引用格式：王金鹏，齐金磊，王宁，等.SiC纤维增强Ti_3Al复合材料螺纹区域残余应力分析[J].材料工程，2026，54(4)：47-54.
WANG Jinpeng，QI Jinlei，WANG Ning，et al.Analysis of residual stress in threaded regions of SiC fiber-reinforced Ti_3Al composite[J].Journal of Materials Engineering，2026，54(4)：47-54.

SiC纤维增强Ti_3Al复合材料螺纹区域残余应力分析

王金鹏[1]，齐金磊[1]，王 宁[1]，高明钦[1]，王龙鹏[1]，王敏涓[2]，
黄 浩[2*]，黎克楠[3]，文 懋[1]
（1 吉林大学 材料科学与工程学院，长春 130012；
2 中国航发北京航空材料研究院 先进钛合金航空科技重点实验室，北京 100095；
3 郑州磨料磨具磨削研究所有限公司 高性能工具全国重点实验室，郑州 450001）

摘要：连续SiC纤维增强Ti_3Al(SiC_f/Ti_3Al)复合材料兼顾了Ti_3Al基体的高损伤容限和易成型及SiC纤维的高强度等优点，是航空航天领域轻质高强耐高温紧固件的理想候选材料。然而，SiC_f/Ti_3Al复合材料螺纹加工过程中会不可避免地引入复杂残余应力，因此分析SiC_f/Ti_3Al复合材料螺纹区域残余应力对提升紧固件服役的安全性与可靠性具有重要意义。鉴于车削成型的SiC_f/Ti_3Al复合材料螺纹区域具有复杂几何结构且其应力分布状态与芯材直径密切相关，针对螺纹复杂形状和受限尺寸对其应力表征和分析带来的巨大挑战，采用侧倾X射线衍射法和纳米压痕法分别对螺纹的牙顶和螺牙径向剖面区域进行了残余应力测量与分析。结果表明：车削加工后的螺牙顶端处于压应力状态，芯材直径从3.0 mm增加到4.0 mm时，压应力从387.6 MPa增加到540.6 MPa；螺牙径向剖面区域同样处于压应力状态，芯材直径从3.0 mm增加到4.0 mm时，距离牙顶100 μm处的相同位置压应力从326.9 MPa增加到430.8 MPa，且距牙顶位置越远，压应力越小。

关键词：SiC_f/Ti_3Al复合材料；紧固件螺纹；X射线衍射法；纳米压痕法；残余应力
doi：10.11868/j.issn.1001-4381.2025.000485 **CSTR**：32421.14.j.issn.1001-4381.2025.000485
中图分类号：TB333；V257 **文献标识码**：A **文章编号**：1001-4381(2026)04-0047-08

Analysis of residual stress in threaded regions of SiC fiber-reinforced Ti_3Al composite

WANG Jinpeng[1]，QI Jinlei[1]，WANG Ning[1]，GAO Mingqin[1]，WANG Longpeng[1]，
WANG Minjuan[2]，HUANG Hao[2*]，LI Kenan[3]，WEN Mao[1]
（1 School of Materials Science and Engineering，Jilin University，Changchun 130012，China；2 Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Titanium Alloys，AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials，Beijing 100095，China；3 State Key Laboratory of High Performance Tools，Zhengzhou Abrasive Grinding Research Institute Co.，Ltd.，Zhengzhou 450001，China）

Abstract：Continuous SiC fiber-reinforced Ti_3Al(SiC_f/Ti_3Al) composite combines the advantages of high damage tolerance and ease of forming for Ti_3Al matrix and high-strength for SiC fibers. It is an ideal candidate material for lightweight，high-strength，and high-temperature resistant fasteners in the aerospace field. However，complex residual stresses are inevitably introduced during the thread machining process of SiC_f/Ti_3Al composites. Therefore，analyzing the residual stresses in the threaded regions of SiC_f/Ti_3Al composites is of great significance for enhancing the service safety and reliability of fasteners. Given the complex geometric structures of the threaded regions in turned SiC_f/Ti_3Al composites and the close relationship between their stress distribution and core diameter，the characterization and analysis of stress

are challenged by the intricate thread profile and limited dimensions. Residual stress measurements and analyses are conducted on the thread crest and radial cross-sections of the threads using side-inclined X-ray diffraction and nanoindentation method, respectively. The results show that the thread crest is in a state of compressive stress after turning. When the core diameter increases from 3.0 mm to 4.0 mm, the compressive stress increases from 387.6 MPa to 540.6 MPa. The radial cross-sections of the thread are also under compressive stress. As the core diameter increases from 3.0 mm to 4.0 mm, the compressive stress at the same location 100 μm from the thread crest increases from 326.9 MPa to 430.8 MPa. Furthermore, the compressive stress decreases with increasing distance from the thread crest.

Key words: SiC_f/Ti_3Al composite; fastener thread; XRD method; nanoindentation method; residual stress

随着航空航天领域的迅速发展，苛刻的服役环境对航空发动机和高超音速飞行器紧固件材料提出了更高的要求。连续SiC纤维增强Ti_3Al（SiC_f/Ti_3Al）复合材料相对Ti_3Al基体高温强度提高50%～100%、服役温度提升50～150 ℃，兼顾了Ti_3Al基体的高损伤容限和易成型及SiC纤维的轻质高强等优点，在600～800 ℃仍可保持较好的抗疲劳和抗蠕变性能，是航空航天领域轻质高强耐高温紧固件的理想候选材料[1-6]。

然而，连续SiC纤维增强Ti合金（SiC_f/Ti）和SiC_f/Ti_3Al复合材料通常采用真空热压（vacuum hot pressing, VHP）或热等静压（hot isostatic pressing, HIP）成型，在致密化过程中，由于复合材料内部SiC纤维与Ti合金或Ti_3Al基体之间热膨胀系数存在差异，复合材料内部芯材及外部包套均会不可避免地产生不同程度的热残余应力，致使SiC纤维与Ti合金或Ti_3Al基体沿纤维轴向分别处于压缩和拉伸状态[7-8]。在不同的SiC纤维体积分数和制备工艺下，SiC_f/Ti复合材料的热残余应力可达到基体拉伸强度的30%～80%[9]。热残余应力对材料的力学性能影响是多方面的，适当的残余应力有利于SiC纤维与Ti合金或Ti_3Al基体间的界面结合和载荷传递；而过大的残余应力则会引发界面脱粘和微裂纹萌生，从而显著降低材料的服役性能，甚至导致材料的早期失效[7]。因此，准确测定SiC_f/Ti和SiC_f/Ti_3Al复合材料的残余应力，并对其热残余应变和应力状态进行深入分析尤为重要。

虽然目前已有大量的理论分析来模拟复合材料内部SiC纤维和Ti合金基体的应力状态[10-11]，但是由于SiC_f/Ti复合材料在不同成型和热处理工艺下会产生复杂的界面微观组织结构[12-13]，因此需要采用实验测试方法结合材料本身应力-应变状态对理论分析结果进行验证。复合材料实验测试方法主要包括X射线衍射法[14]、中子衍射法[15]、拉曼光谱法[16]、基体腐蚀法[17]等。X射线衍射法和中子衍射法是通过测量基体衍射峰的峰位偏移，基于布拉格方程来获得基体材料的平均应变，进而计算复合材料中SiC纤维和基体的应力状态；拉曼光谱法是利用石墨C涂层在无应力和有应力状态下振动峰位的变化来计算复合材料内部SiC纤维表面的残余应力值；基体腐蚀法则是在腐蚀基体材料后，通过测量SiC纤维的伸长量获得纤维的轴向残余应力。这些实验测试方法基本能够满足各种工况下复合材料热残余应力的测试需求。

在SiC_f/Ti_3Al复合材料紧固件车削成型后，螺纹内部除了纤维和基体之间热膨胀系数差异而导致的热残余应力外，还存在不同加工工艺导致的加工应力。以螺栓螺纹为例，车削外圆直径、车削速度、进给速度等都会对螺纹内部残余应力的大小及分布产生重要影响[18-19]。这种热残余应力与加工应力的相互作用会导致紧固件内部出现复杂的应力耦合场，增加了残余应力的检测和分析难度。此时，针对螺栓紧固件内部复合材料芯材的残余应力，仍可采用基体腐蚀法或拉曼光谱法等进行检测。但是，针对螺纹段外部合金包套区域，其复杂形状和受限尺寸为残余应力的表征和分析带来了巨大挑战。而较为成熟的金属材料残余应力测试方法（钻孔法[20-22]，剥层法[23]等）受限于螺纹部位牙型结构、螺距以及测量精度等因素，很难对螺纹部位进行测量。因此，准确检测和分析SiC_f/Ti_3Al复合材料螺栓紧固件螺纹区域残余应力成为研究焦点和亟待解决的技术难题。

纳米压痕法测量材料表面的残余应力最早由陈亮山在1993年第七届全国焊接学术会议上提出，是以弹性体法向接触的Hertz理论为基础建立的一项测试技术[24]。压痕法属于无损或微损测试，操作简便快捷，经过30多年的发展，其测试准确性和稳定性稳步提升，广泛适用于金属材料表面微区的残余应力检测[25-27]。因此，针对紧固件螺纹的复杂形状和受限尺寸，本工作采用侧倾X射线衍射法和纳米压痕法分别对SiC_f/Ti_3Al复合材料螺栓紧固件螺纹牙顶和螺牙径向剖面区域进行了残余应力表征分析，并研究了不同芯材直径对紧固件螺纹区域残余应力分布的影响。

1　实验材料与方法

1.1　试样制备

实验所用SiC_f/Ti_3Al复合材料采用基体涂层法制备，SiC纤维与Ti_3Al靶材均由中国航发北京航空材料研究院提供。制备过程中，首先在SiC纤维表面沉积厚度约22 μm的Ti_3Al涂层获得先驱丝；随后将先驱丝以束丝形式填充至Ti_3Al包套中，经电子束焊接得到预制体；该预制体在920 ℃/120 MPa/2 h工艺条件下进行热等静压制得SiC_f/Ti_3Al复合材料毛坯。将复合材料毛坯经车削加工制得M6 mm×1 mm规格的螺栓紧固件，其结构特征如图1所示，芯材为SiC_f/Ti_3Al，包套为Ti_3Al。实验共制备两种不同芯材直径的SiC_f/Ti_3Al复合材料螺栓紧固件，为便于后续测试结果的分析与讨论，将芯材直径3.0 mm的试样命名为样品A，芯材直径4.0 mm的试样命名为样品B。此外，将与复合材料毛坯同炉处理的Ti_3Al试棒经920 ℃/2 h去应力热处理后，作为无应力对比标样。

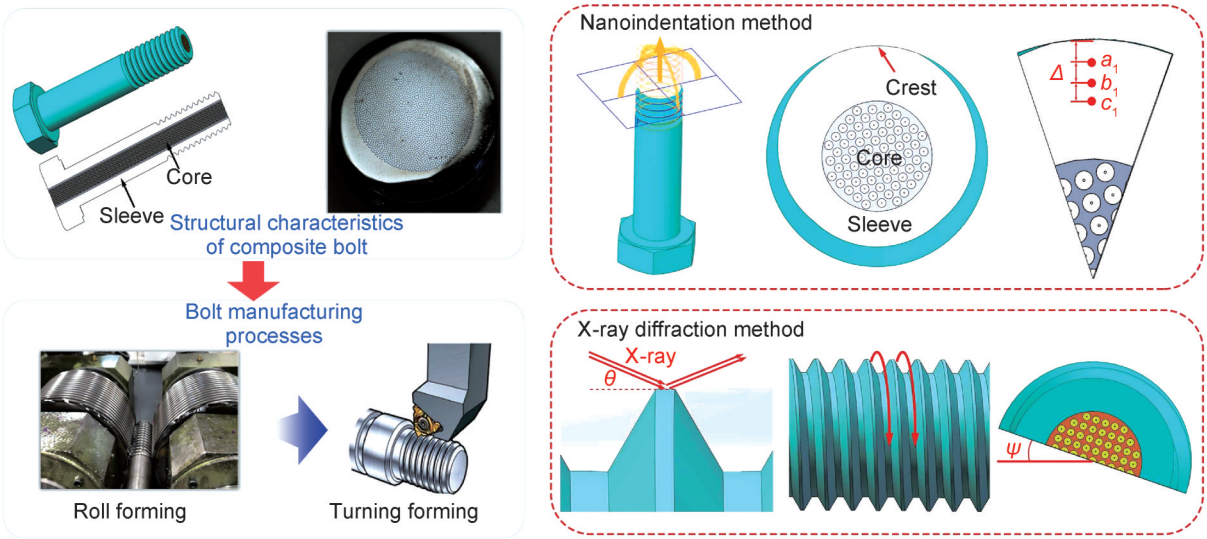


图1　复合材料螺栓紧固件加工方式及残余应力测试方法

Fig.1　Processing methods and residual stress testing methods for composite material bolt fasteners

1.2　测试方法

X射线衍射法被广泛地用于测量纯金属材料或构件表面的残余应力，由于其均质特征，通常采用简单的双轴应力模型（应力值主要存在于XY面内，而Z方向处于应力弛豫态取0值）进行应力分析就能满足要求；但是当SiC纤维增强体被引入金属基体后，材料由均质金属材料转变为非均质复合材料，除了XY面内应力外，面外Z方向应力不可忽略，采用单一的X射线衍射方法很难全面评估这种非均质材料的应力状态。

纳米压痕法测量原理与微区钻孔法原理一致，应力测量基于压痕形变与材料内部应力状态之间的关联，利用纳米压痕能够准确测量螺纹截面径向（对应于X射线面外Z方向）的残余应力。但是，对于螺纹牙顶来说，由于牙顶为螺纹的尖端，该处的平面区域过小，无法采用压痕法进行测量。故本实验采用侧倾X射线衍射法和纳米压痕法分别测量了牙顶表面（XY面内）和螺纹径向（Z方向）的应力状态。

1.2.1　X射线衍射法测量紧固件螺纹牙顶残余应力

残余应力测试采用D8 ADVANCE X射线衍射仪，X射线波长λ=0.154 nm，测试样品台为尤拉环。本实验选择侧倾法对样品残余应力进行测试，根据仪器激光定位装置确定扫描位置，微调样品使X射线能够对螺纹牙顶微平面进行测量。设置n个不同的倾角φ以慢速扫描的形式获得材料在不同φ角下的单峰衍射谱图。读取所研究的衍射峰峰位并进行数据处理拟合$\sin^2\text{-}2\theta$直线斜率，计算复合材料螺栓紧固件螺纹牙顶的残余应力。

1.2.2　压痕法测量紧固件螺牙径向剖面残余应力

将试样相邻横截面抛光，采用TI 980纳米压痕仪对螺纹包套横截面进行压痕测试，压痕形貌采用原子力显微镜（atomic force microscopy，AFM）测得，压痕测试时，需对同一螺栓多个截面相同位置进行测量取平均值。具体如下所示：在牙顶区域的相同位置均匀选取多个等距点进行测试，压痕深度设定为1 μm。根据标准试样的载荷-位移（P-h）曲线及压痕形貌判断残余应力类型（图2[28]）。当螺纹包套承受残余压应力时，相对于标样其压痕体积减小，深度变浅；当螺纹包套承受残余拉应力时，相对于标样其压痕体积增大，

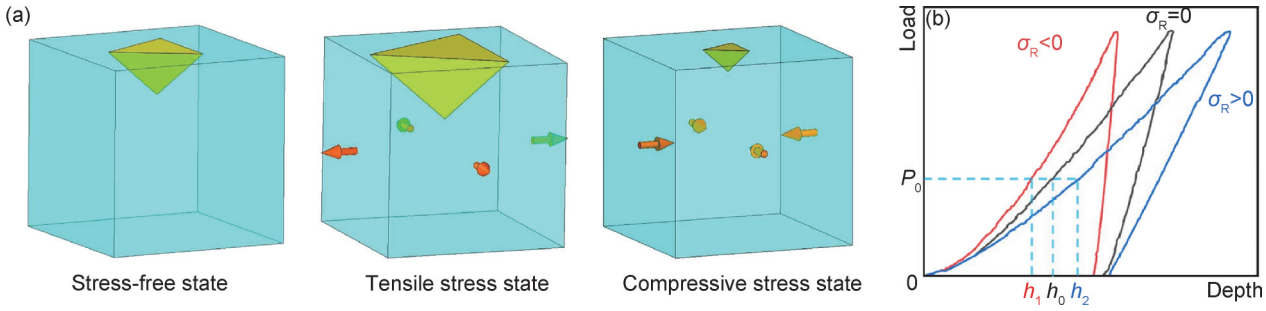


图2 有无残余应力时材料表面的应力状态(a)和不同残余应力状态下载荷-位移曲线(b)[28]

Fig.2 Stress state on material surface with and without residual stress(a),and load-displacement curves under different residual stress states(b)[28]

深度变深。通过载荷-位移曲线可以获得压痕的有效接触面积,并计算复合材料螺栓紧固件螺牙径向剖面的残余应力。

2 结果与分析

2.1 螺纹牙顶残余应力分析

采用X射线衍射法对螺纹牙顶残余应力进行分析。首先利用Coupled Two Theta/Theta模式对样品进行大角度范围测试,观察样品的衍射峰情况。Ti_3Al的XRD谱图如图3所示,根据X射线衍射法的测试要求,需尽量选取高角度(2θ>90°)明显衍射峰作为研究对象以提高测试精度。本实验选用$(204)_{Ti_3Al}$衍射峰(2θ= 94.63°)作为研究对象,采用侧倾法设置了4个不同倾角ψ(0°、15°、30°、45°),以步进扫描(步长0.01°,计数时间0.2 s/step)的测量方式获得材料在不同倾角ψ下$(204)_{Ti_3Al}$衍射峰谱图。

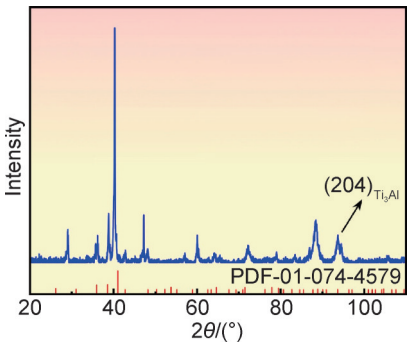


图3 Ti_3Al的XRD谱图

Fig.3 XRD patterns of Ti_3Al

图4(a-1)为样品A在不同倾角ψ下$(204)_{Ti_3Al}$衍射谱图,由图可知,由于受到残余压应力作用,随着测试倾角ψ的逐渐增加,样品A的$(204)_{Ti_3Al}$衍射峰峰位逐渐向高角度偏移。衍射峰强度有所减弱是因为在样品倾角逐渐增大的过程中,随着X射线与样品表面接触面积逐渐减小,参加衍射的晶面减少。采用高斯函数对每个峰进行拟合,得出每个峰位对应的2θ值,并绘制2θ与$\sin^2\psi$的谱图进行线性回归拟合,拟合结果如图4(a-2)所示,直线斜率$\partial 2\theta/\partial\sin^2\psi$=0.542,决定系数$R^2$>0.95具有较高可信度,样品的残余应力$\sigma$可通过X射线衍射法测定残余应力公式(1)计算得到[29]。

$$\sigma=-\frac{E}{2(1+\nu)}\cot\theta_0\frac{\pi}{180}\frac{\partial 2\theta}{\partial\sin^2\psi} \tag{1}$$

式中:E为材料的弹性模量;ν为材料的泊松比;θ_0为无应力时试样晶面(hkl)衍射的布拉格角。将拟合直线斜率代入式(1)计算得到样品A的螺纹牙顶残余应力σ=−387.6 MPa,应力值为负,则表示其压应力,大小为387.6 MPa。在螺栓紧固件服役过程中,螺纹部分残余压应力可以抵消疲劳载荷引起的部分拉应力,降低构件整体的平均应力,抑制裂纹萌生。对于因材料内部缺陷或车削加工导致的微裂纹,适当的残余压应力可以降低其裂纹尖端的应力强度因子,减缓裂纹扩展速率,从而提高紧固件的拉伸强度以及疲劳寿命[30-31]。

图4(b-1)为样品B在不同倾角ψ下的$(204)_{Ti_3Al}$衍射峰对应的XRD谱图,可以看出,随着测试倾角ψ的逐渐增加,样品B的$(204)_{Ti_3Al}$衍射峰峰位变化与样品A呈现相同规律,其残余应力类型与样品A也相同。样品B的线性回归拟合结果如图4(b-2)所示,直线斜率$\partial 2\theta/\partial\sin^2\psi$=0.756,决定系数$R^2$>0.97,通过式(1)计算得出样品B的螺纹牙顶残余应力σ=−540.6 MPa。计算结果表明,芯材直径为4.0 mm的螺纹牙顶残余应力要明显大于芯材直径为3.0 mm的螺纹牙顶残余应力。在螺纹结构一致的情况下,随着SiC_f/Ti_3Al复合材料螺纹段芯材直径的增加,螺纹牙顶的残余压应力逐渐增大。

2.2 螺纹径向剖面残余应力分析

采用压痕法对螺纹包套的径向残余应力进行测试,首先将螺纹段横截面进行抛光处理,随后在Ti_3Al包套区域按照图1所示在3个相邻截面的相同位置均匀选取3个测试点a、b、c,a距边缘约100 μm,各测试

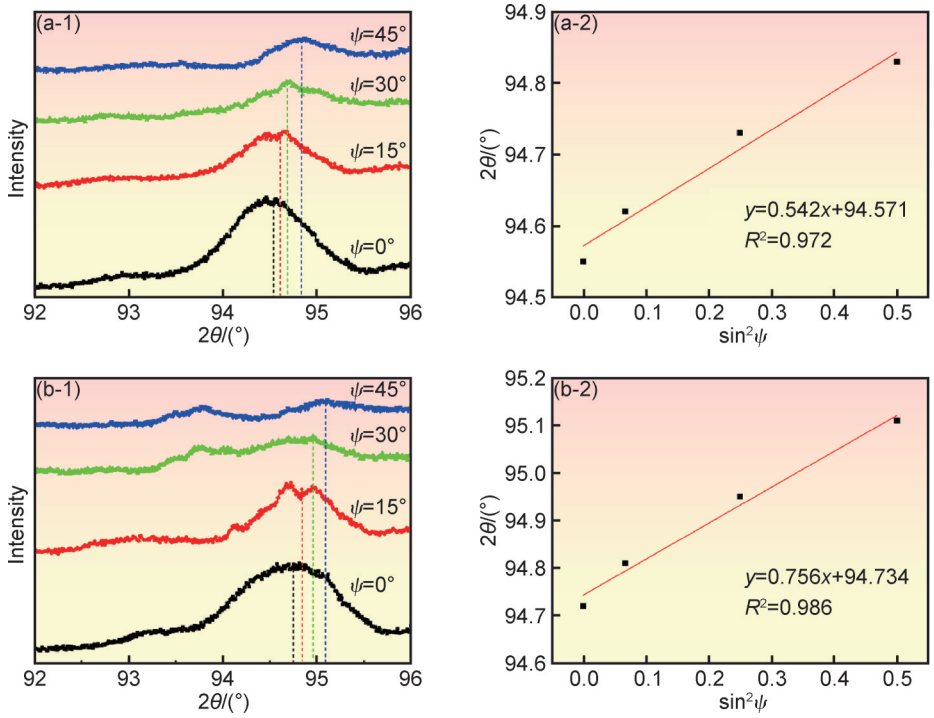


图4　不同测试倾角 ψ 下样品XRD谱图(1)及斜率拟合图(2)　(a)样品A;(b)样品B

Fig.4　XRD patterns(1) and slope fitting plots(2) of samples at different test inclination angles ψ　(a)sample A;(b)sample B

点间距 Δ=100 μm。

本研究采用固定压痕深度法进行压痕实验,压痕深度为1 μm。在利用压痕法测定残余应力时,采用图2所示方法对残余应力类型进行判定,判定过程如图5所示。图5(a-1),(a-2)分别为本实验退火所得无应力标准试样压痕AFM二维和三维显微照片,结合SEM

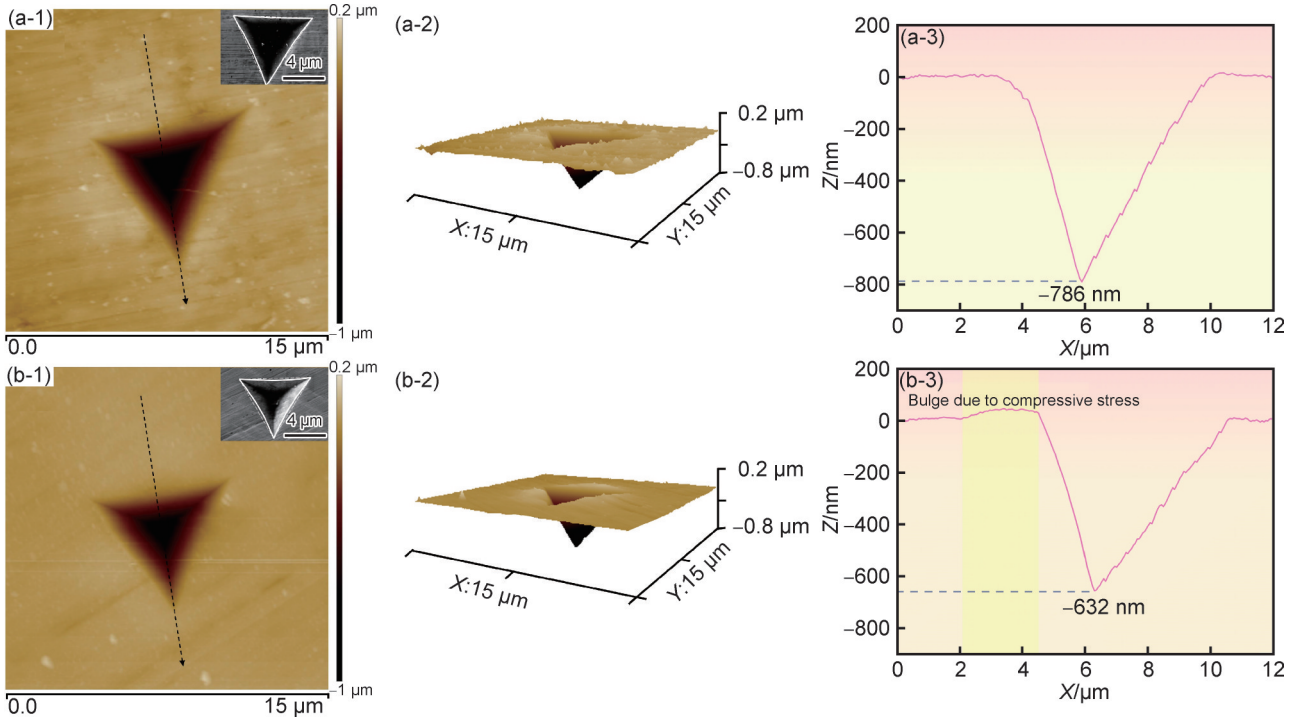


图5　试样压痕二维平面图(1)、三维立体图(2)和沿二维平面图中箭头方向的 X-Z 曲线(3)

(a)无应力标准试样;(b)螺栓紧固件试样

Fig.5　2D plan view(1),3D stereogram(2) of sample indentation, and X-Z curve along the direction of the arrow in 2D plan view(3)

(a)stress-free standard sample;(b)bolt fastener sample

扫描结果及*X*-*Z*深度曲线可知，压痕为正三角形，且周边较为平整，没有出现明显的隆起或凹陷，符合无应力标准试样的压痕特征。图5(b-1)，(b-2)为本实验中螺栓紧固件试样的典型压痕二维和三维形貌示意图，由*X*-*Z*深度曲线和AFM三维显微图片可知，相较于无应力标准试样，压痕整体向中心凹陷，塑性深度也更浅，结合图6中载荷-位移曲线可以确定残余应力的类型为压应力。

图6(a)，(b)分别为样品A和样品B距离边缘不同位置处的典型载荷-位移曲线图。由图可知，样品B不同位置处达到1 μm固定压痕深度所需载荷P_{max}比样品A更大。两个不同样品的载荷-位移曲线具有相同的变化趋势，即随着与螺纹边缘距离的增加，达到1 μm最大压痕深度所需载荷P_{max}逐渐增加。利用压痕法测定残余应力时，由于材料的硬度与弹性模量受残余应力的影响相对较小，因此通过压痕*P*-*h*曲线计算最大载荷下的有效接触面积A_c，成为分析材料残余应力的关键步骤[32]。当固定压痕深度，且材料中残余应力为压应力时，残余应力σ可由式(2)计算得出[33]。

$$\sigma=\frac{H}{\sin\alpha}\left(1-\frac{A_0}{A}\right) \tag{2}$$

式中：H为材料硬度；A_0为无残余应力时材料表面的压痕有效接触面积；A为有残余应力时材料表面的压痕有效接触面积；α为锥形压头表面与接触材料表面的夹角，对于Berkovich压头，取α=24.7°。

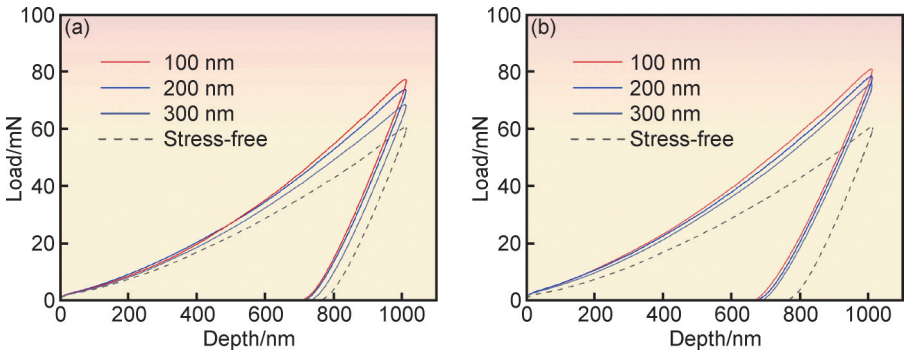


图6 样品A(a)与样品B(b)不同位置处的载荷-位移曲线

Fig.6 Load-displacement curves at different positions of sample A(a) and sample B(b)

样品A和样品B距边缘不同位置处残余应力的计算结果如图7所示，各点残余应力类型均为压应力，且随着测试点距螺纹牙顶的距离增加，残余压应力逐渐减小。当芯材直径为3.0 mm时，距螺纹牙顶100 μm处的残余应力为326.9 MPa，距螺纹牙顶300 μm处的残余应力降至155.4 MPa。当芯材直径为4.0 mm时，距螺纹牙顶100 μm处的残余应力为430.8 MPa，距螺纹牙顶300 μm处的残余应力降至183.8 MPa。结果表明，芯材直径为4.0 mm的螺纹包套残余应力相较于芯材直径为3.0 mm的残余应力更大。

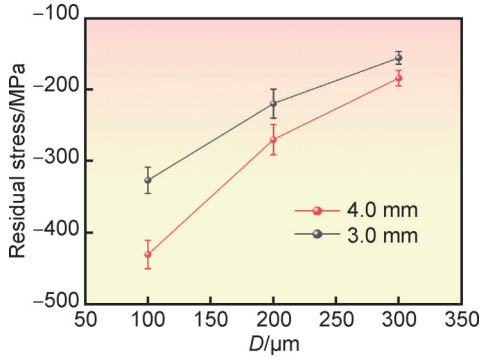


图7 复合材料螺栓紧固件螺纹包套距边缘不同位置处残余应力变化

Fig.7 Variation of residual stress at different positions of the distance from the edge of the threaded envelope of composite bolt fastener

3 结论

(1)加工后的螺纹包套整体处于压应力状态，芯材直径对压应力的分布具有明显影响。芯材直径从3.0 mm增加到4.0 mm时，螺纹牙顶的残余压应力从387.6 MPa增加到540.6 MPa。

(2)距离螺纹牙顶100 μm处，当芯材直径从3.0 mm增加到4.0 mm时，压应力从326.9 MPa增加到430.8 MPa。此外，对相同芯材直径的螺纹结构，测试点距螺纹牙顶越远，残余压应力越小。

参考文献

[1] 李东，冯韶伟，石玉红，等. 航天高端紧固件技术发展现状及展望[J]. 宇航总体技术，2024，8(5)：1-8.
LI D，FENG S W，SHI Y H，et al. The status and development tendency of aerospace fasteners[J]. Astronautical Systems Engineering Technology，2024，8(5)：1-8.

[2] 董瑞峰，李金山，唐斌，等. 航空紧固件用钛合金材料发展现状

[J]. 航空制造技术, 2018, 61(4): 86-91.
DONG R F, LI J S, TANG B, et al. Research development of titanium for fastener application in aerospace[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(4): 86-91.

[3] BANERJEE D, WILLIAMS J C. Perspectives on titanium science and technology[J]. Acta Materialia, 2013, 61(3): 844-879.

[4] QI Y, ZHANG X, SHAN L, et al. Design and fabrication of isotropic high-strength Ti-6Al-4V fastener [J]. Materials Letters, 2022, 323: 132554.

[5] ZHAO Q Y, CHENG S R, WANG L D, et al. Effects of heat treatment on microstructures and mechanical properties of Ti-38644 alloy for aerospace fasteners[J]. Materials Science Forum, 2018, 913: 109-117.

[6] 黄旭, 李臻熙, 黄浩. 高推重比航空发动机用新型高温钛合金研究进展[J]. 中国材料进展, 2011, 30(6): 21-27.
HUANG X, LI Z X, HUANG H. Recent development of new high-temperature titanium alloys for high thrust-weight ratio aero-engines[J]. Materials China, 2011, 30(6): 21-27.

[7] 王敏涓, 陈永刚, 高帆, 等. SiC纤维增强TiAl基复合材料残余应力的调控[J]. 稀有金属, 2023, 47(6): 787-796.
WANG M J, CHEN Y G, GAO F, et al. Regulation of residual stress in SiC fiber reinforced TiAl matrix composites[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2023, 47(6): 787-796.

[8] 王敏涓, 杨光, 戚继球, 等. SiC_f/TC17复合材料残余应力及界面力学性能研究[J]. 稀有金属, 2024, 48(6): 822-832.
WANG M J, YANG G, QI J Q, et al. Residual stresses and interfacial properties of SiC_f/TC17 composite[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2024, 48(6): 822-832.

[9] HUANG B, YANG Y, LUO H, et al. Effect of the interfacial reaction layer thickness on the thermal residual stresses in SiC_f/Ti-6Al-4V composites [J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 489(1/2): 178-186.

[10] LUO X, YANG Y, LI J, et al. An analysis of thermal residual stresses in SiC_f/Cu composites when TiC or Ni as binder[J]. Materials & Design, 2008, 29(9): 1755-1761.

[11] 李全新, 王守财, 康杰, 等. SiC_f/Ti_3Al复合材料单轴拉伸残余应力及界面失效数值模拟[J]. 河北科技大学学报, 2025,46(5):533-541.
LI Q X, WANG S C, KANG J, et al.Numerical simulation of uniaxial tensile residual stress and interface failure of SiC_f/Ti_3Al composite materials[J]. Journal of Hebei University of Science and Technology,2025,46(5):533-541.

[12] ZHANG S, WANG M, WEN M, et al. Interfacial reactions and mechanical properties studies of C-coated and C/B_4C duplex-coated SiC fiber-reinforced Ti_2AlNb composites[J]. Materials, 2019, 12(19): 3257.

[13] FENG G, YANG Y. Improvement of interfacial compatibility of SiC_f/Ti-6Al-4V composites by applying fiber coating and heat treatment[J]. Materials & Design, 2021, 210: 110042.

[14] HO S, LAVERNIA E J. Investigation of thermal residual stresses in layered composite using the finite element method and X-ray diffraction[J]. Metallurgical and Materials Transactions B, 1997, 28(6): 969-978.

[15] ZHANG X X, ZHANG J F, LIU Z Y, et al. Microscopic stresses in carbon nanotube reinforced aluminum matrix composites determined by *in situ* neutron diffraction[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2020, 54: 58-68.

[16] HUANG H, ZHANG K, WU M, et al. Comparison between axial residual stresses measured by Raman spectroscopy and X-ray diffraction in SiC fiber reinforced titanium matrix composite [J]. Acta Physica Sinica, 2018, 67(19): 197203.

[17] FANG Q, SIDKY P S, HOCKING G M. Residual stresses in titanium matrix composites (TMC) in thermomechanical cycling using matrix etching[J]. Materials Science and Engineering: A, 2000, 288(2): 293-297.

[18] YAO P, LIU L, LI H, et al. Atomic simulation of the effect of annealing rate on cutting residual stress and mechanical properties of γ-TiAl alloy[J]. Applied Physics A, 2024, 130(7): 501.

[19] 刘婧颖, 李浩楠, 梁新福, 等. 钛合金螺栓根部圆角滚压强化的工艺参数仿真研究[J]. 机械工程师, 2023(10): 150-153.
LIU J Y, LI H N, LIANG X F, et al. Technique parameter simulation of rolling strengthening at root fillet of titanium alloy bolt[J]. Mechanical Engineer, 2023(10): 150-153.

[20] PISAREV V S, BONDARENKO M M, CHERNOV A V, et al. General approach to residual stresses determination in thin-walled structures by combining the hole drilling method and reflection hologram interferometry [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2005, 47(9): 1350-1376.

[21] WU T, DEGENER S, TINKLOH S, et al. Characterization of residual stresses in fiber metal laminate interfaces—a combined approach applying hole-drilling method and energy-dispersive X-ray diffraction[J]. Composite Structures, 2022, 299: 116071.

[22] PERAL D, DE VICENTE J, PORRO J A, et al. Uncertainty analysis for non-uniform residual stresses determined by the hole drilling strain gauge method[J]. Measurement, 2017, 97: 51-63.

[23] 郭魂,左敦稳,王树宏,等. 铝合金预拉伸厚板内残余应力分布的测量[J]. 华南理工大学学报(自然科学版),2006, 34(2): 33-36.
GUO H, ZUO D W, WANG S H, et al. Measurement of residual stress distribution in thick pre-stretched aluminum alloy plate[J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2006, 34(2): 33-36.

[24] 马碧涛. 残余应力对压痕实验中压力-压痕深度曲线的影响[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
MA B T. Influences of residual stress on load-depth curve in indentation test[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007.

[25] 董美伶, 金国, 王海斗, 等. 纳米压痕法测量残余应力的研究现状[J]. 材料导报, 2014, 28(3): 107-113.
DONG M L, JIN G, WANG H D, et al. The research status of nanoindentation methods for measuring residual stresses[J]. Materials Review, 2014, 28(3): 107-113.

[26] 罗军, 李楠, 王曦, 等. 纳米压痕法测量航空发动机关键材料残余应力的研究进展[J]. 材料导报, 2024, 38(11): 220-232.
LUO J, LI N, WANG X, et al. Research progress of nanoindentation methods for measuring residual stress in critical materials of aero-engine[J]. Materials Reports, 2024, 38(11): 220-232.

[27] ZHU L N, XU B S, WANG H D, et al. Determination of hard-

ness of plasma-sprayed FeCrBSi coating on steel substrate by nanoindentation[J]. Materials Science and Engineering: A, 2010, 528(1): 425-428.

[28] CAO T, SU P, XU Z, et al. Evaluation of residual stress in lead frame copper strips by nanoindentation[J]. Journal of Materials Science, 2023, 58(13): 5884-5900.

[29] 马晓晖, 毛晶, 龙丽霞, 等. XRD测试材料表面微区残余应力[J]. 实验室科学, 2022, 25(2): 10-13.
MA X H, MAO J, LONG L X, et al. Measurement of residual stress in the micro-zone of the sample by X ray diffractometer[J]. Laboratory Science, 2022, 25(2): 10-13.

[30] MA Y, DOU Z, LI H, et al. Research on the effect of manufacturing processes on the fatigue life of TC4 fasteners[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2024, 2842(1): 012077.

[31] SU R, HUANG L, XU C, et al. Factors influencing residual stresses in cold expansion and their effects on fatigue life: a review[J]. Coatings, 2023, 13(12): 2037.

[32] TSUI T Y, OLIVER W C, PHARR G M. Influences of stress on the measurement of mechanical properties using nanoindentation: part Ⅰ. Experimental studies in an aluminum alloy[J]. Journal of Materials Research, 1996, 11(3): 752-759.

[33] SURESH S, GIANNAKOPOULOS A E. A new method for estimating residual stresses by instrumented sharp indentation[J]. Acta Materialia, 1998, 46(16): 5755-5767.

基金项目:稳定支持项目资助(2023-2)

收稿日期:2025-08-27;**录用日期**:2025-09-21

通讯作者:黄浩(1982—),男,研究员,博士,研究方向为连续SiC纤维增强钛基复合材料,联系地址:北京市81信箱15分箱(100095),E-mail:huanghaoxj@126.com

(本文责编:寇凤梅)