

飞机装配中柔性工装定位单元 位姿的实时获取方法*

梁雪梅,李光丽

(中国航空制造技术研究院,北京 100024)

[摘要] 在某些飞机部件装配过程中,柔性工装定位单元(简称工装单元)是由一个并联机构组成的,并联机构动平台的位姿决定了飞机部件的位姿,因此实时得到工装单元的动平台位姿的目的是实时计算其各个机构杆长与目标的差距,指导工装单元快速调整到装配所需的目标位姿,从而使飞机部件达到目标位姿。提出了一种通过激光跟踪仪与跟踪仪的 STS 六维传感器配件(简称 6D 设备)配合,实时获取工装单元动平台位姿的方法。对工装单元与 6D 设备配合工作的原理进行研究,通过软件接口获得 6D 设备的位姿,通过数学计算得到 6D 设备的位姿矩阵和工装单元动平台位姿矩阵。设计了试验方案并通过试验验证了算法的正确性。

关键词: 飞机装配; 6D 测量; 并联机构; 柔性工装定位单元; 激光跟踪仪

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2018.22.038



梁雪梅

高级工程师,现就职于中国航空制造技术研究院数字化与柔性装配技术研究室,主要研究方向为 CAD/CAM 技术、数字化测量技术、数字化装配与仿真技术,从事相关技术的软件方案制订和软件开发工作。

我国飞机制造和装配过程中传统工装存在品种多、数量大、测量难度大、协调关系复杂、生产准备周期长、精度质量差等瓶颈问题,柔性工装定位单元具有可调节性,可以适应不同的飞机部件,达到一套工装经过少量变化便可适应多种部件装配的需要,实现多种用途,减少工装设计制造周期、降低工装研制成本^[1],同时工装单元能够在测量仪器的辅助下精确定位,保证装配精度。

在国外,柔性工装技术得到了普遍的应用,德国、美国、西班牙等国的飞机公司采用了柔性装配技术、激光跟踪定位等测量系统,在波音、雷神等飞机公司得到推广应用,能使飞机装配质量大幅度提高,以满足新一代飞机气动外形高准确度的要求,缩短了装配时间,节省了装配工装的费用^[2]。

在国内,一些高等院校和科研院所针对柔性工装单元进行了研究,

北京航空航天大学提出了一种面向翼盒水平装配的可重构柔性工装单元,并提出了通过激光跟踪仪测量型架上和六足定位机构的平台上的关键测量点进行精度验证,通过测量型架梁和盒式连接的部分辅助工装单元调节^[3]。清华大学与中国航空制造技术研究院也合作进行了工装单元的研究^[4],研制了由并联机构组成的可重构柔性工装定位单元,并在标定和调整阶段使用了激光跟踪仪测量。以上针对工装单元的测量过程均采用了基于点测量的方式,在定位过程中需要反复测量调试,调试时间长。因此,各个领域的学者针对不同应用提出了实时测量的算法和软硬件解决方案。一些研究机构研究了实时位姿的算法^[5-6];冯祝雷等^[7]提出了两台激光跟踪仪同步触发采集数据,实时获取运动物体首尾两点的空间坐标数,进而计算物体位

* 基金项目:航空基金项目(2012ZE25010)。

姿的方法;也有学者基于视觉测量原理,利用图像模型,实现物体的6D快速测量^[8-9]。海克斯康测量技术有限公司刘霜^[10]介绍了6D测量的应用和特点。本文提出一种工装单元动平台位姿的实时获取方法,目的是通过位姿实时计算组成工装单元的并联机构值与目标值的差距,实时指导工装单元的调整。

6D 设备与工装单元配合测量位姿的工作原理

中国航空制造技术研究院设计了用于飞机梁、肋、长桁等组件的快速定位及位姿精确调整的并联机构工装单元,如图1所示。工装单元由上下两块平板和中间的若干支链组成。每根支链分为上下两部分,这两部分之间可以有相对移动和转动。通过支链的伸缩与旋转可以使上平板(动平台)具有6个自由度。工装单元通过重新布置,连接在型架不同位置,可以适应形状不同的产品,连接安装方式如图2所示。

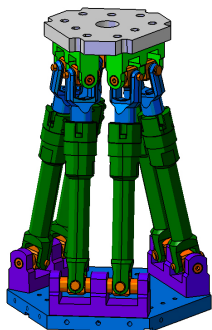


图1 基于并联机构的工装单元
Fig.1 Flexible positioning tooling unit composed of parallel mechanism

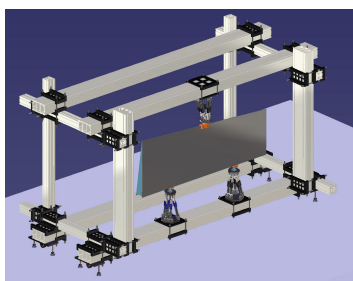


图2 工装单元安装方式
Fig.2 Installation mode of tooling unit

API 激光跟踪仪的六维配件又称6D设备,接收激光跟踪仪的光束,并自动跟踪激光光束,同时保持光束的准直,其内置的编码器和两个电子水平仪测量,实时输出其中心点坐标位置的3个参数及代表姿态的偏转角、俯仰角、滚动角。

软件通过网络与激光跟踪仪及6D设备连接后,借助激光跟踪仪提供的软件包,可以实时获取激光跟踪仪及6D设备的数据,6D设备的返回数据是一个六维向量,反映6D设备与激光跟踪仪的相对关系。

现场调整某一工装单元时,工装单元固定到工装型架上以后,把6D设备固定到工装单元动平台上,6D设备的位姿就可以反映装配单元动平台的位姿。

装配单元调整的目标是通过装配单元机构的调整,使产品达到目标位姿,目标位姿是由设计人员提供的设计数模确定的。因此通过开发软件与激光跟踪仪和6D设备相连,就可以根据实时获取的激光跟踪仪和6D设备的返回数据,经过数学计算得到装配单元动平台的当前位姿,实时指导工装单元的调整。工装单元调整到目标位姿后,动平台换上固定产品的零件,即可使产品达到目标位姿,工作原理见图3。

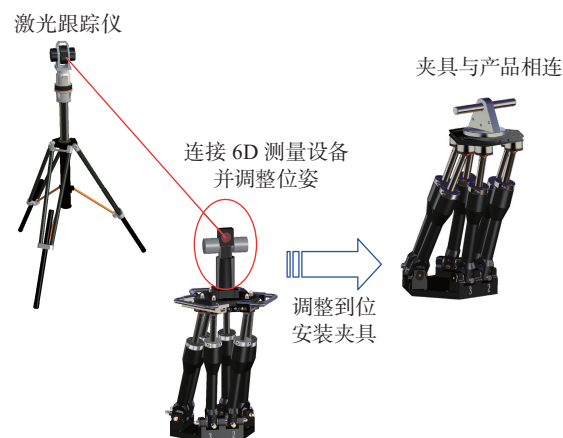


图3 激光跟踪仪、6D设备联合获取工装单元动平台位姿
Fig.3 Laser tracker and 6D-device working together to obtain pose of mobile platform of tooling unit

工装单元动平台位姿的实时获取算法

1 获取动平台位姿需要解决的问题

几何体在一个坐标系下的坐标值经矩阵变换到第2个坐标系下的坐标值,该矩阵称为第一个坐标系相对于第二个坐标系的位姿矩阵。位姿矩阵的定义参照图4。

如图4所示,几何体处于空间不同位置, $\{P_1, P_2, P_3\}$ 和 $\{Q_1, Q_2, Q_3\}$ 是几何体上在两个位置的对应点, A_1 是当前坐标系,在空间中存在一个坐标系 A_2 ,使得 $\{Q_1, Q_2, Q_3\}$ 在 A_2 坐标系下的坐标值与 $\{P_1, P_2, P_3\}$ 在 A_1 坐标系下的坐标值对应相等,坐标系 A_2 相对于坐标系 A_1 的位姿矩阵为 $Matrix_A$,其逆矩阵为 $Matrix_A^{-1}$,此时 $\{Q_1, Q_2, Q_3\}$ 在坐标系 A_2 中的坐标值与 $Matrix_A^{-1}$ 相乘就会得到 $\{Q_1, Q_2, Q_3\}$ 在坐标系 A_1 下的坐标值,相反 $\{Q_1, Q_2, Q_3\}$ 在坐标系 A_1 下的坐标值与相乘就会得到 $\{Q_1, Q_2, Q_3\}$ 在坐标系 A_2 中的坐标值,同时也是 $\{P_1, P_2, P_3\}$ 在 A_1 坐标系下的坐标值。如果在某个坐标系下同时得到 $\{P_1, P_2, P_3\}$ 及 $\{Q_1, Q_2, Q_3\}$ 的坐标,就可以通过配准算法得到位姿矩阵。

工装单元的当前位姿就是指工

装单元动平台的当前位姿变换到目标位姿的位姿矩阵。软件计算工装单元机构值必须使用这个位姿矩阵。

6D 设备的返回数据是一个六维向量表示,分别命名为 X、Y、Z、Alpha、Beta、Gamma,用于描述 6D 设备相对于激光跟踪仪的位姿,这种方式不能直接用于计算。因此必须首先将六维向量转化为 6D 设备相对于跟踪仪的位姿矩阵,然后再通过这个位姿矩阵计算动平台的位姿矩阵。

6D 设备返回的位姿是 6D 设备相对于激光跟踪仪的位姿,工装单元动平台的位姿需要根据这个位姿和进行位姿计算才能得到,因此需要依据 6D 设备的返回位姿数据推导出动平台的位姿矩阵。

2 激光跟踪仪和 6D 设备返回的数据描述

激光跟踪仪写入的数据包数据

反映激光跟踪仪和 6D 测量设备的实时状态,程序会定时发出指令读取这些数据用于计算,数据包结构如表 1 和 2 所示。

3 六维向量和位姿矩阵互相转换算法

由于 6D 设备说明书并未给出 6D 向量和位姿矩阵的转换算法,算法与普通的欧拉角算法不同,经过设计测量方案和进行大量试验最终推导出了转换算法,并通过软件验证了算法的正确性。

设在某一状态下,六维向量为 {X, Y, Z, Alpha, Beta, Gamma}, 位姿矩阵为:

$$\begin{bmatrix} m_{00} & m_{01} & m_{02} & m_{03} \\ m_{10} & m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{20} & m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{30} & m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix}$$

如已知六维向量,则位姿矩阵

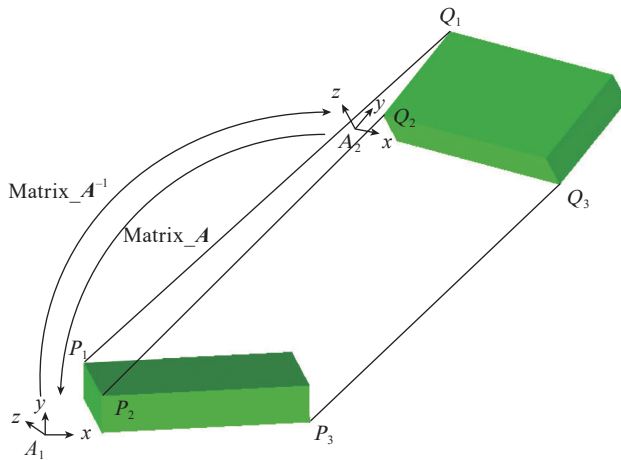


图4 位姿矩阵定义

Fig.4 Position matrix definition

表1 测量定位软件使用的激光跟踪仪数据接口

Table 1 Data interface of laser tracker used by measurement and positioning software

标识符	描述	数据类型
m_bConnecting	是否连上激光跟踪仪	布尔型
m_bHasSTS	是否连接上 6D 设备	布尔型
Current_Position_X	测量点 X 坐标	浮点型
Current_Position_Y	测量点 Y 坐标	浮点型
Current_Position_Z	测量点 Z 坐标	浮点型
REALTIME_INFO	实时测量的数据包	结构(见表 2)

为:

$$\begin{aligned} m_{00} &= \cos(\text{Gamma}) \times \cos(\text{Beta}) \\ m_{01} &= -\sin(\text{Gamma}) \times \cos(\text{Beta}) \\ m_{02} &= \sin(\text{Beta}) \\ m_{03} &= X \\ m_{10} &= \cos(\text{Gamma}) \times \sin(\text{Beta}) \\ &\times \sin(\text{Alpha}) + \sin(\text{Gamma}) \\ &\times \cos(\text{Alpha}) \\ m_{11} &= -\sin(\text{Gamma}) \times \sin(\text{Beta}) \\ &\times \sin(\text{Alpha}) + \cos(\text{Gamma}) \\ &\times \cos(\text{Alpha}) \\ m_{12} &= -\cos(\text{Beta}) \times \sin(\text{Alpha}) \\ m_{13} &= Y \\ m_{20} &= -\cos(\text{Gamma}) \times \sin(\text{Beta}) \\ &\times \cos(\text{Alpha}) + \sin(\text{Gamma}) \\ &\times \sin(\text{Alpha}) \\ m_{21} &= \sin(\text{Gamma}) \times \sin(\text{Beta}) \\ &\times \cos(\text{Alpha}) + \cos(\text{Gamma}) \\ &\times \sin(\text{Alpha}) \\ m_{22} &= \cos(\text{Beta}) \times \cos(\text{Alpha}) \\ m_{23} &= Z \\ m_{30} &= 0 \\ m_{31} &= 0 \\ m_{32} &= 0 \\ m_{33} &= 1 \end{aligned}$$

如已知位姿矩阵,则六维向量为:

$$\begin{aligned} X &= m_{03}; \\ Y &= m_{13}; \\ Z &= m_{23}; \\ \text{Alpha} &= \text{atan}(-m_{12}/m_{22}); \\ \text{Beta} &= \text{atan}(m_{02}/\sqrt{(m_{12} \times m_{12} + m_{22} \times m_{22})}); \\ \text{Gamma} &= \text{atan}(-m_{01}/m_{00}) \end{aligned}$$

表2 6D测量设备数据接口(实时数据包)

Table 2 Data interface of 6D device (real-time data packet)

标识符	描述	数据类型
X	X 坐标	浮点型
Y	Y 坐标	浮点型
Z	Z 坐标	浮点型
Alpha	绕 X 轴转角	浮点型
Beta	绕 Y 轴转角	浮点型
Gamma	绕 Z 轴转角	浮点型

4 通过 6D 设备测量值获取装配单元动平台当前位姿矩阵算法

实时测量开始前,需要测量或计算下列数据:

首先,标定激光跟踪仪的位姿矩阵,这个矩阵是激光跟踪仪坐标系相对装配的产品的位姿矩阵,设这个矩阵为 $Matrix_L$,其逆矩阵为 $Matrix_L^{-1}$;

然后计算装配单元动平台起始位姿相对于目标位姿的位姿矩阵,这是通过现场测量动平台上的靶标点,并与靶标点在装配坐标系下的目标位置用最佳匹配算法计算得到的,设这个矩阵为 $Matrix_S$;

最后软件需连接 6D 设备,在装配单元起始位姿处得到 6D 设备静态返回的六维位姿向量,设为 V_2 ,按六维向量和位姿短阵互相转换算法计算位姿矩阵,设其为 $Matrix_SS$;

此时,可以调节动平台,设任意时刻,6D 设备实时返回的当前六维位姿向量为 V_1 ,按大维向量和位姿

矩阵互相转换算法计算位姿矩阵为 $Matrix_SC$,逆矩阵为 $Matrix_SC^{-1}$,动平台各个位姿及各个坐标系之间变换矩阵关系如图 5 所示。

装配单元动平台上一点 P 从当前位置变换到目标位置的矩阵,即为当前动平台位姿矩阵,设为 $Matrix_C$, $Matrix_C$ 是后乘矩阵,动平台从激光跟踪仪坐标系下的当前位置变换到目标位姿要经过图 5 所示的 4 个步骤,转换过程具体描述见图 6,转换过程利用了点 P 在任意状态下相对于 6D 坐标系的坐标值不变及起始位置点的可测量性得到,因此,动平台的当前位姿是:

$$Matrix_C = Matrix_L^{-1} \cdot Matrix_S \cdot Matrix_SS \cdot Matrix_SC^{-1}$$

位姿数据计算正确性的验证

1 位姿验证方案

在试验过程中动平台与 6D 设备是固定在一起的,动平台上有一些设计的测量点,因此可以认定,无论动

平台如何移动,动平台上的测量点在 6D 设备坐标系下的坐标是不变的,因此设计如下试验方案验证计算的 6D 设备的位姿矩阵的正确性,同时估计 6D 设备可能带来的误差。

选用一组测量点,随机搬动装配单元的动平台分别在两个不同状态,用激光跟踪仪测量这组点在激光跟踪仪坐标系下的两组坐标,同时通过软件取得这两个状态下 6D 设备返回的六维向量,并计算出位姿矩阵,将跟踪仪测得的两组数据通过位姿矩阵分别把测量点坐标变换到 6D 设备的坐标系下,如果六维向量和位姿矩阵互相转换算法一节中所做的计算正确,那么变换后的两组数据对应点的坐标值在误差范围内应该一致。

2 位姿验证结果

表 3 和 4 是测量点中的其中 1 个点,在两个不同位姿下的激光跟踪仪测量值、分别对应的 6D 设备返回值、计算出的该点两个位姿下变换到 6D 设备坐标系下的坐标值及这两个坐标值的误差。表 3 是 SA 软件的测量和显示值,SA 美国的商品化主流测量软件,测量结果可以在界面上显示出来。表 4 是本单位自己开发的测量定位软件的测量和计算值,两个软件测量时,装配单元的两个位姿状态完全一致。

可以看到在激光跟踪仪和 6D 设备坐标系设置和测量点位置完全一致的情况下,对于同一点位 6D 设备返回给 SA 软件的数据包和返回给本单位软件的数据包数据并不相同(两点的位置相同,Alpha、Beta、Gamma 3 个角度不同),而使用 SA 软件的角度计算出的欧拉角转换矩阵是正确的,这也是试验初期始终无法得到正确的位姿矩阵的原因。经过反复的比较和试验,最终理解了数据包的角度含义,计算出了正确的位姿矩阵。

3 误差分析

6D 设备带来的误差有两个影

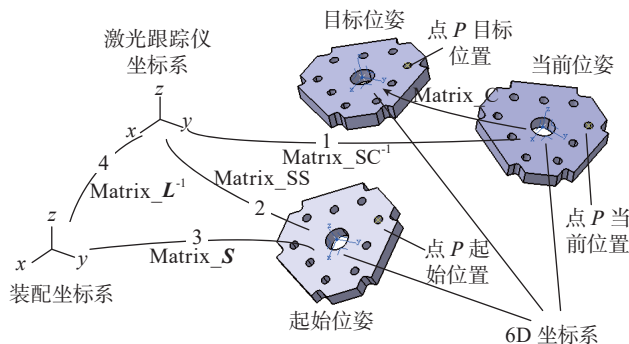


图5 坐标系变换关系和动平台位姿图示

Fig.5 Relationship of coordinate transformation and poses of moving platform

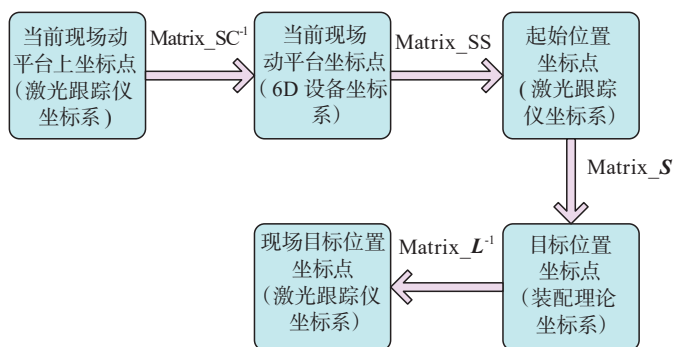


图6 动平台上的点从当前位置变换到目标位置的过程

Fig.6 Process of points on moving platform transform from current position to target position

表3 SA软件测量的动平台某点坐标和6D设备的返回

Table 3 Coordinates of a point on the moving platform measured by SA software and the return value of the 6D device

SA 软件		X/mm	Y/mm	Z/mm	Alpha/(°)	Beta/(°)	Gamma/(°)
激光跟踪仪 返回值	位姿 1	70.549	1799.853	-498.27	—	—	—
	位姿 2	89.279	1788.803	-544.419	—	—	—
6D 设备 返回值	位姿 1	107.598	1864.5833	-345.462	3.5669	2.3162	77.7287
	位姿 2	76.3528	1796.1277	-374.977	-9.8434	-20.6542	82.3392
6D 设备坐标 系下坐标值	位姿 1	-64.892	12.7233	-156.652	—	—	—
	位姿 2	-64.947	13.1871	-156.650	—	—	—
误差 /mm		0.4671					

表4 测量定位软件测量的动平台某点坐标和6D设备的返回

Table 4 Coordinates of the same point on the moving platform measured by positioning software and the return value of the 6D equipment

测量辅助定位软件		X/mm	Y/mm	Z/mm	Alpha/(°)	Beta/(°)	Gamma/(°)
激光跟踪仪 返回值	位姿 1	70.549	1799.853	-498.27	—	—	—
	位姿 2	89.279	1788.803	-544.419	—	—	—
6D 设备 返回值	位姿 1	107.598	1864.5833	-345.462	-1.474	4.006	77.751
	位姿 2	76.3528	1796.1277	-374.977	19.3154	-12.4033	82.7183
6D 设备坐标 系下坐标值	位姿 1	-64.9468	12.6798	-156.633	—	—	—
	位姿 2	-65.1378	13.0504	-156.582	—	—	—
误差 /mm		0.41998					

响因素,一个是设备本身的精度,另一个是测量时与激光跟踪仪的距离。采用的 6D 设备的说明书误差为 38"。在实验室测试条件下,距离激光跟踪仪的距离为 2~4m,可以计算出由 6D 设备带来的误差应该在 0.36~0.73mm 之间。

如果 6D 设备没有误差,某个点在两个不同位姿下相对 6D 设备的坐标值应完全相等,因此计算出的这两个坐标点的距离可以认为是激光跟踪仪和 6D 测量设备带来的误差。上述测量方案排除了机械制造误差的影响。参见表 3 和 4,选取的测量点在测量定位软件中计算出的误差为 0.41998mm,SA 软件的相同点处误差为 0.4671mm,其他选取测量点的误差在 0.3~0.8mm 区间内,本单位开发的测量定位软件与 SA 软件的计算结果基本接近,也符合误差在 0.36~0.73mm 之间的预测。

结论

通过研究和试验,掌握了激光跟踪仪和 6D 测量设备联合工作的原理;通过软件开发完成了软件与激光跟踪仪和 6D 设备的连接,能够实时取得两者的数据包;通过算法计算得到了动平台的当前位姿,取得了实时指导工装单元调整到目标位姿的关键数据;并对计算结果设计了试验方案进行验证和误差分析,证明了计算结果的正确性。

参考文献

[1] 王巍,贺平,万良辉. 飞机柔性装配技术研究[J]. 机械设计与制造, 2006(11): 88-90.
WANG Wei, HE Ping, WAN Lianghui. Study of technology on aeroplane flexible assembly[J]. Machinery Design & Manufacture, 2006(11): 88-90.
[2] 郭恩明. 国外飞机柔性装配技术[J].

航空制造技术, 2005, 48(9): 28-32.

GUO Enming. Foreign aircraft flexible assembly technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005, 48(9): 28-32.

[3] 郑联语,王艺玮,蔡志为. 基于盒式连接和六足机构的翼盒水平装配可重构柔性夹具设计与验证初探[J]. 航空精密制造技术, 2011, 47(3): 44-48.

ZHENG Lianyu, WANG Yiwei, CAI Zhiwei. Research on design and verification of a reconfigurable flexible fixture for horizontal wingbox assembly[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2011, 47(3): 44-48.

[4] 肖姝娴,张林鎡,李惠,等. 基于并联机构的可重构性夹具研究[J]. 航空制造技术, 2013, 56(20): 70-73.

XIAO Shuxian, ZHANG Linxuan, LI Hui, et al. Research on parallel mechanism based reconfigurable flexible fixture[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(20): 70-73.

[5] 黄文鑫,李明,姜良银,等. 物体空间位置的实时测量方法研究[J]. 机械传动, 2011, 35(8): 20-24.

HUANG Wenxin, LI Ming, JIANG Liangyin, et al. Research on real-time measurement method for object spatial location[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2011, 35(8): 20-24.

[6] NELE L, SARNO E, KESHARI A. An image acquisition system for real-time seam tracking[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 69(9/12): 2099-2110.

[7] 冯祝雷,李明,丁海东. 激光跟踪仪高精度测量运动物体位姿的研究[J]. 激光技术, 2016, 5: 436-440.

FENG Zhulei, LI Ming, DING Haidong. High precision measurement of position and posture of kinetic objects with laser trackers[J]. Laser Technology, 2016, 5: 436-440.

[8] 孙雨,李宝安,马骊群. 无人机机载载荷安装位姿实时测量系统设计[J]. 计测技术, 2015, 35(5): 35-38.

SUN Yu, LI Baoan, MA Liqun. Attitude measurement system design for UAV airborne loads[J]. Metrology & Measurement

(下转第48页)

天大学, 2016.

YU hongjun. Research on aircraft flexible tooling design technology for automatic drilling and riveting machine[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2016.

[9] 王少锋, 张进华, 刘志刚, 等. 大型飞机机身壁板装配位姿调整系统的运动规划[J]. 西安交通大学学报, 2011, 45(3):

102-106.

WANG Shaofeng, ZHANG Jinhua, LIU Zhigang, et al. Motion planning of position adjustment system for large aircraft fuselage panel assembly[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2011, 45(3): 102-106.

[10] 王仲奇, 殷俊清, 康永刚. 飞机自动钻铆仿真技术[J]. 航空制造技术, 2008,

51(20): 44-47.

WANG Zhongqi, YIN Junqing, KANG Yonggang. Aircraft automatic drilling and riveting simulation technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(20): 44-47.

通讯作者: 王巍, E-mail: wwsh595@163.com。

Application of Automatic Drilling Riveting Technology on Fuselage Panel

WANG Wei, WANG Chengxin, ZHOU Tianyi

(Aerospace Engineering College, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

[ABSTRACT] The fuselage panel is an important component of aircraft. Assembly process of fuselage panel directly affects aircraft aerodynamics and aircraft life. In this paper, the application process of automatic drilling and riveting technology on fuselage panel is briefly analyzed. First of all, the assembly process of fuselage panel was studied; then the structure and working principle of automatic drilling and riveting machine were analyzed, and the automatic drilling and riveting machine oriented flexible fixture was designed; finally, on-line measurement technology in the process of drilling and riveting was analyzed, and automatic drilling and riveting process of fuselage panel was simulated.

Keywords: Fuselage panel; Assembly process; Tooling design; Automatic riveting; On-line measurement technique

(责编 铃兰)

(上接第42页)

Technology, 2015, 35(5): 35-38.

[9] 张靛, 李明, 郁菁菁, 等. 物体空间动态测量方法研究 [J]. 机械制造, 2007, 45(12): 54-56.

ZHANG Liang, LI Ming, YU Jingjing, et al. Study on dynamic mesurement method

of object in space[J] Machinery, 2007, 45(12): 54-56.

[10] 刘霜. 工业现场新型 6D 大尺寸自动化测量技术 [J]. 航空制造技术, 2012, 55(11): 100-101.

LIU Shuang. New 6D automatic

measurement technology for large-scale work field[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(11): 100-101.

通讯作者: 梁雪梅, E-mail: 13693600725@163.com。

Real-Time Acquisition Method of Flexible Positioning Tooling Unit in Aircraft Assembly

LIANG Xuemei, LI Guangli

(AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] During some of the aircraft components assembly process, the flexible positioning tooling unit (tooling unit) is composed of a parallel mechanism. The pose of the aircraft component is determined by poses of the moving platforms of the tooling units. The differences between current rod lengths and object rod lengths of a unit can be calculated in real time by the current pose of the moving platform. These differences can direct the tooling unit to be adjusted to the object pose quickly, therefore the aircraft component arrives the object pose. A method was presented to obtain the real time pose of mobile platform of the tooling unit by using laser tracker and its STS six dimensional sensor (6D-Device). The working principles of tooling unit and 6D-Device were researched. The pose of 6D-Device was obtained by software interface, the pose matrix of the 6D-Device and the moving platform were derived by the pose. Experiment scheme was designed and the correctness of the algorithm was verified by experiments.

Keywords: Aircraft assembly; 6D measurement; Parallel mechanism; Flexible tooling positioning unit ; Laser tracker

(责编 铃兰)