

碳纤维增强热塑性复合材料 盒形件热冲压成型研究*

韩 宾¹,王 宏¹,于杨惠文¹,周 涛²,张 琦¹

(1. 西安交通大学机械工程学院,西安 710049;

2. 西安交通大学机械制造系统工程国家重点实验室,西安 710049)

[摘要] 碳纤维增强热塑性复合材料型材传统成型工艺存在操作复杂、成型效率低、成本高、不适合大批量生产等问题,限制其在航空航天领域的大规模应用。为改善成型工艺,提出一种采用模具直接加热纤维增强复合材料板的热冲压成型方法,通过板料拉伸试验和盒形件热拉深成型试验,研究纤维铺向工艺参数以及分析成型过程中试件纤维变形,得出极限拉深深度及成型极限剪切角。针对纤维编织复合材料盒形件热冲压成型,建议采用坯料纤维经纬方向与模具直边平行的放置方式。

关键词:碳纤维增强热塑性复合材料;热冲压;盒形件;纤维铺向;剪切角

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.16.040



韩 宾

固体力学博士、讲师,从事轻质多孔功能材料轻量化设计、复合材料变形理论及成型研究。

随着航空航天事业的飞速发展,航空航天领域对先进材料的轻量化、高性能、多功能及可设计性等需求不断提升^[1]。碳纤维增强复合材料(CFRP)具有密度小、比强度高、比模量大、抗冲击性能好、可设计性强等优点,符合航空航天工业轻量化和高性能的发展理念。与传统钢、铝材相比,碳纤维复合材料的应用能够减轻航空航天器结构重量的30%,在提高航空航天器性能的同时,还能降低发射成本^[2-4]。

目前常用的复合材料成型工艺包括手糊铺层、树脂传递模塑成型(RTM)、拉挤成型、模压成型、热压罐成型、模塑成型等^[5-6]。然而,这些传统成型工艺或操作复杂、成型效率低、制造成本高,或依赖于独立的预浸过程,无法满足航空工业对复杂型材大批量、低成本的工业化生产需要,一定程度限制了复合材料的大规模应用^[7]。因此,亟需提出能够高效、

低成本、符合大批量生产的复合材料成型新工艺。

目前,部分学者针对复合材料板材热冲压成型技术开展了研究。Wakeman等^[8]进行了碳纤维复合材料板材的热冲压试验,分析了冲压参数对成型效果的影响,研究结果表明复合材料预热温度和初始固结程度是影响成型效果的两个主要因素。Alcock等^[9]针对高强度复合材料板进行热冲压直接成型,研究表明温度和压力是成型的主要影响因素,并且热冲压成型更加节省能源。Ji等^[10]研究了压边力对复合材料热冲压成型的影响,发现增加压边力有助于改善球形制件的不对称纤维剪切变形情况以及预防褶皱。

本文提出一种采用模具直接加热纤维增强复合材料板的热冲压成型方法,通过直接加热模具将复合材料板材与模具接触区域加热软化,并随着冲头运动逐步成型。针对纤维

*基金项目:国家自然科学基金面上项目(51375369);中国博士后科学基金项目(2016M600782);陕西省博士后科学基金项目(2016BSHYDZZ18)。

编织复合材料板材热冲压成型中的拉深工艺,研究坯料纤维方向与模具直边分别成 0° 和 45° 的盒形件拉深成型过程,并分析不同纤维铺向下的变形机制。

热冲压成型方法

碳纤维编织热塑性复合材料板是由编织碳纤维增强体和树脂基体复合而成。热冲压成型过程中,板料将会被加热至成型温度,基体树脂会发生一定程度的软化,使得树脂与纤维之间约束下降。在外力作用下纤维束间通过相互挤压和面内剪切变形来适应曲面曲率变化,与此同时受热软化的树脂基体随纤维布流动并及时填补纤维变形引入的材料空隙,从而获得一个相对稳定的状态。

热冲压是根据具体成型需要,采用不等温模具针对零件不同部位进行不同温度冲压成型。冲压成型过程中材料待变形区域加热软化以提高材料的局部流动性,降低成型难度。

首先,将试件置于模具表面,保证试件放置在模具的中心位置,压上压边圈;接着,启动模具加热装置,通过加热棒局部加热冲头、压边圈和模具至指定温度;移动冲头靠近并接触试件,以接触传热方式加热试件待变形区域到指定温度;最后,按照设计的冲压速率冲压试件,冷却固化后卸载。

碳纤维复合材料板力学性能测试

1 碳纤维复合材料板单向拉伸性能测试

本文针对双层碳纤维编织增强PC/ABS树脂基复合材料板,首先进行单向拉伸性能试验测试。由于复合材料板内增强纤维布为平纹编织,板料沿 0° 和 90° 方向力学性能相同,只需要测量一个方向即可。通过配置有温度箱的INSTRON材料试验机进行拉伸试验得到各种试验温度

下拉伸试样的真实应力-真实应变曲线,见图1。纤维本身性能对温度不敏感,但树脂处于热成型温度下会发生软化,且纤维模量远大于基体,因此不同温度下树脂的软化程度对应力应变曲线并没有明显影响。

2 碳纤维复合材料板斜拉伸性能测试

在单向拉伸材料测试试验基础上,针对不同成型温度下的复合材料板料进行斜拉伸试验研究。图2所示为斜拉伸试验中板料内部编织纤维布的变形几何原理。本文试件纤维方向与拉伸方向夹角为 $\theta=45^\circ$ 。

由图2中几何关系可以得出斜拉伸过程中纤维剪切角变化关系式:

$$\gamma = \frac{\pi}{2} - 2\theta \quad (1)$$

$$\theta = \arccos \frac{W + \delta}{\sqrt{2}W} \quad (2)$$

式中: W 为试件宽度, δ 为拉伸位移, 2θ 为纤维夹角, γ 为剪切角。图2中 H 表示试件长度,本试验中 $H=100\text{mm}$, $W=25\text{mm}$ 。

剪切角 γ 可以表示为:

$$\gamma = \frac{\pi}{2} - 2 \arccos \frac{25 + \delta}{35.35} \quad (3)$$

中心宽度为:

$$\bar{W} = 2 \cdot \frac{W + \delta}{2} \tan \theta = (W + \delta) \cdot \frac{\sqrt{W^2 - \delta^2} - 2W\delta}{W + \delta} = \sqrt{625 - 50\delta - \delta^2} \quad (4)$$

由公式(3)、(4)可以看出,碳纤维编织复合材料斜拉伸过程中,纤维剪切角和中心宽度均是拉伸位移的函数。

图3为不同温度(110~150 $^\circ\text{C}$)下斜拉伸试验的应力-应变曲线。拉伸至应变为0.4时,试件均未发生断裂。对比单向拉伸试验结果可知,试件在沿纤维 $\theta=45^\circ$ 的延展性远高于沿纤维方向,这是由于斜拉伸下板内纤维以剪切变形为主导。由于试验温度高于PC/ABS树脂的转化温度,树脂软化程度足以使编织纤维在其中自由移动发生剪切变形,因此试件的伸长率较高,且应力应变关系表现出显著的非线性特征。不同温度下树脂软化程度对板料内部纤维剪切变形约束影响显著,温度越高,

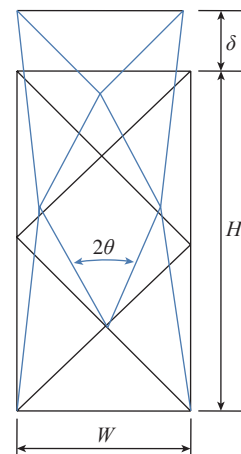


图2 编织纤维布斜拉伸变形原理
Fig.2 Deformation mechanism of bias extension

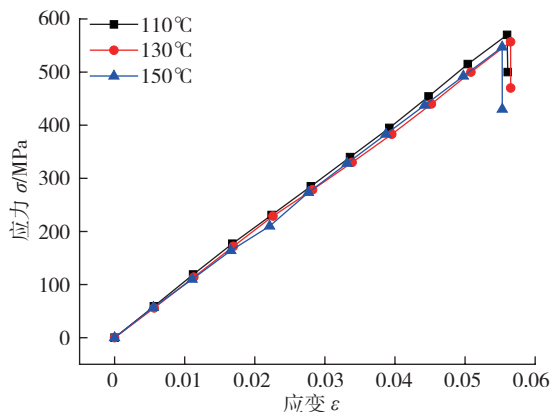


图1 不同温度下的拉伸试验应力-应变曲线
Fig.1 Stress-strain curves under different temperatures

约束越小,变形抗力越小,纤维更易剪切变形。

使用工业照相机对 130℃ 时试件标记线内纯剪切区域中心位置的剪切角及中心宽度进行追踪拍摄(图 4),将得到的结果绘制成剪切角、中心宽度与拉伸位移的关系曲线,如图 5、6 所示。

斜拉伸开始时,随着拉伸位移增加,试件剪切角随之逐渐增大,中心宽度随之缩小。纤维剪切角随位移变化平缓,当纤维剪切达到一定程度后(拉伸位移超出 6mm)开始发生挤压,阻碍试件变形。拉伸至位移 14mm 时剪切角达到 54.7°,此后剪切角将不再随位移发生明显变化,中心宽度也不再缩小,说明已经达到了板内编织纤维的剪切锁止角,即达到纤维剪切成型极限。此后纤维之间相互挤压严重,阻止纤维编织交汇点的进一步旋转和拉伸,编织纤维布将从中心部位开始产生褶皱凸起,向两端蔓延,导致两层纤维布间出现分层,板料性能将急剧下降。

图 5 和图 6 针对试验测量数据与公式(3)、(4)预测的纯纤维布变形数据进行对比发现,复合材料板加热至成型温度后,虽然高温使得基体树脂发生了充分软化,纤维布可以在其中相对自由地发生剪切变形,然而高弹态下的树脂仍然对包裹其中的纤维产生约束作用,使斜拉伸试验下剪切角及中心宽度变化幅度均小于纯纤维剪切情况,说明高弹态树脂的存在可以有效约束纤维的剪切变形,因此在热成型温度下编织纤维复合材料沿纤维 45° 方向的拉伸延展性优于纯纤维布。

盒形件热冲压试验

1 试验件

试验试件采用双层 3K 平纹编织碳纤维布增强的 PC/ABS 树脂基复合材料圆板,厚度 0.55mm,外径 170mm,成型 70mm × 70mm 方盒形

件。试验选取两种典型的布置方式进行盒形件热拉深,分别称为 0° 试件与 45° 试件,如图 7 所示。

2 试验装置

图 8 为盒形件热拉深模具。模具采用加热棒,通过热电偶反馈加热

温度。冲头、压边圈、拉深模分别采用 1、4、8 个功率为 80W 的加热棒交错布置加热,以保证板材受热均匀性。

为兼顾成型过程中树脂流动均匀性同时避免起皱和回弹,通过大量

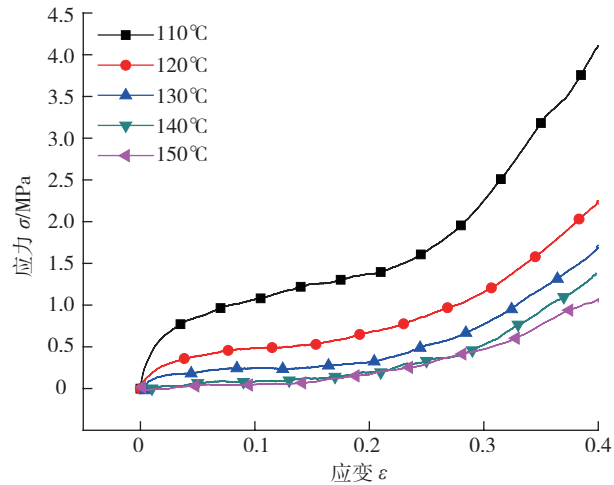


图3 斜拉伸试验应力-应变曲线

Fig.3 Stress-strain curve under different temperatures for bias extension test

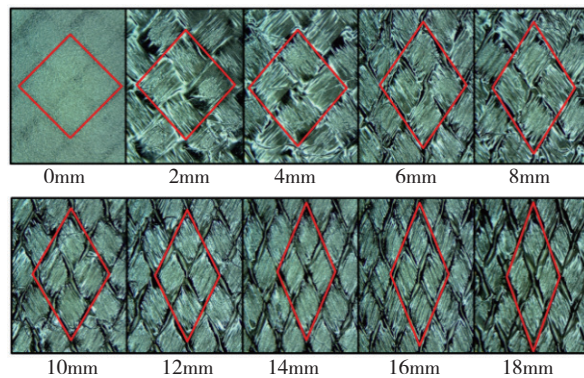


图4 斜拉伸试件变形区的纤维剪切

Fig.4 Fiber shear of specified deformation area

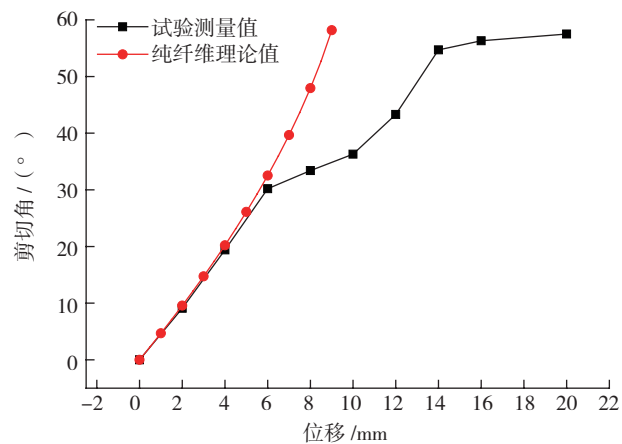


图5 剪切角-拉伸位移关系曲线

Fig.5 Shear angle-deep drawing distance curves

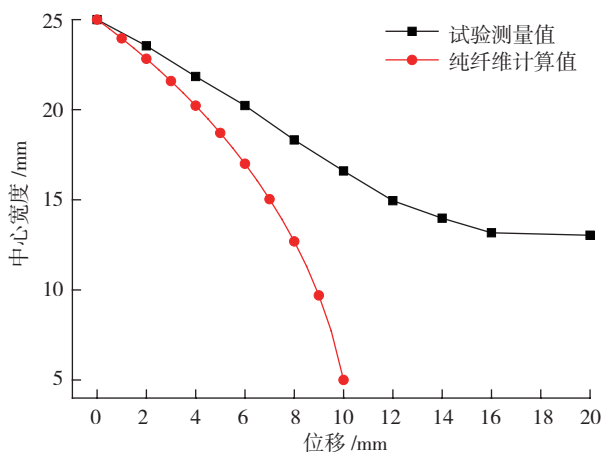
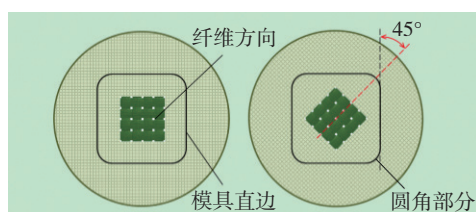


图6 中心宽度-拉伸位移关系曲线

Fig.6 Center width-deep drawing distance curves



注:左侧为0°试件,右侧为45°试件。

图7 两种热冲压试件

Fig.7 Two specimens

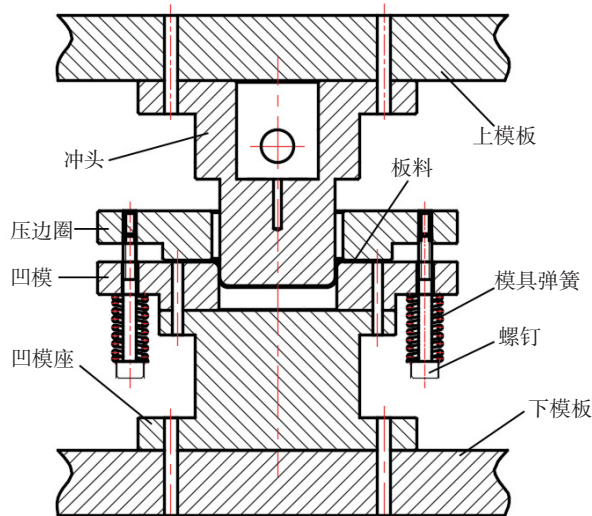


图8 盒形件热拉深模具

Fig.8 Deep-drawing die

试验,发现选取成型温度 130℃,冲压速度 5mm/min,可以有效保证一定的成型质量。试验前给模具表面喷涂干粉脱模剂,将裁好的板材分别按照 0° 和 45° 方向定位于盒形件模具上,然后安装压边圈施加压边力,坯料定位完成后开启温度控制器对模具及压边圈进行加热,检测到温度

到达 130℃后移动冲头,接触板料完成冲压成型。

3 盒形件板料变形机制研究

图 9 为拉深至不同深度的成型试件照片。盒形件拉深过程中材料流动受纤维织物影响明显,表现为沿不同方向的流入凹模材料量不同。0° 试件直边部分材料流动较快,圆

角部分流动相对缓慢,圆形试件逐渐被拉至类似方形;45° 的试件流入凹模速度比 0° 缓慢,板料外廓尺寸缩减不明显,尤其是直边部分,拉深至一定深度试件也趋于方形,直边部分的中间位置由于材料流速最慢形成方形件四角。可见,纤维方向对盒形件热拉深中复合材料板料变形机制起关键性作用。

由图 10 所示的成型载荷曲线可知,两种试件的成型载荷值均较低,都位于 800N 以下,然而两种试件的载荷变化趋势相差甚大。在相同加载条件下,45° 试件发生斜向拉伸、斜向挤压变形,纤维更易发生剪切变形,其成型载荷低于 0° 试件。

4 起皱与成型极限

使用工业照相机对成型过程中纤维剪切变形起皱失效部位进行追踪拍照并测量不同拉深深度的纤维剪切变形程度。由图 11 可见,0° 试件拉深至 16mm 时质量良好,超过 16mm 后成型件将发生起皱失效,拉深深度的 16mm 对应的试件圆角部分剪切角值为 48.1°,继续拉深剪切角基本不再增大。此时剪切角并未达到纤维布锁止角 54.7°,这是因为在拉深过程中坯料在圆角部分受力较复杂,除拉深力以外还承受横向挤压和厚度方向上的模具压力,会加剧纤维间的挤压,使纤维提前进入锁紧状态,剪切角在 48.1° 时就到达成型极限而发生起皱失效。

45° 试件拉至 13mm 时质量良好,在拉深深度进一步增加时开始出现起皱。深度 13mm 时,纤维剪切程度不严重,剪切角仅 18.8°,拉深至 16mm 时起皱失效试件剪切角增至 31.5°。此后纤维的剪切变形将变得缓慢,被拉进凹模的速度变快。纤维布整体弯曲同时,在模具凸缘挤压下纤维束被拉紧,引发圆角部分褶皱,即圆角部分剪切角 31.5° 时就已经达到了 45° 试件的成型极限。

5 成型件内部质量检测

对拉深深度为 13mm 的试件内部质量进行 μ -CT 扫描检测。检测部位为圆角部分和直边部分的中心位置。表 1 给出成型件断面图像,可以清晰观察到热压成型带来的内部

质量变化。

从表 1 可以看到,两种成型件直边部分截面良好、质地均匀,未发生分层破坏。这说明碳纤维复合材料板沿纤维 0° 和 45° 方向的弯曲成型性能都良好,对热压成型的适应性

较好。

圆角部分是比较容易发生起皱缺陷的部位,这一区域的成型质量受纤维编织方向影响较大。 0° 试件圆角部位纤维流动情况较好,内部空洞较少;而 45° 试件内部由于树脂流动较差出现了明显空洞和分层缺陷,说明纤维层间界面结合程度差,导致成型件的成型质量降低和结构性能大幅下降。

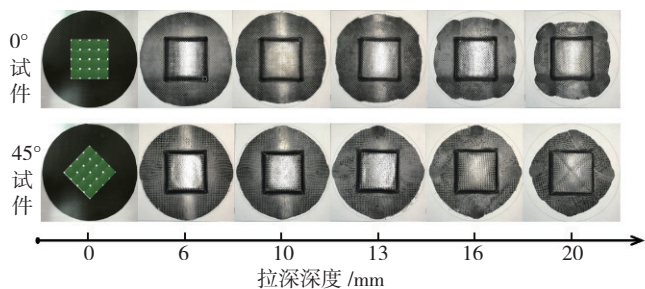


图9 盒形件热冲压试件变形过程

Fig.9 Deformation process of two specimens

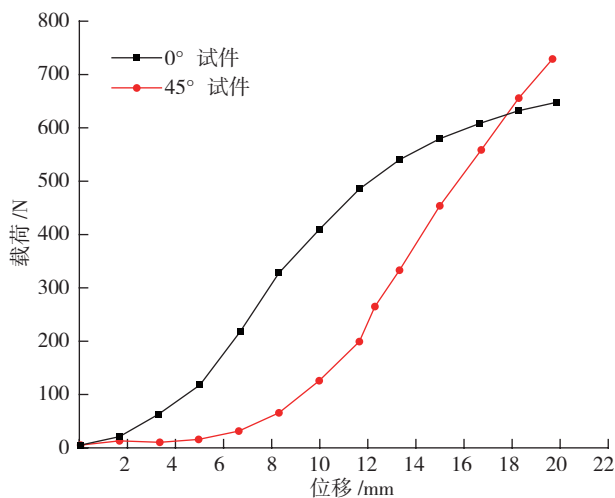


图10 成型载荷曲线

Fig.10 Curves of stamping load

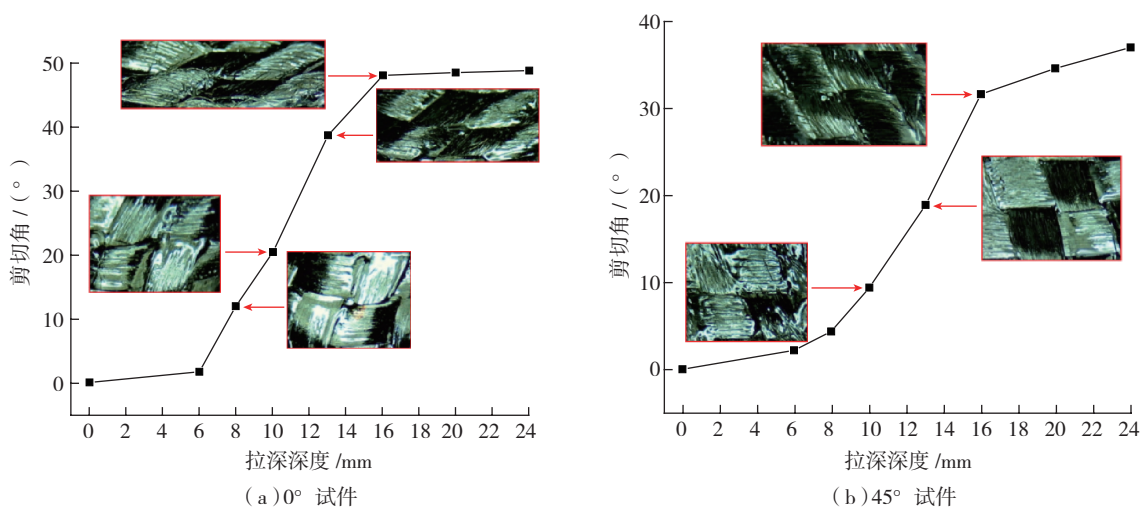
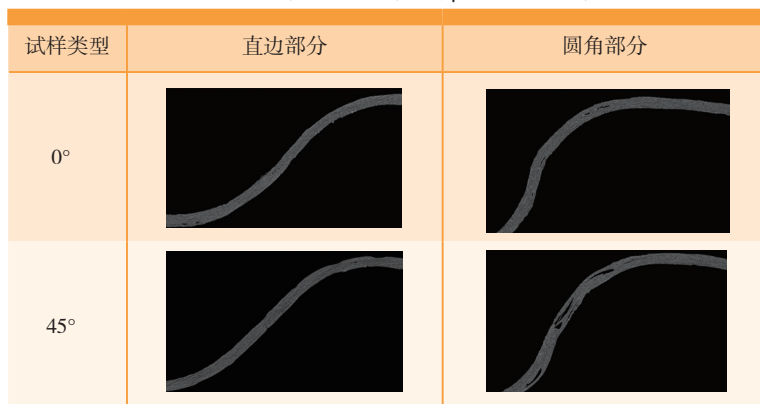


图11 圆角部分纤维剪切角

Fig.11 Shear angle of rounded portion

表1 直边部分和圆角部分的 μ -CT断面图像

佳。针对纤维编织复合材料盒形件热冲压成型,建议采用坯料纤维经纬方向与模具直边平行的放置方式。

参考文献

[1] 汤旭,李征,孙程阳.先进复合材料在航空航天领域的应用[J].中国高新技术企业,2016(13):95-98.

TANG Xu, LI Zheng, SUN Chengyang. Application of advanced composites in the aerospace engineering[J]. China High Tech-Enterprises, 2016(13): 95-98.

[2] 何东晓.先进复合材料在航空航天中的应用综述[J].高科技纤维与应用,2006,31(2):24-29.

HE Dongxiao. Review of advanced composite materials in aerospace application[J]. High Tech

Fiber & Applications, 2006, 31(2): 24-29.

[3] LIU Q, LIN Y Z, ZONG Z J, et al. Lightweight design of carbon twill weave fabric composite body structure[J]. Composite Structures, 2013, 97: 231-238.

[4] 施晶晶.航空复合材料可重入制造过程建模与调度方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.

SHI Jingjing. Modeling of and scheduling method for reentrant manufacturing process of aircraft composite materials[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.

[5] 蔡浩鹏,王钧,段华军.热塑性复合材料制备工艺概述[J].玻璃钢/复合材料,2003(2):51-53.

CAI Haopeng, WANG Jun, DUAN Huajun. A review to fabrication and forming of thermoplastic composites[J]. Fiber Reinforced

Plastics/Composites, 2003(2): 51-53.

[6] 黄家康.复合材料成型技术及应用[M].北京:化学工业出版社,2011.

HUANG Jiakang. Composite material forming technology and application[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2011.

[7] JAUFFRES D, MORRIS C D, SHERWOOD J A, et al. Simulation of the thermostamping of woven composites: mesoscopic modelling using explicit FEA codes[J]. International Journal of Material Forming, 2009, 2(S1): 173-176.

[8] WAKEMAN M D, ZINGRAFF L, BOURBAN P E, et al. Stamp forming of carbon fibre/PA12 composites—a comparison of a reactive impregnation process and a commingled yarn system[J]. Composites Science & Technology, 2006, 66(1): 19-35.

[9] ALCOCK B, CABRERA N O, BARKOULA N M, et al. Direct forming of all-polypropylene composites products from fabrics made of co-extruded tapes[J]. Applied Composite Materials, 2009, 16(2): 117-134.

[10] JI S L, HONG S J, YU W R, et al. The effect of blank holder force on the stamp forming behavior of non-crimp fabric with a chain stitch[J]. Composites Science & Technology, 2007, 67(3): 357-366.

通讯作者:张琦,教授,研究方向为先进材料成形技术, E-mail: henryzhang@mail.xjtu.edu.cn.

Hot Stamping of Carbon Fiber-Reinforced Thermoplastic Composite Boxes

HAN Bin¹, WANG Hong¹, YU Yanghuiwen¹, ZHOU Tao², ZHANG Qi¹

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. State Key Laboratory for Manufacturing Systems, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

[ABSTRACT] Traditional forming processes of carbon-fiber reinforced thermoplastic composite profiles have many problems, such as the complex operation, low forming efficiency, high cost and incapability for mass production, which limit the large-scale applications of composites in the aerospace engineering. A new forming process is proposed, by the direct hot-stamping of a fiber-reinforced composite panel using an instant heating deep-drawing die. Through the tensile tests of composite panels and hot stamping of the composite square-cup parts, the influences of fiber orientation on the stamping processing and fiber deformation within the specimens are studied, with the ultimate drawing depth and forming shear angle obtained. For better forming quality, it is suggested to adopt the parallel arrangement of the fiber orientation and the straight edge of the die for the hot stamping process of fiber-woven composite box parts.

Keywords: Carbon-fiber reinforced thermoplastic composite; Hot stamping; Square-cup part; Fiber orientation; Shear angle

(责编 逸飞)