

钛合金板料热压弯过程数值模拟

周丽娜¹, 李志强^{1,2,3}, 韩晓宁^{1,2,3}, 张兴振¹

(1. 中航工业北京航空制造工程研究所, 北京 100024;

2. 塑性成形技术航空科技重点实验室, 北京 100024;

3. 数字化塑性成形技术及装备北京市重点实验室, 北京 100024)

[摘要] 采用有限元软件 ABAQUS 对 Ti-6Al-4V 合金板料热压弯成形过程进行了模拟, 分析了应力应变分布规律和工艺参数对成形过程的影响。研究表明, 压弯过程的变形主要集中在大厚度区域中间位置; 当板料表面与模具多点接触后, 板料由自由弯曲变为校正弯曲, 成形力急剧增大; 保压 600s 时板料最大回弹量和上模成形力分别降低 84% 和 94%。在相同工艺条件下的试验结果验证了有限元模拟的准确性。

关键词: 热压弯; 钛合金; 数值模拟

Numerical Simulation of Hot Bending for Titanium Alloy Sheet

ZHOU Lina¹, LI Zhiqiang^{1,2,3}, HAN Xiaoning^{1,2,3}, ZHANG Xingzhen¹

(1. AVIC Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing 100024, China;

2. Aeronautical Key Laboratory for Plastic Forming Technologies, Beijing 100024, China;

3. Beijing Key Laboratory of Digital Plasticity Forming Technology and Equipment, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] A finite element model is established to simulate the hot bending process of titanium alloy sheet by using ABAQUS software. The stress and strain distribution and the influence of process parameters on the forming process are analyzed. The results indicate that deformation distribution mainly concentrates at the center position of the thickest area. When the new contact position appears between the upper die and the sheet, the forming sheet enters the correction bending phase and the forming force increases sharply. When holding 600s, the maximum springback displacement and the upper die forming force reduces 84% and 94%, respectively. The simulated result shows a good agreement with the deformed part at the same conditions.

Keywords: Hot bending; Titanium alloy; Numerical simulation

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2017.07.092

优异的材料性能使得钛合金构件在航空产品上的应用不断扩大。钛合金室温下塑性成形难度大, 回弹严重, 热(蠕变)成形成为钛合金构件的主要塑性加工工艺, 目前已广泛用于飞机框/肋、发动机环形件及导弹筒形件等薄板类结构的制造^[1-3]。相对于等厚度薄板的简单平面变形, 钛合金厚板热成形过程具有材料应力状态及流动规律复杂、形状控制难度大的特点, 其精确成形对工艺控制和初始毛坯计算均提出了严格要求, 当前国内外研究较少。

随着计算机及数值计算方法的发展, 数值模拟技术成为金属板料成形分析的重要辅助手段^[4-7]。本文基于 ABAQUS 软件建立了 Ti-6Al-4V 合金板料的热压弯成形有限元模型, 研究了板料成形过程中的应力应变分布, 分析了成形过程中模具下压速度对成形力的影响以及保压时间对回弹的影响, 并通过工艺试验进行了验证。

1 工艺描述

待压弯成形的 Ti-6Al-4V 合金板料为平面变厚度板, 如图 1(a)所示。压弯后的板料大厚度区域为圆弧形, 如图 1(b)所示。压弯模具如图 2 所示, 在大厚度区域, 模具型面与压弯后板料的型面一致。

采用压弯模具实现板料下部大厚度区域弯曲变形。成形时首先上模下压, 下部板料逐渐弯曲至贴模, 邻近区域板料随之变形; 然后保压一定时间, 使材料内部发生应力松弛, 减少回弹; 最后卸载, 上模上移退回原位置。

2 有限元模型建立

2.1 几何模型

本文采用通用有限元分析软件 ABAQUS 对板料压弯过程进行数值模拟, 建立的有限元模型如图 3 所示。

待压弯板料为变厚度板,下部区域最大厚度为 46mm,上部区域边缘最小厚度 4mm。采用实体单元 C3D8R 对平板毛坯进行划分;模具视为刚体,提取模具表面,采用刚体单元 R3D4 进行划分。

按照实际过程设置 3 个分析步,分别为压弯、保压和卸载。定义板料与上、下模具的接触方式为罚函数接触类型,摩擦系数取 0.3。根据实际工艺,边界条件设置为压弯分析步中下模固定不动,上模向下移动,移动速度为 0.05mm/s,最大行程 50mm;保压分析步中上下模均不动,保压时间取 600s;卸载分析步中,下模不动,上模向上退回。为防止板料发生刚体位移,在压弯分析步中限制板料底面的 Z 向位移,以及大厚度区域与下模接触线的 3 个方向的位移。通过设置预定义场将压弯分析步的结果传递到保压分析步。

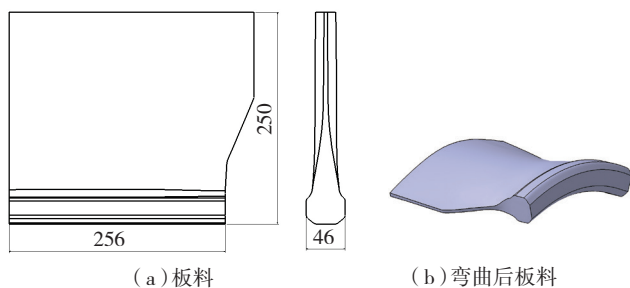


图1 钛合金板料及弯曲后板料

Fig.1 Titanium alloy sheet and bended sheet

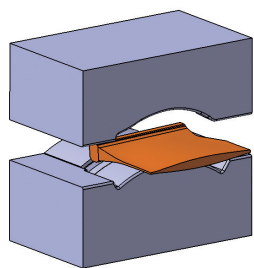


图2 压弯模具示意图

Fig.2 Diagram bend die

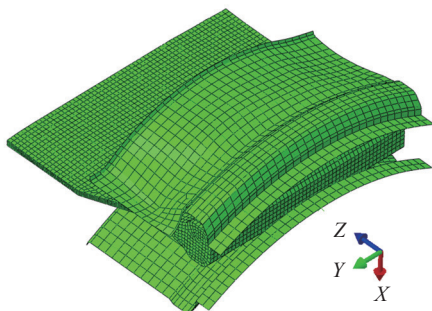


图3 压弯成形有限元模型

Fig.3 FE model of bend forming

2.2 材料参数及本构模型

采用 DDL-50 电子万能试验机进行 800℃ 下的单向拉伸试验,应变速率取 $1 \times 10^{-5} \sim 5 \times 10^{-3}$,获得不同应变速率下的真应力-真应变曲线,如图 4 所示。按各向同性弹塑性材料模型, Mises 屈服准则,由曲线计算获得材料弹性模量为 21GPa,泊松比取 0.3,模型塑性参数的定义取曲线中应力-应变数据。

压弯成形后构件处于复杂应力状态,不同位置材料的初始应力存在差异,为简化模拟计算且在最大范围内体现零件的材料变形行为,取整体应变量的平均值(约 5%)作为拉伸应力松弛试验的初始应变变量,并据此构建材料本构模型。

采用 RWS-50 高温电子蠕变试验机进行 800℃ 下应变量为 5% 的拉伸应力松弛试验,得到应力松弛曲线。描述蠕变(应力松弛)行为的本构模型主要有时间硬化模型、应变硬化模型和双曲正弦模型 3 种^[8-9],本文采用时间硬化模型:

$$\dot{\varepsilon} = A\sigma^n t^m \quad (1)$$

式中, $\dot{\varepsilon}$ 为等效蠕变应变速率, σ 为等效应力, t 为时间, A 、 n 、 m 为材料常数。对应力松弛试验数据进行拟合得到了式(1)中的参数,如表 1 所示。拟合结果与试验数据的对比如图 5 所示,可以看出两者基本吻合。

3 模拟结果及分析

3.1 应力应变分析

图 6 为变形过程典型时刻的应力分布。由图 6(a) 可以看出,压弯成形后,应力分布不均匀,下部大厚度区域应力大且均匀,上部变形区域应力相对较小。这一方面是由于流动应力随应变速率的增大而增大,下部区域板料较厚,其厚向表面材料应变速率最大;另一方面,下部大厚度区域与模具贴合,在成形结束时模具对

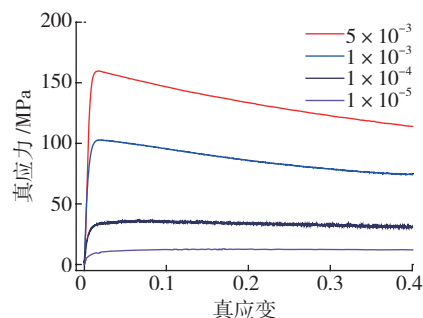


图4 单向拉伸真应力-真应变曲线

Fig.4 True stress-strain curves of uniaxial tensile tests

表1 TC4 800℃下蠕变常数

A	n	m
2.45×10^{-8}	2.28	-0.083

该区域施加了较大的压力(详见 3.2 节)。图 6(b)、6(c) 显示了保压过程中应力的变化,可以看出,保压 120s 后应力显著减小,最大应力由 102MPa 减小为 30MPa,且应力分布变得均匀;保压 600s 后应力减小为 18MPa,仅比 120s 时减小 12MPa,表明应力松弛速率随时间逐渐减小。卸载后,板料绝大部分区域残余应力减小,大厚度区域由于受到模具挤压应力状态复杂,为保证变形的协调性,局部位置残余应力反而增大,如图 6(d) 所示。

图 7 为成形后应变分布情况,可以看出,板料变形

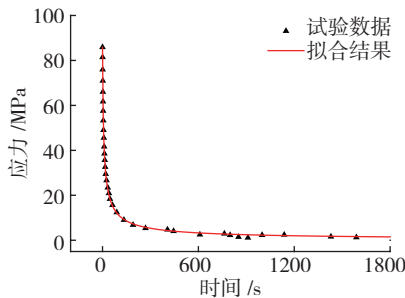


图5 拟合结果与试验数据的对比

Fig.5 Comparison between fitted and experimental data of stress relaxation

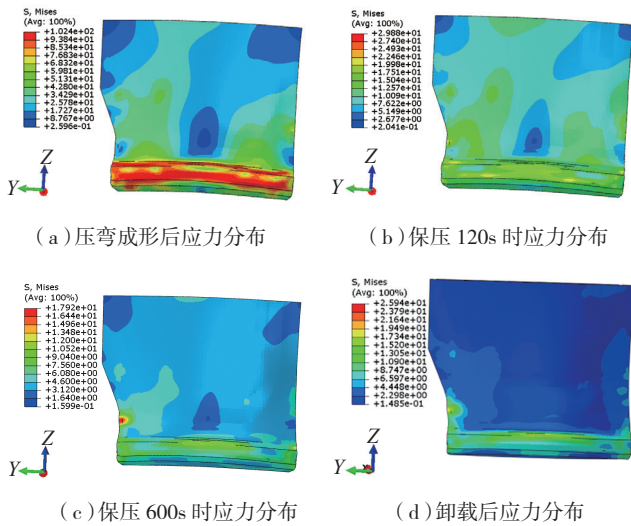


图6 等效应力分布图

Fig.6 Equivalent stress distribution

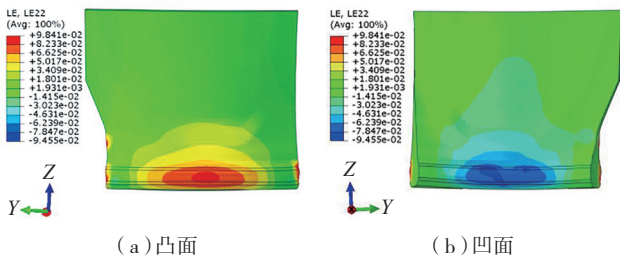


图7 应变分布图

Fig.7 Strain distribution of blade

主要集中在大厚度区域中间位置,这主要是由于大厚度区域与模具直接接触,且在成形初期,中间位置弯矩最大,应力也最大,首先产生屈服,随着模具下压,变形逐渐向两端转移,同时,中间材料流动受到两侧材料的约束而出现变形集中。

3.2 下压速度对成形力的影响分析

成形力是设备选择和工艺设计的依据,因此需要对成形力进行预测。图 8 为不同下压速度下成形力的变化情况。可以看出,任一速度下,成形力曲线分为 3 个阶段^[10],第一个阶段为弹性弯曲阶段,随着模具下压,成形力逐渐增大;第二阶段为自由弯曲阶段,内外层材料首先进入塑性状态,并逐渐向板料中心扩展,成形力缓慢增大;当上模行程为 47.8mm 时,板料与上模具开始 3 点接触,并很快进入与上、下模具全面接触的校正弯曲阶段,此时成形力急剧增大。板料与模具的接触状态变化如图 9 所示。

下压速度与应变速率正向相关,因此,下压速度越大,所需要的成形力也越大;但在校正弯曲阶段结束点——模具合模时刻,不同下压速度对应的最大成形力相差不大,如表 2 所示。

3.3 保压时间对回弹的影响分析

压弯后立即卸载,即保压时间为 0s,得到板料回弹分布情况,如图 10 所示。可以看出,大厚度区域板料回弹量较小,最大仅为 0.488mm,上部区域回弹量较大,最大为 3.138mm。

图 11 显示了保压时间对最大回弹量的影响,随着保压时间的延长,最大回弹量减小,且变化幅度逐渐减小,保压 600s 时,最大回弹量减小 84%。回弹量是自基准点至测量点间的材料经保压应力松弛后的残余应力引起的变形累积,由于应力松弛极限的存在,应力不可能降为零,回弹不可能完全消除,实际成形中,应考虑生产效率及成本优选一定的保压时间。

图 12 为保压过程中上模作用力随时间的变化,可以看出,作用力不断减小,保压 600s 后,上模作用力降至 22.5kN,较未保压时降低 94%,该作用力的变化同样

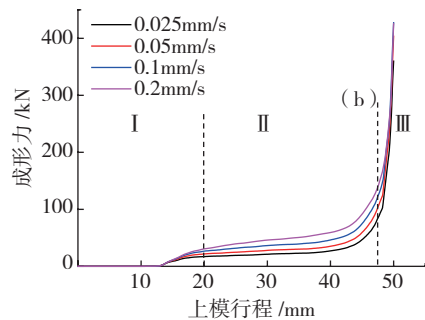


图8 下压速度对成形力的影响

Fig.8 Influence of descending velocity on forming force

为保压过程材料内部应力松弛的累积反映。

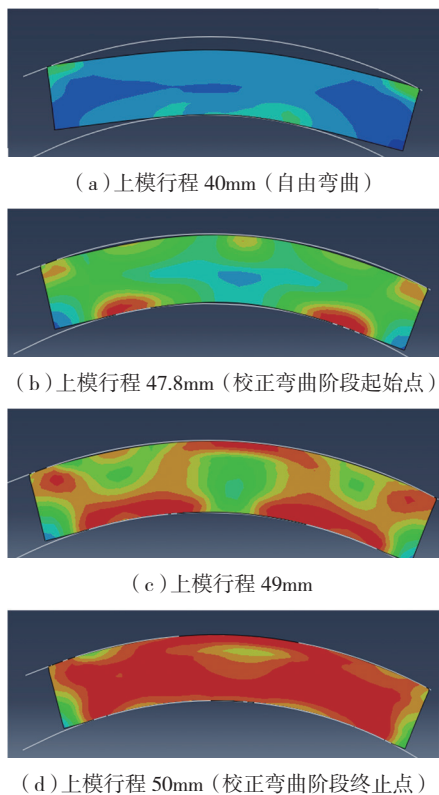


图9 大厚度位置板料与模具接触状态
Fig.9 Contact state of thickest area of sheet and die

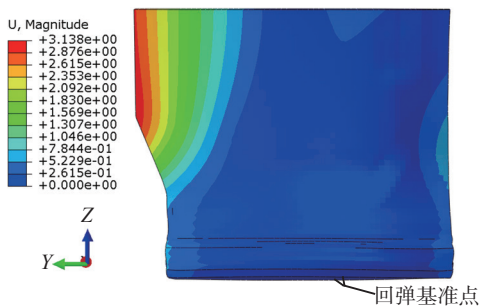


图10 回弹位移分布
Fig.10 Distribution of springback displacement

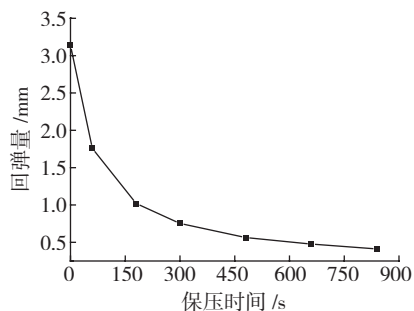


图11 保压时间对回弹量的影响
Fig.11 Influence of holding time on springback displacement

4 试验验证

为了验证有限元模拟的准确性,选取工艺条件为温度 800℃,上模下压速度 0.05mm/s,保压时间 600s,在热成形压力机上进行工艺试验。模拟结果和实际结果如图 13 所示。

对板料凹面和凸面不同 Z 方向截面位置的弧长变化进行比较,如图 14 所示,标示了测量截面的起始位

表2 下压速度-行程与成形力的关系 kN

行程 /mm	下压速度 / (mm · s ⁻¹)			
	0.025	0.05	0.1	0.2
40	27	35	46	60
47.8	91	118	132	153
49	174	200	220	230
50	360	403	427	426

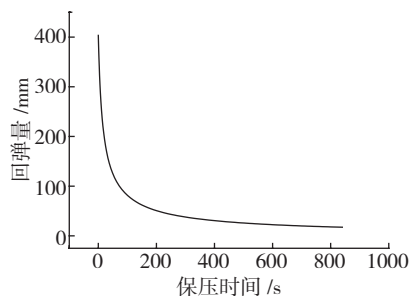


图12 保压时间对上模作用力的影响
Fig.12 Influence of holding time on force on upper die

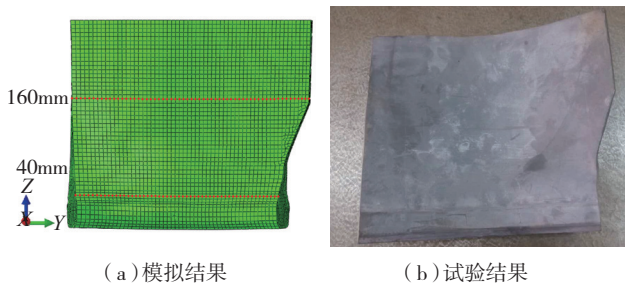


图13 成形后的板料
Fig.13 Deformed sheet

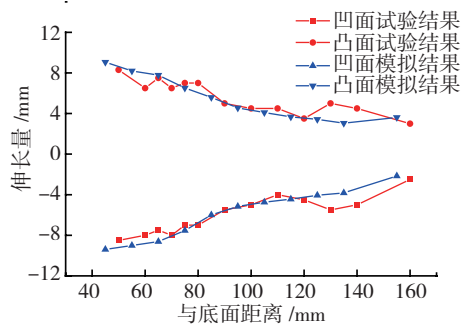


图14 不同截面位置弧长变化
Fig.14 Elongation variation of different sections

置,可以看出模拟结果与试验结果基本吻合,二者偏差大部分在 15% 以下,仅距底面 130~160mm 的区域偏差较大,在 30% 左右,表明本文有限元模型能够较为准确地模拟板料压弯成形。模拟与实际板料的偏差可能由模拟中的简化和试验件的测量误差造成。

5 结论

(1) 通过试验数据建立的热压弯成形和应力松弛有限元模型能够较为准确地描述板料压弯成形过程中的两个阶段;板料凹面和凸面大部分高度位置弧长变化量的模拟计算值与试验结果偏差在 15% 以内,表明该模型可用于指导实际工程应用。

(2) 压弯过程中,成形力与下压速度成正比,但合模时刻的成形力在不同下压速度时相差不大;因模具和边缘材料的约束作用,板料变形集中于大厚度区域中间位置。

(3) 保压可以有效降低卸载后的回弹量。在设计成形工艺时,根据数值模拟得到的回弹量与保压时间的关系曲线可以反求允许回弹量条件下的最短保压时间。

参考文献

- [1] BOYER R R. An overview on the use of titanium in the aerospace industry[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1996, 213(1): 103-114.
- [2] 赵永庆, 奚正平, 曲恒磊. 我国航空用钛合金材料研究现状[J]. *航空材料学报*, 2003(S1): 215-219.
- [3] ZHAO Yongqing, XI Zhengping, QU Henglei. Current situation of titanium alloy materials used for national aviation[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2003(S1): 215-219.
- [4] 白雪飘, 王耀奇, 侯红亮, 等. Ti-6Al-4V 钛合金热成形极限图及其应用[J]. *塑性工程学报*, 2013, 20(3): 102-105.
- [5] BAI Xuepiao, WANG Yaoqi, HOU Hongliang, et al. Forming limit diagram and its application for Ti-6Al-4V alloy sheet at elevated temperature[J]. *Journal of Plasticity Engineering*, 2013, 20(3): 102-105.
- [6] JEUNECHAMPS P P, HO K C, LIN J, et al. A closed form technique to predict springback in creep age-forming[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2006, 48(6):621-629.
- [7] ZHAN L, LIN J, DEAN T A. A review of the development of creep age forming: experimentation, modelling and applications[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2011, 51(1): 1-17.
- [8] 杨伟俊, 李东升, 李小强, 等. 复杂形状钛合金热成形零件工艺仿真及参数优化研究[J]. *塑性工程学报*, 2009, 16(1): 42-46.
- [9] YANG Weijun, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang, et al. Hot forming process optimization of a complex titanium alloy part with numerical simulation method[J]. *Journal of Plasticity Engineering*, 2009, 16(1):42-46.
- [10] DENG T, LI D, LI X, et al. Hot stretch bending and creep forming of titanium alloy profile[J]. *Procedia Engineering*, 2014, 81:1792-1798.
- [11] 黄霖, 万敏, 黄硕, 等. 7B04 铝合金厚板蠕变时效成形有限

元分析[J]. *航空制造技术*, 2007(S1): 484-487.

HUANG Lin, WAN Min, HUANG Shuo. FE analysis of creep age forming for aluminum alloy 7B04 plate[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2007(S1): 484-487.

[9] HIBBIT H D, KARLSSON B I, SORENSEN E P. ABAQUS User Manual, Version 6.12[M]. Simulia, Providence, RI, 2012.

[10] 翟建军. 金属薄板冷冲压技术[M]. 南京: 东南大学出版社, 2001: 56-57.

ZHAI Jianjun. Cold sheet metal stamping technology[M]. Nanjing: Southeast University Press, 2001: 56-57.

通讯作者: 李志强, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向为航空制造技术、材料加工工程、智能制造等, E-mail: zql98@126.com。

(责编 叶枫)

(上接第91页)

for aircraft digital assembly[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2012(7):34-39.

[4] 田威, 廖文和, 唐金成. 面向复杂产品装配的柔性工装共性技术研究[J]. *中国机械工程*, 2010(22): 2699-2704.

TIAN Wei, LIAO Wenhe, TANG Jincheng. Common technology on flexible tooling for complex product assembly[J]. *The Chinese Mechanical Engineering*, 2010, 21(22):2699-2704.

[5] 王建华, 欧阳佳, 陈文亮. 飞机柔性装配工装关键技术及发展趋势[J]. *航空制造技术*, 2013(17): 49-52.

WANG Jianhua, OUYANG Jia, CHEN Wenliang. Key technology and development of flexible assembly tool for aircraft[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2013(17):49-52.

[6] 袁立, 郭洪杰. 一代飞机一代技术[J]. *航空制造技术*, 2012(23/24): 38-41.

YUAN Li, GUO Hongjie. New generation aircraft with new generation technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2012 (23/24):38-41.

[7] 王仲奇, 康永刚, 王辉坪, 等. 飞机部件级的数字化柔性工装设计[J]. *航空制造技术*, 2011(22): 101-104.

WANG Zhongqi, KANG Yonggang, WANG Huiping, et al. Design of digital flexible assembly tooling on aircraft component[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2011(22):101-104.

[8] 王仲奇, 王赢, 郭飞燕, 等. 壁板组件柔性装配工装技术[J]. *航空制造技术*, 2013(12): 44-47.

WANG Zhongqi, WANG Ying, GUO Feiyan, et al. Tooling technology of flexible assembly for panel component[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2013(12): 44-47.

[9] 郭洪杰, 黄宁, 武锋锋, 等. “桥架式”柔性工装直接位置闭环控制技术[J]. *制造业自动化*, 2014(16): 68-70, 85.

GUO Hongjie, HUANG Ning, WU Fengfeng, et al. The investigation of direct position close-loop control system technique for bridge-frame flexible tooling[J]. *Manufacturing Automation*, 2014(16):68-70,85.

[10] 郭飞燕, 王仲奇, 康永刚, 等. 飞机柔性装配工装设计[J]. *航空制造技术*, 2014(16): 12-16.

GUO Feiyan, WANG Zhongqi, KANG Yonggang, et al. Design of the flexible assembly tooling for aircraft[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014(16):12-16.

通讯作者: 田威, 教授, 主要研究方向为装配技术与装备, E-mail: tw_nj@nuaa.edu.cn。

(责编 叶枫)