

六自由度柔性装配机构的 三点定位反解算法与运动仿真

方春平¹, 赵金泽¹, 张 杰¹, 郭安儒¹, 李卫东²

(1. 航天材料及工艺研究所, 北京 100076;

2. 北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京 100191)

[摘要] 为提高大型复合材料蒙皮部件装配效率, 提出了一种基于三点定位的六自由度柔性装配系统运动反解算法。首先建立了柔性装配机构的运动模型, 然后通过定位和跟踪装配部件上 3 个不共线的测量点始末位置坐标, 利用该算法来求解各个驱动关节的运动量。通过 ADAMS 软件构建柔性装配机构虚拟样机模型进行仿真分析, 发现仿真结果与理论结果一致, 验证了算法的正确性。最后, 通过仿真获得了柔性定位器的驱动轨迹, 结果发现该算法能保证装配部件运动平稳、准确, 为调姿机构的精确控制提供技术基础。

关键词: 六自由度; 三点定位; 反解算法; 柔性装配机构; 运动仿真

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.22.049



方春平

硕士、工程师, 主要从事航天产品设计、加工及数字化装配工作。

航空航天产品装配主要包括零件装配、组件装配以及部段对接总装等过程^[1]。传统装配技术往往存在工装设计制造周期长、通用性能差、

装配效率低等不足^[2]。近年来, 随着信息技术、计算机技术、人工智能技术的迅速发展, 虚拟装配仿真以及数字化装配技术广泛应用于航空航天产品装配领域^[3-4]。对数字化柔性装配机构、装配工艺进行运动仿真和分析, 是装配系统轨迹规划和优化的基础, 是提高航天产品装配效率、装配稳定性和装配精度的保证^[5]。国内外众多学者针对大型装配部件装配围绕如何提高装配效率和控制精度在机构设计、轨迹运动仿真等方面进行大量研究。

Kihlman 等^[6]为降低飞机装配工装的制造成本, 提出了可重构工装 (Affordable Reconfigurable Tooling, ART) 概念, 构建了一套低成本自动化装配系统。Shang 等^[7]将瑞典埃克斯康公司的一种并联机构 (Parallel Kinematics Machine, PKM)

引入到飞机机翼柔性装配中, 并进行了试验研究和分析, 为该并联机构在飞机装配中的进一步应用奠定了基础。Williams 等^[8]设计了一种适用于大型装配部件定位的机械手, 每个机械手由 2 个可在水平和竖直方向运动的凸出支撑臂组成, 由于 2 个支撑臂共用同一竖直滑动支柱, 其在航向方向上的运动受到限制。邹方^[9]针对蒙皮壁板的切割加工, 研制开发了一套多点阵、真空吸盘式柔性夹持装配工装。王少峰等^[10]针对机身壁板部件装配对接过程中姿态调整比较困难等问题, 研制了一套用于大型飞机机身壁板部件装配对接的数字化柔性装配工装试验样机, 提出了一种基于并联机构的部件装配对接时位姿调整方法。但各支撑臂的竖直滑动支柱处于同一竖直平面内, 对于曲率变化较大的侧壁部件, 将出现降

低定位器强度的情况。李景新等^[1]利用 DELMIA 系统在分析某部件装配工艺流程的基础上,模拟了其装配过程,直观分析了产品的可装配性,并对生产线布局进行了调整和优化。刘永强等^[12]阐述了一种飞机机翼调姿技术及调姿算法,并利用 ADAMS 软件对机翼调姿进行了动力学仿真。

为提高装配效率等问题,本文结合面向某型号大型防隔热复合材料蒙皮部件柔性装配系统,提出了一种基于三点定位的六自由度柔性装配系统运动反解算法,并通过 ADAMS 对装配机构运动过程进行了仿真验证和分析。

三点定位反解算法

本文所要进行研究的柔性装配机构的结构和组成如图 1 所示,该系统主要由多个阵列的驱动器单元和机架组成,每个驱动器单元均是 4 个支链形成的具有六自由度的并联机

构,工作时通过调整每个驱动器的丝杠螺母机构能实现装配部件沿 x 、 y 、 z 方向的平移运动和旋转运动,完成部件的对接和装配。装配系统可以根据装配部件的曲率调整工艺球铰接头的夹持位置完成不同曲率部件的装配,具有柔性装配特性,本文以某型号六自由度大型防隔热复合材料蒙皮部件柔性装配系统为例,进行基于三点定位的反解算法研究。

柔性装配机构工作时,将装配部件位姿调整分解为由旋转运动完成的姿态调整以及由平移运动完成的位置调整。对装配单元进行建模分析,图 2 所示为柔性装配机构运动学分析机构简图。

在图 2 中, $o-xyz$ 为固定坐标系,坐标轴方向分别和驱动器的 3 个驱动方向平行; $o'-x'y'z'$ 为装配部件上的随动坐标系,其通过装配部件上不共线的 3 点 M_1 、 M_2 、 M_3 定义: M_2 为原点, x' 方向为 $\overline{M_1M_2}$, y' 方向为

$\overline{M_2M_3} \times \overline{M_2M_1}$, z' 方向为 $\overline{o'x'} \times \overline{o'y'}$ 。坐标系 $o-xyz$ 的 3 个坐标轴的方向向量分别以 i 、 j 、 k 表示, $o-x'y'z'$ 3 个坐标轴的方向向量分别以 i' 、 j' 、 k' 表示。 i' 、 j' 、 k' 在固定坐标系的方向余弦记为 (s_{11}, s_{12}, s_{13}) , 点 M_i ($i=1, 2, 3$) 在 $o-xyz$ 的坐标以 $(x_{M_i}, y_{M_i}, z_{M_i})$ 表示, 则有

$$i' = \frac{\overline{M_2M_1}}{|\overline{M_2M_1}|} = s_{11}i + s_{12}j + s_{13}k \quad (1)$$

$$\text{因 } \overline{M_2M_1} = (x_{M_1} - x_{M_2})i + (y_{M_1} - y_{M_2})j + (z_{M_1} - z_{M_2})k$$

$$\text{简化, } \overline{M_2M_1} = a_1i + b_1j + c_1k$$

$$\text{令 } l_1 = |\overline{M_2M_1}| = \sqrt{a_1^2 + b_1^2 + c_1^2},$$

$$s_{11} = a_1/l_1, s_{12} = b_1/l_1, s_{13} = c_1/l_1$$

$$j' = \frac{\overline{M_2M_3} \times \overline{M_2M_1}}{|\overline{M_2M_3} \times \overline{M_2M_1}|} = s_{21}i +$$

$$s_{22}j + s_{23}k \quad (2)$$

$$\text{则, } \overline{M_2M_3} \times \overline{M_2M_1} =$$

$$\begin{vmatrix} i & j & k \\ x_{M_3} - x_{M_2} & y_{M_3} - y_{M_2} & z_{M_3} - z_{M_2} \\ x_{M_1} - x_{M_2} & y_{M_1} - y_{M_2} & z_{M_1} - z_{M_2} \end{vmatrix}$$

$$\text{简化, } \overline{M_2M_1} \times \overline{M_2M_3} = a_2i + b_2j + c_2k$$

$$\text{令 } l_2 = |\overline{M_2M_1} \times \overline{M_2M_3}| =$$

$$\sqrt{a_2^2 + b_2^2 + c_2^2}$$

$$\text{令 } s_{21} = a_2/l_2, s_{22} = b_2/l_2, s_{23} = c_2/l_2$$

$$k' = i' \times j' = s_{31}i + s_{32}j + s_{33}k =$$

$$\begin{vmatrix} i & j & k \\ s_{11} & s_{12} & s_{13} \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} \end{vmatrix} \quad (3)$$

$$\text{则, } s_{21} = a_1/l_1, s_{22} = b_1/l_1, s_{23} = c_1/l_1$$

$$\text{则有, } \begin{cases} s_{31} = s_{12}s_{23} - s_{13}s_{22} \\ s_{32} = s_{13}s_{21} - s_{11}s_{23} \\ s_{33} = s_{11}s_{22} - s_{12}s_{21} \end{cases} \quad (4)$$

随动坐标系相对于固定坐标系的方向余弦矩阵 R 为

$$R = \begin{pmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} \\ s_{31} & s_{32} & s_{33} \end{pmatrix} \quad (5)$$

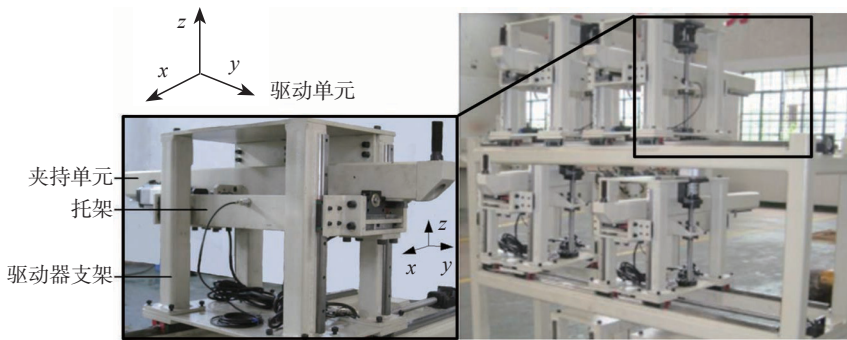


图1 柔性装配机构
Fig.1 Flexible assembly mechanism

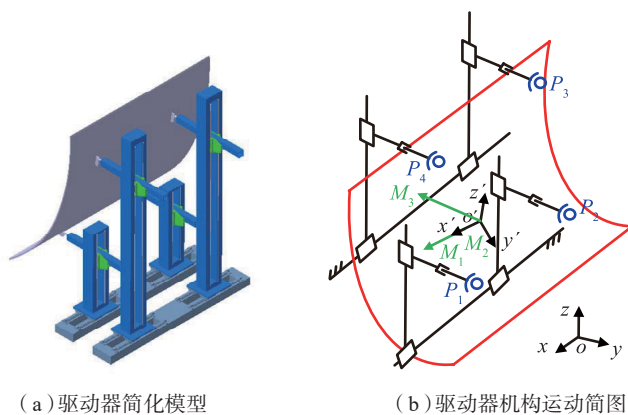


图2 装配单元机构简图
Fig.2 Schematic diagram of assembly unit

P_i ($i=1,2,3,4$) 为柔性定位器夹持点,其在固定坐标系中的坐标记为 $(x_{P_i}, y_{P_i}, z_{P_i})$, 分别向 i' 、 j' 、 k' 方向投影即可获得点 P_i 在随动坐标系中的坐标 $(x_{P_i}', y_{P_i}', z_{P_i}')$

$$\begin{cases} x_{P_i}' = \overline{M_2 P_i} \cdot i' \\ y_{P_i}' = \overline{M_2 P_i} \cdot j' \\ z_{P_i}' = \overline{M_2 P_i} \cdot k' \end{cases}$$

$$\overline{M_2 P_i} = (x_{P_i} - x_{M_2}, y_{P_i} - y_{M_2}, z_{P_i} - z_{M_2}) \quad (6)$$

记起始位置处随动坐标系相对于固定坐标系的方向余弦为 R_1 , 写成矩阵形式为:

$$\begin{pmatrix} x_{P_i}' & y_{P_i}' & z_{P_i}' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{P_i} - x_{M_2} & y_{P_i} - y_{M_2} & z_{P_i} - z_{M_2} \end{pmatrix} R_1^T$$

目标位置处,夹持点在固定坐标系的位置为 $(u_{P_i}, v_{P_i}, w_{P_i})$, 测量点 M_i ($i=1,2,3$) 在固定坐标系中的坐标记为 $(u_{M_i}, v_{M_i}, w_{M_i})$, 记在目标位置处随动坐标系相对于固定坐标系的方向余弦矩阵为 R_2 。

$$\overline{M_2 P_i} = (u_{P_i} - u_{M_2}, v_{P_i} - v_{M_2}, w_{P_i} - w_{M_2}) \quad (7)$$

$$\begin{pmatrix} x_{P_i}' & y_{P_i}' & z_{P_i}' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_{P_i} - u_{M_2} & v_{P_i} - v_{M_2} & w_{P_i} - w_{M_2} \end{pmatrix} R_2^T$$

求得目标位置处夹持点 P_i 在固定坐标系的位置为

$$\begin{cases} u_{P_i} = x_{P_i}' \cdot s_{11} + y_{P_i}' \cdot s_{21} + z_{P_i}' \cdot s_{31} + u_{M_2} \\ v_{P_i} = x_{P_i}' \cdot s_{12} + y_{P_i}' \cdot s_{22} + z_{P_i}' \cdot s_{32} + v_{M_2} \\ w_{P_i} = x_{P_i}' \cdot s_{13} + y_{P_i}' \cdot s_{23} + z_{P_i}' \cdot s_{33} + w_{M_2} \end{cases} \quad (8)$$

$$\text{驱动量为} \begin{cases} \Delta x = u_{P_i} - x_{P_i} \\ \Delta y = v_{P_i} - y_{P_i} \\ \Delta z = w_{P_i} - z_{P_i} \end{cases} \quad (9)$$

运动学仿真

为验证上述反解算法的正确性,下面利用 ADAMS 对柔性装配机构的位置进行仿真。

在 ADAMS 中建立虚拟样机模型,并选取装配部件上 3 个不共线的点作为测量点,在测量点上施加

General Motion 驱动装配运动至目标位置处,如图 3 所示。由于 3 个测量点共有 9 个运动分量,而空间刚体只有 6 个自由度,因此 9 个运动分量中只有 6 个是相互独立的,对 3 个测量点进行正交加载法,即 M_1 点施加 x 、 y 方向运动, M_2 点施加 x 、 z 方向运动, M_3 点施加 y 、 z 方向运动,通过 ADAMS 模拟运动。

测量点始末位置坐标如表 1 所示,根据测量点始末位置坐标计算得到夹持点坐标和驱动量,如表 2 所示,理论计算得到夹持点末位置坐标及定位器驱动量如表 3、表 4 所示。分析表 2、表 4 和表 5 数据,通过比较 4

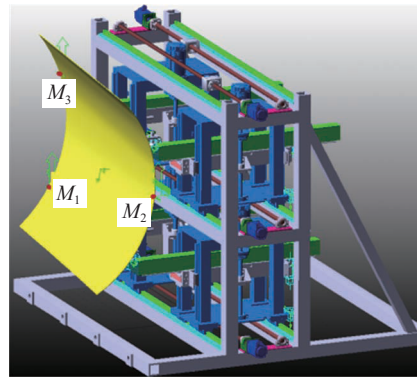


图3 ADAMS仿真模型

Fig.3 Simulation model based ADAMS

个定位器理论驱动量与仿真驱动量可知,求解偏差最大不超过 0.371%。三点定位反解算法通过测量点始末位置确定夹持点驱动量及位置,ADAMS 通过在测量点施加驱动量,正向求解夹持点目标位置,两种方式计算结果误差非常小,相互验证,验证了三点定位反解算法的可行性。

动力学分析

为研究装配部件运动的轨迹,进行动力学分析。装配时,显然位置调整只涉及同一方向 4 台定位器的同步运动,且驱动轨迹与装配部件运动轨迹完全一致。而姿态调整涉及的控制轴数量较多,各台定位器的驱动轨迹不一致,因此相对于位置调整而言,姿态调整的驱动轨迹更为复杂。本文以姿态调整为例,对壁板部件进行轨迹规划,并反求各台定位器的驱动轨迹。

通过 5 次多项式来拟合欧拉角 α 的运动轨迹^[13]。设定欧拉角 α 、 β 、 γ (装配件绕 x 、 y 、 z 旋转的角度分别用欧拉角 α 、 β 、 γ 表示) 调整时间均为 15s。调整量 α 、 β 、 γ 均为 0.02, 即依次绕 x 、 y 、 z 轴转动角度 0.02rad,

表1 测量点始末位置处坐标

Table 1 Coordinates of measuring points at beginning and end position

测量点	起始处位置			目标处位置		
	x	y	z	u	v	w
M_1	600.094	-487.226	794.59	610.094	-507.226	803.9189
M_2	-599.906	-496.949	532.247	-589.906	-609.757	562.247
M_3	-600	-445.387	1071.54	-589.455	-455.387	1081.54

表2 夹持点始末位置处坐标

Table 2 Coordinates of clamping points at beginning and end position

夹持点	起始处位置			目标处位置			定位器仿真驱动量		
	x	y	z	u	v	w	Δx	Δy	Δz
P_1	-349.283	-420	484.695	-342.519	-534.574	497.894	6.764	-114.574	13.199
P_2	400.717	-480	484.695	409.1792	-566.853	500.7429	8.4622	-86.853	16.0479
P_3	400.717	-380	1015.5	407.8946	-366.612	1002.396	7.1776	13.388	-13.104
P_4	-349.283	-340	1015.5	-353.946	-343.0639	1003.391	-4.663	-13.946	-12.109

在装配部件质心处施加 General Motion 进行仿真分析,得到定位器驱动轨迹如图 4 所示。由仿真结果可以看出,定位器 1 运动位移、角速度、角加速度轨迹平滑连续,数值没有出现骤变,能够实现装配部件调姿运动的平稳性和准确性。

另外,由图 1 和 2 分析可知,在

装配部件姿态调整过程中,需要驱动定位器的 2 个驱动轴;而在平移调整过程中,仅需驱动 1 个驱动轴。因此,通过将装配部件的调姿过程分解为姿态调整和位置调整分别进行轨迹规划,可以有效降低多轴联动的控制难度,说明了该轨迹规划方法的正确性和可行性。

结论

(1) 提出一种基于三点定位的六自由度柔性装配机构关节驱动量反解方法,并通过 ADMAS 软件对该求解算法进行仿真验证,仿真结果与理论结果一致,验证了算法可行性。

(2) 利用 ADAMS 对装配机构运动轨迹进行仿真,结果表明机构运动位移、速度、加速度无突变,运动轨迹光滑,该机构能保证装配部件调姿运动的平稳性、快速性以及准确性,为调姿机构的精确控制奠定了基础。

参考文献

- [1] MEI Z Y, MAROPOULOS P G. Review of the application of flexible, measurement-assisted assembly technology in aircraft manufacturing[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2014, 228(5): 639-652.
- [2] DA SILVA B J V, MORABITO R, YAMASHITA D S, et al. Productin scheduling of

表3 夹持点理论反解目标处位置

Table 3 Theoretical targetlocation of clamping points

夹持点	u	v	w
P_1	-3.43E+02	-5.35E+02	4.98E+02
P_2	4.09E+02	-5.67E+02	5.01E+02
P_3	4.08E+02	-3.67E+02	1.00E+03
P_4	-3.43E+02	-3.54E+02	1.00E+03

表4 定位器的理论驱动量

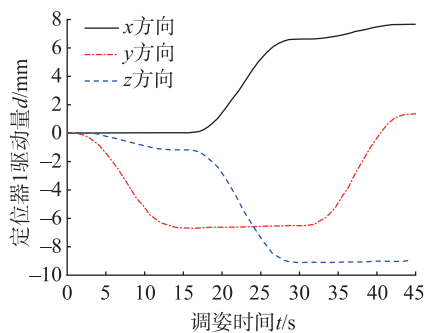
Table 4 Theoretical driving quantity of positioner

定位器	Δx	Δy	Δz
定位器 1	6.7641	-1.15E+02	1.32E+01
定位器 2	8.4622	-8.69E+01	1.60E+01
定位器 3	7.1775	1.34E+01	-1.31E+01
定位器 4	6.2191	—	-1.21E+01

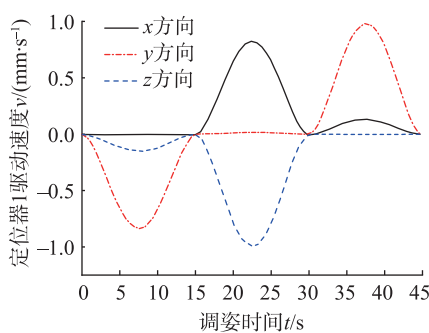
表5 定位器的理论驱动量与仿真偏差

Table 5 Driving quantity deviation of positioner between theoretical and simulation

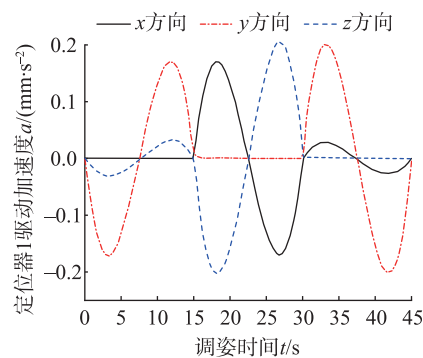
定位器	定位器误差 /%		
	Δx	Δy	Δz
定位器 1	0.002	0.371	0.008
定位器 2	0	0.054	0.298
定位器 3	0.001	0.089	0.031
定位器 4	0	0.330	0.074



(a) 位移轨迹



(b) 角速度轨迹



(c) 角加速度轨迹

图4 定位器1驱动轨迹

Fig.4 Driving trajectory of positioner 1

assembly fixtures in the aeronautical industry[J]. Computers & Industrial Engineering, 2014, 67: 195–203.

[3] 吴宝中, 李国喜, 龚京忠, 等. 面向航天产品的装配数据库体系研究[J]. 国防制造技术, 2009(1):43–74.

WU Baozhong, LI Guoxi, GONG Jingzhong, et al. Research on architecture of aerospace products oriented assembly database[J]. Defense Manufacturing Technology, 2009(1): 43–74.

[4] 刘洋, 徐寅, 王津, 等. 航天数字化装配工艺研究[J]. 现代制造技术与装备, 2016(4): 63–64.

LIU Yang, XU Yin, WANG Jin, et al. Research on digital assembly technology of aerospace[J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2016(4): 63–64.

[5] 喻世民. 面向火箭发动机的数字化装配工艺系统研究与开发[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.

YU Shimin. Research and application of digital assembly process planning system for rocket engine[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006.

[6] KIHLMAN H, OSSBAHR G,

ENGSTROM M, et al. Low-cost automation for aircraft assembly[R]. SAE Technical Paper 2004-01-2830, 2004.

[7] SHANG M, BUTTERFIELD J. The experimental test and FEA of a PKM (Exechon) in a flexible fixture application for aircraft wing assembly[C]//2011 International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA). New York: IEEE, 2011.

[8] WILLIAMS G, CHALUPA E, BILLIEU R, et al. Gaugeless tooling[R]. SAE Technical Paper, 1998.

[9] 邹方. 柔性工装关键技术与发展前景[J]. 航空制造技术, 2009, 52(10): 34–38.

ZOU Fang. Key technology of flexible fixture and its development future[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(10): 34–38

[10] 王少峰, 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 for posture alignment machine tool oriented fuselage panel[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,

2011, 45(3): 102–106.

[11] 李景新, 郑国磊. DELMIA 系统飞机装配模拟中的应用研究[J]. 航空制造技术, 2008, 51(11): 90–93.

LI Jingxin, ZHENG Guolei. Research on application DELMIA system in aircraft assembly simulation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(11): 90–93.

[12] 刘永强, 黄翔, 方伟, 等. 基于ADAMS的机翼调姿动力学仿真[J]. 机械工程与自动化, 2011, 165(2): 1–4.

LIU Yongqiang, HUANG Xiang, FANG Wei, et al. Dynamic simulation of aircraft wing adjustment by ADAMS[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2011, 165(2): 1–4.

[13] 马政伟. 飞机机头部件柔性装配机构设计与仿真求解技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.

MA Zhengwei. Design and simulation of digital assembly flexible fixture for aircraft nose parts[D]. Beijing: Beihang University, 2013.

通讯作者: 李卫东, 博士, 副教授, 研究方向为复杂轻质结构成形与数字化装配, E-mail: 1464560570@qq.com.

Three-Point Locating Inverse Solution Algorithm and Kinematics Simulation of 6-DOF Flexible Assembly Mechanism

FANG Chunping¹, ZHAO Jinze¹, ZHANG Jie¹, GUO Anru¹, LI Weidong²

(1. Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076, China;
2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] In order to improve the assembly efficiency of large composite skin components, a kinematics inverse solution algorithm of 6-DOF flexible assembly mechanism based on three-point locating principle was put forward. Firstly, a kinematics model of the flexible assembly mechanism is established. And then three non-collinear measuring points coordinates on assembly parts were obtained by locating and tracking. In addition, the displacement of each driving joint was calculated by this algorithm. The simulation analysis of the virtual prototype model of flexible assembly mechanism is constructed by ADAMS software. It is found that the simulation results are in great agreement with the theoretical results, and the correctness of the algorithm is verified. Finally, the driving trajectory of the flexible locator is obtained through simulation. The results show that the algorithm was capable of keeping the assembly components move smoothly and precisely, which provided the technological foundation of accurate control for posture alignment mechanism.

Keywords: 6-DOF; Three-point locating; Inverse solution algorithm; Flexible assembly mechanism; Kinematics simulation

(责编 铃兰)