

# 连续碳化硅纤维增强 $\beta$ 钛合金基复合材料 复合工艺的探索研究\*

北京航空材料研究所 陆盘金 王金友 于琨 冯利增 赵亚利

本文初步探索了连续碳化硅纤维增强 Ti-15-3 合金基复合材料的复合工艺,采用真空热压工艺和热等静压工艺对钛箔-SiC 纤维-钛箔进行复合固结处理。试验结果表明,所选用的复合工艺作为探索研究是可行的。

## An Experimental Investigation on Fabrication Processes of Continuous Silicon Carbide Fibre-Reinforced $\beta$ -Titanium Alloy Matrix Composite

Lu Panjin Wang Jinyou Yu Kun Feng Lizeng Zhao Yali

(Beijing Institute of Aeronautical Materials)

In this paper, an experimental investigation on fabrication processes of continuous SiC fibre-reinforced Ti-15-3 alloy matrix composite is briefly introduced. Consolidation of the composite fabricated by foil-fibre-foil processing is achieved by vacuum hot pressing or hot isostatic pressing. The preliminary results indicated the fabrication processes used in the experimental investigation is feasible.

与颗粒、晶须或短纤维增强金属基复合材料相比,连续纤维增强金属基复合材料同时兼有高的强度、刚性和塑性,对航空航天技术具有特殊的吸引力。它不仅比强度、比刚度高,而且疲劳性能优良,使用温度高和热膨胀系数低(在增强纤维方向),可以在苛刻条件下工作,特别是可以制作转动零件。一般讲,连续纤维增强金属基复合材料在强度和刚度方面比基体材料提高一倍左右,使用温度提高 200℃ 左右<sup>[1]</sup>。

国外钛基复合材料的研究已有 30 年左右的历史,发展速度相当快。美国生产的钛基复合材料的市场销售额从 1988 年到 2000 年的预计年平均增长率约为 25%<sup>[2]</sup>,其中连续纤维增强钛基复合材料占有一定的比例。用 SiC 纤维/钛合金复合材料研制的典型航空发动机零件有转轴、盘件和风扇空心叶片等,典型飞机零件有蒙皮、起落架外作动筒等。当前,纤维/钛合金零件还处于实验室研制、试用阶段,距离工业性生产规模尚有相当长的一段路程。

据初步了解,基于国内目前连续 SiC 粗纤维的研制、生产状况, SiC 纤维/钛合金的研究尚未深入开展,在我国仍属空白技术。本文利用真空热压工艺和热等静压工艺,在对连续 SiC 纤维增强 Ti-15-3 (Ti-15V-3Cr-3Sn-3Al) 钛合金复合工艺探索研究的基础上,给出了初步试验结果。

### 一、试验材料与试验过程

试验用连续 SiC 纤维系国内提供,采用化学气相沉积方法制备,其直径约为 100 $\mu$ m, 钨芯,表面富碳层约 0.5 $\mu$ m 厚,适用于增强铝基复合材料。因国内目前提供不了适用于钛基复合材料的 SiC 粗纤维(美国相应牌号为 SCS-6,其外径为 140 $\mu$ m 左右,碳芯,表面富碳层厚度约为 3 $\mu$ m),故暂用国产 SiC 纤维进行复合工艺的探索研究。基体 Ti-15-3 合金是近十多年发展起来的一种可冷成形的亚稳定 $\beta$ 钛合金, $\beta$ 转变温度比较低(约为 760℃),可以在较低固结温度下实现与纤维的复合成形。其次,该合金在两次真空退火之间的冷轧变形量约为 Ti-6Al-4V 合金的两倍左右,故 Ti-15-3 合金箔材价格可明显降低<sup>[3]</sup>。试验用 Ti-15-3 合金为 800℃ 退火状态、0.1mm 厚箔材。

纤维在钛箔上的铺放仅为单一方向,采用手工方式编排。在垂直纤维方向(即横向)的每 1mm 内,纤维排列根数平均为 4 根左右。钛箔使用前,表面经短时酸洗处理。

钛箔-SiC 纤维-钛箔交替铺层的复合固结采用真空热压工艺和热等静压工艺两种方法。真空热压固结处理在自制的 ZKH-1 型试验装置上进行,其固结工艺参数为 730℃/70MPa/2h,图 1 为处理过程温度、压力控制示意图,保温保压过程的真空度一般为  $5 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-2}$  Pa。热等静压固结处理在瑞典 SL-1 试验型设备上,纤维-钛箔交替铺层试样采用低碳钢板(厚度为 1mm)包套,

\* 本研究课题为北京航空材料研究所科学基金项目

固结处理后用浓硝酸将其溶解去除。热等静压处理工艺参数为 900℃/103MPa/2h, 处理后的包套外观见图 2。

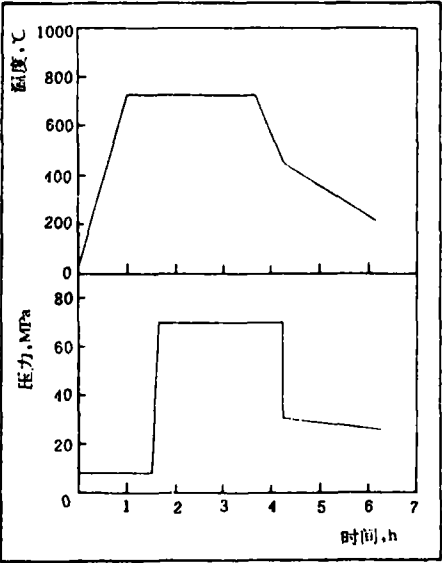


图 1 SiC/Ti-15-3 真空热压固结处理的温度-压力控制示意图

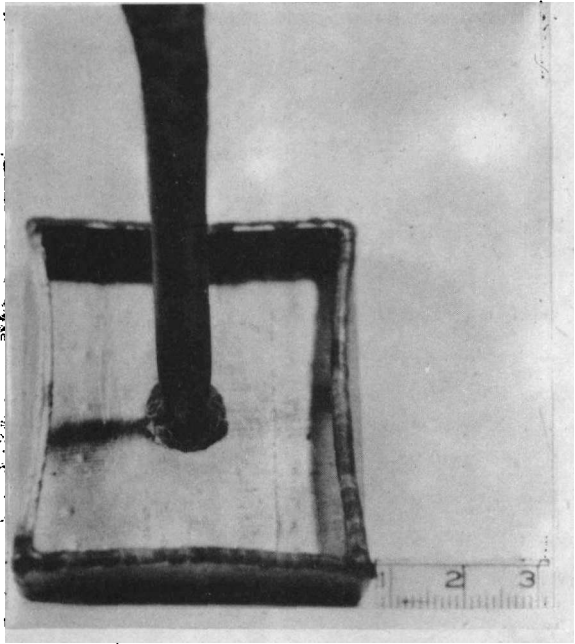


图 2 SiC/Ti-15-3 热等静压固结处理后的包套外观

SiC/Ti-15-3 试样采用线切割方法剖切, 从中取样观察, 分析纤维与钛基体的复合效果。

## 二、试验结果与讨论

真空热压和热等静压复合固结的 SiC/Ti-15-3 试样及其内部纤维的分布状况分别示于图 3、4。

### 1. SiC/Ti-15-3 试样的外观特征

真空热压固结 SiC/Ti-15-3 试样在有效复合部位 (约为 15mm × 20mm) 的厚度比较均匀, 平均为 1.24mm (标准差为 ±0.02mm)。厚度减缩率为 27% 左右。

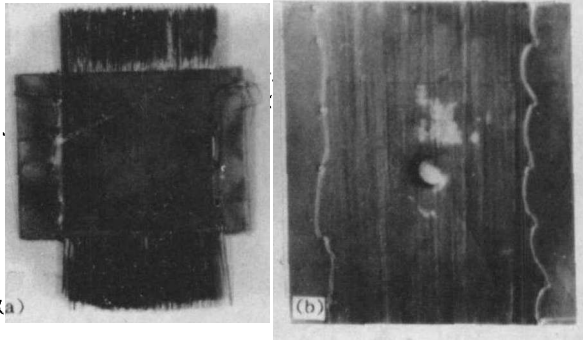


图 3 不同工艺复合固结处理后  
SiC/Ti-15-3 试样的外观照片  
(a) 真空热压工艺; (b) 热等静压工艺

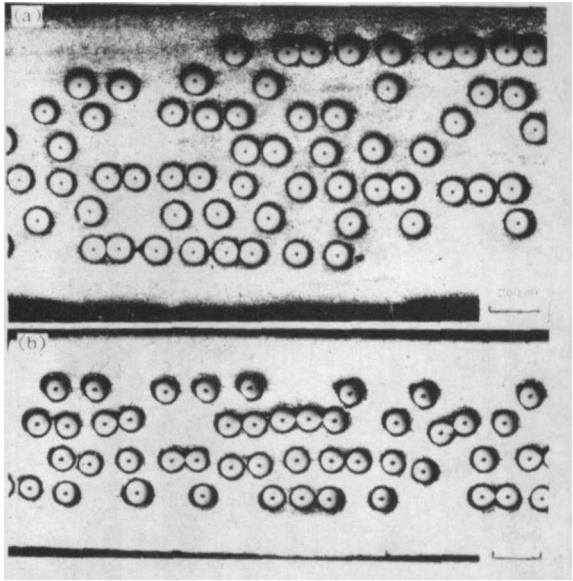


图 4 不同工艺复合固结的 SiC/Ti-15-3  
试样中纤维的分布状况  
(a) 真空热压工艺; (b) 热等静压工艺

右, 而复合材料试样在横向和纵向 (即平行纤维排列方向) 的延展是比较小的 (图 3a)。但是也有些试样出现明显的横向、纵向延展, 估计主要与纤维-钛箔交替铺层状况和热压工艺参数等有关。当钛箔层数增多, 热压温度增高 (如 800℃) 时, 复合材料试样不仅横向尺寸明显变大, 而且厚度变化的不均匀性显著增加。对复合材料试样而言, 不希望在热压固结过程中出现横向、纵向尺寸的变化, 而厚度的减小应该主要是由钛基体充填纤维与纤维之间的空隙所造成的。在图 4a 试验条件下, 钛基体完全充填纤维之间空隙所引起试样厚度的理论估算减缩率约为 28%, 与上述实际测量计算值相接近。这表明钛基体充填纤维之间空隙的程度比较完善。

热等静压固结处理 SiC/Ti-15-3 试样外观形状与处理前基本相同, 横向、纵向尺寸无明显变化。由图 3b

可见,有效复合部位(约为 $30\text{mm}\times 55\text{mm}$ )显示纤维排列的明显痕迹,表面出现纵向相互平行的凹凸条纹,这对试样厚度测量的准确性影响较大。粗略测量表明,该试样平均厚度约为 $0.85\text{mm}$ (标准差为 $\pm 0.03\text{mm}$ ),厚度减缩率为 $23\%$ ,与理论估算减缩率(约为 $25\%$ )有一定的偏差。但从图4b可知,钛基体充填纤维之间空隙的程度仍是比较完善的。

上述两种复合固结工艺所引起的SiC/Ti-15-3试样外观特征上的某些差异,主要与复合固结过程中纤维-钛箔交替铺层试样接受载荷的方式有关。

## 2. 钛基体的扩散连接效果

无论是真空热压工艺,还是热等静压工艺,SiC/Ti-15-3内部各层钛箔之间基本上达到了良好的扩散连接状态。各层钛箔之间的连接界面清晰,沿晶走向,形貌基本上呈断续状(图5)。在基体连接界面的个别部位,晶粒穿越界面生长,局部连接界面消失。从扩散连接角度来看,基体内部各层钛箔之间尚未完全“长合”,尚未达到理想的金属结合。

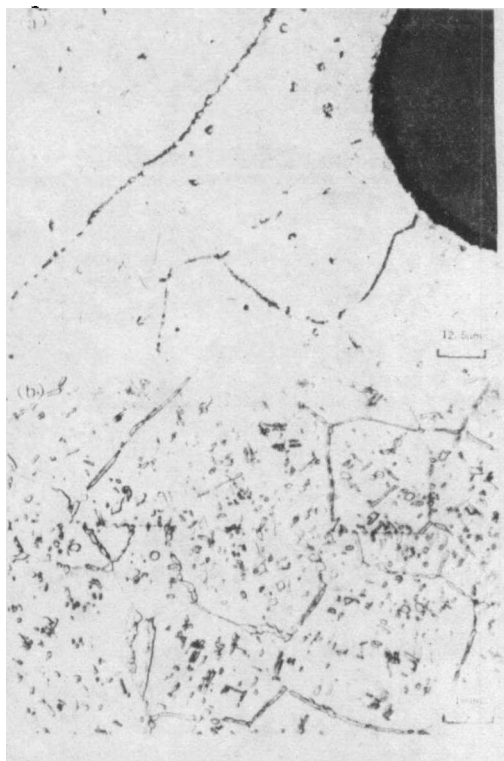


图5 SiC/Ti-15-3试样基体扩散连接状况

(a) 横向截面,热压温度 $800^{\circ}\text{C}$

(b) 纵向截面,热压温度 $730^{\circ}\text{C}$

需指出的是,复合固结处理温度对Ti-15-3合金晶粒度有明显的影响。低于合金 $\beta$ 转变温度热压固结处理(如 $730^{\circ}\text{C}$ ),合金晶粒大小基本上与原始退火箔材的相同。但在 $\beta$ 转变温度以上(如 $800^{\circ}\text{C}$ )热压固结处理,合金晶粒开始粗化。 $900^{\circ}\text{C}$ 热等静压固结后,合金晶粒明显长大(图4)。

## 3. 纤维在基体内的分布状况

纤维在复合材料试样厚度方向排列比较均匀(见图4)。但有些部位出现纤维之间间隙太小,未被钛基体充满;有些部位出现纤维相互接触的现象。SiC纤维横向排列不均匀主要是由于采用手工方式编排纤维造成的。据粗略估算, SiC/Ti-15-3试样中纤维的体积含量约为 $15\sim 18\%$ 。

另外,在SiC/Ti-15-3试样中观察纤维的断裂(图6),至于SiC纤维与Ti-15-3合金的界面研究正在进行之中。

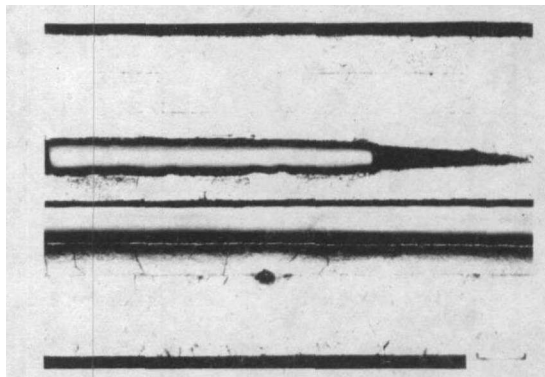


图6 热等静压固结处理SiC/Ti-15-3试样中纤维的断裂照片

## 三、初步分析意见

1. 本研究采用真空热压工艺和热等静压工艺对连续SiC纤维增强Ti-15-3合金的复合固结处理进行了初步的探索。在所试验条件下,这两种工艺已初步制备出SiC/Ti-15-3复合材料试样,可供显微组织结构分析用。

2. SiC/Ti-15-3复合固结探索研究选用的真空热压、热等静压工艺参数分别为 $730^{\circ}\text{C}/70\text{MPa}/2\text{h}$ 和 $900^{\circ}\text{C}/103\text{MPa}/2\text{h}$ 。初步试验结果表明,所选用的两种复合工艺(包括钛箔-纤维-钛箔交替铺层试样的制备,包套工艺和复合固结工艺参数等)作为探索研究是可行的。

3. 为了提高SiC/Ti-15-3试样中纤维体积含量和横向分布的均匀性,采用机器编排纤维是十分必要的。

说明:本试验中得到了我所黄振隆、李晓宏、邓继雄、喻盛科和呼和等人的大力支持,在此深表谢意。

## 参考文献

1. W. Wei, High temperature MMCs for aero-engines: challenge and potential, Metals and Materials, August 1992, 430~435
2. D. Charles, Metal Matrix Composites-ready for take off, Metals and Materials, February 1990, 78~82
3. D. J. Dorr et al., Titanium Matrix Composite Reinforced F-15 Stabilator, Proceedings of Sixth Metal Matrix Composite Technology Conference, May 1985, 34. 1~34. 13