

机翼部件整体自动变位系统技术研究

陈 浩,冯克进

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610091)

[摘要] 现阶段,随着飞机制造装配过程的自动化建设要求,对飞机各部件的装配精度、方法、空间占用率、控制方式以及人身安全等提出了更高的要求。其中,由于装配工作需要,飞机大部件的自动变位成为亟待解决的问题之一。传统的飞机大部件变位方式与机构存在使用效率低下、占用空间大、操作困难及安全隐患等问题,已无法满足现代航空制造业的生产要求,急需改进创新。以机翼部件整体自动变位要求作为研究内容,分析机翼部件自身结构特点及变位要求,结合曲柄滑块机构原理,设计出新型自动变位机构以及运动控制系统。同时,基于有限元分析方法,使用MSC.Patran & Nastran 工程软件对自动变位系统中主要受载结构进行刚强度校核,以满足机翼部件整体安全可靠的自动化变位要求。

关键词: 机翼部件; 自动变位; 曲柄滑块机构; 快速固持; 有限元分析

Research on Technology of Automatic Position-Changing System of Wing Parts

CHEN Hao, FENG Kejin

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610091, China)

[ABSTRACT] Nowadays, for the requirement of developing automation in the process of aircraft manufacturing, higher requirements are placed on the assembly accuracy, methods, space occupancy, control mode and personal safety of the various components of the aircraft. Due to the assembly work, it has become one of the vital problems to be solved that large parts of the aircraft can't change their position automatically. Traditional position-changing modes have problems such as inefficient use, large space occupation, operational difficulties and safety hazards, which make it impossible to meet the production requirements of modern aviation manufacturing industry, so there is an urgent need for improvement and innovation. In this paper, requirements of the automatic position-changing of the wing parts are taken as the research content. First, the structural characteristics and position-changing requirements of the wing parts are analyzed. Then, combined with the principle of the crank slider mechanism, a new automatic position-changing system and control system are designed. At last, based on the finite element analysis method, the MSC. Patran & Nastran engineering software is used to perform the strength calculation on the main load-bearing structure to meet the demand of the secure and reliable automatic position-changing of the wing parts.

Keywords: Wing parts; Automatic position-changing; Crank slider mechanism; Fast hold; Finite element analysis

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.23/24.074

在飞机制造装配过程中,根据工作内容的不同,往往需要对飞机各部件的姿态进行翻转或者移动,以完成对部件的补铆、刷漆以及对合等工作,如机翼整体部件、机翼壁板等。然而,由于飞机整体结构及外形特点,部分装配组件存在尺寸大、质量重、形状各异等问题,使得飞机大部件整体变位十分困难。目前,飞机大部件的变位主要采用机械自动翻转和人工翻转^[1-3]。其中机械自动翻转多采用滚环式的翻转架,即通过电机驱动齿轮

和销齿啮合实现翻转。其优点是可根据产品特点提供多个支撑部位,与保形工装配合使用,可以较好地保持部件整体结构外形,可实现对大尺寸、大重量的飞机部件进行可靠翻转;而缺点是滚环式结构整体尺寸较大,需要占用大量空间。人工翻转主要通过起吊的方式实现,即在起吊过程中,配合使用托架辅助支撑,通过改变连接所需翻转部件的起吊位置以及吊索长度,从而在空中改变部件姿态,完成部件的翻转。其主要缺点是需要

5~8个工人配合操作,操作难度大,翻转效率低,且需要占用较大的空间。同时,若起吊工装出现问题,容易造成重大人身安全事故及产品损坏,存在安全隐患。

目前,飞机机翼整体部件在装配过程中对机翼两侧分别进行补铆、刷胶及涂胶等工作时,均通过起吊的方式进行翻转。因此,本文以机翼部件整体的自动变位作为研究对象,通过分析其装配工作内容及变位要求,对自动变位系统进行设计,以实现机翼整体部件在 $0\sim\pm 90^\circ$ 范围内的自动变位。完成机翼部件整体自动变位系统的研究,一方面可以简化机翼整体部件翻转过程,提高机翼变位效率,减轻工人劳动强度,并消除安全隐患;另一方面可以将机翼部件自动变位系统的设计方法及结构形式进行推广,可应用于其他需要自动变位的大部件,对实现飞机自动化装配具有重大意义。

1 自动变位系统原理分析

1.1 自动变位系统机构原理分析

机翼整体部件结构形式如图1所示。机翼部件的一端具有多组接头,用于与机体连接,其余端面光滑并且狭窄,不便于夹持与连接。因此,在设计自动变位系统时,考虑直接利用机翼端面的连接头进行固持,以实现自动变位。

当机翼部件绕连接接头在 $0\sim\pm 90^\circ$ 范围内自动变位时,机翼重心根据姿态的不同,在连接头处产生变化的扭矩。机翼部件处于竖直状态时(0°),机翼自重产生的扭矩最小,约为0。机翼处于水平状态时($\pm 90^\circ$),机翼自重产生的扭矩最大,约为 $20000\text{N}\cdot\text{m}$ 。若采用电机直接驱动转轴的方式进行翻转,导致超大扭矩电机的选型困难,同时电机尺寸大,成本高,不利于实际工程应用。因此,须考虑利用机械结构设计实现扭矩与推力之间的转换,即先利用丝杆将较小的电机扭矩转换为较大的电动推力,再利用偏心结构将推力转化为扭矩,最终满足机翼部件自动变位时所需要的驱动扭矩。

根据上述分析结果可知,上述结构要求符合曲柄滑块机构的运动原理^[4-5],具体结构形式如图2所示。

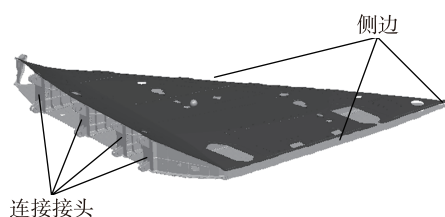


图1 机翼部件结构形式
Fig.1 Structure of wing part

根据机翼整体部件翻转形式及曲柄滑块机构原理图分析可知,自动变位系统的机构主要是通过电机驱动丝杆转动,实现滑块的左右平移,进而带动连杆及转轴运动,最终实现机翼部件的翻转。根据现场使用要求,主要还面临以下问题:

(1)机翼部件自动变位时,滑块沿某一方向平移运动,要求机翼部件只能沿顺时针或逆时针旋转,不能出现往返摆动的现象。

(2)由于装配现场空间有限,应尽量减小工装尺寸,以及减少机翼变位所需要的空间大小。

假设机翼部件的两种位置状态分别为状态1和状态2,如图3所示。

状态1中, O 点为旋转轴; D 点为铰接起始点; A 、 B 、 C 分别为滑块不同的起始点,其中 DB 线段与 AC 垂直;轨迹I为机翼部件远端的旋转轨迹;轨迹II为铰接点的旋转轨迹。由图3可知,滑块的起始位置以 B 点为分界线,分别为 A 、 C 点。当滑块沿图示运动方向移动时, A 点能保证机翼部件只沿逆时针旋转,而 C 点在经过 B 点前后会使机翼部件的旋转方向出现顺时针和逆时针的交替,不符合使用要求。因此,滑块的右侧起始点只能在 A 点。

状态2中, O 点为旋转轴; D 点为铰接起始点; E 点为交接点 D 旋转 180° 后的位置; A_1 点为在保持连杆1

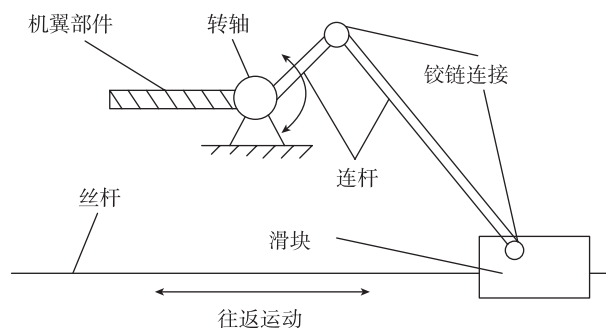


图2 四连杆机构原理图

Fig.2 Schematic diagram for four-bar linkage

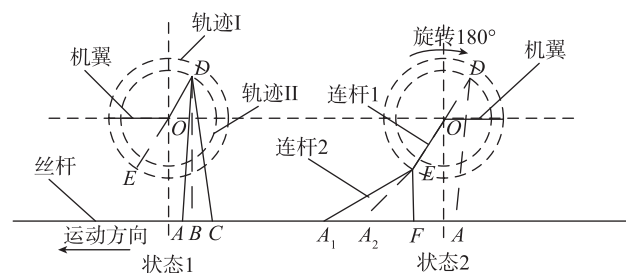


图3 机构运动原理分析图

Fig.3 Schematic diagram for mechanism motion

(OE)和连杆2(A_1E)长度不变时,滑块左侧终点位置; F 点为在保持连杆1(OE)长度不变,连杆2(EF)最短时,滑块的位置; A_2 为滑块在 A_1F 区间上的任意位置。

由图3可知,当机翼部件保持 180° 翻转状态时:(1)滑块位置在 A_1 点时,滑块平移距离最长,为 A_1A ;(2)滑块位置为 F 点时,滑块平移距离最短,为 FA 。因此,基于工装尺寸最小化设计要求,可以在机翼翻转过程中,分别控制滑块移动距离,以及连杆2的长度,从而减少滑块移动距离及工装整体尺寸。

1.2 自动变位系统控制方案

根据上述机构原理分析可知,自动变位系统主要包括滑块的平移运动、连杆2的长度伸缩控制、机翼位置检测以及人工及控制方式。因此,本文采用PLC控制器,控制两台伺服电机驱动丝杆和齿轮,以实现滑块平移以及工装整体旋转。同时,利用电动推杆实现连杆2的长度控制。最后,在滑块平移极限位置设置行程开关,形成闭环控制,提高机翼部件到位精度。人工控制方式采用触摸屏,固定在控制柜上,用来显示旋转角度及误差等信息。操作面板可以接收操作人员输入的控制指令

并显示控制系统参数。自动变位系统控制原理如图4所示。

2 自动变位系统设计方案

使用机翼部件整体自动变位状态如图5所示,机翼平面尺寸约为: $L_1 \times W_1 = 4.8\text{m} \times 5.5\text{m}$ 自动变位系统尺寸约为: $L_2 \times W_2 = 4\text{m} \times 3.75\text{m}$,总占厂房平面尺寸约为: $L_3 \times W_3 = 7\text{m} \times 5.5\text{m}$ 。机翼部件整体自动变位系统主要包含以下部分:可旋转底盘机构;曲柄滑块机构;机翼固持机构;系统控制箱;托架。

机翼整体部件自动变位过程如下:

- (1)起吊机翼整体部件,以竖直状态安装于机翼固持机构上,如图5中状态0所示,此时位置标记为0。
- (2)丝杆驱动滑块移动,实现机翼部件从 $0 \sim 90^\circ$ 自动变位,如状态1所示,机翼样机A侧朝下。到位后通过A侧托架辅助支撑以完成补铆、刷漆等工作。
- (3)丝杆驱动滑块移动,将机翼部件由状态1回到状态0位置。然后,驱动可旋转底盘机构,实现上部机构及样件整体 180° 旋转。

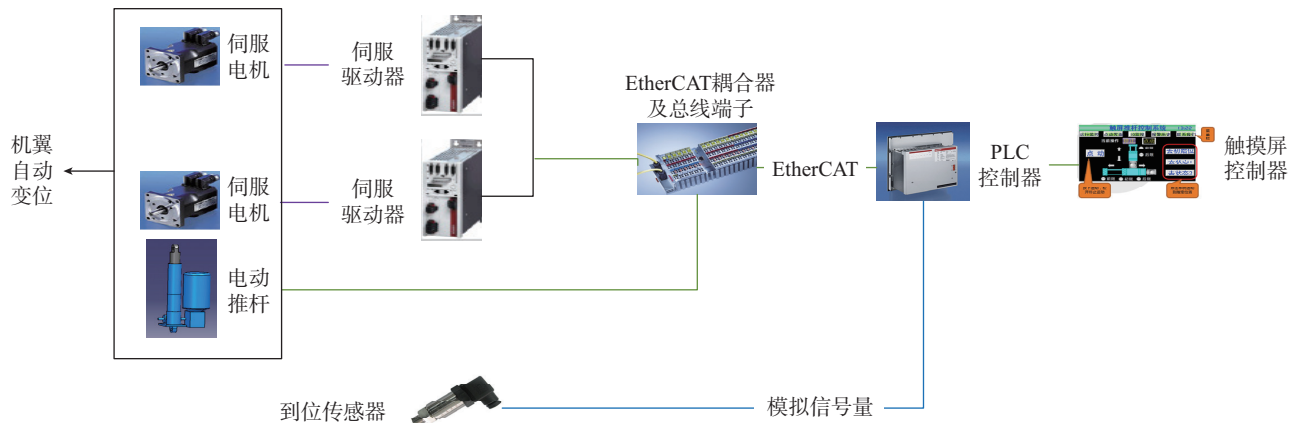


图4 控制原理图

Fig 4 Control schematic diagram

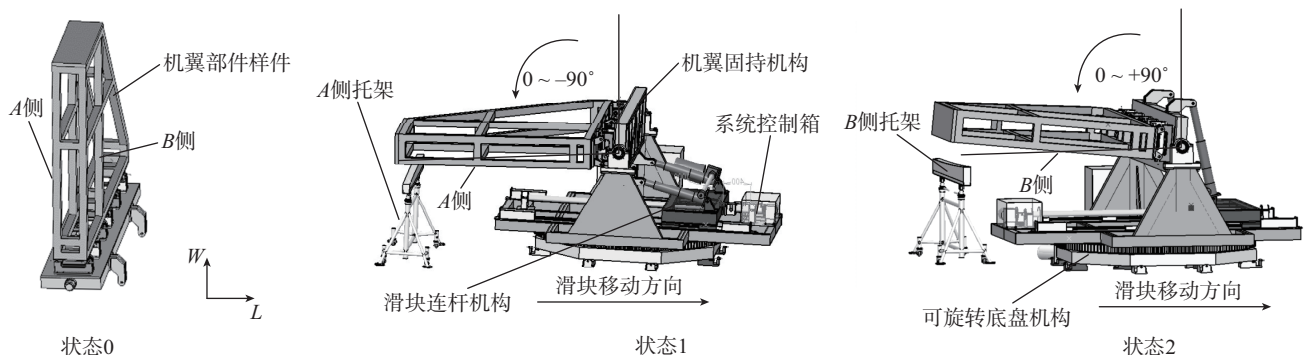


图5 机翼样件自动变位状态示意图

Fig.5 Automatic position-changing system of wing parts

(4) 丝杆驱动滑块移动,实现机翼部件从 $0\sim+90^\circ$ 自动变位,如状态2所示,机翼样件 B 侧朝下。到位后通过 B 侧托架辅助支撑以完成补铆、刷漆等工作。

通过上述自动变位过程可知,该自动变位系统通过丝杆驱动组件及底部可旋转组件,实现机翼整体部件的 $0\sim\pm 90^\circ$ 变位,且变位后的机翼位置在同一侧,极大地减少空间占用。

2.1 可旋转底盘机构

可旋转底盘机构用于旋转上部整体机构,具体结构形式如图6所示。可知,通过回转支承固定部分和可选旋转部分分别与底部固定支座和上部支架连接,利用电机驱动齿轮和回转支承啮合转动,实现上部支架的旋转运动。

2.2 曲柄滑块机构

曲柄滑块机构如图7所示,可知,通过电机驱动丝杆旋转,推动滑块在水平方向的平移。利用电动推杆实现连杆2的长度变化,最后通过分别控制滑块平移位置以及电动推杆的伸缩长度,达到转轴所需的旋转角度。

2.3 机翼固持机构

机翼固持机构如图8所示,可知,该机构结合机翼部件端部接头尺寸及连接孔,配合设计相应固持接头,利用定心省力插销固定。其中,定心省力插销结构如图9所示。自定心省力插销装置中浮动螺母2可以在滑槽滑动上下、左右浮动,保证螺纹插销与支座4上的定位孔同心,降低制造精度要求。同时,在拔出插销时,可以通过旋转螺纹插销产生较大的轴向力,有效地抵消机翼自重引起的摩擦力,实现拔插省力且不损伤机翼连接孔。

3 自动变位系统有限元分析

在实际工程应用中,为确保机械结构设计的正确性和合理性,往往需根据实际使用情况,对机械结构的受力情况进行分析,防止零部件发生破坏。因此,需根据载荷情况,对重载零部件建立数学模型求解其应力应变情况。求解数学理论模型主要包含以下两种:解析法和数值法。本文基于有限元分析数值方法,采用MSC.Patran & Nastran^[6-7]工程软件对自动变位系统中主要受力结构进行分析。

3.1 关键部件分析

据图5可知,在机翼部件变位过程中,当机翼部件在 $\pm 90^\circ$ 位置时,其重心离转轴距离最远,对机构产生最大的扭矩。因此,只需要考虑在该状态下,各零部件的受载情况。根据结构特点及载荷传递方式,需对以下部件需要进行刚强度校核:转轴组件;转轴;电动推杆连

接耳片。具体结构形式如图10所示。其中,转轴组件主要考虑结构刚度,即需保证在该状态下,整体结构变形量小,保证机翼连接稳定,不易晃动;转轴主要考虑

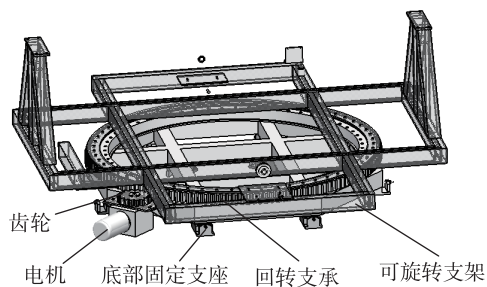


图6 可旋转底盘机构示意图

Fig.6 Rotatable base

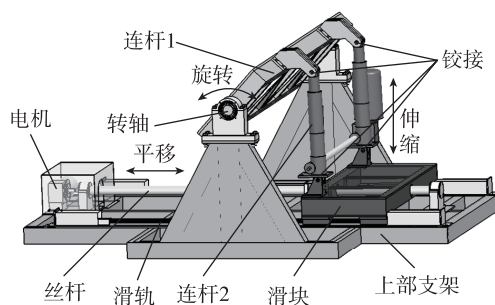


图7 曲柄滑块机构示意图

Fig.7 Slider-crank mechanism

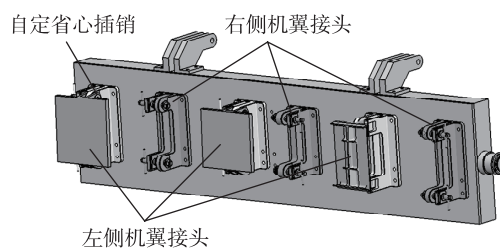


图8 机翼固持机构示意图

Fig.8 Clamp mechanism

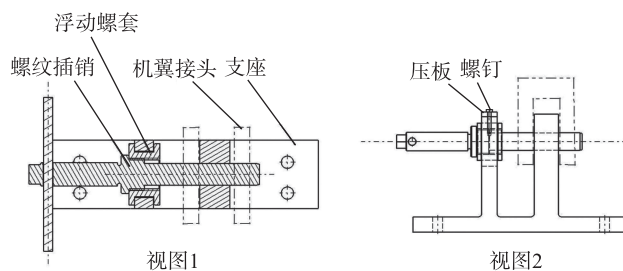


图9 自定心省力插销示意图

Fig.9 Sketch for new type plug

校核其强度,即保证在旋转过程中不发生残余应力变形或断裂;电动推杆连接耳片需要考虑自身强度以及连接螺栓强度,即保证在运动过程中连接牢固且不发生断裂。

除转轴组件外,其余关键部件的结构形式简单,其刚度均可参考强度计算经验公式校核是否满足设计要求。因此,本文不做叙述,后续仅对转轴组件进行有限元分析。

3.2 有限元计算及分析

有限元分析过程中,几何模型的大小将直接影响后续网格划分和网格数量。复杂的几何模型不仅影响整体计算效率,也增加人为建模时间。因此,通常需要根据结构特点及分析目标对几何模型进行简化。

本文中,转轴组件框架主要由矩管组成,与之相连的旋转轴为阶梯轴,其轴向直径变化较小。同时,转轴组件只需要校核其刚度是否满足要求,即考虑整体最大变形量是否满足使用要求,而非局部应力应变情况,从而在有限元建模过程中可以忽略接头、连接板等零部件。本文利用横截面为矩形和圆形的梁单元对原几何模型进行简化处理。

根据结构形式分析可知,有限元模型的位移边界如下:(1)约束左侧转轴支撑点的 X、Y、Z 平动自由度以及右侧转轴支撑点的 Y、Z 平动自由度;(2)约束电动推杆接头耳孔中心节点的 Y 自由度。

根据载荷分布情况可知,有限元模型的载荷施加如下:以转轴组件框架的 4 个边角作为参考点,将机翼部件的自重做等效偏移,并平均加载在各参考点处。

转轴组件的几何模型、载荷和边界条件施加情况如图 11 所示。转轴组件的有限元计算结果如图 12 所示。

根据图 12 可知,转轴组件的最大综合位移为 1.77mm,位于接顶部。转轴组件的结构设计满足使用要求。

4 结论

针对飞机大部件变位困难等的问题,本文通过对机翼部件整体变位需求分析,设计了一种自动变位系统。

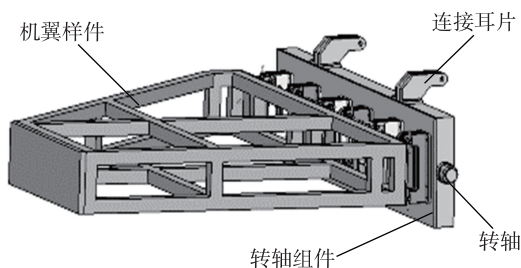


图10 部件结构形式

Fig.10 Components structure

目前,机翼部件整体自动变位系统已制造完成并进入初步试用阶段。实际制造及使用情况分析表明,该自动变位系统具有实际可实施性,可实现机翼部件的自动变位,具有良好的稳定性和操作性,极大地提高了工作效率。其可靠的安全控制策略及人性化的交互功能,极大地降低了工人劳动强度,消除了原有的安全隐患。相比于传统的大部件变位理念及方式,该自动变位系统具有以下创新点。

(1)变位机构设计技术:基于曲柄滑块机构原理,采用并联机构实现超大力矩、不规则尺寸的飞机部件变位设计技术,减少机翼部件变位所需空间。

(2)复合驱动机构控制技术:复合运动(电动推杆机构+曲柄滑块机构)控制技术,实现小范围内的机翼±90°自动变位。

(3)安全控制策略设计技术:采用蜗轮蜗杆机械自锁、PLC 逻辑控制等智能安全策略,满足机构整体安全需要。

(4)机翼快速固持技术:采用“自定心省力插销”实现机翼的快速固持和拆卸。

基于机翼部件整体自动变位系统的设计经验,在后续工作中可以根据机翼壁板、机身段等大部件的结构特点及变位要求进行推广,对航空制造企业自动化发展具有重大意义。

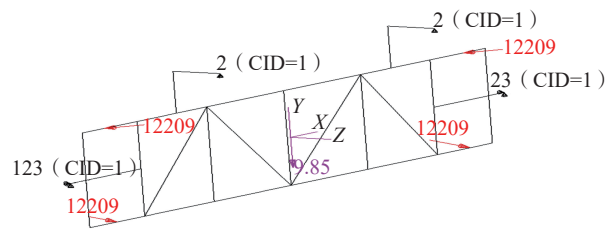


图11 有限元模型载荷和边界条件示意图

Fig.11 Loads and boundary conditions of finite element model

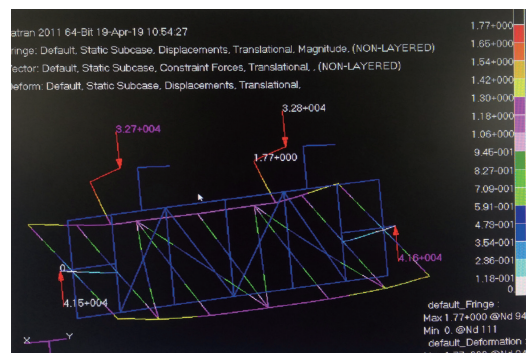


图12 转轴组件有限元分析结果

Fig 12 Result of finite element analysis for components

(下转第83页)

测量体系建立等关键技术,并根据自动控制程序,把测量系统与数字化柔性装配控制系统相连接,将突破我国飞机对接、装配技术中的瓶颈,改变我国传统的飞机装配测量方法,使我国的飞机设计制造业实现快速发展。

对于小批量产能的飞机,采用地面测量系统,激光跟踪仪转站测量是目前最经济有效的手段。

参考文献

- [1] 林雪竹. 大飞机数字化水平测量系统及关键技术研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2011.
- LIN Xuezhu. Research on the digital level-testing system and the key technology of the large airplane[D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2011.
- [2] 张志鹏. 基于逆向工程的精密注塑模具型腔质量数字化检测技术应用研究[J]. 内燃机与配件, 2018(18): 113-114.
- ZHANG Zhipeng. Research on the application of digital inspection technology of precision injection mould cavity quality based on reverse engineering[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2018(18): 113-114.
- [3] 安志勇, 曹秒, 段洁. 数字化测量技术在飞机装配中的应用[J]. 航空制造技术, 2013, 56(18): 48-51.
- AN Zhiyong, CAO Miao, DUAN Jie. Application of digital measurement technology in aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(18): 48-51.
- [4] 王彬, 付景丽. 飞机大部件对接柔性支撑定位装置的研究及应用[J]. 航空制造技术, 2014, 57(21): 133-137.
- WANG Bin, FU Jingli. Research and application of aircraft butt of flexible supporting and locating device[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(21): 133-137.
- [5] 周娜, 安志勇, 李丽娟, 等. 飞机数字化测量网络布站设计[J]. 光学精密工程, 2012(7): 1485-1491.
- ZHOU Na, AN Zhiyong, LI Lijuan, et al. Aircraft digital measurement net work station design[J]. Optics Precision Engineering, 2012(7): 1485-1491.
- [6] 于勇, 陶剑, 范玉青. 大型飞机数字化设计制造技术应用综述[J]. 航空制造技术, 2009, 52(11): 56-60.
- YU Yong, TAO Jian, FAN Yuqing. Summarization of large commercial jet digital design and manufacturing technology application[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(11): 56-60.
- [7] 范玉青. 飞机数字化装配技术综述——飞机制造的一次革命性变革[J]. 航空制造技术, 2006, 49(10): 42-48.
- FAN Yuqing. Digital assembly for aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006, 49(10): 42-48.
- [8] 陈智勇, 吴建军, 赵玉静, 等. 激光跟踪测量系统在飞机型面测量中的应用[J]. 机械设计与制造, 2009(12): 68-70.
- CHEN Zhiyong, WU Jianjun, ZHAO Yujing, et al. The application of laser tracker system in feature measurement for airplane[J]. Machinery Design & Manufacture, 2009(12): 68-70.
- [9] 赵建国, 郭洪杰. 飞机装配质量数字化检测技术研究及应用[J]. 航空制造技术, 2016, 59(20): 24-27.

ZHAO Jianguo, GUO Hongjie. Study and application of digital measurement technology for aircraft assembly precision[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(20): 24-27.

[10] 邹冀华, 许国康. 大型飞机装配中的数字化测量系统分析和研究[J]. 航空制造技术, 2010, 53(3): 49-53.

ZOU Jihua, XU Guokang. Analysis and research of digital measurement system in large-scale aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(3): 49-53.

通讯作者: 付景丽, 高级工程师, 研究方向为飞机装配工艺装备设计、制造与应用技术, E-mail: lily-f@163.com.

(责编 阳光)

(上接第78页)

参考文献

- [1] 吕引明. 机翼翼盒翻转设备的设计与研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- LÜ Yinming. The research and design of wing box turnover device[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016.
- [2] 单英吉, 李文强. 应用于飞机壁板制孔的回转装配工装系统设计[J]. 机床与液压, 2016, 44(14): 1-3.
- SHAN Yingji, LI Wenqiang. Design of rotating assembly fixture system of aircraft panels making holes[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2016, 44(14): 1-3.
- [3] 唐为民, 郭亚军, 王磊. 基于 AEMSim 的雷达背架翻转机构设计分析[J]. 四川兵工学报, 2014(11): 21-23.
- TANG Weiming, GUO Yajun, WANG Lei. Design and analysis of radar brace tilting mechanism based on AEMSim[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2014(11): 21-23.
- [4] 濮良贵, 陈国定, 吴立言. 机械设计[M]. 北京: 高等教育出版社, 2013.
- PU Lianggui, CHEN Guoding, WU Liyan. Mechanical design[M]. Beijing: Higher Education Press, 2013.
- [5] 尤春风. CATIA V5 机械设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- YOU Chunfeng. CATIA V5 mechanical design[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002.
- [6] 曾攀. 有限元分析及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- ZENG Pan. Finite element analysis and application[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004.
- [7] 胡仁喜, 龙凯, 康士廷, 等. Patran 2014 与 Nastran 2014 有限元分析从入门到精通[M]. 北京: 机械工业出版社, 2018.
- HU Renxi, LONG Kai, KANG Shiting, et al. Learning finite element analysis software Patran 2014 & Nastran 2014[M]. Beijing: China Machine Press, 2018.

通讯作者: 陈浩, 硕士, 助理工程师, 研究方向为机械结构设计及有限元分析, E-mail: haochen_scating@foxmail.com.

(责编 阳光)