

# SiC 纤维增强钛基复合材料研究现状与展望

## Research and Prospect of SiC Fiber-Reinforced Titanium Matrix Composites

无锡职业技术学院机械技术学院 曹秀中  
中航工业北京航空制造工程研究所 韩秀全 赵冰 侯红亮

**[摘要]** 连续 SiC 纤维增强钛基复合材料(SiC<sub>f</sub>/Ti)是一种重要的高推重比发动机(推重比>12)用结构材料,它的应用为发动机设计和制造带来了革命性的变革。SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料代表了高推重比发动机用结构材料的发展方向,欧美国家设立了多项研究计划来发展 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料,技术水平已经达到或接近于实用状态。介绍了国内外对连续纤维增强钛基复合材料的研究现状及国内研究存在的一些问题,并对国内 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料的未来发展提出了一些建议。

**关键词:** SiC 纤维 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料 界面 力学性能

**[ABSTRACT]** Continuous SiC fiber-reinforced titanium composite (SiC<sub>f</sub>/Ti) is an outstanding structural material for aerospace because of its superior properties compared to titanium alloys and high temperature alloys, therefore, it is considered as a very promising material for the high thrust weight ratio turbine engine. Many countries have lay emphasis on the research of SiC<sub>f</sub>/Ti composites, for example, Europe and America have established several engine project involved SiC<sub>f</sub>/Ti. In this paper, research of SiC<sub>f</sub>/Ti is introduced in several aspects including raw materials, manufacture method, mechanical properties and applications. At last, some advices are proposed for the development of SiC<sub>f</sub>/Ti composites in China.

**Keywords:** SiC fiber SiC<sub>f</sub>/Ti composites Interface Mechanical property

SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料是以连续 SiC 纤维为增强体,以钛合金或钛铝金属间化合物为基体的一种具有优良综合性能的结构复合材料。SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料具有许多优良的力学性能和物理性能,比强度、比刚度、疲劳性能均优于钛合金,与基体材料相比较,可以提高使用温度将近 200℃,在提升结构性能的同时,大大降低了结构重量。由于 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料具有这些优良的性能,在航空航天领域,特别是在高推重比发动机(推重比>12)中展现了良好的应用前景,已经成为提高发动机推重比、

降低飞机燃油消耗、提高航程等的技术关键,是提升下一代发动机整体性能的关键技术之一,是高推重比发动机必需的结构材料,将为发动机的设计和制造带来革命性变革。发达国家非常重视 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料的研究,制定了多项研究计划来推动它在发动机和飞机上的应用。美国先后启动了 IHPTET 研究计划(The Integrated High Performance Turbine Engine Technology)、NASP 研究计划(National Aero Space Plane)、TMCTECC 研究计划(Titanium Matrix Composite Turbine Engine Component Consortium)、Exoskeletal(美国空军的外骨架计划)、SBIR 等研究计划,欧洲先后启动了 Euclid、PREPHA(Advanced Hypersonic Propulsion)等研究计划,日本也有 AMG、ESPR 计划。这些综合和专项研究计划极大地促进了 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料研究的发展<sup>[1-2]</sup>。

国外研究者研究了多种金属基体的 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料,形成了比较完善的研究体系。对 SiC<sub>f</sub>/Ti 的制备工艺、界面分析、力学性能进行了深入广泛的研究,积累了丰富的试验数据,建立了性能与寿命预测数据库,为发动机结构设计和制造奠定了坚实的基础。在 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料的应用研究方面,特别是在结构件验证技术方面开展了大量的研究。在军用发动机和民用飞机上, SiC<sub>f</sub>/Ti 已经得到应用,在发动机整体叶环、传动轴等结构件验证方面积累了大量丰富的经验,已经接近于实用状态。

与国外相比,国内的研究工作起步较晚,20 世纪 90 年代才开始这方面研究工作,目前的工作主要停留在实验室研究阶段,在高性能纤维及其梯度涂层制备、性能和寿命预测数据库和结构验证技术等方面还存在较大的差距。本文针对国内外的 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料研究现状进行了综述,论述了增强体、基体、界面、力学性能、应用的发展现状,并对国内 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料研究进行了展望。

## 1 材料及制造方法

### 1.1 材料

用于制造 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料的原材料包括:钛合金或钛铝金属间化合物基体和纤维增强体。

常用的钛合金和钛铝金属间化合物基体主要有 5 种:  $\alpha$  钛合金、 $\alpha+\beta$  钛合金、亚稳  $\beta$  钛合金、稳定  $\beta$  钛合金和钛铝金属间化合物。SiC 纤维增强钛铝金属间化合物具有良好的高温机械性能和物理性能,特别是 SCS-6/Ti2AlNb 复合材料,它的使用温度可达到 760℃,并具有高温高强度,蠕变和断裂阻力大的特点,它的界面反应也比 SCS-6/Ti3Al 显著减小<sup>[3]</sup>。

SiC 纤维是目前最适合于用作 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料增强体的材料,开发高性能的 SiC 纤维是制备高性能复合材料的前提,最常用的 SiC 纤维有 2 类:一类是直径为 33 $\mu$ m 碳芯的纤维,牌号为 SCS-0、SCS-6、SCS-ultra、SCS-9,由美国 Special Material 公司提供,其中 SCS-ultra 的强度最高达到了 6200MPa;另一类是直径为 13 $\mu$ m 钨芯的纤维,牌号为 Sigma1140+ 和 Sigma1240,由英国 Tisics 公司提供。一般碳芯 SiC 纤维的热稳定性优于钨芯 SiC 纤维<sup>[4]</sup>。

国内采用化学气相沉积方法开发了钨芯 SiC 纤维,性能达到了 3400MPa 以上,可以满足实验室研究的需要。但是,纤维的稳定性有待提高,在制备梯度复合涂层方面还不能满足要求。目前,国内还不具备制备碳芯 SiC 纤维的能力。

### 1.2 制备方法

高昂的制造成本一直是限制 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料实用的一个瓶颈,因此,开发低成本、高性能的制备方法是 SiC<sub>f</sub>/Ti 能否得到应用的技术关键。主要有箔-纤维-箔法、粉末布法、钛丝/纤维法、物理气相沉积法和等离子喷涂法这 5 种常用的制备方法<sup>[5]</sup>,这 5 种方法各有其特点,其中箔-纤维-箔方法(Foil-Fiber-Foil,简称 FFF 法)和物理气相沉积(Physical Vapor Deposition,简称 PVD 法)是目前最常用的 2 类方法。FFF 法是将纤维布和钛合金基体箔材叠层后进行热等静压或热压复合,可以制造大尺寸零件,利用基体材料的超塑特性,与超塑成形/扩散连接(SPF/DB)工艺相结合可以制造复杂形状的空心结构件。为了解决 FFF 法中纤维不均匀的问题, Merrick 等采用照相平板印刷和光刻技术在箔材上刻槽的方法取得了较好的效果<sup>[6-9]</sup>; PVD 法可以制备各种形状的零件,纤维均匀性好,对基体的原材料要求低,材料性能高,最高可达 2300MPa<sup>[10]</sup>,但是存在制造成本高、需要专用的 PVD 沉积设备、生产效率较低等不足,限制了它的批量生产,可以用来制造发动机中关键的转子零件。PVD 法主要包括磁控溅射物理气相沉积法(MS-PVD)和电子束物理气相沉积法(EB-PVD)。MS-PVD 法的沉积效率较低,制备的复合材料性能最高,靶材和沉积基体的成分基本相同。MS-PVD 法按照其磁控溅射靶材的形状区分,又可以分为平面靶和空心

阴极靶两种,德国和中国的研究者均是采用平面靶,而美国空军研究室开发了空心阴极溅射靶<sup>[11]</sup>。EB-PVD 的沉积效率较高,可以达到 MS-PVD 的几十倍,但是存在靶材与沉积基体成分有差别的问题,尤其是高合金元素的基体材料的差别更明显,为了消除这种差别还需要采取一些特殊的技术<sup>[12-14]</sup>;等离子喷涂法是把粉末加热到等离子区后喷射到纤维表面形成预制单片,再把预制单片进行热压或热等静压复合,这种方法具有成本低、效率高的优点,但是也存在等离子喷涂对纤维造成损伤以及纤维均匀性不好等不足,这种方法适合于制备 SiC<sub>f</sub>/TiAl 复合材料<sup>[15-16]</sup>。粉末布法与箔-纤维-箔法不同在于基体材料的选用,它的基体材料是将粉末用临时粘结剂混合后摊成粉末布来代替箔材,降低了制造成本,但是也存在和 FFF 法相同的不足。钛丝/纤维法是将钛合金丝与纤维交错排列后进行热压或热等静压的成形方法,这种方法的纤维均匀性较好,但是钛丝材比较难加工,成本较高<sup>[5]</sup>。

## 2 纤维 / 基体界面

界面研究是 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料研究的核心,界面的结合状态将直接影响复合材料的性能。通过设计和控制界面涂层,可以控制界面反应生成合适厚度的反应层,获得较佳的性能,从而实现对复合材料性能的优化与控制。纤维/基体界面对于 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料非常重要,研究者对界面进行了广泛和深入的研究,虽然研究结果存在差别,但是通过对反应产物及其组成相分析,普遍认为反应层主要由两种反应相组成,即大颗粒的 TiCX 相分布于 Ti5Si3CX 相中<sup>[11,17-19]</sup>。为控制界面反应,改善界面区域的组合和界面力学性能,获得高性能的复合材料,可以在纤维表面进行涂层,涂层材料主要有:氧化物、碳化物、硼化物以及耐热金属等<sup>[8]</sup>。

纤维的 C 涂层和 Ti 的界面反应受扩散控制,反应层厚度和时间符合抛物线方程:

$$x = k \cdot t^{1/2} + b \quad (1)$$

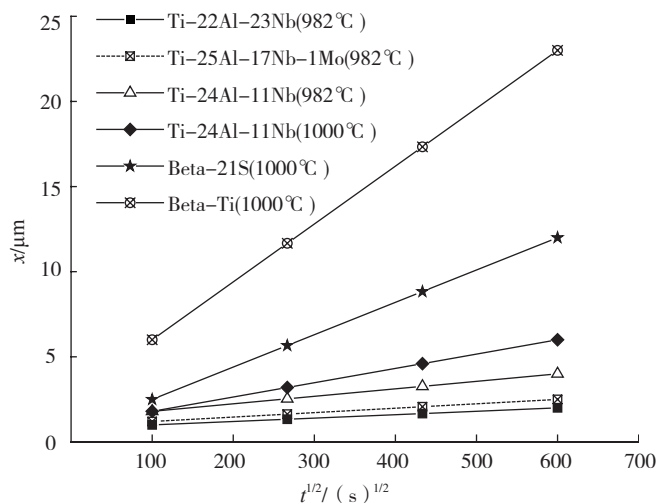
其中,  $x$  为反应层的厚度;  $k$  为依赖于温度的斜率;  $t$  为反应时间;  $b$  为截距。

图 1 是 SiC 纤维与几种基体材料体系界面反应的动力学曲线,由图中可知, SiC 纤维与  $\beta$  相合金的界面反应速率明显高于与  $\alpha$  相合金,说明  $\beta$  相更容易与 C 涂层发生反应。

## 3 力学性能

### 3.1 拉伸性能

SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料具有非常优越的力学性能,表 1 列出了制备的 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料的性能<sup>[5,20-21]</sup>。

图1 界面反应动力学曲线<sup>[5]</sup>Fig.1 Dynamic curve of interface reaction<sup>[5]</sup>表1 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料力学性能

材料	温度 T/°C		弹性模量 E/GPa	拉伸强度 $\sigma_b$ /MPa
SCS-6/Ti-15-3	轴向	室温	206~244	1758~1903
		427	214~240	1489~1820
	横向	室温	125~178	408
		427	110~138	325
Ti-15-3	300		97.2	937
SCS-6/Ti6Al4V	室温		215	1823
SCS-6/Ti2AlNb	室温		190	1900
SCS-6/IMI834	室温		220	2300

纤维增强复合材料具有各向异性,沿纤维轴向, SiC<sub>f</sub>/Ti 具有优良的拉伸性能,但是沿纤维横向,拉伸性能却低于基体合金性能。沿不同方向的破坏机制不同,界面的作用也不同。沿纤维轴向拉伸时的应力-应变响应曲线是非线性的,卸载后产生了持久变形,持久变形来源于两个方面:基体塑性变形和界面滑移。横向拉伸应力-应变关系,大致分为3个阶段:第一个线性区,基体发生了弹性变形,纤维和基体界面完好;第二个线性区,界面发生了剥离;非线性区,基体发生了塑性变形。当拉伸方向与纤维呈一定角度时,拉伸机制是沿纤维轴向和横向破坏机制的复合,随着角度由0°变化到90°,拉伸强度逐渐降低<sup>[22]</sup>。

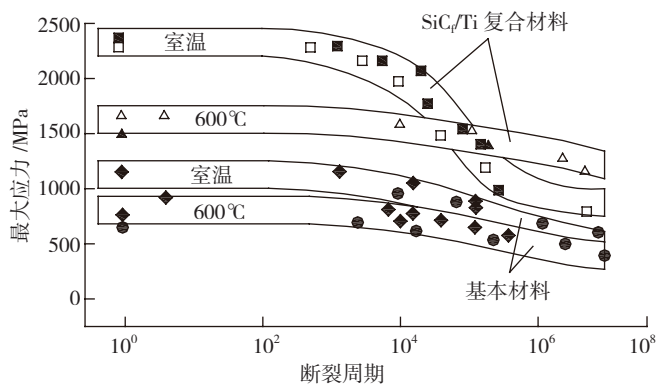
纤维是 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料的主要承载体,一般纤维强度越高,复合材料的强度越高。基体具有良好的塑性可以提高纤维增强 SiC<sub>f</sub>/Ti 的强度,例如 Ti2AlNb 与 Ti3Al 相比较,有更好的室温塑性,因此 SiC<sub>f</sub>/Ti2AlNb 的强度要高于 SiC<sub>f</sub>/Ti3Al。在制备过程中,在界面反应层中容

易形成缺陷,当反应层厚度大于临界值时,材料的性能会降低,不同反应体系的临界厚度不同<sup>[3]</sup>;界面结合力大小直接影响材料破坏形式,根据结合力的大小,将界面分为弱界面结合和强界面结合,弱界面结合虽然有利于提高轴向性能,但是横向性能也较低,成为限制 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料应用的一个因素<sup>[23]</sup>。

### 3.2 疲劳性能

图2是 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料和基体钛合金在室温和高温下的疲劳性能,由图可知,复合材料的疲劳性能明显高于钛合金,特别是高温疲劳性能,在低周疲劳区域(LCF)和高周疲劳区域(HCF)的疲劳强度至少比基体材料提高100%。SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料典型的室温低周疲劳性能为1800MPa/10<sup>4</sup>周次。600°C时基体材料的疲劳强度一般为400MPa左右,而 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料的疲劳强度在1800MPa以上<sup>[24]</sup>。

与基体材料相比较, SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料之所以具有很高的疲劳强度,是因为疲劳裂纹扩展到纤维/基体界面上被阻止,从而降低了裂纹扩展速度。与室温条件下的 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料相比较,在高温时,复合材料中纤维承受的载荷提高,随着拉伸载荷的增加,纤维会不断发生断裂,纤维/基体界面不能像在室温条件下那样很好地阻止裂纹扩展,因此,裂纹扩展速度比室温高很多,导致高温疲劳寿命降低。同时,在高温环境下,纤维/基体界面和表面的裂纹形成率会提高,也导致了高温疲劳寿命降低<sup>[25]</sup>。

图2 SCS-6/Timetal 834 在室温和600°C时的S-N曲线<sup>[24]</sup>Fig.2 S-N curve of SCS-6/Timetal 834 at room temperature and 600°C<sup>[24]</sup>

## 4 应用

高性能 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料可以大大提高航空航天领域系统的整体性能,因此,在航空航天领域具有广阔的应用前景。一般来说,目前飞机和发动机中采用钛合金制造的结构具有采用 SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料制造的可能性,从而达到降低结构重量、提高结构性能的目的。SiC<sub>f</sub>/Ti 复合材料用来替代一部分高温合金结构,可以在

提升性能的同时大大降低结构重量。 $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料主要可以制造 5 类部件: 盘、环类, 叶片类, 轴, 杆类, 管, 框架类, 支撑类<sup>[6]</sup>。

国外, 美国在 IHPTET 计划中, 采用 SCS-6/Ti6Al4V 制备的发动机第 3、4 级压气机叶环, 减重效果达到 78%, 不仅能够满足所有性能要求, 还使整台发动机的造价降低了 5 万美元, 被誉为是航空发动机设计的革命性突破。英国的罗·罗公司和德国航天航空中心也制备了  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料整体叶环, 并进行了台架试验<sup>[16,22]</sup>; 与镍基合金相比, 采用  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料制造的低压涡扇发动机传动轴, 减重 30%, 刚度提高 40%, 并能够经受  $10^5$  周次试验, 远远超过了设计要求; 在 F119 发动机中, 前 3 级风扇叶片均为宽弦叶片, 普惠公司正在研究的  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料风扇叶片是一种用 SPF/DB 工艺制造的重量轻、刚度大、耐冲击破坏强度高的空心风扇叶片, 使发动机风扇级重量减轻 14%。日本公司制造了  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料实心扭转叶片, 并进行了疲劳和静态试验<sup>[22]</sup>; 美国在 NASP 计划支持下, 已经具备了小批量生产  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  的能力, Textron 公司采用箔-纤维-箔方法制备了单级入轨器的耐高温面板和蒙皮, 月生产能力达到 40 块蒙皮 ( $1.2\text{m} \times 3.2\text{m}$ ), 以及 400 条帽形加强筋结构件; 在 F22 战斗机上, ARC 公司制造了第一个实用的  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料零件, 这个零件用作 F119 发动机的扩散喷管的作动器活塞, 来代替不锈钢活塞, 可减重 40%, 其刚度也高于钛合金<sup>[6]</sup>。最近, GKN 公司针对采用箔-纤维-箔方法制造轴类零件的高成本问题, 开发了一种低成本粉末布方法, 用来制造 787 飞机上的连接杆件, 成为第一个商用  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料零件。

在国内, 开展  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料研究的单位主要有: 中科院沈阳金属研究所、北京航空材料研究院、北京航空制造工程研究所、西北工业大学等单位。采用的制备方法主要有 2 种: 箔-纤维-箔方法、物理气相沉积法。箔-纤维-箔方法一般用来制备蒙皮类、叶片类、轴类结构件, 物理气相沉积法一般用来制备发动机的叶环、活塞、连接杆等结构件。中科院沈阳金属研究所、北京航空材料研究院、北京航空制造工程研究所均采用磁控溅射物理气相沉积法制备了叶环模拟件。

## 5 展望

$\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料是高推重比发动机所必需的结构材料, 为了推进我国  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料的研究和应用, 应该在以下几个方面深入开展工作:

(1) 开发稳定的高性能纤维, 特别是开发碳芯  $\text{SiC}$  纤维, 打破国外在这方面的垄断;

(2) 在现有制备方法基础上, 进一步开发和完善高

性能、低成本制备方法, 在获得高性能材料和结构的同时, 大大降低制造成本, 推动  $\text{SiC}_f/\text{Ti}$  复合材料的实用化;

(3) 以纤维/基体界面为核心, 开展制备工艺-界面设计与控制-性能测试与评估一体化研究, 建立界面与制备工艺、力学性能之间的关系, 分析复合材料的破坏和失效机制, 建立完善的性能和寿命预测数据库, 实现复合材料寿命的评估和预测, 为结构设计提供良好的支持;

(4) 开展复合材料无损检测技术研究, 例如 X 光、声散射、超声显微检测技术, 建立复合材料损伤与宏观表征之间的关系, 从而可以实现基于无损检测的剩余寿命评估。

## 参考文献

- [1] Djanarthany S, Viala J C, Bouix J. Development of  $\text{SiC}/\text{TiAl}$  composites: processing and interfacial Phenomena. *Materials Science and Engineering*, 2001, 300 (1-2): 211-214.
- [2] 梁春华. 连续纤维增强的金属基复合材料部件杂航空涡扇发动机上的应用. *航空制造技术*, 2009(15): 32-36.
- [3] 张国定, 赵昌正. 金属基复合材料. 上海: 上海交通大学出版社, 1995:32-53.
- [4] 刘翠霞, 杨延清, 徐婷, 等. 化学气相沉积法连续  $\text{SiC}$  纤维的研究现状和发展趋势. *材料导报*, 2006, 20(8): 35-37, 40.
- [5] Clyne T W. *Comprehensive composite material*, Volume 3 Metal matrix composite. London: Cambridge University Press, 2000: 492-538.
- [6] Merrick H F, Aksoy S Z, Costen M, et al. TMC behavior modeling and life prediction under multiaxial stresses, NASA/TM-1998-207928.
- [7] Doorbar H J, Sudds I D A. Method of making fiber reinforced metal component: America, US5305520. 1994-04-26.
- [8] Woods H L, Merrimack R C L, Nagy P, et al. Method of manufacturing composites: America, US5427304, 1995-07-27.
- [9] Linsey G D, Chen G O X, Blackburn M J. Ductile titanium alloy matrix fiber reinforced composites: America, US5508115. 1996-04-16.
- [10] 周义刚, 杨延清. 碳化硅连续纤维增强钛基复合材料的研究进展. *金属学报*, 2002, 38(S): 461-466.
- [11] Dudek H J, Borath R, Leucht R, et al. Transmission electron microscopy of the fibre-matrix interface in  $\text{SiC}$ -SCS-6 fibre-reinforced IMI834 alloys. *Journal of Materials Science*, 1997, 32(3): 5355-5365.
- [12] Peng H X. Manufacturing titanium metal matrix composites by consolidation matrix coated fibers. *J Mater Sci Technol*, 2005, 21(5):647-656.
- [13] Ma Z J, Yang Y Q, Du J, et al. The effect of magnetron sputter parameter on fiber coating character. *Materials Letters*, 2004, 58(15): 2118-2125.
- [14] Olevky E, Dudek H J, Kaysser W A. Hiping conditions for processing of metal matrix composites using continuum theory for sintering-II. Application to Fiber Reinforced Titanium Alloys. *Acta Materialia*, 1996, 44(2): 715-723.
- [15] Djanarthany S, Viala J C, Bouix J. Development of  $\text{SiC}/\text{TiAl}$  composites: processing and interfacial phenomena. *Materials Science and Engineering*, 2001, 300(6): 211-217.

(下转第 115 页)

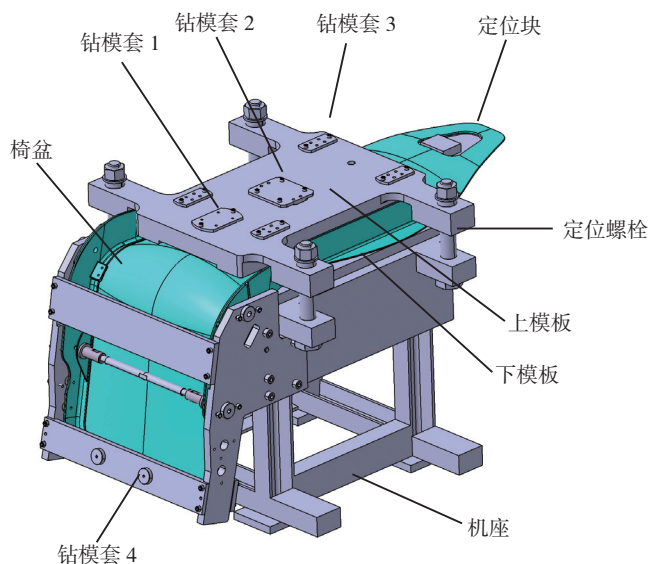


图2 钻孔夹具示意图

Fig.2 Diagram of drilling fixture

0.01mm/r, 切削时不加冷却液, 并将钻头刃口修磨成三尖两刃式的群钻, 缩短横刃长度, 有利于定中心, 减少切削力。在操作过程中应做到以下几点要求:

(1) 保持进给速度均匀, 尤其在开始和结束时进刀不能过快; (2) 钻孔过程中及时排屑和清理切削粉尘, 减少摩擦, 避免温度升高过快; (3) 及时修磨钻头, 始终保持刀刃锋利; (4) 结束退刀时不反转。

按照上述工艺要求钻孔, 椅盆孔口表面无撕裂、分层和翻边等缺陷, 孔边光滑无毛刺, 孔径和表面粗糙度均达到图纸要求, 而且位置精度也满足装配要求。

### 3 结论

通过椅盆钻削加工的实践摸索, 对碳纤维复合材料加工机理有了进一步理解, 在加工类似零件时, 可结合零件的结构特点, 有针对性设计工装, 能保证孔加工尺寸和位置精度要求。在碳纤维复合材料钻削加工中, 如何减少切削力是提高加工质量最有效的途径。在今后的研究和应用中可从以下几方面考虑:

(1) 选用高硬度的硬质合金钻头, 修磨切削刃, 选择合理的结构和钻削角度; (2) 采用高速钻削方法, 合理选择切削用量, 改善加工条件; (3) 对碳纤维复合材料椅盆薄壁件的钻削加工, 利用钻孔夹具对孔口周围进行加强保护, 可增加钻孔时的刚性和补偿零件制造误差, 同时能有效减少钻孔时各种缺陷的产生。

### 参考文献

- [1] 张厚江, 樊锐, 陈五一, 等. 高速钻削碳纤维复合材料钻孔力研究. 航空制造技术, 2006(12):76-79.  
[2] 蔡闻峰, 周惠群, 何颖, 等. 树脂基碳纤维复合材料制孔缺

陷及其钻孔工艺研究. 工程塑料与应用, 2005, 33(10): 32-34.

- [3] 鲍永杰, 高航. 碳纤维复合材料构件少无缺陷钻孔技术. 航空制造技术, 2007(S): 88-92.

(责编 亿霖)

(上接第 108 页)

然使用双面胶带粘结蜂窝芯与垫板, 非加工区域上表面直接覆盖一层薄膜, 利用真空的吸附力来固持蜂窝芯。较其他固持方法, 该方法能极大地提高固持效率, 节约成本。

(3) 建立了机床功率、真空压力、切削参数以及刀具参数与最小薄膜面积之间的解析表达式, 根据具体的机床参数求解最小薄膜面积, 并据此来判断蜂窝芯零件是否可选用新型的固持方案。

### 参考文献

- [1] 梅德茂. 金属蜂窝芯的数控加工. 西飞科技, 1997(2): 38-43.  
[2] 刘刚. 纸基蜂窝芯零件高速铣削加工固持系统 [D]. 杭州: 浙江大学, 2004.  
[3] 周原, 孙晓, 刘明山, 等. 新型磁粉探伤设备控制系统的研究与开发. 吉林大学学报, 2003, 33(1): 73-76.  
[4] 高涛, 骆金威, 林勇, 等. 基于超声波机床的蜂窝芯数控加工技术研究. 机械制造, 2013(1): 41-43.  
[5] 张永岩, 张超, 李微. 超声波机床基于 CATIA V5 复合材料蜂窝件数控编程方法研究. 航空制造技术, 2012(9): 79-82.

(责编 叶枫)

(上接第 112 页)

- [16] 杨延清, 朱艳, 马志军. SiC 长纤维增强 Ti 基复合材料的制备. 稀有金属材料与工程, 2002, 21(3): 424-426.  
[17] Gorsse S, Petitcorps Y L. A new approach in the understanding of the SiC/Ti reaction zone composition and morphology. Composites Part A, 1998, 29(9-10):1221-1226.  
[18] Yang Y Q, Zhu Y, Ma Z J. Formation of interfacial reaction products in SCS-6 SiC/Ti2AlNb composites. Scripta Materialia, 2004: 51(11): 385-396.  
[19] Baik K H, Grant P S. Chemical interaction between Sigma 1140 SiC fiber and Ti-6Al-4V. Scripta materialia, 2001, 44(7): 607-611.  
[20] 曾立英, 邓炬, 白保良, 等. 连续纤维增强钛基复合材料研究概况. 稀有金属材料与工程, 2000, 29(3): 211-215.  
[21] Chou T W, Kell A, Okura A. Fiber-reinforced metal matrix composites. Composites, 1985, 16(3): 187-192.  
[22] Mall S. Titanium matrix composites-mechanical behavior. Lancaster: Technomic Publishing Co, 1997: 41-53.  
[23] Bednarczyk B A, Arnold S M. A new local debonding model with application to the transverse tensile and creep behavior of continuously reinforced titanium composites, NASA/TM-2000-210029.  
[24] 莱茵斯 C, 皮特尔斯 M. 钛与钛合金. 北京: 化学工业出版社, 2005:268-302.  
[25] Barney C, Beevers C J, Bowen. Fatigue crack propagation in SiC continuous fiber-reinforced Ti-6Al-4V alloy metal-matrix composites. Composites, 1993, 24(3): 229-236.

(责编 小城)