

引文格式: 郑锡涛, 宋璐阳, 张驰, 等. 预应力对复合材料C型结构固化变形的影响[J]. 航空制造技术, 2023, 66(15): 104-111.

ZHENG Xitao, SONG Luyang, ZHANG Chi, et al. Effect of prestress on cure-induced deformation of C-shaped composite parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(15): 104-111.

预应力对复合材料 C 型结构固化变形的影响

郑锡涛^{1,2}, 宋璐阳^{1,2}, 张驰^{1,2}, 刘振东³, 路拓^{1,2}

(1. 西北工业大学航空学院, 西安 710072;

2. 西北工业大学飞行器复合材料结构研究所, 西安 710072;

3. 北京理工大学, 北京 100081)

[摘要] C型结构是航空复合材料结构中一种常用的结构形式,其在制造过程中产生的固化变形会严重影响航空结构的装配。本文针对C型结构提出了一种通过施加预应力来减少固化变形的办法,建立了预测C型结构固化变形的数值分析模型,并设计了3种不同铺层的C型结构,分别对每种铺层形式的结构施加3种水平的预应力,对其固化变形进行研究。研究表明,有限元预测结果与试验结果吻合较好,验证了该模型的准确性和有效性,通过施加合理的预应力可以减少这3种铺层的C型结构90%以上的固化变形。

关键词: 复合材料; C型结构; 固化变形; 预应力; 有限元仿真

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.15.104



郑锡涛

教授, 博士生导师, 研究方向为飞行器复合材料结构分析与优化设计、复合材料力学行为多尺度分析、极端环境下复合材料力学行为研究、智能复合材料结构及健康监测、复合材料结构修理与评估技术。

先进热固性树脂基复合材料具有质量轻、比强度和比模量高、抗疲劳性能好、耐腐蚀强等特点,因此被广泛地应用于航空航天、船舶等领域。飞行器中存在着很多装配结构,零部件数量多、部件尺寸大、精度要求高、协调过程复杂,并且要求各部件要有精确的尺寸公差,确保可以进行顺利装配^[1-3]。此外,由于热膨胀系数不匹配以及树脂的化学收缩等原因,复合材料在固化过程中容易产生变形,导致产生较大的装配应力甚至无法正常装配,从而影响了飞行器整体的结构强度和气动效率^[4]。因此,如何减小固化变形成为国内外相关学者广泛关注的问题^[5-7]。

很多学者研究了通过改变固化工艺来降低固化变形的办法。White^[8]和 Olivier^[9]等的研究表明,固化时间和固化温度可以互相补偿,以较长的固化时间为代价来降

低固化温度,从而降低最终的固化变形。孙勇毅等^[10]研究表明,过长的恒温时间会使固化变形量增加。Jung等^[11]的研究表明,适当降低整个固化过程中的固化温度可以在一定程度上减少固化变形,但如果固化温度过低,复合材料则无法完成固化,因此固化温度仅能在一定范围内进行更改。Yi^[12]和张纪奎^[13]等的研究表明,适当地增加固化压力可以减小复合材料成型后的孔隙率。

复合材料具有出色的可设计性,可以通过改变铺层的方法来控制固化变形。杨青^[14]和 Bellini^[15]等的研究表明,铺层顺序对结构的固化变形影响很大。岳广全^[16]的研究也发现,可以通过改变复合材料结构的铺层方式来降低对称铺层复合材料结构的固化变形。

大量研究表明,复合材料在进行固化时施加一定的预应力会提

升拉伸^[17-19]、压缩^[20]、剪切^[21]、弯曲^[22-23]、疲劳^[24]、抗冲击^[25]等性能。Mohamed等^[23]的研究表明,在固化过程中加载一定的预应力并不会引起结构的早期破坏,相反地,施加预应力可以降低纤维的波纹度,减小孔隙率,显著提升固化后构件的拉伸强度、压缩强度和弯曲强度。另外,Liu等^[4]的研究表明,施加适当大小的预应力可以有效控制平板结构的固化变形。

综上所述,目前对预应力控制固化变形的研究较少,且主要针对的是平板结构。除了平板结构之外,工程实际中存在大量的曲板结构,比如机翼结构中的L型长桁、C型接头和T型接头等。这类曲板结构的变形机理要比平板结构更为复杂,因此预应力能否对曲板结构的固化变形进行有效控制仍然是一个未知数。本文设计制造了3种不同铺层的C型结构,并对每个结构施加3种不同水平的预应力来研究其对固化变形的影响。通过温度监测表和应变仪对整个固化过程进行了监测,以分析不同时刻内部树脂的状态。在有限元模拟和试验验证的互相对照下,分析预应力对C型结构固化变形的影响。

1 研究方法

1.1 固化变形机制

平板的固化变形机制较为简单,Li^[26]和Krämer^[27]等的研究表明,模具对复合材料结构的固化变形有很大的影响。除此之外,固化变形还受各层之间热膨胀系数差异的影响^[28]。复合材料在高温下固化然后冷却到室温,由于层与层之间的热膨胀系数不一致,导致每层的应变会有一定差异,在各层之间变形协调之后平板便发生了弯曲,如图1所示。

曲板的固化变形机制中除了层与层之间的热膨胀系数不匹配之外,还有面内方向与垂直于面内方向的热膨胀系数不匹配,如图2所

示,该结构为C型结构,属于典型的曲板结构,假设面内方向与 z 方向具有相同大小的热膨胀系数,那么整个冷却过程中曲板结构将会是等比例收缩,但在真实情况下,这两者的热膨胀系数是不一致的,应变也是不一致的,因此在厚度方向应变 ε_r 和周向应变 ε_θ 发生变形协调之后,C型结构便产生了夹角的变化,这种夹角的变化便是固化变形,也被称为回弹变形。

C型结构的固化变形是铺层与铺层之间热膨胀系数不一致,以及面内和面外之间热膨胀系数不一致共同导致的,其固化变形机理十分复杂。Ding等^[29]提出了L型结构固化变形的解析解,该解可退化推导出

C型结构固化变形的解析解,即

$$\theta_{\text{spring}} = -\varepsilon_r^{\text{non}} \left[\theta + \frac{e^{a\theta} - e^{-a\theta}}{ra(e^{a\theta} + e^{-a\theta})} \right] \quad (1)$$

式中, θ_{spring} 为回弹角; $\varepsilon_r^{\text{non}}$ 为厚度方向的非机械应变; r 为转角半径; θ 为初始转角; a 为剪切强度、弯曲强度和厚度共同决定的参数。上述公式需要用到厚度方向的非机械应变,但此应变不易进行准测量,一定程度上限制了该公式的应用。

如图3所示,在施加了合适大小的预应力之后,该结构产生了一个初始应变。在冷却的过程中,这个初始应变对厚度方向应变和周向应变的不一致进行了补偿,因此在预应力释放之后,可以抵消固化过程中本应产生的变形。

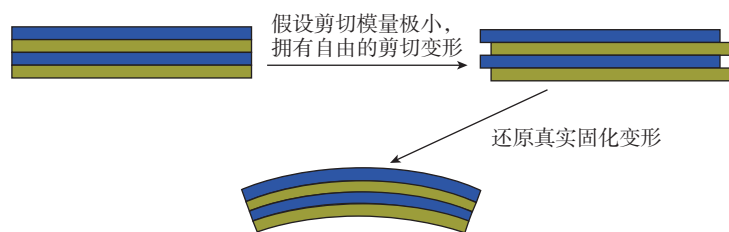


图1 平板的固化变形机理

Fig.1 Mechanism of cure-induced deformation of laminates

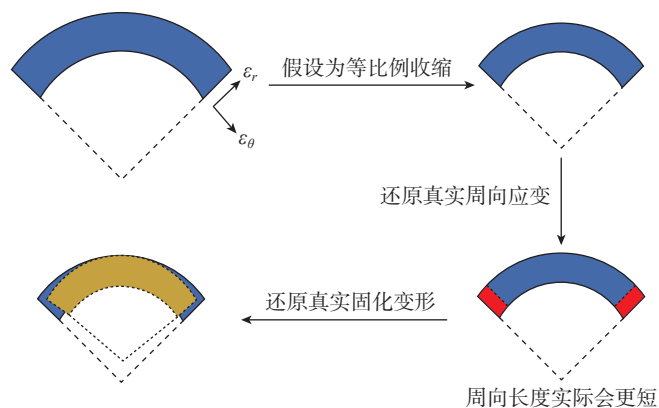


图2 曲板的固化变形机理

Fig.2 Mechanism of cure-induced deformation of C-shaped parts

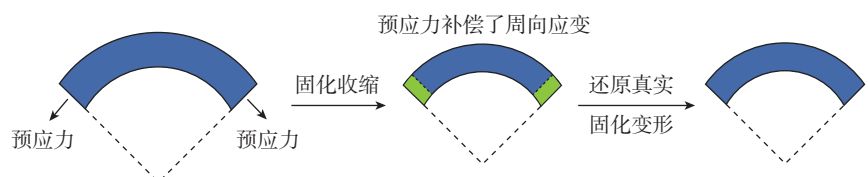


图3 预应力控制曲板固化变形的机理

Fig.3 Mechanism of prestress on cure-induced deformation of C-shaped parts

1.2 有限元分析

1.2.1 热传导模型

在复合材料结构固化过程中,共有两个热源:外部热源,主要指热传导过程;内部热源,主要指基体固化过程中的化学放热。一般而言,热固性树脂在固化反应中,单位时间内的单位体积内热源放热量 Φ 可以用式(2)表示^[5]:

$$\Phi = \rho_r V_r H_r \frac{d\alpha}{dt} \quad (2)$$

式中, ρ_r 为树脂密度; V_r 为树脂体积分数; H_r 为树脂的总反应热; $\frac{d\alpha}{dt}$ 为树脂的固化反应速率。

1.2.2 固化动力学模型

目前,国内外学者为描述已经转化的树脂量与当前树脂反应速率之间的数学关系,建立了固化反应动力学模型^[30]。目前广泛应用于固化变形分析中的是唯象模型,一般的唯象固化动力学模型可以用式(3)表示^[31]:

$$\frac{d\alpha}{dt} = k(T)f(\alpha) \quad (3)$$

式中, $k(T)$ 为反应速率函数,是温度 T 的函数; $f(\alpha)$ 为固化度 α 的函数。

根据 $f(\alpha)$ 的不同可将固化动力学模型分为以下两类^[31]。

(1) n 级反应动力学模型。

该模型的固化反应速率峰值一般出现在较早阶段。一般该模型可以表达为^[30]

$$\frac{d\alpha}{dt} = k(T)(1-\alpha)^n \quad (4)$$

其中,

$$k(T) = Ae^{\frac{-\Delta E_a}{RT}} \quad (5)$$

式中, A 为频率因子; ΔE_a 为活化能; R 为普适气体常数; T 为固化过程中的材料温度; α 为树脂反应的固化度。

(2) 自催化模型。

该模型存在诱导期,因此固化反应的速度峰值出现在 20%~40% 阶段。Kamal^[32] 在研究环氧树脂的固化动力学时,提出的自催化模型可以表达为

$$\frac{d\alpha}{dt} = (k_1 + k_2\alpha^{m_1})(1-\alpha)^{n_1} \quad (6)$$

$$k_i = A_i e^{\frac{-(\Delta E_{a_i})}{RT}} \quad (i=1,2,3\dots) \quad (7)$$

式中, k_1 和 k_2 为自催化模型的反应速率常数,遵循 Arrhenius 方程; A_i 为自催化模型的频率因子; m_1 和 n_1 为自催化模型的反应级数; (ΔE_{a_i}) 为自催化模型的活化能。

1.2.3 固化收缩应变与热收缩应变

目前较为简便的复合材料固化收缩应变分析方法是将化学收缩应变与热应变一同计算,采用等效热膨胀系数表述化学收缩应变,该方法的计算难度较低,等效树脂基体热膨胀系数为^[33]

$$\alpha_m^c = \alpha_m + \frac{\beta}{3\Delta T} \quad (8)$$

式中, α_m^c 为树脂等效热膨胀系数; α_m 为树脂热膨胀系数; β 为树脂基体化学收缩量,一般由试验测定,取值范围为 2%~5%; ΔT 为固化过程中的温度差。

1.2.4 建模过程

本文选取 1/4 圆弧的 C 型结构进行研究。在有限元程序中使用三维实体单元建立如图 4 所示的模型,一个半径为 40 mm 的 1/4 圆弧,尺寸为宽 20 mm × 厚 0.5 mm。为了研究对称铺层与非对称铺层的差异,含 90° 铺层与不含 90° 铺层的差异,本文设计了 3 种铺层方式: [0°/0°/0°/0°]、[0°/90°/0°/90°] 和 [0°/90°/90°/0°]。

本文采用热传导分析步计算固化过程中的温度场,网格采用 DC3D8 单元,将式(2)、式(6)、式(8)写入子



图 4 C 型结构的有限元模型
Fig.4 Finite model of C-shaped part

程序进行计算。此外,使用静力分析步计算固化过程中应力应变场以及固化变形,如图 5 所示。初始固化温度为 25 °C,以 2 °C/min 的升温速率加热到 135 °C 并保温 100 min,随后以 2 °C/min 的降温速率进行冷却至室温。

在预应力场中添加一定大小的预应力,可以改变 C 型结构固化后回弹变形量的大小,如图 6 所示。通过对预应力进行参数化调整,最终得到预应力和固化变形量的关系图,如图 7 所示。

本文所选材料体系的力学性能如表 1 所示。

1.3 试验方法

1.3.1 材料和试验件

如图 8 所示,本文的试验件由 USN12500/7901 单向预浸料制备而成,该材料由威海光威复合材料股份有限公司生产提供。为了更好地研究预应力施加下 C 型结构的固化变

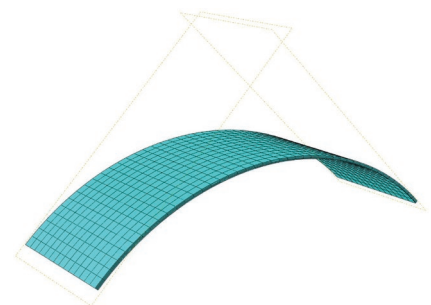


图 5 C 型结构的网格划分
Fig.5 Mesh of C-shaped part

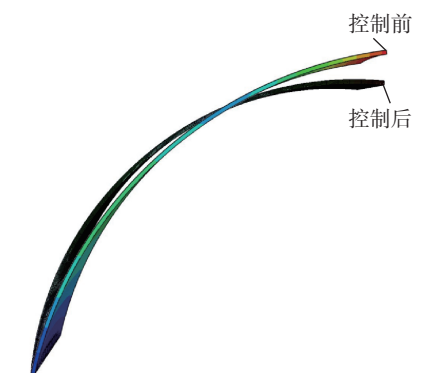


图 6 预应力控制前后的 C 型结构
Fig.6 Deformation of C-shaped part with prestress

形,在图7的每条曲线上选择了3个预应力值作为后续试验的参考,第1个预应力值为0,作为对照组;所选第2个预应力值为使得固化变形等于0的预应力;所选第3个预应力值大于前述第2个预应力值,以验证过

大的预应力对C型结构固化变形的影响,具体的试验安排如表2所示。

1.3.2 含预应力的固化方法

本文的固化工艺采用的是加热垫辅助加热的真空袋工艺,设计并搭建了可以施加预应力的固化试验台,

如图9所示。试验件铺层中的第1层是长度为2m的伸长层,其一端固定,另一端通过吊重物的方法施加预

表1 材料属性

Table 1 Material properties

参数	值
E_{11}/GPa	124
E_{22}/GPa	7.6
G_{12}/GPa	3.56
G_{23}/GPa	3.56
μ_{12}	0.2
μ_{23}	0.15
$\alpha_{11}/(\mu\epsilon \cdot ^\circ\text{C}^{-1})$	0.61
$\alpha_{22}/(\mu\epsilon \cdot ^\circ\text{C}^{-1})$	34.74
$\rho_i/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1230
$H_i/(\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1})$	401.5
$\Delta E_a/(\text{J} \cdot \text{mol}^{-1})$	94750
m_1	0.45
n_1	1.877
A_1/s	0
A_2/s	1.494×10^{10}

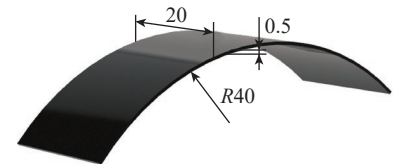


图8 C型结构尺寸(mm)

Fig.8 Size of C-shaped part (mm)

表2 试验安排

Table 2 Test arrangement

试验件序号	铺层顺序	预应力/MPa
1	[0°/0°/0°/0°]	0
2	[0°/0°/0°/0°]	4
3	[0°/0°/0°/0°]	16
4	[0°/90°/0°/90°]	0
5	[0°/90°/0°/90°]	48.5
6	[0°/90°/0°/90°]	80
7	[0°/90°/90°/0°]	0
8	[0°/90°/90°/0°]	3.5
9	[0°/90°/90°/0°]	16

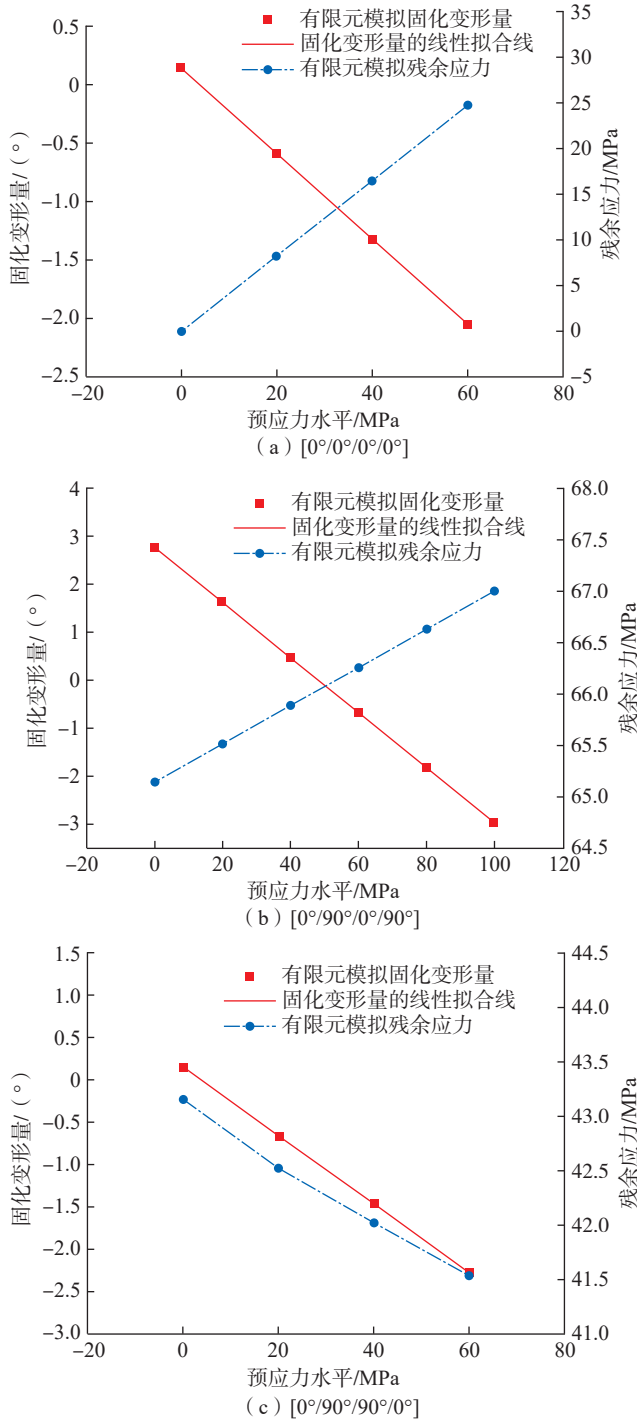


图7 3种铺层方式下的预应力和固化变形量及残余应力的关系图

Fig.7 Relationship diagram of prestress, curing deformation and residual stress under three layering methods

应力。加热垫分为上下两个加热垫，上部加热垫可以加热空气，并且可以起到一定的密封作用，减少散热；下部加热垫通过加热模具给复合材料加热。加热过程中始终保持 0.1 MPa 的真空压力。温度和压力均得到有效控制。

1.3.3 应变和温度监测

在整个固化过程中，为了研究树脂状态的变化以及应变的发展，在试样上粘贴一枚沿 0° 方向的应变片，并在试验件旁单独设置一枚贴在金属片上的应变片作为温度补偿片，如图 10 和 11 所示。

由于试验件实际固化温度和其周围空气的环境温度会有一定差别，

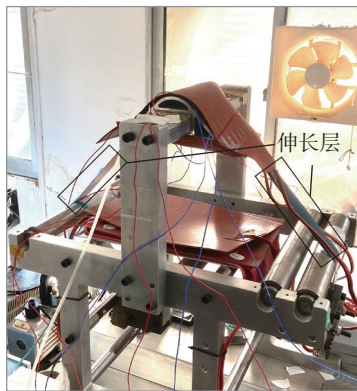


图 9 含预应力的固化试验台
Fig.9 Curing experiment with prestress

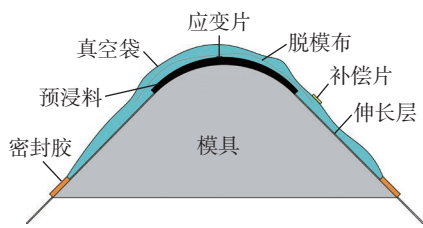


图 10 含预应力的固化试验示意图
Fig.10 Schematic diagram of curing experiment with prestress

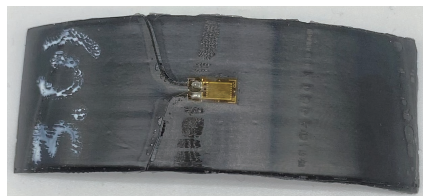


图 11 应变片铺设位置
Fig.11 Location of strain gauge

因此为了消除这个温度差所带来的影响，获取更精确的实际应变值，在补偿片旁设置一枚热电偶用以测量补偿片处的温度，在试验件处放置一枚热电偶用于测量试验件的温度，在后续的计算中，可通过热应变公式获得修正后的应变仪输出值，即

$$\epsilon_{\text{minus}} = \epsilon'_{\text{minus}} + \chi \cdot (\Delta T_1 - \Delta T_2) \quad (9)$$

式中， ϵ_{minus} 为实际应变差； ϵ'_{minus} 为应变仪输出应变差； χ 为应变片热膨胀系数， $17.18 \mu\epsilon/\text{C}$ ； ΔT_1 为试验件处的温度； ΔT_2 为补偿片处的温度。应变差是应变仪直接输出的值，反映的是纤维和树脂对于应变片的影响。

本文采用的应变片连接方式如图 12 所示^[34]。应变差和应变片真实应变的关系为

$$\epsilon_{\text{minus}} = \epsilon_{\text{real}} - \epsilon_{\text{thermal}} \quad (10)$$

式中， ϵ_{real} 为应变片真实应变； $\epsilon_{\text{thermal}}$ 为应变片热应变。应变片真实应变指应变片自身的应变值。

1.3.4 固化变形的测量

由于曲板固化变形的值比较小，曲板的相关尺寸也不易进行手工测量，因此在本文中，采用了先将固化好的试验件使用扫描仪进行扫描，再用图像处理软件测变形的的方法。扫描仪选用 BenQ Q76 扫描仪，图像处理软件选取 Digimizer。如图 13 所示，可以通过软件的拟合来获取试验件的相关尺寸。

例，分析温度和应变在固化过程中的变化。试验测量和仿真结果表明，在使用加热垫加热时，试验件固化过程中的实际温度与其周围空气的环境温度差别较小，温差最大处为 7.1 °C，如图 14 所示。这是由于试验件质量小，树脂固化反应放热量较少，另外试验件厚度较小也会使试验件内部的固化反应放热能够更快地逸散出去，不易产生局部的高温。

树脂的固化过程可以分为 4 个阶段。

(1) 流动阶段。也被称为凝胶前阶段，在这一阶段树脂的黏度较小，树脂处于可流动液体状态(粘流态)。

(2) 凝胶-玻璃化阶段。在这一阶段工艺温度大于树脂的玻璃化转变温度，复合材料处于橡胶态阶段。随着温度的不断升高，树脂固化速率也开始加快，固化度不断增加。

(3) 玻璃化后保温阶段。玻璃化点时工艺温度等于树脂的玻璃化

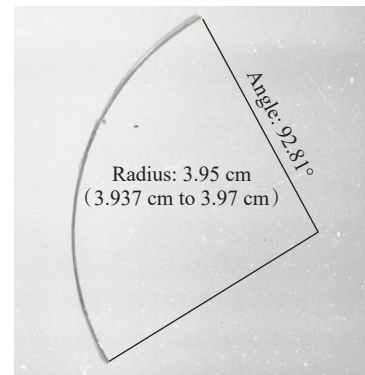


图 13 软件处理图像结果
Fig.13 Software processed image

2 结果与讨论

2.1 预应力施加下的温度和应变分析

以 48.5 MPa 的预应力施加在 [0°/90°/0°/90°] 铺层的 C 型结构为

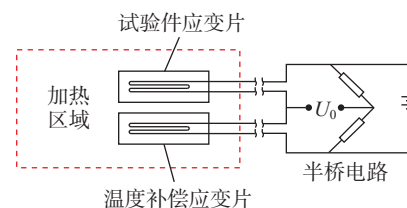


图 12 工作应变片和补偿片的单臂半桥接线图^[34]

Fig.12 Single-arm half-bridge wiring diagram of strain gauge^[34]

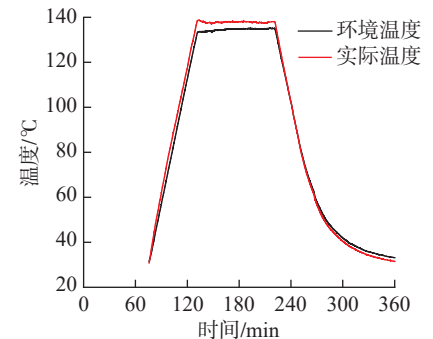


图 14 温度曲线对比
Fig.14 Comparison of temperature curves

转变温度。随着树脂的继续固化,玻璃化转变温度大于工艺温度,复合材料呈现玻璃态性能。

(4)降温阶段。在降温阶段材料处于玻璃态,降温开始前树脂固化反应结束^[35]。

固化过程中的温度和应变变化如图 15 所示。当树脂处于粘流态和橡胶态时,应变片随着温度受热膨胀,而此时树脂无法和应变片有效粘连在一起,纤维和树脂对于应变片的影响很小。因此,这个阶段应变片真实应变在上升,应变差在下降;当树脂处于玻璃态时,应变片已经和复合材料牢牢绑定,此时应变片的应变变化与复合材料的应变变化相同,但此时温度处于保温阶段,所以应变差和应变片真实应变在这个阶段都几乎没有变化;当降温阶段开始时,复合材料开始收缩,且应变片与复合材料完全绑定,因此应变片真实应变开始出现下降;此时由于温度的不断下降,应变仪电桥计算中的热应变为负值,且热应变下降的幅度要大于真实应变下降的幅度,因此应变差会不断变大。由文献[4]可知,固化过程产生的残余应力和固化变形也主要是在这个阶段产生。

2.2 预应力施加下的固化变形结果分析

如表 3 所示,在不施加预应力时,结构的夹角均大于 90°,发生了一定的回弹变形,随着预应力的施加,3 种铺层的 C 型结构的夹角都呈现明显的降低趋势,说明预应力对其回弹变形产生了影响。可以看出,有限元计算结果与试验结果具有较好的一致性,且在 [0°/0°/0°/0°] 铺层的曲板构件中,不施加预应力时的夹角为 92.808°,施加预应力 16 MPa 后夹角减小至 90.221°,变形被消除了约 92.12%;在 [0°/90°/0°/90°] 铺层的曲板构件中,不施加预应力时的夹角为 91.436°,施加预应力 48.5 MPa 后夹角减小至 89.997°,变形被消除了

约 99.79%;在 [0°/90°/90°/0°] 铺层的曲板构件中,不施加预应力时的夹角为 93.886°,施加预应力 16 MPa 后夹角减小至 89.846°,变形被消除了 96.04%。

为了更直观地看出回弹变形的变化情况,将试验件的侧面扫描后放在一起对比,如图 16 所示(其中序号为试验件编号,红色虚线部分为标准 90°的直角边)。通过对比可以看出,在不同预应力加载下的 C 型结构试验件具有不同的弯曲程度,且随着预应力值的增加, C 型结

构试验件的夹角逐渐减小,回弹变形得到了控制。

3 结论

本文主要介绍了在固化过程中施加预应力的方式来降低 C 型结构固化变形的的方法。主要的结论如下。

(1)采用数值分析模型对施加预应力的 C 型结构的固化变形进行了预测,该数值模型计算结果与试验数据的误差在 5% 以内。

(2)施加大小合适的预应力可以抵消本文讨论的 3 种铺层方式的

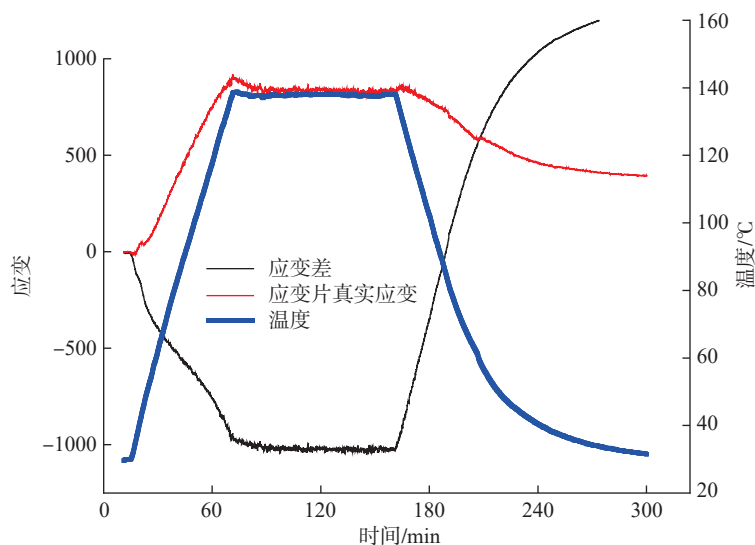


图 15 固化温度和试验件应变曲线

Fig.15 Curing temperature and strain curve of specimens

表 3 试验结果和有限元仿真结果

Table 3 Experiment results and finite element simulation results

试验件序号	铺层顺序	预应力/MPa	固化变形		
			试验值/(°)	仿真值/(°)	误差/%
1	[0°/0°/0°/0°]	0	92.808	90.144	2.96
2	[0°/0°/0°/0°]	4	92.133	90.054	2.31
3	[0°/0°/0°/0°]	16	90.221	89.535	0.77
4	[0°/90°/0°/90°]	0	91.436	92.789	1.46
5	[0°/90°/0°/90°]	48.5	89.997	90.003	0.10
6	[0°/90°/0°/90°]	80	87.852	88.015	0.19
7	[0°/90°/90°/0°]	0	93.886	90.152	3.98
8	[0°/90°/90°/0°]	3.5	92.895	89.893	3.23
9	[0°/90°/90°/0°]	16	89.846	89.555	0.32

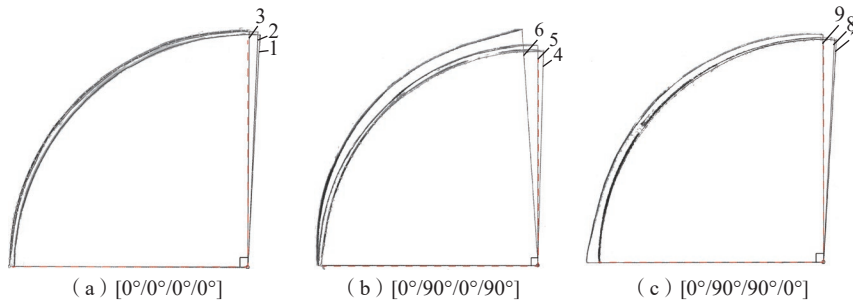


图 16 3 种铺层的试验件

Fig.16 Three kinds of lay-up test pieces

C 型结构大部分的固化变形。在本文的试验中的减少效果达到了 90% 以上。

本文对于预应力控制复合材料大型构件的固化变形具有重要的试验指导作用。然而,用预应力控制 C 型结构固化变形背后的解析解仍然是未知的,目前仅是通过试验和仿真对照的方法证明了施加预应力可以减小 C 型结构的固化变形的可行性,但在理论层面对控制该结构的固化变形的原因进行梳理分析,以及进行解析解的推导,凝练出相关的数学表达式,在未来仍是一个巨大的挑战。

参考文献

[1] 郑锡涛,刘振东,梁晶.大型复合材料构件固化变形分析方法研究进展[J].航空制造技术,2015,58(14):32-35.
 ZHENG Xitao, LIU Zhendong, LIANG Jing. Research progress of curing deformation analysis method for large composite structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(14): 32-35.
 [2] 唐健钧.基于精度控制的飞机装配工艺设计与优化技术研究[D].西安:西北工业大学,2014.
 TANG Jianjun. Research on aircraft assembly process design and optimization technology based on precision control[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.
 [3] LIU X D, GUAN Z D, WANG X D, et al. Study on cure-induced residual stresses and spring-in deformation of L-shaped composite laminates using a simplified constitutive model considering stress relaxation[J]. Composite Structures, 2021, 272: 114203.

[4] LIU Z D, ZHENG X T, FAN W J, et al. An alternative method to reduce process-induced deformation of CFRP by introducing prestresses[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(8): 314-323.
 [5] 丁安心,李书欣,倪爱清,等.热固性树脂基复合材料固化变形和残余应力数值模拟研究综述[J].复合材料学报,2017,34(3): 2254-2262.
 DING Anxin, LI Shuxin, NI Aiqing, et al. A review of numerical simulation of cure-induced distortions and residual stresses in thermoset composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(3): 2254-2262.
 [6] 王晓霞.热固性树脂基复合材料的固化变形数值模拟[D].济南:山东大学,2012.
 WANG Xiaoxia. Numerical simulation of curing deformation of thermosetting resin matrix composites[D]. Jinan: Shandong University, 2012.
 [7] 於永红,刘兆朋,尚仰宏,等.碳纤维复合材料 U 形构件角度收缩及模具补偿研究[J].航空制造技术,2018,61(13):96-100.
 YU Yonghong, LIU Zhaopeng, SHANG Yanghong, et al. Study on angular contraction of carbon fiber composite U-shaped component and its mould compensation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(13): 96-100.
 [8] WHITE S R, HAHN H T. Cure cycle optimization for the reduction of processing-induced residual stresses in composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 1993, 27(14): 1352-1378.
 [9] OLIVIER P A, EL SAWI I. Designing curing conditions in order to analyse the influence of process-induced stresses upon some mechanical properties of carbon/epoxy laminates at constant Tg and degree of cure[J]. International Journal of Material Forming, 2010, 3(2): 1373-1389.
 [10] 孙勇毅,许英杰,唐闻远,等.共固化成型复合材料加筋壁板的固化变形仿

真技术研究[J].航空制造技术,2022,65(4): 107-114, 120.
 SUN Yongyi, XU Yingjie, TANG Wenyuan, et al. Simulation of curing deformation for co-cured stiffened composite panel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(4): 107-114, 120.
 [11] JUNG W K, CHU W S, AHN S H, et al. Measurement and compensation of spring-back of a hybrid composite beam[J]. Journal of Composite Materials, 2007, 41(7): 851-864.
 [12] YI S, HILTON H H. Effects of thermo-mechanical properties of composites on viscosity, temperature and degree of cure in thick thermosetting composite laminates during curing process[J]. Journal of Composite Materials, 1998, 32(7): 600-622.
 [13] 张纪奎,酆正能,关志东,等.热固性树脂基复合材料固化变形影响因素分析[J].复合材料学报,2009,26(1):179-184.
 ZHANG Jikui, LI Zhengneng, GUAN Zhidong, et al. Analysis of influencing factors on curing deformation of thermosetting resin matrix composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(1): 179-184.
 [14] 杨青,刘卫平,余木火,等.复合材料 C 型梁回弹变形影响因素权重分析[J].航空制造技术,2017,60(7):72-77,81.
 YANG Qing, LIU Weiping, YU Muhuo, et al. Weighting analysis of factors of spring-back for C-shaped composite spars[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(7): 72-77, 81.
 [15] BELLINI C, SORRENTINO L, POLINI W, et al. Spring-in analysis of CFRP thin laminates: Numerical and experimental results[J]. Composite Structures, 2017, 173: 17-24.
 [16] 岳广全.整体化复合材料壁板结构固化变形模拟及控制方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
 YUE Guangquan. Study on simulation and control method of curing deformation of integrated composite wallboard structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
 [17] WANG Y L, HU X G. Research on templated-based parameterized structure design for drawing dies[C]. Second International Conference on Digital Manufacturing & Automation, Zhangjiajie, 2011.
 [18] OGUNLEYE R O, RUSNAKOVA S. A review of prestressed fibre-reinforced polymer matrix composites[J]. Polymers, 2021, 14(1): 60.
 [19] MOSTAFA N H, ISMARRUBIE Z N,

- SAPUAN S M, et al. Fibre prestressed polymer-matrix composites: A review[J]. *Journal of Composite Materials*, 2017, 51(1): 39–66.
- [20] MOHAMED M, SELIM M M, NING H B, et al. Effect of fiber prestressing on mechanical properties of glass fiber epoxy composites manufactured by vacuum-assisted resin transfer molding[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2020, 39(1–2): 21–30.
- [21] CAO Y, CAMERON J. Flexural and shear properties of silica particle modified glass fiber reinforced epoxy composite[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2006, 25(4): 347–359.
- [22] ZAIDI B M, MAGNIEZ K, MIAO M H. Prestressed natural fibre spun yarn reinforced polymer-matrix composites[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2015, 75: 68–76.
- [23] MOHAMED M, BRAHMA S, NING H B, et al. Development of beneficial residual stresses in glass fiber epoxy composites through fiber prestressing[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2020, 39(13–14): 487–498.
- [24] SUI G X, YAO G, ZHOU B L. Effects of prestrain on the fatigue properties of VIRALL laminate[J]. *Composites Science and Technology*, 1996, 56(8): 929–932.
- [25] NISHI Y, OKADA T, OKADA S, et al. Effects of tensile prestress level on impact value of 50 vol% continuous unidirectional 0 degree oriented carbon fiber reinforced epoxy polymer (CFRP)[J]. *Materials Transactions*, 2014, 55(2): 318–322.
- [26] LI N Y, LI Y G, WU X C, et al. Tool-part interaction in composites microwave curing: Experimental investigation and analysis[J]. *Journal of Composite Materials*, 2017, 51(26): 3719–3730.
- [27] KRÄMER E T M, GROUVE W J B, WARNET L L, et al. Tool-ply interaction in the formation of waviness during C/PEEK consolidation[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2021, 144: 106327.
- [28] AMANN C, KREISSL S, GRASS H, et al. A review on process-induced distortions of carbon fiber reinforced thermosets for large-scale production[J]. *Production Engineering*, 2017, 11(6): 665–675.
- [29] DING A X, WANG J H, NIA Q, et al. A new analytical solution for cure-induced spring-in of L-shaped composite parts[J]. *Composites Science and Technology*, 2019, 171: 1–12.
- [30] 李盼. 纤维/树脂复合材料的模内热固化成型及脱模变形的研究[D]. 济南: 山东大学, 2014.
- LI Pan. Study on in-mold thermosetting molding and demoulding deformation of fiber/resin composites[D]. Jinan: Shandong University, 2014.
- [31] WHITE S, HAHN H. Process modeling of composite materials: Residual stress development during cure. part I. model formulation[J]. *Journal of Composite Materials*, 1992, 26(16): 2402–2422.
- [32] KAMAL M R. Thermoset characterization for moldability analysis[J]. *Polymer Engineering and Science*, 1974, 14(3): 231–239.
- [33] 李君, 姚学锋, 刘应华, 等. 复合材料 T 型整体化结构固化翘曲变形模拟[J]. *复合材料学报*, 2009, 26(1): 156–161.
- LI Jun, YAO Xuefeng, LIU Yinghua, et al. Simulation on curing warpage deformation of composite T-shaped integrated structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2009, 26(1): 156–161.
- [34] 王巍. 超高韧性水泥基复合材料热膨胀性能及导热性能的研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2009.
- WANG Wei. Study on thermal expansion and thermal conductivity of ultra high toughness cementitious composites[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2009.
- [35] 丁安心. 热固性树脂基复合材料固化变形数值模拟和理论研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2016.
- DING Anxin. Numerical and theoretical study on process-induced distortions in thermoset composites[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2016.

通讯作者: 张驰, 高级工程师, 博士, 研究方向为复合材料损伤容限设计、结构设计与优化。

Effect of Prestress on Cure-Induced Deformation of C-Shaped Composite Parts

ZHENG Xitao^{1,2}, SONG Luyang^{1,2}, ZHANG Chi^{1,2}, LIU Zhendong³, LU Tuo^{1,2}

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

2. Institute of Aircraft Composite Structures of Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

[ABSTRACT] C-shaped part is one of the common parts in aviation composite structures. The cure-induced deformation when manufacturing will seriously affect the assembly of aviation structures. In this paper, a method of reducing curing deformation by applying prestressing is proposed for C-shaped part structure, and a numerical analysis model for predicting curing deformation of C-shaped part structure is established. To verify this model, three kinds of C-shaped parts of different layup sequence is manufactured at varying to prestress levels. The experimental results and numerical results have a good agreement, showing the accuracy and validity of this finite element model. It has been shown by the results that once the proper prestress is loaded, the deformation of these three layup sequence parts could reduced over 90%.

Keywords: Composites; C-shaped part; Cure-induced deformation; Prestress; Finite element simulation

(责编 七七)