

复合材料回转体网格结构热矫形机制及仿真模型研究

张鹏 祁国成 付平俊 李健芳 王乐辰 左小彪 孙宏杰 王荣 张博明

Research on hot sizing mechanism and simulation model of composite cylindrical grid structures

ZHANG Peng, QI Guocheng, FU Pingjun, LI Jianfang, WANG Lechen, ZUO Xiaobiao, SUN Hongjie, WANG Rong, ZHANG Boming

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240708.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

复合材料机翼结构热校形工艺实验及数值模拟

Simulation and experimental studies of hot sizing process for composite wing structures

复合材料学报. 2021, 38(5): 1487–1496 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210202.004>

纤维增强树脂复合材料网格结构成型工艺研究进展

Research progress of forming process of fiber reinforced polymer composite grid structure

复合材料学报. 2020, 37(4): 845–858 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190628.003>

复合材料压力容器含凹陷内胆屈曲的有限元分析

Finite element analysis of the buckling of the liner of composite pressure vessel with depression

复合材料学报. 2022, 39(3): 1343–1352 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210518.004>

复合材料夹芯结构褶皱增强理论和有限元方法

Enhanced theory and finite element method for wrinkling analysis of composite sandwich structure

复合材料学报. 2023, 40(8): 4840–4848 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20221110.002>

气泡和气隙影响六方氮化硼/环氧树脂复合材料导热性能的有限元模拟

Numerical analysis of the effect of air bubbles and gaps on thermal conductivity of hexagonal boron nitride/epoxy composites

复合材料学报. 2020, 37(10): 2482–2488 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200111.004>

电熔 MgAl_2O_4 对 Al_2O_3 - MgAl_2O_4 复合耐火材料高温蠕变性能的影响

Effect of fused MgAl_2O_4 on high temperature creep properties of Al_2O_3 - MgAl_2O_4 refractory

复合材料学报. 2022, 39(1): 285–291 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210310.003>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

复合材料回转体网格结构热矫形机制及仿真模型研究



分享本文

张鹏¹, 祁国成^{*1}, 付平俊^{2,3}, 李健芳^{2,3}, 王乐辰^{2,3}, 左小彪^{2,3},
孙宏杰^{2,3}, 王荣^{2,3}, 张博明^{4,5}

(1. 北京交通大学 物理科学与工程学院, 北京 100044; 2. 航天材料及工艺研究所, 北京 100076; 3. 功能性碳纤维复合材料国家工程研究中心, 北京 100076; 4. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191; 5. 山东产业技术研究院先进材料院, 济南 250102)

摘要: 复合材料回转体网格结构呈现多特征复杂结构属性, 工艺固化变形限制了结构的制造装配精度。基于双马树脂的粘弹性, 开展航天 802 双马树脂高温蠕变拉伸测试, 证实双马树脂蠕变卸载后存在不可恢复的黏性流动应变, 揭示了可以通过热矫形减少大型复合材料网格结构工艺变形的微观组分材料机制。推导建立复合材料网格结构的应变能增量理论, 模拟复合材料网格结构热矫形荷载施加、松弛以及回弹过程, 确定网格结构矫形回弹轮廓, 与实验结果对比验证应变能理论模型有效性。分析复合材料网格结构热矫形内应力失效、矫形点个数、基于时温等效的工艺条件等影响因素, 形成了复合材料网格舱段结构热矫形变形控制工艺变形仿真方法。

关键词: 复合材料; 网格结构; 高温蠕变; 热矫形; 有限元分析

中图分类号: TB330.1

文献标志码: A

文章编号: 1000-3851(2025)04-2317-10

Research on hot sizing mechanism and simulation model of composite cylindrical grid structures

ZHANG Peng¹, QI Guocheng^{*1}, FU Pingjun^{2,3}, LI Jianfang^{2,3}, WANG Lechen^{2,3}, ZUO Xiaobiao^{2,3},
SUN Hongjie^{2,3}, WANG Rong^{2,3}, ZHANG Boming^{4,5}

(1. School of Physical Science and Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China; 2. Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076, China; 3. National Engineering Research Center of Functional Carbon Composite, Beijing 100076, China; 4. School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; 5. Institutes of Advanced Materials, Shandong Institutes of Industrial Technology, Jinan 250102, China)

Abstract: The composite cylindrical grid structures exhibit quite a few features and complex structural characteristics, and its precision in manufacturing is restricted due to the curing deformation. Based on the viscoelasticity of the bismaleimide resin, high temperature creep tensile testing of the aerospace 802 bismaleimide resin was performed, confirming the existence of unrecoverable viscous flow strain after the unloading of the bismaleimide resin creep. The micro component material mechanism was revealed to reduce the process curing deformation of large composite grid structures through hot sizing. The deformation energy increment theory for composite grid structures was derived and established. The process of hot sizing load application, relaxation, and rebound of composite grid structures was simulated. The correction rebound profile of grid structures was determined, comparing with

收稿日期: 2024-05-08; 修回日期: 2024-06-06; 录用日期: 2024-06-24; 网络首发时间: 2024-07-10 13:41:35

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240708.001>

基金项目: 国家自然科学基金 (12302162)

National Natural Science Foundation of China (12302162)

通信作者: 祁国成, 博士, 副教授, 硕士生导师, 研究方向为复合材料力学 E-mail: gchqi@bjtu.edu.cn

引用格式: 张鹏, 祁国成, 付平俊, 等. 复合材料回转体网格结构热矫形机制及仿真模型研究 [J]. 复合材料学报, 2025, 42(4): 2317-2326.

ZHANG Peng, QI Guocheng, FU Pingjun, et al. Research on hot sizing mechanism and simulation model of composite cylindrical grid structures[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2025, 42(4): 2317-2326(in Chinese).

experimental results to verify the effectiveness of the deformation energy increment theory. The failure of internal stress, number of correction points and process conditions based on time temperature equivalence of hot sizing composite grid structure was analyzed. A complete process for the deformation simulation method of hot sizing deformation control for composite grid structures was formed.

Keywords: composite; grid structure; high temperature creep; hot sizing; finite element analysis

近年来,轻量化与高承载是航空航天发展的永恒主题,先进复合材料以其质量轻、性能好而广泛应用于航空航天结构中,而复合材料网格回转体结构不仅具备先进复合材料的优点,同时还具备网格结构的结构效率高、可设计性强等优良性能^[1-3]。早在上世纪 80 年代起,美、俄、日等国家就已开始在航天领域复合材料回转体网格结构的设计、制造、评价及应用等方面开展了大量工作^[4-8],并广泛应用于火箭整流罩、级间段及有效载荷支架。在国内,熊健等^[9]总结了轻质复合材料壳体结构研究进展,指出夹芯壳体结构具有优越的力学性能,但目前制备工艺还不成熟,并对轻质复合材料壳体结构未来发展方向进行预测。祖磊等^[10]基于非线性有限元理论,对承受内压载荷的复合材料壳体进行缠绕参数优化设计。陈小平等^[11]和王世勋等^[12]主要针对复合材料网格结构的设计及制备工艺进行综述,指出应在高质量复合材料网格结构制备工艺以及格栅结构强度理论方面开展深入的研究工作。韩振宇等^[13]指出复合材料网格结构在成型过程中纤维在交叉点处存在堆积和架空缺陷,揭示网格结构成型过程中工艺-结构-性能的关系,对准确预测结构承载效率和破坏形式有着重要作用。

目前国内外学者采用多种矫形方法修正变形^[14],电磁校形^[15-16]适用于良好导电性材料,矫形精度高,同时可以很好地改善材料内部应力状态;激光校形技术^[17]是一种新型柔性校形工艺方法,通过一定强度的激光束可提高变形的形状精度;超声波喷丸校形技术^[18]可利用超声波产生的高频冲击波,通过弹丸或撞针等介质作用于金属材料表面变形区域,校正成形误差的技术。姚少非等^[19]对 TC4 钛合金筒形件进行热矫形仿真分析,证明温度对于筒形件内应力的消除及校形尺寸精度的提高起着主导作用。Lu 等^[20]基于蠕变机制对钛合金薄壁构件开展热矫形工艺研究。金属的热矫形研究表明,零件在热矫形前后形状变化的原因主要是高温软化和应力松弛。罗玲^[21]对比研究线弹性固化变形模型和 CHILE 非线性固化模型,线弹性固化变形模型计算过程针对凝胶后的固化历程,工艺变形数值模拟精度同 CHILE 非线性固

化模型差别不大。以上方法在矫形方面的应用越来越广泛,但对于机制分析还不明确,还有很多技术难题需要攻破。对于复合材料结构而言,由于材料各向异性及粘弹性特征复杂,为深入研究机制问题,本文基于材料粘弹性^[22-23]属性,在高温条件下用形状矫正模具对大型复合材料舱段进行热矫形,从热固性树脂角度出发阐述热矫形机制问题。该矫形方法可使内应力分布均匀,提高构件尺寸稳定性,降低后续的加工,是解决舱段工艺变形问题的有效途径。

大型复合材料网格回转体舱段在固化成型后主要变形特征为舱段横截面呈现椭圆特征。如借鉴传统的解决方案,在工艺试验的基础上凭经验对零件的固化工艺规范进行反复调整、对模具型面进行补偿性修正,会消耗大量的时间和原料,进一步增加了复合材料的制造成本。许英杰等^[24]验证了复合材料加筋壁板在强度提高的同时,固化变形显著降低。王浩军等^[25]、王海雷等^[26]分别对 C 形、翼面类结构采用常用的“模具补偿修正”的方法,实现了固化变形控制。Liu 等^[27]开展了碳纤维/环氧复合材料 L 型梁构件热矫形研究,采用复合材料粘弹性理论,发现高温蠕变后发生回弹,最终轮廓且与初始构件角度不同。但对于大型回转体舱段而言,因其多特征的复杂结构,结构工艺热矫形计算分析时间长,叠加粘弹性非线性本构关系,已有模型方法难以有效开展矫形数值仿真计算。

因此,本研究针对航天 802 双马树脂,开展太钢 TG800 碳纤维/802 双马树脂复合材料网格结构的热矫形机制与模型研究。测试航天 802 双马树脂蠕变及卸载规律,验证双马树脂基复合材料热矫形机制;基于多层级固化变形仿真结果,通过应变能理论预报舱段热矫形过程,并分析复合材料网格结构热矫形内应力失效、基于时温等效的工艺条件等影响因素,形成复合材料网格舱段结构热矫形变形控制工艺变形仿真方法。

1 复合材料网格舱段结构热矫形机制研究

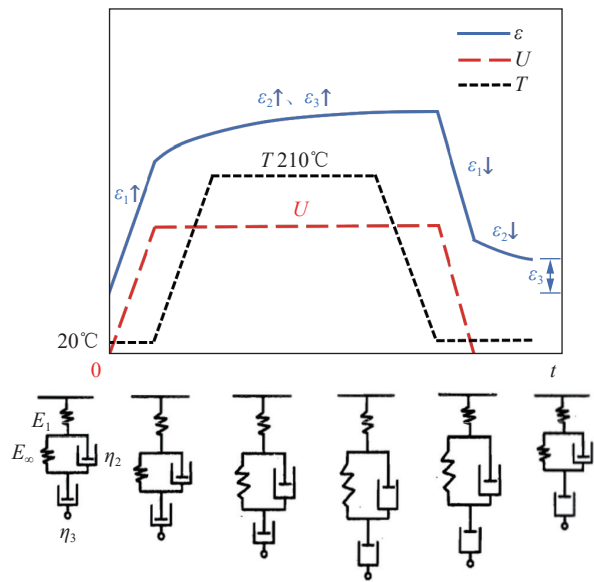
关于热矫形机制研究,国内外很多学者在早期发现金属热矫形机制的本质是应力松弛或高温

软化^[28-31]。而对于树脂基复合材料结构而言，高温下同样会发生蠕变或者应力松弛^[32-33]。因此，树脂基复合材料热矫形可借鉴金属热矫形。本文在热矫形机制上主要创新点为：从热固性树脂分子链角度出发，结合 802 双马树脂高温蠕变试验及四元件粘弹性模型，验证复合材料网格结构可进行矫形的微观材料机制为蠕变卸载后黏性流动应变的不可恢复，并推导建立应变能增量理论作为热矫形的理论模型。

1.1 聚合物基复合材料高温蠕变

热固性树脂基复合材料热矫形的原理是树脂基体的高温蠕变。聚合物蠕变本质上是分子链运动在不同时间尺度上先后体现的结果。一般而言，聚合物所处温度越高，或者承受应力(应变)越大、蠕变速率越快，发生蠕变现象越明显^[34]。值得指出的是：对于真实交联的热固性树脂中，往往会存在封闭链圈、端链等局部缺陷，会在较小范围内发生黏性流动形变，卸载后会产生长时间不可恢复的变形。热固性树脂蠕变及卸载过程可用四元器件模型^[35-36]描述。

如图 1 所示， ε 为蠕变过程中的应变， U 为矫形位移， T 为矫形温度，热矫形工艺温度控制在 210℃。 E_1 为普弹模量， E_∞ 为高弹模量， η_2 、 η_3 为黏性流动系数。在拉伸外力作用下，蠕变关系



U —Displacement imposed by the correction; T —Temperature imposed by the correction; ε_1 —General elastic deformation; ε_2 —High elastic deformation; ε_3 —Viscous flow deformation; E —Modulus of elasticity; η —Coefficient of viscous flow; t —Time

图 1 树脂基复合材料结构热矫形机制

Fig. 1 Mechanism of hot sizing of polymer matrix composite structures

式可写为

$$D(t) = D_1 + D_\infty \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau}}\right) + \frac{t}{\eta_3} \tag{1}$$

式中： D 为柔量(模量的倒数)； t 为松弛时间； $\tau = \eta_2/E_\infty$ 为推迟时间； $(1 - e^{-t/\tau})$ 称为蠕变函数； t 时刻的蠕变柔量由普弹柔量 D_1 、高弹柔量 $D_\infty(1 - e^{-t/\tau})$ 和黏性流动导致的柔量 t/η_3 三部分构成。

外力去除后，聚合物会发生蠕变恢复。如图 1 应变曲线所示，蠕变发生时，首先产生普弹应变，然后是高弹应变，最终是黏性流动应变；而卸载时，蠕变首先恢复的是普弹应变 ε_1 ，高弹应变 ε_2 随时间逐渐衰减至 0，而黏性流动应变 ε_3 因不可恢复而残留下来。这是非理想交联热固性树脂基复合材料结构能够通过高温蠕变/应力松弛及恢复过程，从而进行复合材料热矫形的微观组分材料机制。

1.2 结构应变能增量理论

根据复合材料广义层合板理论^[37]，模拟板的运动行为的近似位移场可表示为

$$\vec{u}(x_1, x_2, x_3) = u_i(x_1, x_2) + x_2\beta_i(x_1, x_2) + x_3^2\gamma_i(x_1, x_2)(i = 1, 2, 3) \tag{2}$$

其中： x_1 、 x_2 代表面内方向； x_3 代表板厚度方向； u_i 、 β_i 、 γ_i 是一组广义坐标，表示板的构型。直角坐标系中，根据几何方程，应变张量 $\vec{\varepsilon}_{ij}$ 为位移的一阶偏导数，张量表达形式为

$$\vec{\varepsilon}_{ij} = \frac{1}{2}(\vec{u}_{i,j} + \vec{u}_{j,i})(i, j = 1, 2, 3) \tag{3}$$

各向异性材料第 k 层本构关系用张量表示为

$$\sigma_{ij}^k = C_{ij}^k \varepsilon_{ij}^k(i, j = 1, 2, \dots, 6) \tag{4}$$

其中： σ_{ij}^k 是应力分量； C_{ij} 为刚度系数，由基本弹性参数组成。将式 (2) 代入式 (3) 中，得到广义位移形式下的应变：

$$\vec{\varepsilon}_{ij} = \varepsilon_{ij} + x_3\kappa_{ij} + x_3^2\theta_{ij}(i, j = 1, 2, 3) \tag{5}$$

其中， κ_{ij} 、 θ_{ij} 为包含 β_i 、 γ_i 的应变。单位体积下的拉伸应力 N_{ij} 、弯曲应力 M_{ij} 、扭转应力 R_{ij} 为

$$(N_{ij}, M_{ij}, R_{ij}) = \sum_{k=1}^K \int_{x_3^k}^{x_3^{k+1}} \sigma_{ij}^k(1, x_3, x_3^2) dx_3 \tag{6}$$

其中， $i, j=1, 2, 3$ 。第 k 层的应变能密度 U^k 表达式为

$$U^k = \frac{1}{2} \sigma_{ij}^k \vec{\varepsilon}_{ij}(i, j = 1, 2, 3) \tag{7}$$

层合板应变能 E 可由应变能密度 U^k 积分得到：

$$E = \sum_k \int_{x_3^k}^{x_3^{k+1}} U^k dx_3 \tag{8}$$

借助式 (5) 和式 (6) 将式 (7) 代入式 (8) 可得：

$$E = \frac{1}{2} N_{ij} \varepsilon_{ij} + \frac{1}{2} M_{ij} \kappa_{ij} + \frac{1}{2} R_{rs} \theta_{rs} + R_{r3} \theta_{r3} \tag{9}$$

式中， $i, j=1, 2, 3, r, s=1, 2$ 。经过复合材料网格舱段热矫形松弛以及回弹过程，黏性流动应变不可恢复而残留下来，确定复合材料舱段热矫形后的最终变形，结合热矫形后最终轮廓，可分析对固化变形的矫正效果。可以采用细观力学模型预报复合材料粘弹性属性^[38]，在舱段变形仿真基础上，进行热矫形模拟。具体来说，热矫形模型的理论假设是：

①室温加载时，矫形载荷所做的总功全部转化为舱段应变能 dE_{total} ；

②卸载后，驱动舱段回弹的应变能为弹性应变能 $dE_{elastic}$ ，包括普弹应变能和高弹应变能；

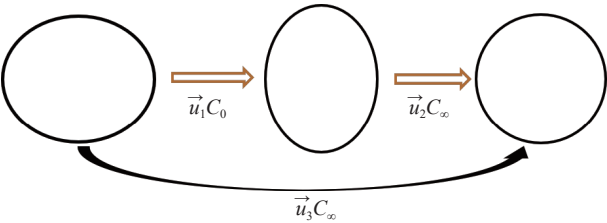
③在高温矫形载荷作用下，导致舱段发生高温蠕变，形成额外的舱段不可恢复的应变能 dE_{creep} 。

3 种应变能增量表达式为

$$dE_{total} = dE_{creep} + dE_{elastic} \tag{10}$$

网格舱段在整个矫形过程中的轮廓如图 2 所示。其中， C_0 和 C_∞ 分别是复合材料矫形前的刚度和松弛后的刚度。 $\vec{u}_1$ 为施加的矫形荷载位移变化场， $\vec{u}_2$ 为舱段发生变形回弹时的位移变化场， $\vec{u}_3$ 为舱段发生蠕变后残留变形与初始变形位移场的差。不同阶段的位移场可根据式 (9) 得到不同的应变能，并代入最终式 (10)。

若舱段可进行热矫形，则 $\vec{u}_3 \neq 0$ 。若 $\vec{u}_3 = 0$ ，这说明施加的矫形位移载荷增量 dE_{total} 等于舱段卸



$\vec{u}_1$ —Field of change of applied corrective displacement; $\vec{u}_2$ —Field of displacement change when deformation rebound occurs in the interstage segment; $\vec{u}_3$ —Difference between the residual deformation and the initial deformation displacement field after the cabin segment has undergone creep; C_0 —Stiffness of composite materials before relaxation; C_∞ —Post-relaxation stiffness of composite materials

图 2 复合材料网格结构热矫形全过程轮廓变化

Fig. 2 Profile changes throughout the entire process of hot sizing of composite gird structures

载回弹产生的位移载荷增量 $dE_{elastic}$ ，这就导致矫形后最终轮廓与固化变形后轮廓并无区别，矫形没有意义，也就是形状不可矫正，对应理想热固性树脂的蠕变粘弹性情形（黏性流动应变为 0）。

2 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段结构热矫形

2.1 802 双马树脂高温蠕变测试

802 双马树脂在 210℃ 高温蠕变关系如图 3 所示。试验标准参考 ISO 899-1^[39] 拉伸蠕变性能的测定，初始加载拉伸应力选取了 38 MPa、30 MPa 和 22 MPa。蠕变加载卸载速率均为 20 mm/min，保证迅速平稳不出现瞬间过载。

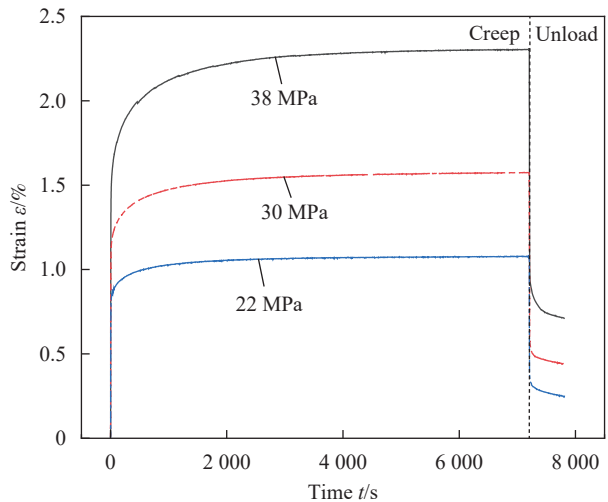


图 3 802 双马树脂在 210℃ 不同应力水平下的高温蠕变及恢复过程中的应变-时间关系

Fig. 3 Strain and time relationships of 802 bismaleimide resin during high temperature creep and recovery under different stresses at 210℃

在 210℃ 高温下，2 h 内基本都达到蠕变平衡态，卸载后应变随时间变化。根据蠕变关系式 (1) 可写为应变形式为

$$\varepsilon(t) = \varepsilon_1 + \varepsilon_2 + \varepsilon_3 = \frac{\sigma}{E_1} + \frac{\sigma}{E_\infty} (1 - e^{-t/\tau}) + \frac{\sigma}{\eta_3} t \tag{11}$$

其中： $\varepsilon(t)$ 为蠕变应变； σ 为初始应力。根据 802 双马树脂蠕变试验，普弹应变 ε_1 与时间成线性关系，高弹应变 ε_2 与黏性流动应变 ε_3 成非线性关系，对试验数据进行曲线拟合，拟合结果如图 4 所示。

根据蠕变关系式 (11) 可知，普弹应变只与初始应力有关，与时间无关，拟合时为保证拟合准确性，去除普弹直线段并用常数 A 代替。根据图 4 中蠕变曲线拟合结果，拟合方程为

$$\varepsilon(t) = A + B(1 - e^{-t/C}) + Dt \tag{12}$$

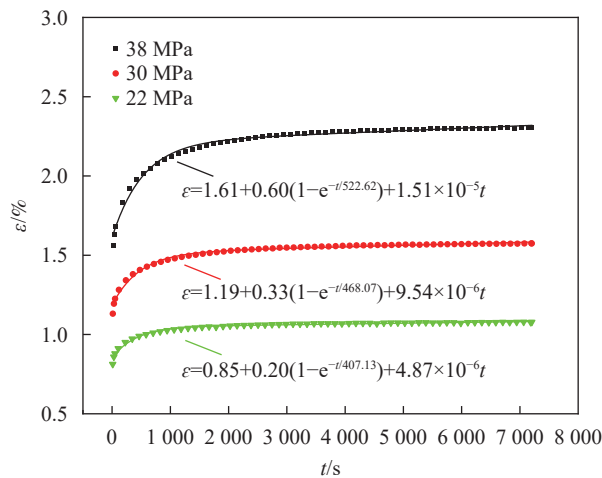


图4 802 双马树脂高温蠕变应变曲线拟合

Fig. 4 Strain curve fitting of 802 bismaleimide resin for high temperature creep

式中： A 代表普弹应变 ε_1 ，与初始应力成正比例关系，与时间无关； B 中的高弹模量 E_∞ 随时间变化，高弹应变 ε_2 与时间成指数曲线关系； C 为 τ ，即为推迟时间，与初始应力和高弹模量有关，并随着初始应力增加而增加； D 表示初始应力与黏度 η_3 的比值，随着初始应力增加而增加，黏性流动应变 ε_3 与时间成线性关系。

双马树脂在蠕变卸载瞬间，普弹应变消失，高弹应变 15 min 基本恢复，曲线区域平缓，黏性流动应变残留。在相同时间和温度残留应变，随初始应力施加而增加。蠕变卸载 15 min 后，38 MPa、30 MPa 和 22 MPa 初始应力对应的残留应变分别为 0.69%、0.42% 和 0.22%。至此，已通过试验验证热固性双马树脂体系存在明显的高温蠕变残留变形，该变形在长时间尺度内是不可恢复的，正因为黏性流动应变的残留，所以网格结构是可进行矫形的。

2.2 TG800/802 双马树脂复合材料回转体舱段结构热矫形模拟

复合材料网格结构热矫形流程如图 5 所示，热矫形模拟开始前需对复合网格结构进行固化变形预报，在固化变形预报值与试验值达到工艺要求后进行热矫形模拟。通过有限元软件 Abaqus，设置不同分析步模拟网格结构固化变形后施加矫形

位移荷载、普弹及高弹变形回弹与最终黏性残留变形状态。并根据应变能理论与内应力失效分析调整结构所施加的机械矫形位移荷载，并结合热矫形过程中的轮廓变化验证热矫形应变能增量理论。

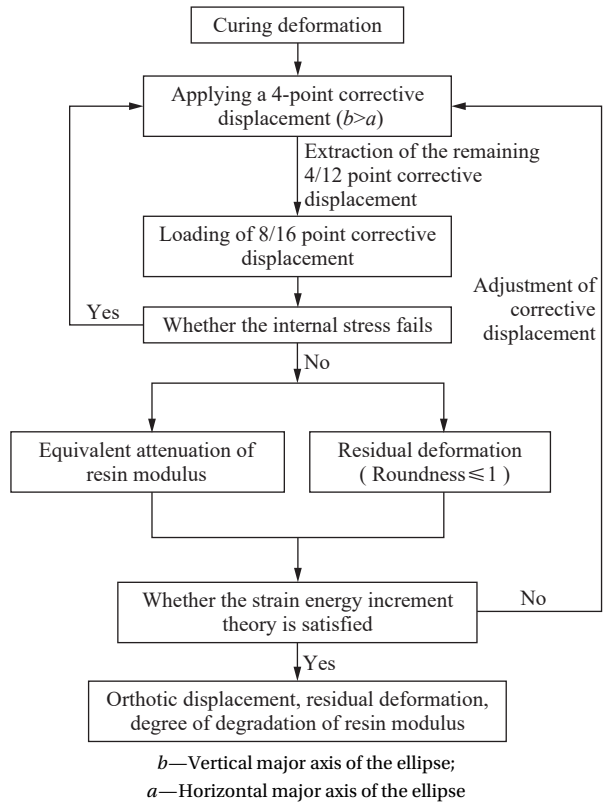


图5 TG800 碳纤维/802 双马树脂复合材料网格结构热矫形模拟流程图

Fig. 5 Flow chart for hot sizing simulation of TG800 carbon fiber/802 bismaleimide resin composite grid structures

2.2.1 网格舱段固化变形预报

变形舱段轮廓是舱段矫形的理论基础，本研究通过基于逐级试验验证的思路建立多层级复合材料固化变形预报模型^[40-41]，确定舱段固化变形轮廓，并与试验结果对比验证。复合材料固化变形预报属性采用太钢 TG800 碳纤维/802 双马树脂复合材料体系，属性参数由制造商提供，见表 1。

TG800/802 复合材料网格舱段结构如图 6(a) 所示，结构高度为 220 mm，最大直径为 1 100 mm，包括蒙皮、上下端框、横纵网格筋条以及两个对称加厚区。单层铺层厚度 0.15 mm，各组铺层见 表 2。

表 1 TG800/802 双马树脂复合材料室温力学性能

Table 1 Mechanical properties of TG800/802 bismaleimide resin composite at room temperature

E_{11} /MPa	E_{22} /MPa	G_{12} /MPa	G_{23} /MPa	μ_{12}	σ_{11} /MPa	σ_{22} /MPa	ILSS/MPa	σ_{12} /MPa
164 000	9 310	5 690	3 280	0.38	2 482	59	101	88

Notes: E —Modulus of elasticity; G —Modulus of shear; μ —Poisson's ratio; σ —Intensity of stress; ILSS—Interlaminar shear strength.

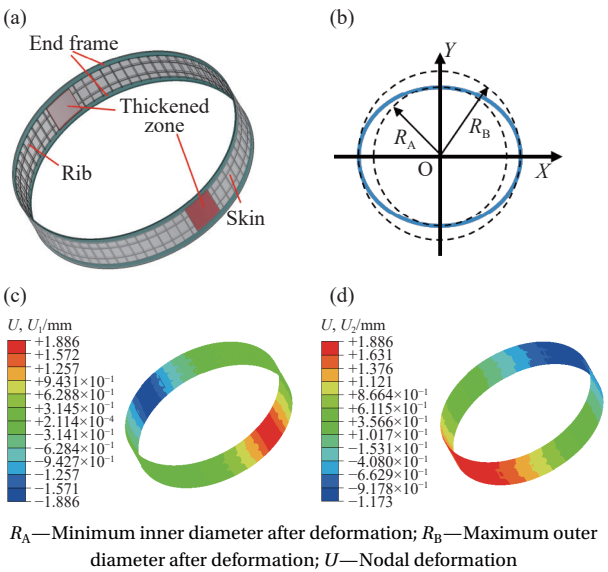


图 6 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段结构 (a)、圆度定义 (b)、固化变形预报结果 ((c), (d))

Fig. 6 TG800/802 bismaleimide resin composite grid interstage segment (a), definition of roundness (b), and predicted results of curing deformation ((c), (d))

表 2 TG800/802 复合材料平板及舱段结构铺层

Table 2 Plying of TG800/802 composite laminate and grid interstage segment

Composite	Ply
Skin	[45/-45/0/90/0/0/90/0/-45/45]
End frame	[45/-45/0/90/0/0/90/0/-45/45] ₃
Thickened zone	[45/0/-45/0/15/0/-15/0/15/90] ₆

舱段变形模拟复合材料后固化温度平台 (210℃) 降温至室温过程, 边界条件为约束结构下端框底端轴向变形 (U_3) 为 0。采用 Abaqus 软件进行模拟, 网格单元类型为 C3D8R。图 6(b) 为结构的圆度定义 (R_B-R_A), 用以表征工艺变形。舱段固化变形预报结果如图 6(c)、图 6(d) 所示, 加厚区的非对称铺层对圆度结果产生很大影响, 两个加厚区向外扩张, 从而导致与其垂直方向向内收缩, 固化变形后结构呈椭圆状。确定固化变形后的圆度为 3.04 mm, 与实验所制造的网格舱段实验圆度 3.22 mm 进行对比, 固化变形预报误差为 5.6%。因此, 舱段变形后的模型为结构热矫形提供了准确的初始轮廓。

2.2.2 网格舱段热矫形方案设计

将不同矫形工艺参数等效为双马树脂蠕变卸载后的模量衰减程度, 利用 Haipin-tsai 细观力学方法^[42], 基于约束均匀应变条件和转动约束的假设, 关联宏观应力和纤维材料性质并结合应变能

增量理论方法模拟热矫形过程。复合材料网格结构在施加矫形荷载时, 若施加的矫形位移过小, 则会导致矫形荷载引起的应变能增量不足以满足网格结构卸载后回弹变形引起的应变能增量, 很难达到预期矫形效果; 若矫形荷载过大则会导致在热矫形过程中网格结构内部发生破坏, 造成不必要的损失。因此, 施加矫形荷载时必须选择合适的矫形位移大小。

根据舱段结构固化变形轮廓, 采取 16 个矫形点施加矫形位移荷载, 如图 7 所示。图中数字表示各矫形点施加矫形位移后与固化变形后的前后位置变化值, 整体轮廓呈椭圆状。椭圆竖直长轴 b 大于水平长轴 a , 因此 90°、270°施加矫形位移值约为 +7 mm, 0°、180°(加厚区所在位置) 施加矫形位移值约为 -5 mm, 其余各矫形点矫形位移大小根据内应力大小与应变能协调。

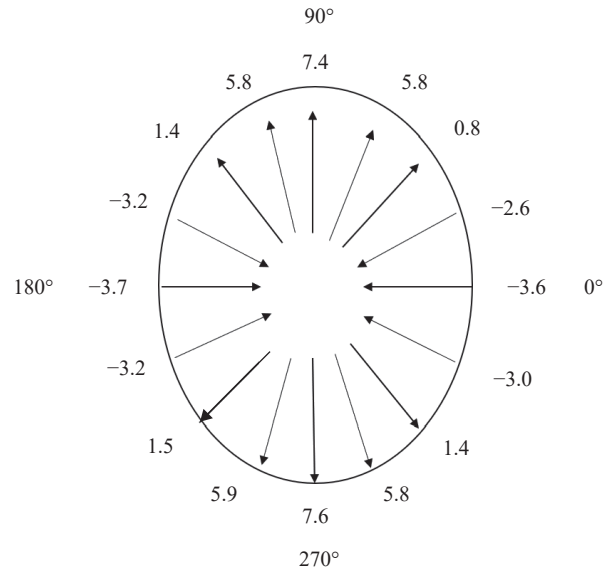


图 7 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段 16 点矫形位移荷载大小
Fig. 7 Magnitude of displacement loads at 16 sizing points in the TG800/802 bismaleimide resin composite grid interstage segment

2.2.3 网格舱段热矫形模拟

热矫形过程中施加矫形荷载后, 将温度升温到 210℃, 然后先降温后卸载, 结构松弛回弹。约束条件为下端框底端轴向变形 (U_3) 为 0。热矫形过程中各阶段应变能如图 8 所示, 矫形载荷引起的应变能增量等于矫形载荷卸载后回弹变形引起的应变能增量和最终矫形状态与初始变形状态之间的应变能增量之和并满足式 (10) 应变能增量理论。

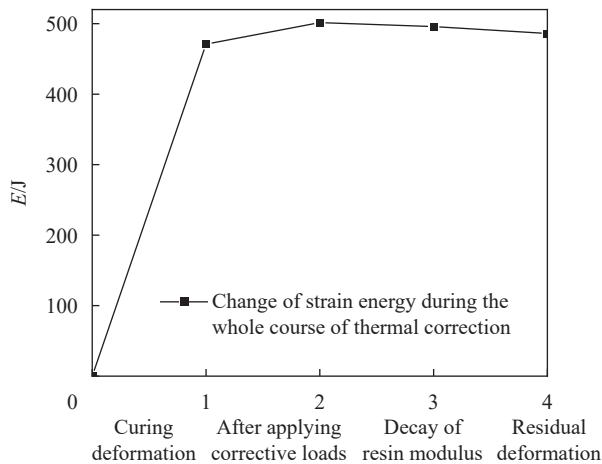


图8 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段热矫形全过程应变能变化
Fig. 8 Changes in strain energy E during hot sizing of TG800/802 bismaleimide resin composite grid interstage segment

拟合得到“固化变形-热矫形”全过程轮廓如图9所示。固化变形后结构呈椭圆状，椭圆水平长轴 a 大于竖直短轴 b 。针对变形舱段，采用16个接触面尺寸为 $65\text{ mm}\times 35\text{ mm}$ 的铝合金块，矫形位移施加在舱段下端框位置，将产品进行矫形试验验证。通过 Abaqus 设置不同分析步方法模拟舱段矫形过程中加载、卸载及回弹过程以及最终残留变形轮廓。施加矫形位移后，椭圆竖直轴 b 变为长轴。最后舱段结构残留轮廓回弹为圆，残留变形圆度预测值为 0.87 mm 。试验中网格舱段产品热矫形的试验轮廓圆度结果 0.9 mm ，证明该应变能理论仿真结果与试验结果相符合。

2.3 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段热矫形工艺条件影响规律分析

2.3.1 网格舱段矫形内应力分析

施加矫形位移过程中，需施加的矫形位移一般较高，以保证足够的残留变形量，但同时需注意避免施加矫形位移过大导致内应力过大，致使舱段结构发生破坏。如图10所示，内应力最值均发生在矫形点处。舱段内应力在铺层第3层上横向拉应力 S_{22} 达到最大值约为 34.73 MPa ，最大值位于舱段环向 315° 矫形位移施加点，达到横向拉伸强度的 58.60% ，易发生树脂拉伸损伤。纵向拉伸应力 776.70 MPa ，为拉伸强度的 31.29% ；面内剪切应力 S_{12} 最大值约为 32.26 MPa ，为剪切强度的 36.79% ；面外剪切应力 S_{13} 最大值为 50.57 MPa ，为剪切强度的 50.07% 。

将 S_{22} 应力危险单元应力值代入 Hashin 失效准则^[43] 计算舱段矫形位移载荷对应的损伤状

态。结果如表3所示，易发生树脂拉伸损伤，将横向拉应力 S_{22} 最大值的所在单元中，其余应力分量均低于失效阈值，表明舱段结构保持完好无损。

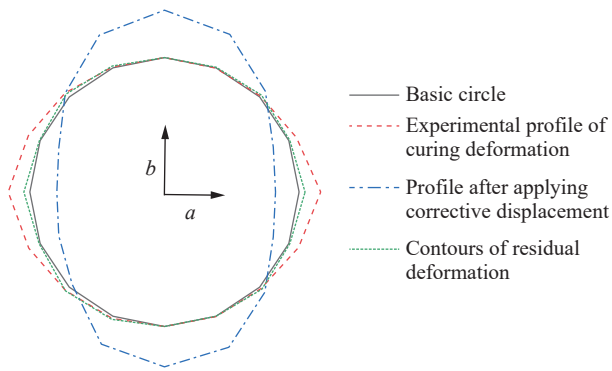


图9 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段“固化变形-矫形荷载施加后-残留变形”轮廓
Fig. 9 Profiles of "curing deformation, application of corrective load, and residual deformation" of TG800/802 bismaleimide resin composite grid interstage segment

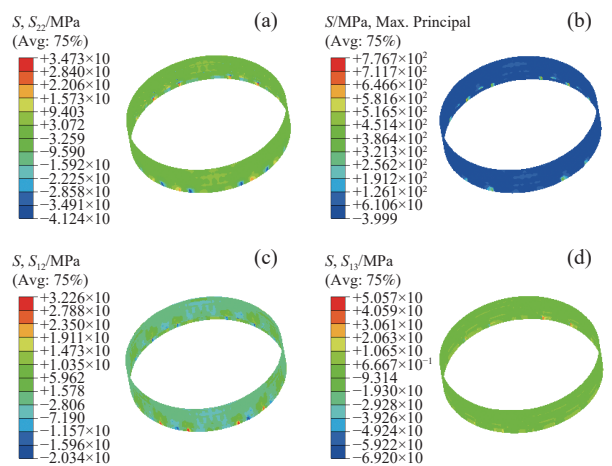


图10 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段热矫形内应力云图：
(a) 横向拉应力 S_{22} ；(b) 最大主应力；(c) 面内剪切应力 S_{12} ；
(d) 面外剪切应力 S_{13}

Fig. 10 Internal stress distribution of hot sizing of TG800/802 bismaleimide resin composite grid interstage segment: (a) Transverse tensile stress S_{22} ; (b) Max principle stress; (c) In-plane shear stress S_{12} ; (d) Out-of-plane shear stress S_{13}

表3 网格舱段层合板单元失效指数	
Table 3 Failure index of grid interstage segment laminate unit	
Failure mode	Hashin
Fiber tensile failure	0.008
Fiber compression failure	0.000
Matrix tension failure	0.889
Matrix compression failure	0.157

2.3.2 矫形点个数影响

在工程实际加载过程中并非 16 个矫形点同时加载，且并无固定次序。计算时采用 90°、270°先施加矫形位移，由 2 矫形点、4 矫形点、8 矫形点、16 矫形点逐步施加矫形位移。2 矫形点及 4 矫形点个数较少，同时需要施加比较大的矫形位移，并且加载后产生的应变能增量很小，不足以保证舱段轮廓回弹为圆。如图 11 所示，8 矫形点相比于 16 矫形点加载时均可满足应变能增量理论，但通过 8 矫形点施加矫形位移荷载时，矫形点之间相距较远，很难保证舱段结构加载后轮廓为椭圆，并且加载时易产生更大的内应力，横向拉应力 S_{22} 最大值为 39.25 MPa，相比于 16 点矫形应力值增加 13.01%，结构易发生破坏。

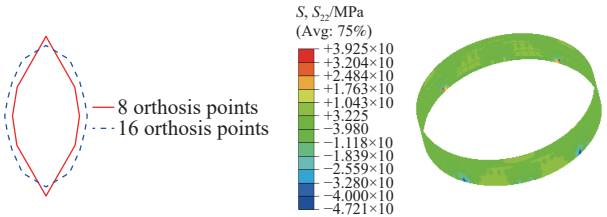


图 11 不同矫形点个数下的 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段轮廓
Fig. 11 Contours of TG800/802 bismaleimide resin composite grid interstage segment with different number of corrective points

2.3.3 802 双马树脂模量等效衰减

矫形位移确定后，满足应变能增量理论前提下，黏性流动导致的变形残留部分由外加载荷和时间/温度(时温等效原理)共同确定，矫形的温度、时间和位移可以通过树脂模量等效衰减表示。

分别计算了树脂模量分别衰减 5%、6%、9% 时的残留应力，通过两种树脂模量等效衰减后的残留应力对比，分析舱段矫形工艺条件的影响规律。根据图 12、表 4 所示结果，高温蠕变卸载后树脂模量等效衰减得越多，残留矫形应力越大。树脂模量等效衰减由 5% 衰减至 9% 时，应力最值均发生在矫形点处，纵向拉应力增加 216.1 MPa，横向拉应力增加 16.1 MPa。树脂模量衰减得越多，说明时间越长或温度越高，则会导致热矫形过程中的残留应力水平增加，矫形难度增大。

通过对施加矫形荷载后的舱段内应力失效分析、矫形点个数以及树脂模量等效衰减工艺条件影响规律分析，网格舱段热矫形过程中施加的矫形位移过大、矫形时间越长及温度越高都会增加结构的内应力，结构易发生破坏。因此在热矫形

过程关于工艺条件影响规律的分析至关重要，可缩短制造周期，降低制造成本。

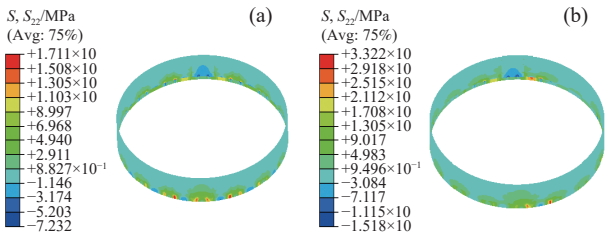


图 12 TG800/802 双马树脂复合材料网格舱段热矫形后残留 S_{22} ：
(a) 树脂模量衰减 5%；(b) 树脂模量衰减 9%
Fig. 12 Residual S_{22} after hot sizing of TG800/802 bismaleimide resin composite grid interstage segment: (a) Resin modulus attenuation by 5%; (b) Resin modulus attenuation by 9%

表 4 树脂模量等效衰减程度对应残留应力水平

Table 4 Equivalent attenuation degree of resin modulus corresponding to residual stress level		Internal stress/MPa			
Decay of resin modulus	Maximum principal stress				
		S_{22}	S_{12}	S_{13}	
5%	194.7	17.1	6.9	19.6	
6%	227.4	19.8	8.1	22.9	
9%	410.8	33.2	18.6	40.5	

3 结论

通过对复合材料回转体网格结构热矫形机制研究与有限元模拟，主要取得以下结论：

(1) 复合材料网格结构热矫形机制根本原因是热固性树脂高温蠕变，802 双马树脂在降温卸载回弹后，普弹应变及高弹应变会逐渐恢复，黏性流动应变不可恢复而残留下来，故而对网格结构进行形状矫正；

(2) 矫形位移载荷大小的选择决定网格结构卸载后回弹轮廓，施加较大矫形荷载时应避免内应力过大导致结构破坏；施加载荷过小时会导致蠕变卸载后结构应变能增量变化小，网格结构最终轮廓达不到预期矫形效果；

(3) 通过有限元模拟设计矫形位移，在保证最终残留变形轮廓相同的情况下，8 矫形点时会导致结构产生更大的内应力，易发生树脂拉伸损伤；外加载荷和时间/温度(时温等效)可通过树脂模量等效衰减体现，树脂模量等效衰减越多，残留应力越高。

参考文献：

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天 [J]. 复合材料学报, 2007,

- 24(1): 1-12.
- DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2007, 24(1): 1-12(in Chinese).
- [2] 蒋贵刚, 孙天峰, 陈静, 等. 先进复合材料网格结构制备工艺及关键技术研究进展 [J]. 纤维复合材料, 2020, 37(4): 101-105, 109.
- JIANG Guigang, SUN Tianfeng, CHEN Jing, et al. Overview of preparation process and key technology on advanced composite grid structures[J]. *Fiber Composites*, 2020, 37(4): 101-105, 109(in Chinese).
- [3] VASILIEV V V, BARYNIN V A, RASIN A F. Anisogrid lattice structures-survey of development and application[J]. *Composite Structures*, 2001, 54(2): 361-370.
- [4] GIUSTO G, TOTARO G, SPENA P, et al. Composite grid structure technology for space applications[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2021, 34(1): 332-340.
- [5] 周磊, 姚凯, 李会民, 等. 复合材料双向波纹夹层结构力学性能 [J]. 复合材料学报, 2021, 38(11): 3661-3671.
- ZHOU Lei, YAO Kai, LI Huimin, et al. Mechanical properties of composite bi-directional corrugated sandwich structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2021, 38(11): 3661-3671(in Chinese).
- [6] VASILIEV V V, BARYNIN V A, RAZIN A F. Anisogrid composite lattice structures—Development and aerospace applications[J]. *Composite Structures*, 2012, 94(3): 1117-1127.
- [7] TOTARO G, DE NICOLA F. Recent advance on design and manufacturing of composite anisogrid structures for space launchers[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 81(2): 570-577.
- [8] TOTARO G, GÜRDAL Z. Optimal design of composite lattice shell structures for aerospace applications[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2009, 13(4): 157-164.
- [9] 熊健, 李志彬, 刘惠彬, 等. 航空航天轻质复合材料壳体结构研究进展 [J]. 复合材料学报, 2021, 38(6): 1629-1650.
- XIONG Jian, LI Zhibin, LIU Huibin, et al. Advances in aerospace lightweight composite shell structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2021, 38(6): 1629-1650(in Chinese).
- [10] 祖磊, 范文俊, 张骞, 等. 基于非线性有限元理论的复合材料壳体缠绕参数优化设计 [J]. 复合材料科学与工程, 2022(10): 5-12, 32.
- ZU Lei, FAN Wenjun, ZHANG Qian, et al. Optimization design of winding parameters of composite shell based on nonlinear finite element theory[J]. *Composites Science and Engineering*, 2022(10): 5-12, 32(in Chinese).
- [11] 陈小平, 杨杰, 刘建超. 复合材料网格结构的研究现状 [J]. 宇航材料工艺, 2009, 39(2): 6-11.
- CHEN Xiaoping, YANG Jie, LIU Jianchao. Actuality research on composite grid structures[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2009, 39(2): 6-11(in Chinese).
- [12] 王世勋, 石玉红, 张希, 等. 复合材料格栅结构研究进展与应用 [J]. 宇航材料工艺, 2017, 47(1): 5-12.
- WANG Shixun, SHI Yuhong, ZHANG Xi, et al. Application and research progress of composite lattice grids structure[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2017, 47(1): 5-12(in Chinese).
- [13] 韩振宇, 张鹏, 郑天宇, 等. 纤维增强树脂复合材料网格结构成型工艺研究进展 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(4): 845-858.
- HAN Zhenyu, ZHANG Peng, ZHANG Tianyu, et al. Research progress grid structure of forming process of fiber reinforced polymer composite[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 37(4): 845-858(in Chinese).
- [14] 陈浩, 曲中兴, 张立武. 航空航天整体结构件新型校形技术研究现状 [J]. 航天制造技术, 2017(1): 11-16.
- CHEN Hao, QU Zhongxing, ZHANG Liwu. Research status of new correction technology of aerospace monolithic component[J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2017(1): 11-16(in Chinese).
- [15] 于云程, 李春峰, 江洪伟, 等. 管件端口电磁校形的实验研究 [J]. 锻压技术, 2005, 30(4): 9-12.
- YU Yuncheng, LI Chunfeng, JIANG Hongwei, et al. Experimental study of the tube ends sizing with electromagnetic bulging[J]. *Forging and Stamping Technology*, 2005, 30(4): 9-12(in Chinese).
- [16] 胡建华, 宁博文, 蔡衡, 等. 铝合金曲面板料回弹的电磁成形校正试验 [J]. 塑性工程学报, 2013, 20(4): 104-108.
- HU Jianhua, NING Bowen, CAI Heng, et al. Experimental study on springback of aluminum alloy sheet by electromagnetic forming[J]. *Journal of Plasticity Engineering*, 2013, 20(4): 104-108(in Chinese).
- [17] UEDA T, SENTOKU E, WAKIMURA Y, et al. Flattening of sheet metal by laser forming[J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 2009, 47(11): 1097-1102.
- [18] 陈星. 超声波喷丸校形的应用研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- CHEN Xing. Research of ultrasonic shot peening technology in straightening[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013(in Chinese).
- [19] 姚少非, 张宏彬, 李健, 等. TC4 钛合金筒形件热校形仿真分析 [J]. 导航与控制, 2021, 20(3): 93-98.
- YAO Shaofei, ZHANG Hongbin, LI Jian, et al. Simulation analysis on hot sizing technology of TC4 titanium alloy cylindrical workpiece[J]. *Navigation and Control*, 2021, 20(3): 93-98(in Chinese).
- [20] LU L X, GUO K, SUN J, et al. Investigation on hot sizing process based on creep mechanism for laser clad thin-walled titanium alloy components[J]. *Journal of Laser Applications*, 2019, 31(4): 042002.
- [21] 罗玲. 基于机器学习的碳纤维复合材料热压罐成型工艺缺陷高通量预测方法 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
- LUO Ling. High throughput prediction method for defects in autoclave forming processes of carbon fiber composites based on machine learning[D]. Beijing: Beihang Uni-

- versity, 2021(in Chinese).
- [22] LI H M, ZHANG B M. A new viscoelastic model based on generalized method of cells for fiber-reinforced composites[J]. *International Journal of Plasticity*, 2015, 65: 22-32.
- [23] 马宁, 刘书田. 复合材料粘弹性本构关系与热应力松弛规律研究 II: 数值分析 [J]. *复合材料学报*, 2005, 22(1): 158-163.
MA Ning, LIU Shutian. Study on the thermal stress relaxation and constitutive equations of viscoelastic composite materials, part II: Numerical simulation[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2005, 22(1): 158-163(in Chinese).
- [24] 许英杰, 孙勇毅, 杨儒童, 等. 考虑强度与固化变形的复合材料加筋壁板铺层优化方法 [J]. *计算力学学报*, 2021, 38(3): 297-304.
XU Yingjie, SUN Yongyi, YANG Rutong, et al. Stacking sequence optimization of composite stiffened panel considering strength and curing deformation[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2021, 38(3): 297-304(in Chinese).
- [25] 王浩军, 黄雪萌, 房晓斌, 等. 复合材料 C 型梁类零件变形控制工艺方法的研究 [J]. *橡塑技术与装备*, 2018, 44(22): 34-37.
WANG Haojun, HUANG Xueming, FANG Xiaobin, et al. Research on deformation control technology of composite C beam parts[J]. *China Rubber/Plastics Technology and Equipment*, 2018, 44(22): 34-37(in Chinese).
- [26] 王海雷, 刘凯, 张博明, 等. 复合材料机翼结构热矫形工艺实验及数值模拟 [J]. *复合材料学报*, 2021, 38(5): 1487-1496.
WANG Hailei, LIU Kai, ZHANG Boming, et al. Simulation and experimental studies of hot sizing process for composite wing structures[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2021, 38(5): 1487-1496(in Chinese).
- [27] LIU K, YE J R, ZHANG B M, et al. Experimental and finite element studies on hot sizing process for L-shaped composite beams[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2016, 87: 161-169.
- [28] SALLAH M, PEDDIESON J, FOROUDASTAN S. A mathematical model of autoclave age forming[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 1991, 28(1-2): 211-219.
- [29] 陈春奎, 黄永坚, 王以璠, 等. 钛和钛合金钣金零件的热校形 [J]. *金属科学与工艺*, 1985(2): 89-100.
CHEN Chunkui, HUANG Yongjian, WANG Yifan, et al. Hot sizing of titanium workpieces and titanium alloy workpieces[J]. *Materials Science and Technology*, 1985(2): 89-100(in Chinese).
- [30] 陈明和, 高霖, 翟建军, 等. TC4 钛板飞行器蒙皮零件热校形研究 [J]. *航空精密制造技术*, 1999, 35(5): 19-21.
CHEN Minghe, GAO Lin, ZHAI Jianjun, et al. Thermal shaping of skin parts of TC4 titanium sheet vehicle[J]. *Aviation Precision Manufacturing Technology*, 1999, 35(5): 19-21(in Chinese).
- [31] SHONG Z C, LING Z R, PEKLENIK J. A study of the hot sizing and high temperature mechanical behaviour for titanium alloy sheet[J]. *CIRP Annals-Manufacturing Technology*, 1983, 32(1): 161-165.
- [32] MASUKO Y, KAWAI M. Application of a phenomenological viscoplasticity model to the stress relaxation behavior of unidirectional and angle-ply CFRP laminates at high temperature[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2004, 35(7): 817-826.
- [33] CHUNG I, SUN C T, CHANG I Y. Modeling creep in thermoplastic composites[J]. *Journal of Composite Materials*, 1993, 27(10): 1009-1029.
- [34] 过梅丽, 赵得禄. 高分子物理 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005, 9: 174-178.
GUO Meili, ZHAO Delu. *Thermally corrected polymers*[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005, 9: 174-178(in Chinese).
- [35] 方征平. 关于模拟聚合物非线性黏弹行为的四元件模型 [J]. *高分子通报*, 2018(12): 63-69.
FANG Zhengping. On the four-element model of polymer viscoelasticity[J]. *Polymer Bulletin*, 2018(12): 63-69(in Chinese).
- [36] 朱迅, 王明寅, 王荣国, 等. 纤维增强聚合物基复合材料的蠕变力学研究进展 [J]. *纤维复合材料*, 2004(3): 51-53.
ZHU Xun, WANG Mingyin, WANG Rongguo, et al. Progress in the development of creep behavior of fiber reinforced polymer composites[J]. *Fiber Composites*, 2004(3): 51-53(in Chinese).
- [37] NELSON R B, LORCH D R. A refined theory for laminated orthotropic plates[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1974, 41(1): 177-183.
- [38] PALEY M, ABOUDI J. Micromechanical analysis of composites by the generalized cells model[J]. *Mechanics of Materials*, 1992, 14(2): 127-139.
- [39] International Organization for Standardization. *Plastics—Determination of creep behaviour—Part 1: Tensile creep: ISO 899-1: 2017*[S]. Geneva, Switzerland: ISO, 2017.
- [40] 唐占文, 张博明. 复合材料设计制造一体化中的固化变形预报技术 [J]. *航空制造技术*, 2014, 57(15): 32-37.
TANG Zhanwen, ZHANG Boming. Prediction of curing deformation in integrated design and manufacture of composites[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014, 57(15): 32-37(in Chinese).
- [41] 罗玲, 张涛, 田智立, 等. 碳纤维复合材料固化变形预报方法对比 [J]. *复合材料科学与工程*, 2023(11): 108-115.
LUO Ling, ZHANG Tao, TIAN Zhili, et al. Comparison of process-induced distortion prediction methods of carbon fiber composites[J]. *Composites Science and Engineering*, 2023(11): 108-115(in Chinese).
- [42] HALPIN AFFDL J C, KARDOS J L. The halpin-tsai equations: A review[J]. *Polymer Engineering & Science*, 1976, 16(5): 344-352.
- [43] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *ASME Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47(2): 329-334.