制造与自动化, 2017(1): 146-149.
- GUAN Yue, ZHAO Bao, LI Dawei, et al. Calibration and position and orientation computation in automatic aircraft component butt and its software system design[J]. Mechanical Manufacturing and Automation, 2017(1): 146-149.
- [8] 罗芳, 邹方, 周万勇. 飞机大部件对接中的位姿计算方法[J]. 航空制造技术, 2011, 54(3): 91-94.
- LUO Fang, ZOU Fang, ZHOU Wanyong. Posture calculating algorithm in large aircraft component butt[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(3): 91-94.
- [9] 颜世俊, 李东升, 王亮. 飞机大部件自动化对接集成系统关键技术研究[J]. 机械工程与自动化, 2011(3): 146-148.
- YAN Shijun, LI Dongsheng, WANG Liang. Key technologies of automated integrated system in aircraft final assembly[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2011(3): 146-148.
- [10] 郭洪杰. 飞机大部件自动对接装配技术[J]. 航空制造技术, 2013, 56(13): 72-75.
- GUO Hongjie. Automated joint assembly technology for large structure of aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(13): 72-75.

通讯作者: 张辉, 博士、高级工程师, 研究方向为装配与连接技术, E-mail: sac\_zhh@163.com。

(责编 铃兰)

(上接第78页)

- WANG Huiyang, AN Yunqi, LI Chengyu, et al. Research progress of nickel-based superalloy materials[J]. Materials Review, 2011, 25(S2): 482-486.
- [4] DUDZINSKI D, DEVILLEZ A, MOUFKI A, et al. A review of developments towards dry and high speed machining of Inconel718 alloy[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2004, 44(4): 439-456.
- [5] 肖茂华, 何宁, 李亮, 等. 镍基高温合金高速铣削的切削热研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(11): 105-109.
- XIAO Maohua, HE Ning, LI Liang, et al. Study on cutting heat of high-speed milling of nickel-based high-temperature alloy[J]. Journal of Harbin University of Technology, 2011, 43(11): 105-109.
- [6] SETTINERI L, FAGA M G, LERGA B. Properties and performances of innovative coated tools for turning inconel[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2008, 48(7-8): 815-823.
- [7] 宋新玉, 赵军. 加工 In718 时硬质合金涂层刀具的磨损机理[J]. 工具技术, 2008, 42(7): 10-12.
- SONG Xinyu, ZHAO Jun. Wear mechanism of cemented carbide coated cutting tools during In718 machining[J]. Tool Technology, 2008, 42(7): 10-12.
- [8] 周俊. 镍基高温合金 GH4169 高速切削相关技术与机理的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- ZHOU Jun. Study on the related technology and mechanism of high speed machining for nickel based superalloy GH4169[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
- [9] SUGIHARA T, ENOMOTO T. High speed machining of Inconel 718 focusing on tool surface topography of CBN tool[J]. Procedia Manufacturing, 2015(1): 675-682.
- [10] SHAO F, LIU Z Q, WAN Y, et al. Finite element simulation of machining of Ti-6Al-4V alloy with thermodynamical constitutive equation[J]. Advanced Materials Research, 2010, 49(5-8): 431-439.
- [11] UMBRELLO D, FILICE L, MICARI F, et al. Prediction of tool wear progress in machining of carbon steel using different tool wear mechanisms[J]. International Journal of Material Forming, 2008, 1(1): 571-574.
- [12] ATTANASIO A, UMBRELLO D. Abrasive and diffusive tool wear FEM simulation[J]. International Journal of Material Forming, 2009, 2(1): 543-546.
- [13] 黄翠. 基于有限元方法的 GH4169 车削过程刀具磨损仿真及试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2017.
- HUANG Cui. Simulation and experimental study of tool wear in GH4169 turning process based on finite element method[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2017.
- 通讯作者: 岳彩旭, 博士、副教授, 研究方向为硬态加工技术和切削过程的有限元仿真技术, E-mail: yuecaixu@hrbust.edu.cn。

(责编 铃兰)