

柔性薄壁大部件数字化装配 调姿算法研究*

李树军^{1,3}, 罗浩¹, 庞放心¹, 赵伟², 封璞加³

(1. 西北工业大学机电学院, 西安 710072;

2. 陕西省凯盛航空装备制造有限公司, 汉中 723200;

3. 航空工业陕西飞机工业(集团)有限公司部装分厂, 汉中 723200)

[摘要] 采用定位器托架混合调姿定位平台,提出了一种飞机薄壁柔性大部件数字化调姿方法。首先,采用奇异值分解法(SVD)计算机翼位姿,通过运动学逆解得到定位器各轴的运动状态。其次,根据飞机大部件易变形的特点,提出了一种消除位姿计算误差的建立飞机部件坐标系的方法,实现快速高精度调姿。最后,将该方法应用于飞机机翼的调姿,经测量调姿精度满足装配要求。

关键词: 柔性大部件; 数字化装配; 奇异值分解法(SVD); 调姿; 定位器

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.08.038



李树军

副教授,陕西省数字化特种制造装备工程中心核心成员,主要从事航空制造装备、在线检测技术、数字化制造装备和工业机器人的开发及应用。在核心期刊发表论文 20 余篇,参与制订 4 项国家标准,曾获陕西省科技一等奖 1 项,陕西省教委科技一等奖 1 项,陕西省教学成果特等奖 1 项,中航科技二等奖 1 项。

随着对飞行器质量要求越来越高,飞机大部件数字化对接装配技术的需求随之也越来越强烈。各种新的装配工艺技术与计算机技术的应用发展成为数字化对接装配技术的基础。在飞机总装的对接装配过程中,要求各个对合部件具有正确的位置和姿态,位姿调整的精度和稳定性直接影响对合后大型部件的外形精度和工作性能^[1]。现代飞机柔性装配过程中,机翼调姿逐步采用基于 POGO 柱三点支撑的方法,多个 POGO 柱定位器组成并联调姿系统,具有可重构、柔性好等优点^[2]。

国内关于飞机大部件自动对接装配的技术研究也取得了一定进展^[3-5]。浙江大学柯映林教授等^[6]提出了基

于三坐标支撑柱的大型刚体位置和姿态调整系统,已经应用于国内主要飞机制造单位。

目前基于支撑形式的调姿系统一般包括 4 种类型:冗余三点调姿方法、非冗余三点调姿方法、四点调姿方法和多点调姿方法^[7]。三点调姿的优点是结构简单、成本较低等,但整体刚性差。四点调姿有效提升了三点调姿方法劣势,提高了系统刚度、安全性和稳定性,但是运动控制较为复杂。上述缺点无法解决大部件调姿过程中的变形问题。

柔性薄壁大部件指大型、弱刚度、加工时易变形的薄壁部件。飞机的尺寸大、结构复杂,通常采用模块化、分段式的制造方式,在各分段制造完毕后,再进行对接。在整个对接过程中,大部件位姿的确定是首先需要解决的问题^[8]。位姿计算指获取部件局部坐标系相对于飞机装配坐

* 基金项目: 陕西省重点产业创新链大部件对合机器人铣削、钻孔系统技术开发研究(2018ZDCXL-GY-06-03)。

标系的关系,常见的位姿求解方法有非迭代的单四元数法^[9]、奇异值分解法(SVD方法)^[10]、正交矩阵法^[11]、双四元数法^[12]、线性子空间法^[13],思路是根据点在两个坐标系中的坐标计算位姿参数。

针对目前主流的三点调姿和四点调姿方法存在的优缺点,本文采用定位器托架主被动调姿方法,由4个定位器和3个托架组成,以解决大部件在调姿过程中的变形问题,大幅提高调姿精度。

大部件坐标系建立

1 坐标系定义

在数字化柔性装配系统中,采用一种基于三坐标定位器(简称定位器)支撑的飞机大部件位姿调整方法,可实现飞机大部件姿态调整与对接装配,由3个以上定位器共同支撑大部件,通过定位器3个方向的运动合成大部件空间6自由度位姿调整。定位器与飞机部件连接处采用球头球窝结构,通过三爪卡盘的夹紧与松开控制球窝的锁紧与放松。

辅助托架具有 X 、 Y 、 Z 、 A 4个坐标的运动, X 、 Y 分别采用伺服电机驱动精密滚珠丝杠副带动负载沿高精度导轨运动,实现较高的运动精度。因部件跨度较大, Z 、 A 方向设计了两套调整装置,采用带制动器的伺服电机驱动精密丝杠拖动导向柱运动,当部件姿态满足要求后,托架的驱动电机实现抱闸。

坐标系建立指统一调姿系统和被调姿部件与飞机装配坐标系的关系。并联调姿系统涉及的坐标系包括激光跟踪仪测量坐标系、飞机装配坐标系、部件A局部坐标系、定位器坐标系。部件A局部坐标系用于表示部件A位姿状态,定位器坐标系用于计算球头坐标系和实现定位器调姿路径逆解等。测量坐标系和装配坐标系可直接利用地面靶标点和激光跟踪仪建立,而各个定位器坐标

系和部件A局部坐标系需要利用激光跟踪仪测量部件A和定位器建立。调姿系统坐标系和四定位器并联系系坐标系组成如图1所示。

飞机部件与定位器的连接结构为球铰连接,球头中心位置坐标在部件轨迹与定位器各轴运动的转化过程中非常重要。球头坐标可通过激光跟踪仪测量得到,但球头深入定位器球窝,在实际调姿过程中难以直接测量。由于球窝与球头配合间隙较小,精度很高,因此可利用球窝坐标作为球头坐标使用。

每一个定位器有一个对应的定位器坐标系,定位器坐标系的原点为各个轴在零位时球窝中心,坐标系的各个方向为定位器各个轴的正方向。由于安装误差等原因,定位各个轴相互之间不完全垂直。因此定位器坐标系为非直角坐标系。定

位器坐标系与飞机坐标系的关系如图2所示。

2 部件A局部坐标系的建立

工艺平板测量点在定位器上部,受部件A重力变形的影响较小,因此利用工艺平板4个测量点建立局部坐标系相对稳定。

建立部件A局部坐标系后,各个测量点在部件A局部坐标系下的坐标可直接计算得到。

3 坐标转换

设飞机装配坐标系原点 O_{fj} 3个方向的方向向量分别为 $\overline{O_{fj}X}$ 、 $\overline{O_{fj}Y}$ 、 $\overline{O_{fj}Z}$,定位器坐标系原点 O_{dwq} 3个方向的方向向量分别为 $\overline{O_{dwq}X}$ 、 $\overline{O_{dwq}Y}$ 、 $\overline{O_{dwq}Z}$,定位器坐标系原点在飞机坐标系中的坐标为 (x_0, y_0, z_0) ,球窝中心点为 P ,其在定位器坐标系下坐标为 (x, y, z) ,在飞机装配坐标系中的

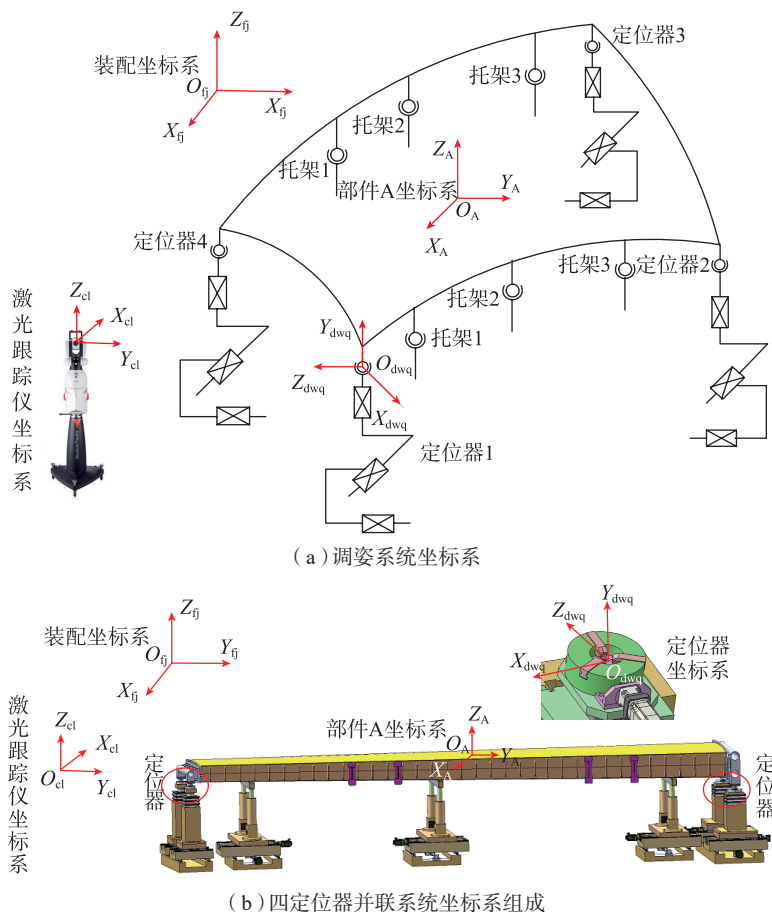


图1 四定位器并联系统坐标系组成及其示意图

Fig.1 Four-positioner parallel system coordinate system composition and its schematic diagram

根据以上调姿过程规划方法,容易得到等效角度调整函数 $F_\theta(t)$ 和位置调整函数 $F_p(t)$ 。则部件 A 局部坐标系相对于装配坐标系位置向量关于时间的函数为:

$$T(t)=F_T(F_p(t)) \quad (10)$$

根据等效角度调整函数 $F_\theta(t)$ 和等效转轴 d_1, d_2, d_3 利用式(8)容易得到姿态变换矩阵关于时间的函数 $\Delta R(t)$, 又根据 SVD 方法容易得到姿态矩阵关于时间的函数

$$R(t)=R_1\Delta R(t) \quad (11)$$

调姿路径规划是指在得到飞机部件当前位姿和目标位姿后,通过规划定位器路径,使飞机部件平稳运动到理论位姿状态。

轨迹规划的方法有多种,工程上通常使用五次多项式进行轨迹规划^[16]。五次多项式规划的方法比较成熟,本文不再赘述。

定位器运动学逆解

在调姿前,从运动控制器中容易得到 4 个定位器当前各个轴坐标 P_{dwp} , 根据式(4),得到 4 个球头在装配坐标系下的坐标 q_{Ai} , 又根据式(6),得到 4 个球头在部件 A 坐标系下的坐标 q'_{Ai} 。计算 4 个球头在部件 A 局部坐标系下的坐标,在轨迹规划过程中方便进行逆解计算。

球头在调姿过程中在装配坐标系中的坐标可直接由式(10)(11)计算得到:

$$Q_{Ai}(t) = R(t) \cdot q_{Ai} + T(t), \quad (i=1 \sim 4) \quad (12)$$

在球头运动函数得到后,再次调用式(4),可知定位器各个轴的运动函数:

$$P_{dwi}(t) = R_{dwi}^{-1} \cdot (Q_{Ai}(t) - T_{dwi}) \quad (13)$$

对式(13)分别求一阶导、二阶导,得到的定位器各个轴的运动速度和加速度函数

$$\begin{cases} \dot{f}_{dwi} = P'_{dwi}(t) \\ a_{dwi} = P''_{dwi}(t) \end{cases} \quad (14)$$

即为定位器的运动学逆解。

路径规划过程获得了 4 个定位器共 12 个轴的调姿路径,通过插值,将每一条规划路径细化到一定精度。规划好的调姿路径转成文件存入系统数据库。在调姿时,将调姿路径文件下载到定位器控制器。由控制系统开启调姿运动过程。

此外,调姿过程中需要时刻监控定位器收到的压力,一旦发现水平方向受力增大或竖直方向受力显著不均的情况,需要立即终止调姿过程。造成定位器受力不均的主要原因是 4 个定位器协调出错,定位器球窝由于相对位置关系的变化对球头造成了拉压作用力,因此调姿过程中保证定位器球窝相对位置不变非常重要。本文对调姿过程中定位器球窝间距进行了计算,发现该误差在整个调姿过程中近似等于零,因此从理论上讲,该调姿过程不会引起球头受力。

试验验证

根据上述调姿方法,在四定位器调姿试验平台上实施调姿过程。调姿完成后测量部件 A 上的靶标测量点,所得测量点测量结果和理论坐标差值如表 2 所示。

图 3 为测量点分布情况,比较可以发现,部件 A 在定位器未支撑部位明显因重力原因向下变形。其中测量点 5 和测量点 6 变形最大。为消除部件 A 的变形,且保证所有测量点坐标与理论坐标一致,需利用托架对部件 A 进行支撑,以消除重力变形。但是直接通过托架的上升支撑部件 A 并消除变形的的方法容易造

成部件的应力变形,且极易引起受力不均匀。本文采用类似部件 A 结构进行仿真,探索并提出了一种托架支撑方法,该方法能避免托架支撑内力不均匀,且能够保证测量点达到理论坐标要求。具体仿真分析过程如下:

(1) 部件 A 托架 1 支撑位置上方对应测量点 A_3, A_4 ; 托架 2 支撑位置上方对应测量点 A_5, A_6 ; 托架 3 支撑位置上方对应测量点 A_7, A_8 ; 4 个定位器支撑位置上方对应测量点 A_1, A_2 和 A_9, A_{10} 。

(2) 在 4 个定位器支撑状态下,部件由于重力变形, A_5, A_6 测量点在竖直方向上有负偏差,设为 ΔL_1 。首先考虑将 4 个定位器分别沿竖直方向向上运动 ΔL_1 , A_5, A_6 测量点位置达到理论要求,而 A_1, A_2 和 A_9, A_{10} 测

表 2 部件 A 调姿后实际坐标与理论坐标的差值

Table 2 Difference between actual coordinate and theoretical coordinate after component A is adjusted

机身测量点	实际坐标值 - 理论坐标值 /mm		
	X	Y	Z
A_1	-0.11	-0.12	-0.06
A_2	0.09	-0.15	0.00
A_3	-0.05	-0.32	0.08
A_4	0.04	-0.29	-0.09
A_5	-0.10	-0.81	-0.06
A_6	-0.12	-0.85	-0.07
A_7	0.04	-0.30	0.04
A_8	-0.09	-0.33	0.06
A_9	0.07	-0.14	-0.02
A_{10}	0.09	-0.09	0.03

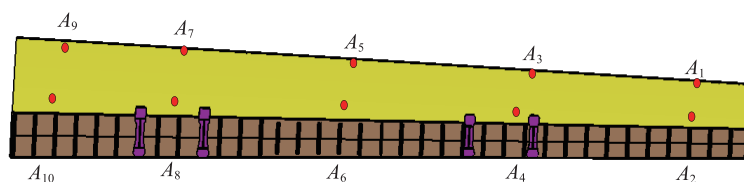


图 3 部件 A 测量点分布

Fig.3 Part A measurement points distribution

量点在竖直方向上有正偏差为 ΔL_1 。之后将辅助支撑托架 2 向上运动支撑部件 A, 托架两个支撑柱支撑力均设置为约 100kg (经验证, 该支撑力对部件 A 变形的影响很小, 而且能够保证托架与部件的贴紧状态)。部件 A 变形如图 4 所示, 变形量如表 3 所示。

(3) 然后, 将 4 个定位器同时下降一定距离, 设为 ΔL_2 , 保证下降后测量点 A_3 、 A_4 和 A_7 、 A_8 满足竖直方向的理论要求。不难理解, $\Delta L_2 \leq \Delta L_1$ 。将辅助支撑托架 1 和辅助托架 3 向上运动支撑部件 A, 托架支撑柱支撑力也设置为约 100kg。此时部件 A 变形如图 5 所示, 变形量如表 4 所示。可见, 此时 $A_3 \sim A_8$ 测量点在竖直方向均达到理论要求。

(4) 最后, 将 4 个定位器同时下降 $\Delta L_1 - \Delta L_2$, 部件 A 变形情况如图 6 所示, 变形量如表 5 所示。此时, $A_1 \sim A_{10}$ 测量点坐标均达到了理论要求。

经过现场试验发现, 实际部件 A 变形 ΔL_1 约等于 0.8mm, ΔL_2 约等于 0.5mm。利用上述托架支撑过程, 部件 A 测量点坐标精度达到 0.2mm 以内, 满足了装配要求。

结论

本文详细研究了部件 A 调姿工

表 3 托架调整后部件 A 变形量
Table 3 Part A deformation after bracket adjustment

机身测量点	变形量 /mm
A_1	0.840
A_2	0.841
A_3	0.430
A_4	0.413
A_5	0.0038
A_6	0.0045
A_7	0.276
A_8	0.270
A_9	0.754
A_{10}	0.768

艺和算法。根据测量点坐标建立部件 A 局部坐标系, 并标定了定位器坐标系与飞机装配坐标系的关系; 设计了基于 SVD 的部件位姿解算方法, 并利用五次多项式对调姿过程进行轨迹规划; 根据定位器标定结果完成定位器运动学逆解; 根据实际调姿后的测量点数据设计了托架支撑工艺流程, 并给出了 Ansys 仿真依据。验证表明, 部件 A 的调姿结果满足装配要求。

参考文献

[1] 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. Automatic docking assembly technology for large aircraft parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(13): 72-75.
[2] 马志强, 李泷果, 方伟, 等. 随动式并联机翼调姿机构误差建模与分析 [J]. 机床与液压, 2014(21): 6-9, 32.
MA zhiqiang, LI Shuanggao, FANG wei, et al. Modeling and analysis of follow-up and

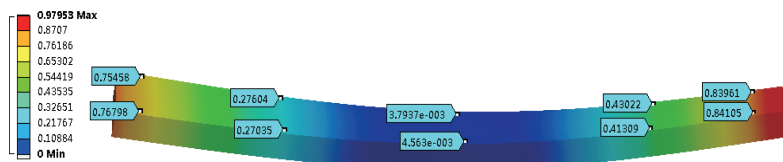


图 4 部件 A 变形图 1

Fig.4 Part A deformation diagram 1

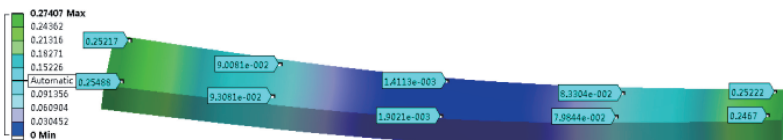


图 5 部件 A 变形图 2

Fig.5 Part A deformation diagram 2

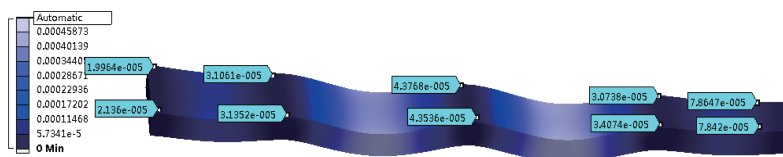


图 6 部件 A 变形图 3

Fig.6 Part A deformation diagram 3

表 4 定位器调整后部件 A 变形量
Table 4 Part A deformation after localizer adjustment

机身测量点	变形量 /mm
A_1	0.252
A_2	0.247
A_3	0.083
A_4	0.080
A_5	0.0014
A_6	0.0019
A_7	0.090
A_8	0.093
A_9	0.252
A_{10}	0.255

表 5 调整完成后部件 A 变形量
Table 5 Part A deformation after final adjustment

机身测量点	变形量 / 10^{-5} mm
A_1	7.86
A_2	7.84
A_3	3.07
A_4	3.407
A_5	4.38
A_6	4.35
A_7	3.11
A_8	3.14
A_9	2.00
A_{10}	2.14

inline wing positioning mechanism errors[J]. Machine Tool and Hydraulic, 2014(21): 6-9, 32.

[3] 张旭. 飞机大部件对接装配过程中的干涉检测技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2008.

ZHANG Xu. Research on interference detection technology in the process of butt assembly of large aircraft parts[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2018

[4] 许国康. 飞机大部件数字化对接技术[J]. 航空制造技术, 2009, 52(24): 42-45.

XU Guokang. Digital docking technology for large aircraft parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(24): 42-45.

[5] 邹翼华, 刘志存, 范玉青. 大型飞机部件数字化对接装配技术研究[J]. 计算机集成制造系统, 2007, 13(7): 1367-1373.

ZOU Jihua, LIU Zhicun, FAN Yuqing. Research on digital docking assembly technology of aircraft parts[J]. Computer Integrated Manufacturing System, 2007, 13(7): 1367-1373.

[6] 郭志敏, 蒋君侠, 柯映林. 基于POGO柱三点支撑的飞机大部件调姿方法[J]. 航空学报, 2009, 30(7): 1319-1324.

GUO Zhimin, JIANG Junxia, KE Yinglin. Aircraft large part attitude adjustment method based on POGO column three-point support[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(7): 1319-1324.

[7] 应征. 飞机部件数字化调姿过程建模与仿真关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2013.

YING Zheng. Research on key technologies of modeling and simulation of aircraft parts digital positioning process[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013.

[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. Pose calculation method for docking large aircraft parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(3): 91-94.

[9] HORN B K P. Closed-form solution of absolute orientation using unit quaternions[J]. Journal of the Optical Society of America A, 1987, 4(4): 629-642.

[10] CONSTANTINIDES A G, SILBERBERG T M, DAVIS L, et al. Least-squares fitting of two 3-D point sets[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 1987, 9(5): 698-700.

[11] UMEYAMA S. Least-squares estimation of transformation parameters between 2 point patterns[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 1991, 13(4): 376-380.

[12] WALKER M W, SHAO L, VOLZ R A. Estimating 3-D location parameters using dual number quaternions[J]. Cvgip Image

Understanding, 1991, 54(3): 358-367.

[13] WANG Z, JEPSON A. A new closed-form solution for absolute orientation [C]// Proceedings / CVPR, IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. New York: IEEE Computer Society, 1994.

[14] 梁琴. 飞机数字化装配机翼位姿评价及水平姿态调整方法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2013.

LIANG Qin. Research on evaluation of aircraft pose position and horizontal position adjustment method[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013.

[15] 李旭龙. 飞机翼身对接中的自动定位技术与系统开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

LI Xulong. Research and system development of automatic positioning technology in aircraft wing body docking[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautical and Astronautics, 2011.

[16] 吕冰. 飞机大部件对接仿真技术研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2013.

LÜ Bing. Research on docking simulation technology of large aircraft parts[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2013.

通讯作者: 李树军, E-mail: npsjli@nwpu.edu.cn.

Research on Digital Assembly Attitude Adjustment Algorithm for Flexible Thin-Walled Large Parts

LI Shujun¹, LUO Hao¹, PANG Fangxin¹, ZHAO Wei², FENG Pujia³

(1. School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shaanxi Kaisheng Aviation Equipment Manufacturing Co., Ltd., Hanzhong 723200, China;

3. Parts Assembly Branch, AVIC Shaanxi Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Hanzhong 723200, China)

[ABSTRACT] A locator bracket hybrid attitude positioning platform is adopted, and a digital positioning method for aircraft thin-walled flexible large parts is proposed. Firstly, the singular value decomposition (SVD) computer wing pose is used to obtain the motion state of each axis of the positioner through kinematic inverse solution. Secondly, according to the characteristics of the large deformation of the aircraft, a method for establishing the coordinate system of the aircraft components to eliminate the pose error is proposed to achieve fast and high-precision attitude adjustment. Finally, the method is applied to the attitude of the aircraft wing, and the measured attitude accuracy meets the assembly requirements.

Keywords: Flexible large parts; Digital assembly; Singular value decomposition (SVD); Posture adjustment; Positioner

(责编 铃兰)