

复合材料 C 型梁回弹变形影响因素权重分析

杨青^{1,2}, 刘卫平^{1,2}, 余木火², 晏冬秀¹, 陈萍¹, 贾丽杰¹, 徐鹏¹, 魏冉¹

(1. 中国商飞上海飞机制造有限公司 上海 200436;
2. 东华大学民用航空复合材料协同创新中心 上海 201620)

[摘要] 复合材料 C 型梁制造回弹变形的主要影响因素有几何结构、铺层间剪切效应和模具作用等。在复材固化过程中, 这些因素共同作用, 导致构件发生变形, 对构件的几何精度产生不利影响。针对大飞机结构中常用的复合材料 C 型梁, 通过理论分析、有限元计算和试验测量等方法, 研究了上述因素对回弹变形的影响机理及其作用的权重, 为精确预测和控制 C 型梁的回弹提供了依据。

关键词: 复合材料 C 型梁; 固化; 回弹; 影响因素权重

Weighting Analysis of Factors of Spring-Back for C-Shaped Composite Spars

YANG Qing^{1,2}, LIU Weiping^{1,2}, YU Muhuo², YAN Dongxiu¹, CHEN Ping¹, JIA Lijie¹,
XU Peng¹, WEI Ran¹

(1. COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd, Shanghai 200436, China;
2. Collaborative Innovation Center of Civil Aviation Composite Materials, Donghua University, Shanghai 201620, China)

[ABSTRACT] Affect factors of spring-back for C-shaped composite spars generally include geometry, shear effect between plies, and mold, et al. The factors often bring to process-induced distortion in composite structures which would lead to bad geometric accuracy. Through analyzing the factors by theory approach, the FE calculation and experiment method, the spring-back values of C-shaped spars in structures of aircraft are calculated and the weight values of the factors are also estimated, which could be used to provide some bases for distortion prediction and control for C-shaped composite spars.

Keywords: C-shaped composite spar; Curing process; Spring-back; Weight value of the factor

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2017.07.072

随着树脂基先进复合材料在飞机主承力结构中的大量使用, 如何提高零件尺寸精度, 减小其制造过程中的固化变形, 是实现部件之间无应力精准对接装配, 提高大飞机结构安全性的重要保证, 是制造环节需要解决的核心关键问题^[1-4]。

树脂基复合材料的固化变形的机理较为复杂, 主要原因是由于复合材料各向异性的材料性质引起的, 另外, 固化变形还与零件几何结构形式、工艺方法和模具材料有密切的联系。Nelson^[5]、Radford^[6]研究了复合材料的各向异性参数和结构形式对固化变形的影响, 建立了相关理论模型, 并进行了试验验证。Pagliuso^[7]研究了复合材料固化过程中吸胶不均匀和与模具的粘接作用等不严谨的工艺控制导致的翘曲问题。Nairn 等^[8]研究了固化温度对残余应力的影响, 提出较高的固化温度会引起较高的残余应力, 从而导致更大的固化变形。White 等^[9]研究了固化温度和固化时间对复材回弹的影响, 表明降低固

化温度、增加固化时间, 可以在保持构件力学性能不变的情况下减小 20%~30% 的固化变形, 而较低降温速率可以增加构件的应力松弛, 使固化变形量减小 12% 左右。

随着对固化变形机理的认识不断深入, 发现模具对固化变形也有着非常重要的影响, 模具与复材热膨胀系数不匹配会增加复材结构厚度方向的应力梯度, 从而引起变形, 其大小与模具和复材的界面作用力有关^[10-11]。Flanagan 认为, 界面的滑动摩擦剪力是造成复材应力梯度的主要原因^[12]。通过对界面力的研究, Melo 认为, 模具与复材界面和复材第一层与第二铺层之间的界面摩擦剪力对构件固化变形产生的影响是不可忽略的^[13]。Twigg 等^[14]依据上述假设建立了理论模型, 对模具与复材变形的关系进行了定量的研究。

目前, 关于复合材料结构固化变形机理的相关研究较多, 而针对不同影响因素权重的定量分析研究较少。由于问题的复杂性, 在一个计算模型中考虑所有影响变量几乎是不可能的, 因此, 必须要依据工程特点, 对零件变形相关影响因素的权重进行定量评估, 找出主要因素

* 基金项目: 中国博士后科学基金项目 (2015M581681)、中国商飞中欧合作专项 (SAMC14-JS-13-012) 资助。

与次要因素,简化理论模型,才能满足工程计算的需求。

本文以大飞机结构中常用的复合材料 C 型构件为研究对象,采用理论分析、有限元计算和试验测量相结合的方法,研究了几何结构的影响、铺层间剪切效应和模具作用的影响等因素与回弹变形的关系,评估了不同影响因素所占权重,明确了此类 C 型梁的变形特点,为工程预测与控制提供了依据。

1 复合材料 C 型梁基本参数

本文研究的 C 型梁构件,腹板和缘条尺寸为 300mm × 150mm, 夹角 $\phi = 90^\circ$, R 角半径 $r = 10\text{mm}$, 见图 1。构件制作材料为 X850 单向带预浸料,单层厚度为 0.191mm,材料属性见表 1。制造工艺条件为热压罐固化,固化压力 $P = 0.5\text{MPa}$,固化温度 $T_2 = 180^\circ\text{C}$,室温 $T_1 = 20^\circ\text{C}$ 即 $\Delta T = 160^\circ\text{C}$ 。一级升温,升温降温速度均为 $1.5^\circ\text{C}/\text{min}$,模具材料为铝,铺贴前刷 3 遍脱模剂。共研究 5 种铺层形式,见表 2。

2 固化变形的影响因素分析

复材构件的固化主要经历升温、保温、降温、脱模几个阶段。升温阶段树脂发生固化反应,材料主要为粘弹态;保温和降温阶段树脂逐渐转变为玻璃态,复材构件为线弹性状态,模量较粘弹态显著提高。目前已有理认为引起固化变形的残余应力主要发生在复材模量较高的线

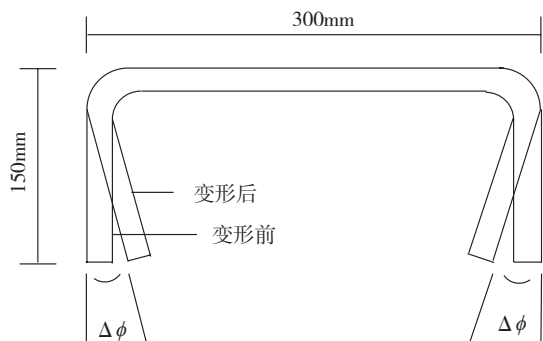


图1 C型构件回弹变形示意图
Fig.1 Sketch map of spring-back of a C-shaped spar

表1 X850材料固化后的单向层合板属性

参数	符号	数值
弹性模量	E_{11}	195GPa
	$E_{22} = E_{33}$	8.58GPa
剪切模量	$G_{12} = G_{13}$	4.57GPa
	G_{23}	3.06GPa
热膨胀系数	α_1	$-1.3 \times 10^{-7}/^\circ\text{C}$
	$\alpha_2 = \alpha_3$	$4.05 \times 10^{-5}/^\circ\text{C}$
化学收缩率	β_1	2.0×10^{-5}
	$\beta_2 = \beta_3$	3.76×10^{-3}

表2 铺层方式

序号	铺层方式
a	$[0]_{12}$
b	$[90/-45/45/0/45/-45]_n$
c	$[90/-45/45/90/45/-45]_n$
d	$[90]_{12}$
e	$[0/0/0/0/0/0/45/45/45/45/45/45]_n$

弹性阶段,也就是构件的降温过程中。这一过程中几何结构因素引起的回弹变形,记为 $\Delta\theta_C$;降温时,各铺层由于热变形不一致引起层间的剪切效应,从而导致构件发生回弹变形,记为 $\Delta\theta_S$;另外,模具作用引起的回弹,记为 $\Delta\theta_M$;此外,除了材料相变过程中的树脂化学收缩外,还有其他一些未知因素引起的回弹,这里记为 $\Delta\theta_X$ 。因此,复合材料构件固化过程总回弹量,可以表示为:

$$\Delta\theta = \Delta\theta_C + \Delta\theta_S + \Delta\theta_M + \Delta\theta_X \quad (1)$$

2.1 几何结构对回弹变形的影响

复合材料平板构件主要发生平面的翘曲变形^[3],而 C 型梁构件主要发生缘条部位的固化回弹变形^[4],见图 1,二者的变化机理不尽相同^[5-6,15]。C 型梁回弹变形与 R 区结构形式有密切的关系,见图 2^[6]。

图 1 中, ϕ 为 C 型梁缘条和腹板的初始夹角, $\Delta\phi$ 为变形后的回弹角。图 2 中, l_1 和 l_2 、 l'_1 和 l'_2 分别为变形前后构件 R 区的内外弧长, t 和 t' 为变形前后构件的厚度, θ 为 R 区域的张开角度,与夹角 ϕ 互为补角,而固化前后 θ 的变化值为 $\Delta\theta$,容易证明 $\Delta\theta$ 与 $\Delta\phi$ 相等,因而,可以用 $\Delta\theta$ 的变化表示回弹变形的大小。

Nelson^[5]、Radford^[6]研究了复合材料几何结构参数对固化变形的影响,依据图 2 所示的几何关系推导如下回弹变形的计算公式:

$$\Delta\theta = \theta \left[\frac{(\alpha_1 - \alpha_2)\Delta T}{1 + \alpha_1\Delta T} + \frac{\beta_1 - \beta_2}{1 + \beta_1} \right] \quad (2)$$

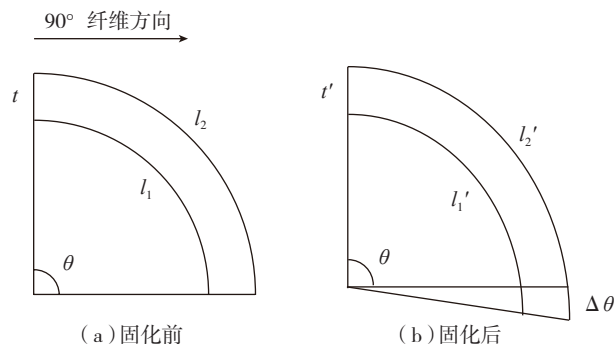


图2 固化前后C型构件转角R区示意图
Fig.2 Angled range of C-shaped spars before and after curing

式中, α_1 、 β_1 分别代表构件截面宽度方向的热膨胀系数和化学收缩; α_t 、 β_t 分别代表构件截面厚度方向的热膨胀系数和化学收缩; ΔT 为固化温度和室温的差值。

观察式(2)可以发现,结构的回弹 $\Delta\theta$ 与 θ 角呈线性关系, θ 值越大,回弹变形越大。由于 θ 与 C 型梁夹角 ϕ 互为补角,因而,可以得到以下关系:

$$\Delta\theta = (180 - \phi) \left[\frac{(\alpha_1 - \alpha_t)\Delta T}{1 + \alpha_t\Delta T} + \frac{\beta_1 - \beta_t}{1 + \beta_t} \right] \quad (3)$$

式(3)表明,夹角 ϕ 越大,回弹量越小,与已有研究结果一致^[16-18]。如果夹角 $\phi=180^\circ$,即对应平板结构,可得 $\Delta\theta=0$,说明几何结构因素对平板结构的变形没有影响。只有当 $\phi \neq 180^\circ$ 的情况下,材料属性的各向异性才影响结构变形,则式(3)可以改写为:

$$\Delta\theta = \Delta\theta_T + \Delta\theta_C \quad (4)$$

其中, $\Delta\theta_T = (180 - \phi) \frac{(\alpha_1 - \alpha_t)\Delta T}{1 + \alpha_t\Delta T}$ 表示热膨胀各向异性导致的结构热弹性变形, $\Delta\theta_C = (180 - \phi) \frac{\beta_1 - \beta_t}{1 + \beta_t}$ 表示化学收缩率各向异性导致的结构化学收缩变形。

当构件为 $[0]_{12}$ 单向铺层时,根据表 1,可知 $\alpha_1=4.05 \times 10^{-5}/^\circ\text{C}$ 、 $\alpha_t=4.05 \times 10^{-5}/^\circ\text{C}$,即材料属性在平面内为各向同性,由式(4)容易得到 $\Delta\theta_T=0^\circ$ 。当构件为 $[90]_{12}$ 单向铺层时,由表 2 可知 $\alpha_1=-1.3 \times 10^{-7}/^\circ\text{C}$ 、 $\alpha_t=4.05 \times 10^{-5}/^\circ\text{C}$,计算得到 $\Delta\theta_T=0.589^\circ$ 。当铺层方式为准各向同性对称铺层时,需要根据复合材料层合板等效理论,并结合表 1 计算等效热膨胀系数。由于计算较为复杂,这里直接给出:在 $[90/-45/45/0/45/-45]_s$ 铺层情况下, $\alpha_1=-1.19 \times 10^{-5}/^\circ\text{C}$ 、 $\alpha_t=4.05 \times 10^{-5}/^\circ\text{C}$,计算得到 $\Delta\theta_T=0.415^\circ$;在 $[90/-45/45/90/45/-45]_s$ 铺层情况下, $\alpha_1=-5.62 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ 、 $\alpha_t=4.05 \times 10^{-5}/^\circ\text{C}$,计算得到 $\Delta\theta_T=0.505^\circ$ 。

为了验证理论结果的正确性,使用有限元方法进行校核。本文采用 Marc 有限元软件复合材料模块进行相应计算,为准确表征构件几何外形参数,需采用三维实体单元建模,输入表 2 的材料参数,然后利用复合材料模块设置铺层,最后设置降温边界条件进行计算。

采用 $[90/-45/45/0/45/-45]$ 和 $[90/-45/45/90/45/-45]$ 交叉铺层方式时,有限元方法计算所得的回弹值为几何结构因素和铺层间剪切效应之和,而无法得到每项对回弹的影响,所以不能对上述理论结果进行验证。但是,采取单向铺层 $[0]_{12}$ 和 $[90]_{12}$ 时,由于各铺层的材料属性是一致的,不会发生层间剪切效应导致的变形,因而有限元计算得到的结构变形就是由几何结构因素引起,可以和理论结果相互对比。计算结果见图 3、图 4。

图 3 为 $[0]_{12}$ 铺层构件的回弹计算结果,可以发现,构件发生了变形,但是构件截面均匀收缩,缘条并未发

生角度变化,因此 $\Delta\theta_T=0^\circ$,与理论结果一致。图 3 的结果也可以解释各向同性构件不发生回弹原因。图 4 表明, $[90]_{12}$ 铺层构件发生了明显的变形,回弹值 $\Delta\theta_T=0.587^\circ$,与理论结果非常接近。

接下来根据式(4),还可以计算化学收缩引起的回弹变形。铺层为单向铺层时,可以直接根据表 1 中的数据计算化学收缩引起的结构回弹,容易得到 $[0]_{12}$ 铺层构件的回弹 $\Delta\theta_C=0^\circ$, $[90]_{12}$ 的回弹 $\Delta\theta_C=0.339^\circ$ 。当结构为准各向同性铺层,则需根据表 1 并结合层合板等效理论计算材料参数,这里直接给出。铺层 $[90/-45/45/0/45/-45]_s$ 时, $\beta_1=-1.01 \times 10^{-3}$ 、 $\beta_t=3.76 \times 10^{-3}$,计算可得 $\Delta\theta_C=0.248^\circ$;铺层 $[90/-45/45/90/45/-45]_s$ 时, $\beta_1=3.51 \times 10^{-4}$ 、 $\beta_t=3.76 \times 10^{-3}$,计算可得 $\Delta\theta_C=0.308^\circ$ 。

通过上述分析可以发现, C 型梁与平板构件的变形机理不同, R 区结构形式会引起构件发生变形,说明几何结构对 C 型梁的变形有重要影响。

2.2 铺层间剪切效应对回弹的影响

铺层间剪切效应导致的变形主要发生在构件降温阶段,此时材料处于线弹性状态,因而,可以很方便使用有限元复合材料模块计算其变形值。需要注意的是,如

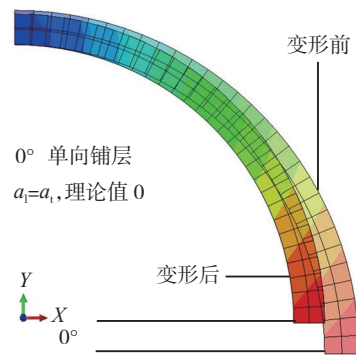


图3 $[0]_{12}$ 铺层单向复合材料回弹
Fig.3 Spring-back of $[0]_{12}$ composite spar

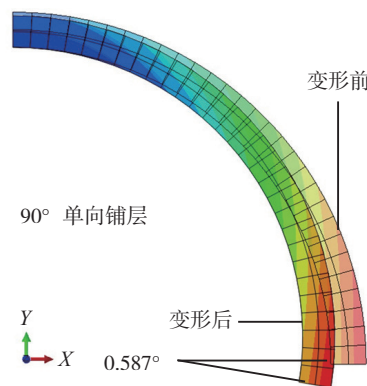


图4 $[90]_{12}$ 铺层单向复合材料回弹
Fig.4 Spring-back of $[90]_{12}$ composite spar

果直接按照 2.1 节方法建立有限元三维实体单元分析模型,计算得到的变形结果将同时包含几何结构和铺层剪切效应的影响,因而难以区分每项的影响大小,所以本节利用壳单元进行有限元建模计算。由于壳单元没有真实的几何厚度,因此可以消除几何结构的影响,但是壳单元仍然可以准确体现温度载荷变化时铺层间的剪切作用对回弹的影响。实体单元和壳单元的区别,见图 5。

为便于比较,只建立 C 型梁 R 区和缘条部分的几何模型。首先计算非对称铺层 e 情况下的构件变形,见图 6 (其中壳单元计算结果所显示的厚度非真实厚度,为软件插值显示)。由图 6 可以发现,结构缘条部位发生了明显的变形,说明铺层间的剪切效应明显,对结构变形的影响很大。还可以发现构件 R 区变形较小,说明 R 区域提高了结构刚度,减小了变形。接下来计算其他对称铺层形式下的变形,结果见图 7 (其中壳单元计算结果所显示的厚度非真实厚度,为软件插值显示)。

由图 7 可知, $[0]_{12}$ 铺层时,截面收缩较大,但是回弹为零,与图 3 所示结果一致,这说明几何结构和层间剪切效应对变形均无影响。采用 $[90]_{12}$ 度铺层,结构截面不发生收缩,同时回弹量也为零,说明单向带铺层情况下不会发生层间剪切效应所导致的变形,与之前的预测结果一致。通过与图 4 比较,说明选取壳单元计算,

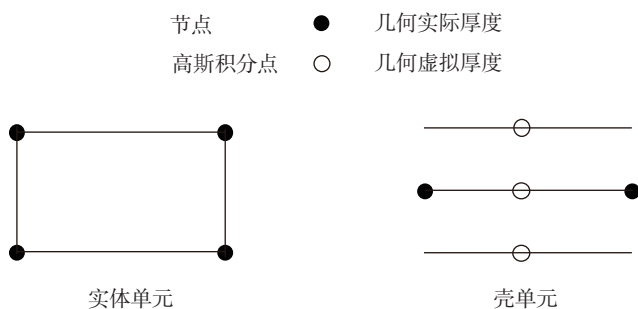


图5 实体单元与壳单元的区别
Fig.5 Difference of solid element and shell element

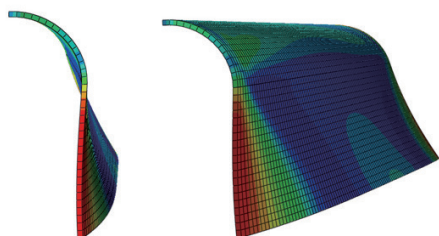


图6 非对称铺层对结构变形的影响
Fig.6 Effects of unsymmetrical plies on spring-back of C-shaped spars

可以达到区分几何结构和铺层剪切效应影响的目的。

接下来计算准各向同性对称铺层情况下的构件变形。由图 7 发现, $[90/-45/45/0/45/-45]_s$ 铺层构件截面有一定收缩,回弹角非常小, $\Delta\theta_s = 0.0015^\circ$ 。当提高 $\Delta\theta_s = 90^\circ$ 纤维体积含量,铺层为 $[90/-45/45/90/45/-45]_s$ 时,构件的截面收缩进一步变小,回弹角非常小, $\Delta\theta_s = 0.0011^\circ$ 。

上述结果说明,当采取准各向同性对称铺层时,层间剪力可以相互平衡,对变形的影响远小于非对称铺层。

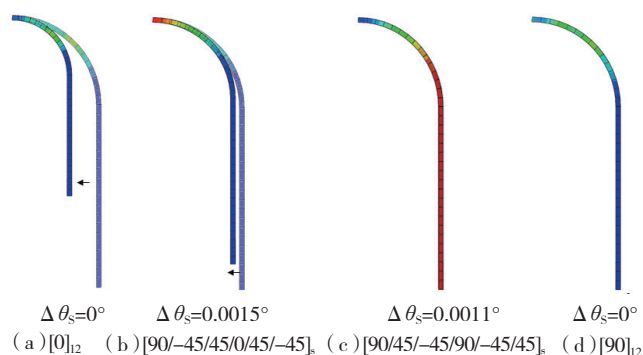


图7 对称铺层对回弹的影响
Fig.7 Effects of symmetrical plies on spring-back of C-shaped spars

2.3 模具作用对回弹的影响

复材平板由于具有几何对称性,采取单向铺层时理论上并不会发生回弹变形,但是由于模具的作用,改变了对称性,导致构件发生变形。Twigg 等^[14]采取试验和理论结合的方法,对模具与复材变形的关系进行了研究,认为复合材料平板的最大变形 W_{\max} 与模具和复材间的剪切力有以下关系:

$$W_{\max} = \frac{2\tau \cdot L^3}{E \cdot t^2} \quad (5)$$

其中, L 为构件的长度, E 为构件长度方向的模量, t 为构件厚度, τ 为模具与复材的界面剪力。

该理论在具体应用时可以将式(5)改写为:

$$\tau = \frac{W_{\max} \cdot E \cdot t^2}{2L^3} \quad (6)$$

式中, W_{\max} 可以通过试验测量,由此计算可得剪力 τ 。然后将 τ 再带回式(5),就可以计算到这种材料在不同尺寸和不同铺层时模具对其变形的影响,需要注意的是不同铺层时的模量需要由复合材料层合板等效理论进行计算。

采用上述方法,研究复材平板变形与模具的关系。制作单向铺层复合材料试件,尺寸为 $50\text{mm} \times 300\text{mm}$,铺层为 $[0]_n$ 单向铺层,层数 n 分别为 3 层、5 层、8 层和 12 层,采用铝模成型,预浸料铺贴前刷 3 遍脱模剂,制作的试件见图 8。

试验得到试件不同厚度下的最大变形值,见图9。图9表明试验测量值与式(5)的理论值是比较吻合的,说明模具和复材界面特性确定的情况下,最大翘曲 W_{max} ,与长度 L 的3次方成正比,与厚度 t 的平方呈反比。利用图9的试验数据和式(6)可以得到,复合材料和铝模具的界面最大平均剪应力 $\tau = 0.0068\text{MPa}$ 。

对于C型梁而言,模具作用引起的变形,可视为腹板和缘条的变形共同叠加而成,见图10。如按腹板和缘条的翘曲计算最大张角,则可将翘曲变形值转换为回弹角度,可由下式进行计算。

$$\Delta\theta_M = \Delta\theta_W + \Delta\theta_F \quad (7)$$

铺层 $[0]_{12}$ 和 $[90]_{12}$ 的模量可以直接由表1得到,而 $[90/-45/45/0/45/-45]_s$ 和 $[90/-45/45/90/45/-45]_s$ 的模量可由层合板等效理论进行计算,可得铺层 $[90/-45/45/0/45/-45]_s$ 的等效模量为 $E=57.2\text{GPa}$,铺层 $[90/-45/45/90/45/-45]_s$ 的等效模量 $E=76.9\text{GPa}$,再利用公式(5),计算图10所示的构件的变形,其中铺层数为12,得到表3。

由表3可得,不同铺层形式会对构件的刚度产生影响,构件刚度越高,模具引起的回弹变形越小。

3 讨论

通过上述分析,可以得到各因素对不同铺层构件变形的影响,见表4。由表4可以发现,各因素对不同铺层C型梁回弹变形的影响程度不同。构件中 90° 纤维

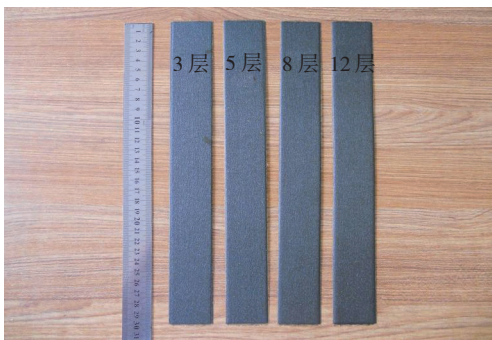


图8 复合材料平板试验件
Fig.8 Specimens of composite strip

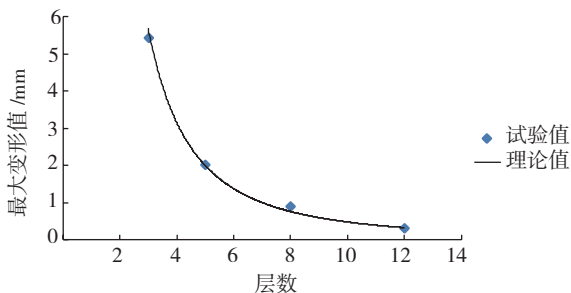


图9 不同铺层数构件的翘曲值
Fig.9 Warpage of the laminates with different lay-up numbers

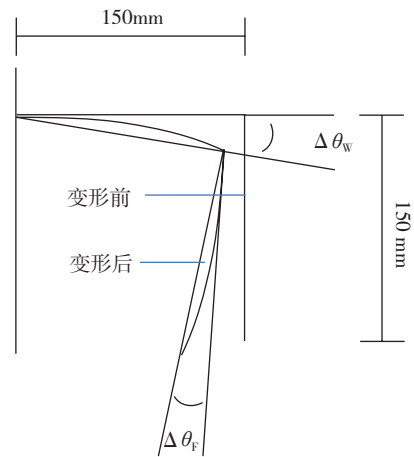


图10 腹板和缘条翘曲对回弹的影响
Fig.10 Effect of web and flange warpage on spring-back

表3 模具对不同铺层构件回弹的影响

铺层	回弹变形 / (°)
a	0.68
b	0.102
c	0.076
d	0.03

百分含量增加时,几何结构因素引起的回弹变形增加,而模具因素引起的回弹变形减小。结构采取单向铺层时,铺层间剪切效应对回弹没有影响。当采取准各向同性对称铺层且层数较多时,层间剪切力相互抵消,所导致的回弹几乎可以忽略。

表4所示结果并没有包含未知因素 $\Delta\theta_x$ 对回弹的影响,因此,要最终确定不同影响因素的权重,还需要制作试件进行回弹值的试验测试。制作图1所示C型梁试验件,铺层采取 $[90/-45/45/90/45/-45]_s$ 准各向同性铺层,制作完成后用数字角度测量仪测得构件的平均回弹角为 $\Delta\theta = 1.227^\circ$ 。

根据式(1)和表4,可以得到:

$$\Delta\theta_x = \Delta\theta - (\Delta\theta_c + \Delta\theta_s + \Delta\theta_M) = 0.336^\circ \quad (8)$$

然后可以得到表5。由表5可以发现,几何结构因素对C型梁的变形影响最大,达到65%左右,其中热

表4 各因素对不同铺层构件回弹变形的影响值

影响因素	a 铺层回弹 / (°)	b 铺层回弹 / (°)	c 铺层回弹 / (°)	d 铺层回弹 / (°)
几何	0	0.415	0.506	0.589
结构	$\Delta\theta_c$	0	0.248	0.308
	$\Delta\theta_s$	0	0.002	0
	$\Delta\theta_M$	0.68	0.102	0.076
合计		0.68	0.767	0.958

注:表4中编号a、b、c、d所对应的铺层可由表2得到。

表5 各因素对构件变形的影响权重

影响因素	c 铺层回弹 / (°)	百分比 / %	
几何结构 $\Delta\theta_c$	热弹性变形 $\Delta\theta_T$	0.506	41.23
	化学收缩 $\Delta\theta_C$	0.308	25.10
铺层间剪切效应 $\Delta\theta_s$		0.001	0.08
模具作用 $\Delta\theta_M$		0.076	6.19
其他未知因素 $\Delta\theta_x$		0.336	27.38
合计		1.227	100

弹性回弹变形占 41.23%，化学收缩引起的回弹变形占 25.1%。由于几何结构因素导致的回弹与材料物理属性有密切关系，很难通过调整工艺参数减小其回弹变形。由表 5 还可以发现，准各向同性对称铺层剪切效应对构件回弹的影响只占 0.08%，实际应用中基本可以忽略。模具的影响只占 6.19%，且随着构件厚度的增加变形会进一步减小，如使用热膨胀系数更小的 Invar 钢模具，也可以进一步减小模具对回弹的影响。另外，可以发现，其他未知因素占比较大，达到 27.38%。其他未知因素的构成比较复杂，主要由材料相变所涉及的相关非线性因素所导致，如树脂的流动、R 角纤维体积分含量的变化、温度场的不均匀性等，目前这些因素对固化变形的作用机理并不明确，尚缺乏有效的理论模型。因此，要准确预测复合材料 C 型梁的回弹，必须解决 $\Delta\theta_x$ 的精确计算问题，因此仍需要进行大量试验研究和理论分析。

4 结论

本文采用理论分析、有限元计算和试验测试相结合的方法，对复合材料变形影响因素权重进行分析，得到：(1) 几何结构因素是 C 型梁回弹变形的主要影响因素；(2) 采取准各向同性对称铺层 C 型梁的层间剪切效应对回弹的影响可以忽略；(3) 模具对回弹变形的影响较小，当构件厚度较大时，可以忽略。

另外，本文的研究还表明，依据目前已有的理论模型只能预测约 70% 左右的回弹变形量，而其余 30% 的回弹变形的影响因素则较为复杂，如涉及到材料相变、树脂流动压实等复杂的化学物理过程，而目前尚无特别有效的理论计算模型，是 C 型梁构件回弹精确预测的难点，也是今后的研究重点。本文虽然只是针对 T800 级碳纤维 X850 复合材料进行了研究，但是对于其他牌号材料也可以使用本文方法研究，且对于相似的材料体系，本文的研究结论有一定借鉴意义。

参考文献

[1] 孙玺, 叶宏军, 翟全胜, 等. 复合材料构件热压罐成型制造

技术专利分析[J]. 纤维复合材料, 2011(2):3-6, 16.

SUN Xi, YE Hongjun, ZHAI Quansheng. Patent analysis for autoclave molding composite component manufacturing technology[J]. Fiber Composites, 2011(2):3-6, 16.

[2] 贾丽杰. 树脂基复合材料结构固化变形的研究进展[J]. 航空制造技术, 2011(15):102-105.

JIA Lijie. Advance in curing deformation of resin matrix composites structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(15): 102-105.

[3] 胡照会, 王荣国, 赫晓东, 等. 复合材料层板固化全过程残余应变 / 应力的数值模拟[J]. 航空材料学报, 2008, 28(2):55-59.

HU Zhaohui, WANG Rongguo, HE Xiaodong, et al. Numerical simulation of residual strain / stress for composite laminate during overall curing process[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2008, 28(2):55-59.

[4] 魏冉, 贾丽杰, 晏冬秀, 等. 热固性复合材料结构固化回弹变形研究进展[J]. 航空制造技术, 2013(23/24): 104-107.

WEI Ran, JIA Lijie, YAN Dongxiu, et al. Study progress of curing-induced spring-back for thermosetting composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(23/24): 104-107.

[5] NELSON R H, CAIRNS D S. Prediction of dimensional changes in composite laminates during cure[C]// Proceedings of tomorrow's materials: today society for the advancement of material and process engineering, 1989:2397-2410.

[6] RADFORD D W, DIFENDORF R J. Shape instabilities in composites resulting from laminate anisotropy[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1993, 12(1):58-75.

[7] PAGLIUSO S. Warpage, a nightmare for composite parts producers[C]// Proceedings of ICCM IV, 1982:1617-1623.

[8] NAIRN J A, ZOLLER P. Matrix solidification and the resulting residual thermal stress in composites[J]. Journal of Materials Science, 1985, 20(1):355-367.

[9] WHITE S R, HAHN H T. Process modeling of composite materials: residual stress development during cure. Part II. Experimental validation[J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26(16):2423-2453.

[10] JOHNSTON A, VAZIRI R, POURSARTIP A. A plane strain model for process induced deformation of laminated composite structures[J]. Journal of Composite Materials, 2001, 35(16):1435-1469.

[11] FERLUND G, RAHMAN N, COURDJI R, et al. Experimental and numerical study of the effect of cure cycle, tool surface, aspect ratio, and the lay-up on the dimensional fidelity of autoclave-processed composite parts[J]. Composites Part A, 2002, 33(3):341-351.

[12] MELO J D, RADFORD D W. Modeling manufacturing distortions in flat symmetric[C]. // Proceedings of composite laminates, 31st International Technical Conference, 1999: 592-603.

[13] FLANAGAN R. The dimensional stability of composite laminates and structures[D]. Belfast: Queen's University of Belfast, 1997.

[14] TWIGG G, POURSARTIP A, FERLUND G. Tool part interaction in composites processing: Part I: Experimental investigation and analytical model[J]. Composites: Part A, 2004(35):121-133.

[15] 杨青, 刘卫平, 晏冬秀, 等. 复合材料固化变形预测的理论模型[J]. 材料导报, 2015, 29(11): 65-69.

YANG Qing, LIU Weiping, YAN Dongxiu, et al. Theoretical models for predicting curing distortion in composites[J]. Materials Review, 2015, 29(11): 65-69.

(下转第81页)