

钛合金空心结构的热等静压成形方法与力学性能研究

赵冰^{1,2,3}, 廖金华^{1,2,3}, 韩秀全^{1,2,3}, 侯红亮^{1,2,3}, 李志强^{1,2,3}

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;

2. 塑性成形技术航空科技重点实验室, 北京 100024;

3. 数字化塑性成形技术及装备北京市重点实验室, 北京 100024)

[摘要] 针对钛合金空心结构制造的技术难题, 开发了一种基于热等静压工艺的制备方法, 采用对结构构成要素的分解、加工与组合, 并在空腔部分填充内包套的工艺途径, 在工艺参数为 800~920℃、100~200MPa、1~3h 条件下, 制备出钛合金矩形、锥形、筒形空心结构件, 并进行了外形、扩散质量、界面组织分析和力学性能测试。研究表明, 空心结构件中扩散连接界面焊合率达到 100%, 界面结合强度最高达到 980MPa 以上, 与母材钛合金的强度水平相当, 且拉伸断口为韧性断口, 从而验证了该方法的工艺可行性与实用性, 为该项技术在航空航天领域的应用奠定了基础。

关键词: 热等静压; 钛合金; 空心结构件; 扩散连接; 力学性能

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.18.036



赵冰
博士、研究员, 研究方向为金属基复合材料制备。

扩散连接(Diffusion Bonding, Diffusion Welding)是指相互接触的材料表面在温度和压力的作用下相互靠近, 局部发生塑性变形, 原子间产生相互扩散, 从而在界面处的扩散层实现可靠连接^[1]。热等静压(Hot Isostatic Pressing, HIP)工艺是将制品放置在密闭的容器中, 向制品施加各向同等的压力, 同时施以高温, 在高温高压的作用下, 制品得以烧结和致密化的技术^[1]。利用热等静压的高温(2000℃)、高压(200MPa)的特点, 实现材料的扩散连接和烧结, 可以获得高致密度、高性能结构件。同时, 通过热等静压方法可以实现同种或异种材料的连接, 从而成形出所需要形状的结构件。材料的结构形式可以是零维(粉末)、一维(丝材或纤维)、二维(箔材或板材)、三维(块材)等形式, 也可以是一种形式或多种形

式的组合。其中块材可以是经过剧烈塑性变形加工后的微块, 例如等通道挤压成形、高压扭转成形、多向锻造成形。通过剧烈塑性变形方法制备的微小块材, 具有非常细小的组织^[2-3], 材质可以是金属、陶瓷等, 也可以是这几种材质的组合。不同材质不同维数的材料混合后, 包覆包套后热等静压, 可以制备出各种金属、金属基复合材料, 包括颗粒增强金属基复合材料、纤维增强金属基复合材料、层状复合材料, 或者是几种金属基复合材料的混合形式, 并可以在金属基复合材料制备的同时成形出结构^[4-12]。

由上可知, 热等静压成形技术具有极大的成形自由度, 可用于制备各种形状和尺寸的金属及金属基复合材料结构件; 其高温高压特点, 既可以实现界面的高压扩散连接, 又可以

弥合结构材料本身的缺陷,为解决难成形材料的空心结构制备提供了有效的工艺途径^[13-15]。随着航空航天技术的发展,对轻质高强结构的要求越来越高,钛合金空心结构在飞机及其发动机上得到越来越多的应用,而现有工艺技术制备钛合金等空心结构时,存在制造难度大、周期长、工装多、成本高、结构成形精度与质量难以保障等问题^[16-18]。因此,基于钛合金材料良好的扩散连接性,开发了一种钛合金空心结构的热等静压成形制备方法^[19]。在本文中,采用热等静压成形(HIP Forming)方法制备出了不同构型的钛合金空心结构,并对工艺过程、结构件的扩散连接界面的组织和性能进行分析,为热等静压成形钛合金等金属空心结构技术在航空航天领域的应用奠定技术基础。

试验及方法

1 材料

试验中用到的材料主要是 TC4 钛合金板材、块材,其微观组织如图 1 所示。原材料的组织状态是等轴细晶组织,晶粒尺寸约为 $10\mu\text{m}$ 。

2 方法与原理

采用热等静压方法制备钛合金空心结构件的基本原理是:根据需成形的空心结构的结构形式及特点,先将结构分解为各个易加工、组合的结构要素,在各结构要素加工好后,通过热等静压实现各结构要素的连接,使结构要素成形为一个整体结构。制备空心结构件的技术关键是需要空腔部分设计一个内包套,使得内包套与外包套形成一个封闭的空间,需要扩散连接的结构件的各组成要素处于内包套与外包套形成的封闭空间中。当将内外包套封装后进行热等静压时,在压力作用下,各组成要素扩散连接在一起。由于内包套位于钛合金空心部分的内部,在热等静压时,高压气体会作用到内包套的内表面和外包套的外表面,从而

可以在实现连接的同时,不会引起钛合金空心结构部分在压力作用下而发生塌陷。热等静压成形空心结构件可以分为两种组合形式,一种是蒙皮+筋条形式,另一种是蒙皮带筋条形式(见图 2)。

根据热等静压成形的原理,分别制备了钛合金矩形空心结构件、锥形空心结构件、筒形或环形空心结构件,图 3 是 3 种结构件热等静压成形的组合原理图。

根据图 3 的分解原理,分别加工低碳钢内包套、外包套、钛合金组件。对钛合金组件进行表面酸洗,去除表面的氧化皮和污垢,然后将其放入内外包套中,经过真空封装后热等静压。在选择工艺参数时,主要考虑在高压、低温条件下进行扩散连接,从而充分发挥热等静压的优

势。在扩散连接压力为 10MPa 左右时,TC4 钛合金的扩散连接温度一般为 $900\sim 920^\circ\text{C}$,扩散连接时间一般为 $1\sim 3\text{h}$;当复合压力提高到 100MPa 时,可以将温度降低到 800°C ,在这个温度下,元素扩散活性大大降低,TC4 钛合金的微观组织和晶粒尺寸具有非常良好的稳定性。因此,选择热等静压工艺参数为 $800\sim 920^\circ\text{C}$ 、 $100\sim 200\text{MPa}$ 、 $1\sim 3\text{h}$ 。对热等静压后的预制坯进行数控或化铣加工,去除低碳钢包套,获得钛合金空心结构件。在空心结构件的扩散连接界面处切取试片,制备 OM、SEM 试样,观察界面微观组织。为了评价扩散连接界面的力学性能,在与制备空心结构件相同的工艺参数条件下制备棒状拉伸试件,测试扩散连接界面的结合强度,如图 4 所示。

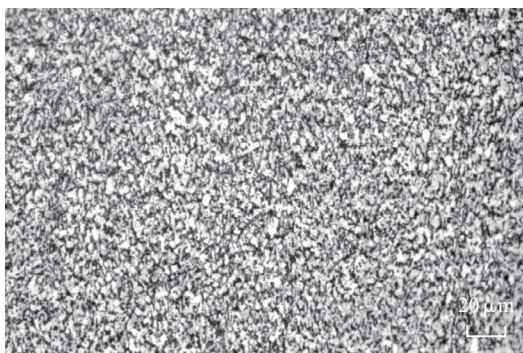
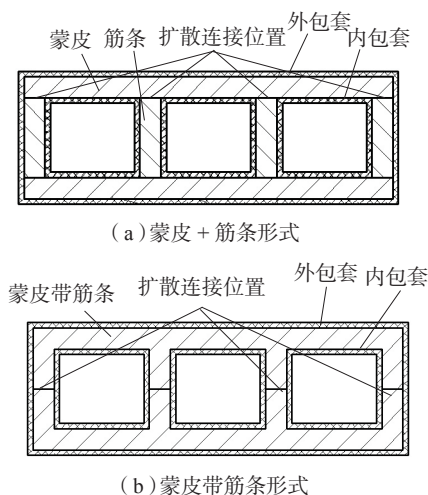


图1 TC4原材料微观组织

Fig.1 Microstructures of TC4 raw material



(a) 蒙皮+筋条形式

(b) 蒙皮带筋条形式

图2 热等静压成形原理图

Fig.2 Principle of HIP forming

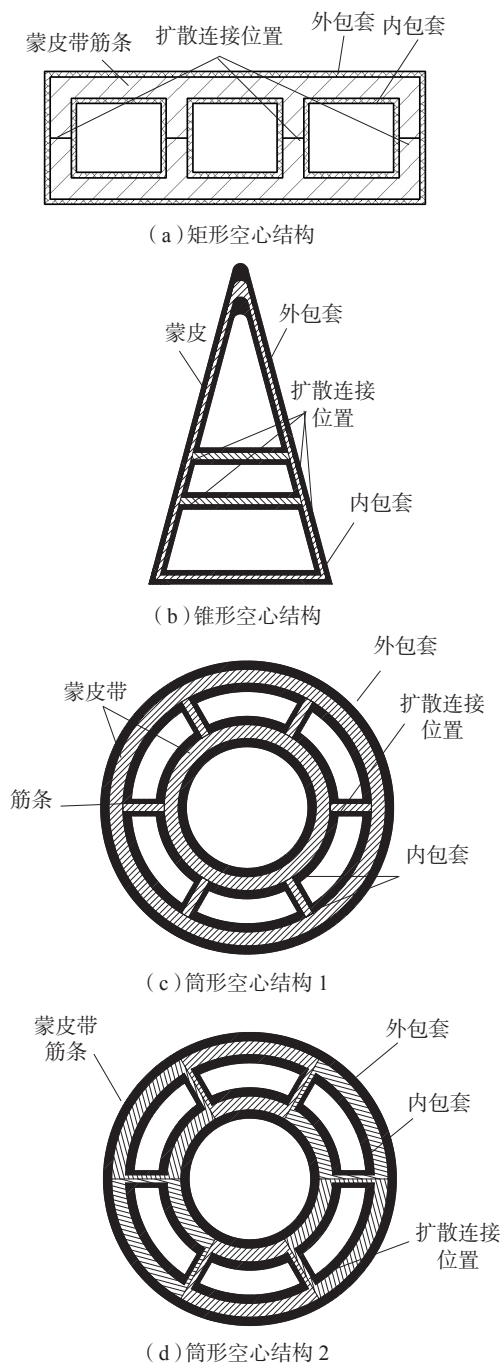


图3 不同形式的结构件热等静压成形原理

Fig.3 Principle of HIP forming of different hollow structures

结果与讨论

1 钛合金结构件制备

图5(a)是通过热等静压成形工艺制备的TC4空心矩形结构。通过将矩形结构件蒙皮带筋条形式组装后热等静压,再通过数控加工或化学铣削的方法去除包套,即可以获得

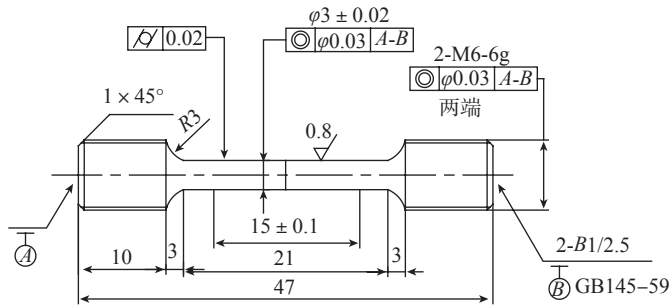
具有精确外形的矩形结构件。与超塑成形/扩散连接方法制备空心结构件相比较,筋条与蒙皮的连接位置是紧密连接,不会产生三角区,也就不会导致性能下降,特别是其中没有未排出的氦气,不会对疲劳性能产生较大影响。图5(b)是扩散连接位置的微观组织,可知界面焊合率几乎

达到了100%,界面组织与母材组织融合为一体。图6是热等静压成形的空心锥形结构,同样获得了精确的外形和良好的扩散连接界面。

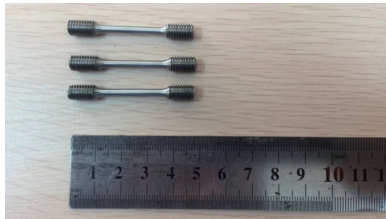
根据图3(c)的结构形式,将空心筒形结构分解为外筒、内筒与筋板,内筒、外筒可以通过板材滚弯、焊接、胀形的方法制备,筋板则利用板材直接切割加工成形。同时,根据该结构特点,利用低碳钢加工内、外包套。这些组件经过表面处理后进行组合与点焊拼装、边缘封焊,经过真空封装形成预制坯,使内外筒与筋板相互接触,并在扩散连接处形成真空区域。将预制坯进行热等静压成形,工艺参数为:900℃/120MPa/80min;随后通过化铣或数控加工+化铣去除内外包套。图7是空心筒形件扩散连接位置及界面区域的微观组织,界面焊合率几乎达到100%,钛合金组织主要是等轴组织,晶粒尺寸为10μm左右,可见空心筒形件获得了精确的外形和良好的扩散连接界面。

按照图3(d)的方式对空心筒形件进行分解,共分解为6瓣,每一瓣的结构形式如图8(a)所示。将加工好的分瓣钛合金块插入到上下盖板的孔中(图8(b)),然后套上内外筒(图8(b)),再在分瓣式的钛合金块中插入内包套(图8(c)),盖上上盖板(图8(d))。将组装后的预制坯进行封焊、真空除气、真空封装、热等静压后制备出预制件,如图8(e)所示。其中热等静压工艺参数为:920℃/100MPa~150MPa/3h,然后采用化学铣削的方法去除预制件的内外包套,制备出最终结构件,如图9所示。

图9是蒙皮带筋条形式制备的空心筒形件的扩散连接位置及其微观组织,经过920℃/150MPa/3h条件下扩散连接后,获得了良好的扩散连接界面,界面组织均匀,没有空洞、黑线等扩散连接缺陷,界面组织完全



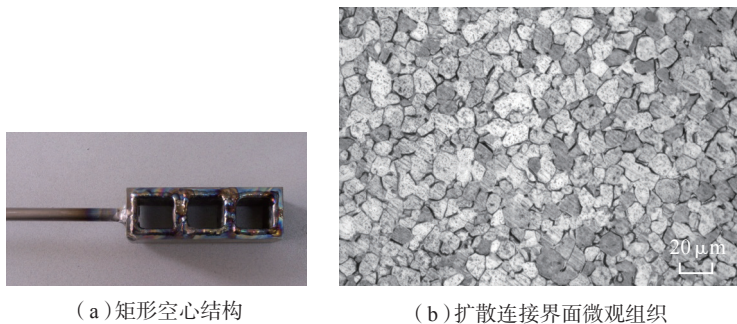
(a) 拉伸试件尺寸



(b) 拉伸试件实物

图4 扩散连接界面棒状拉伸试件实物与尺寸

Fig.4 Tensile sample of diffusion bonding and its dimension

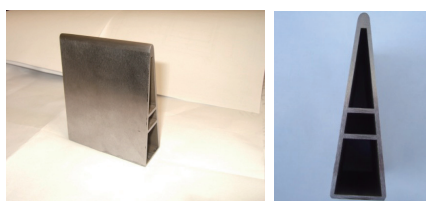


(a) 矩形空心结构

(b) 扩散连接界面微观组织

图5 矩形空心结构件及其扩散连接界面微观组织

Fig.5 Rectangle hollow structure and microstructure of diffusion bonding interface



(a) 锥形空心结构



(b) 扩散连接界面微观组织

图6 锥形空心结构及扩散连接界面微观组织

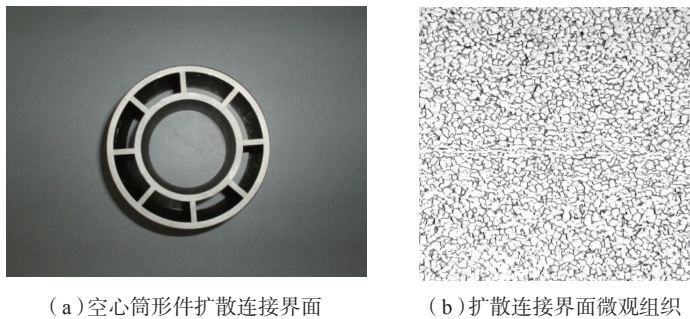
Fig.6 Cone hollow structure and microstructure of diffusion bonding interface

融合为一体,在此工艺参数条件下可以获得良好的界面结合,制备出合格的零件。经过热等静压成形后的钛合金组织主要是等轴组织,含有少量的片层组织,其中等轴晶粒的尺寸为 $10\sim 30\mu\text{m}$,片层组织的片层长度一般小于 $20\mu\text{m}$,层片厚度为 $2\sim 3\mu\text{m}$,与原始组织相比较,晶粒尺寸略有长大,这主要是由于热等静压的时间较长(3h)。

2 组织与性能分析

图 10 是在 800°C 、 840°C 、 880°C 、 920°C 温度及 $120\text{MPa}/2\text{h}$ 参数条件下的扩散连接界面微观组织。由图 10 可知,经过不同条件的扩散连接后,基体组织的形貌主要是大的等轴组织和少量片层组织。其中,等轴组织晶粒尺寸为 $10\sim 60\mu\text{m}$;片层组织含量较少,晶粒一般为 $5\sim 10\mu\text{m}$,片层组织细小,一般位于等轴晶粒的交叉处。经过较高温度条件下扩散连接后,片层组织有所长大,片层厚度增加。在 4 种工艺条件下,由于复合压力较高(120MPa),即使是在 800°C 进行扩散连接,也获得了良好的界面结合,扩散连接焊缝完全消失,界面两边的组织完全融合为一体。

对扩散连接后的试件进行性能测试,并与基体材料相比较。图 11 是拉伸后的试件,存在局部颈缩,在 880°C 时,断裂位置并不在标距的中间位置,而是断裂在基体位置。表 1、表 2 分别是基体母材和扩散连接后拉伸试件的力学性能。可知,与原始材料的力学性能相比较,扩散连接试件的性能与母材的拉伸强度接近,处于相同水平。在 800°C 、 $880^\circ\text{C}/120\text{MPa}/2\text{h}$ 参数条件下,获得了非常好的扩散连接效果,其性能最高达到了 980MPa ,达到了母材的性能水平。可见 TC4 钛合金在 120MPa 较高的扩散连接压力条件下,即使是在 800°C 的较低温度条件下,也获得了良好的界面结合强度,说明热等静



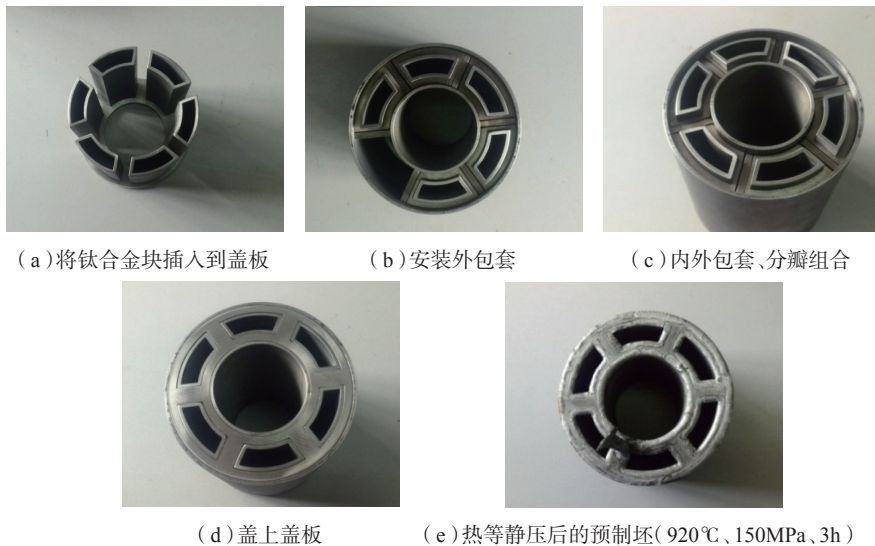
(a) 空心筒形件扩散连接界面 (b) 扩散连接界面微观组织

图7 化铣去除包套后的空心筒形结构件及扩散连接界面微观组织

Fig.7 Hollow cylindrical part after removing the inside, outside canning with chemical method and the diffusion bonding interface microstructure

压成形钛合金结构件时,通过提高复合压力可以大大降低结构件成形的温度,但仍然可以获得良好的连接界面和高性能的结构件。由表 1、2 可知,与原材料相比较,采用热等静压后的 TC4 钛合金的拉伸延伸率有所下降,低于 10%,一方面是由于原始材料的延伸率一般也低于 10%;另一方面是由于经过高温条件下的热等静压成形,等轴晶粒尺寸有所长大,片层组织的厚度增加,从而导致成形后的钛合金塑性有所下降。

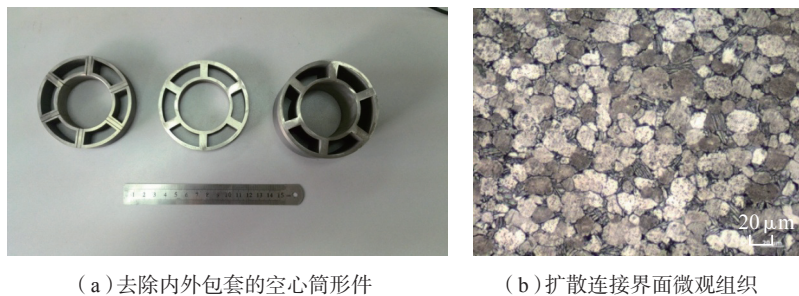
图 12、图 13 是在温度 800℃、880℃ /120MPa /2h 两种工艺条件下的拉伸断口形貌,可见 TC4 钛合金扩散连接拉伸试件拉伸后的断口均发生了颈缩。断口高倍照片显示,断裂类型是韧性断裂,存在剪切唇,断口上存在大量的韧窝;断口形貌凹凸不平,存在一些较大的凹坑,在凹坑内部存在很多小韧窝。这些特征与单一基体钛合金拉伸断裂的特征相同,呈现出等轴韧窝的特征,但是韧窝的数量较多,且尺寸较小,说明经过扩散连接后,拉伸试件的延伸率有所降低,塑性下降。为了满足飞机、发动机等对综合性能的要求,还需要对热等静压成形结构件进行后续热处理。



(a) 将钛合金块插入到盖板 (b) 安装外包装 (c) 内外包套、分瓣组合
(d) 盖上盖板 (e) 热等静压后的预制坯(920℃、150MPa、3h)

图8 分瓣式筒形件的组装过程

Fig.8 Fabrication process of cylindric hollow structure by skin with ribs style



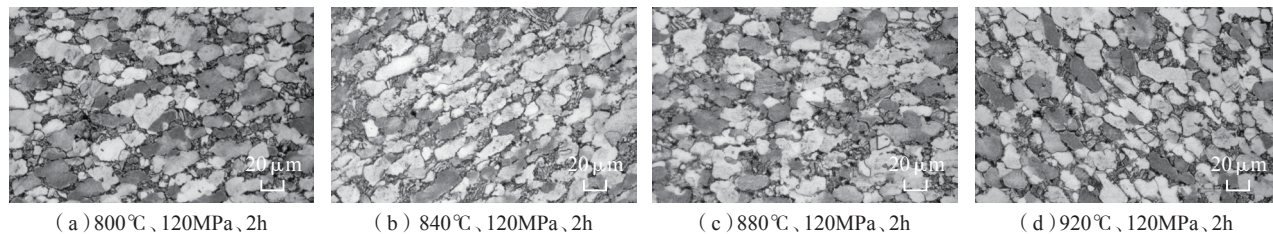
(a) 去除内外包套的空心筒形件 (b) 扩散连接界面微观组织

图9 去除内外包套空心筒形件及其扩散连接位置的界面微观组织

Fig.9 Hollow cylindrical part after removing the inside, outside canning with chemical method and the diffusion bonding interface microstructure

结论

(1) 通过将不同维数形式(零维、一维、二维、三维)的不同材料(金属、陶瓷等)按照一定轨迹或形状组合在一起,包覆包套后热等静压可以制备出各种金属和颗粒增强、纤维增强、层状金属基复合材料结构件。



(a) 800℃、120MPa、2h (b) 840℃、120MPa、2h (c) 880℃、120MPa、2h (d) 920℃、120MPa、2h

图10 不同参数下的扩散连接界面微观组织

Fig.10 Microstructure of diffusion bonding inter-face at different parameters

表1 原始TC4材料的力学性能

Table 1 Original TC4 material mechanics performance

样品	极限拉伸强度 R_m /MPa	屈服强度 $R_{p0.2}$ /MPa	拉伸率 A /%
1	985.1	932.89	10.4
2	963.23	924.52	6.6
3	973.02	925.52	8.87

表2 TC4扩散连接界面结合强度

Table 2 TC4 diffusion welding interface bonding strength

样品	参数	极限拉伸强度 R_m /MPa	弹性模量 E /GPa	拉伸率 A /%
1	800℃ /120MPa/2h	949.81	119.2	4.0
2	840℃ /120MPa/2h	981.32	114.5	—
3	880℃ /120MPa/2h	980.52	109.1	9.4



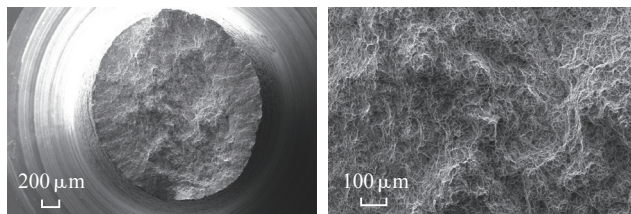
(a) 800℃、120MPa、2h



(b) 880℃、120MPa、2h

图11 不同扩散连接参数下拉伸失效后的试件

Fig.11 Tensile samples with different diffusion bonding parameters

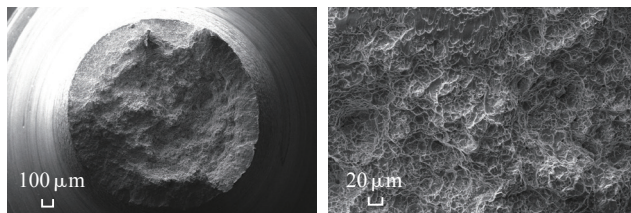


(a) 低倍

(b) 高倍

图12 800℃、120MPa、2h工艺条件下的拉伸断口

Fig.12 Tensile fracture with the diffusion bonding parameters of 800℃/120MPa/2h



(a) 低倍

(b) 高倍

图13 880℃、120MPa、2h条件下的拉伸断口

Fig.13 Tensile fracture with the diffusion bonding parameters of 880℃/120MPa/2h

(2) 采用内包套、外包套组合的形式,可以制备出TC4钛合金的矩形、锥形、筒形空心结构件,这种方法具有壁厚分布均匀、扩散焊合率高、材料利用率高、表面质量好、能成形难扩散连接材料的空心结构等优点,

在航空航天领域具有广泛的用途,代表了金属和金属基复合材料成形技术未来发展的一个重要方向。

(3) 在工艺参数为800~920℃/100~200MPa/1~3h条件下,对TC4钛合金进行扩散连接,获得了结合良

好的界面和基体组织状态,界面结合强度最高达到980.52MPa,延伸率能达到9.4%,与母材具有相同的性能水平。

参考文献

[1] 徐进,王铁军,车洪艳,等.热等静压扩散连接技术研究进展[J].粉末冶金工业,2014,24(3):61-65.

XU Jin, WANG Tiejun, CHE Hongyan, et al. Research progress of HIP diffusion bonding[J]. Powder Metallurgy Industry, 2014, 24(3): 61-65.

[2] 赵新奇,徐政,张俊宝,等.强烈塑性变形方法制备块体金属纳米材料[J].热处理,2003,18(4):18-21.

ZHAO Xinqi, XU Zheng, ZHANG Junbao, et al. Severe plastic deformation for bulk metallic nanostructured materials[J]. Heat Treatment, 2003, 18(4): 18-21.

[3] 吴春凌,叶邦彦.剧烈塑性变形法制备块体纳米材料的研究与发展[J].材料热处理技术,2009,38(22):88-92.

WU Chunling, YE Bangyan. Research and development of severe plastic deformation for producing bulk nano-structure materials[J]. Material & Heat Treatment, 2009, 38(22): 88-92.

[4] 王俊,孙宝德,周尧和.颗粒增强金属基复合材料的发展概况[J].铸造技术,1998(3):37-41.

WANG Jun, SUN Baode, ZHOU Yaohe. Development of particulate reinforced metal matrix composites[J]. Foundry Technology, 1998(3): 37-41.

[5] 陈兴,杨城笑,严彪.金属基陶瓷颗粒增强复合材料的制备方法[J].上海有色金属,2008,29(1):27-31.

CHEN Xing, YANG Chengxiao, YAN Biao. Preparation of composite reinforced with metal matrix ceramic particles[J]. Shanghai Nonferrous Metals, 2008, 29(1): 27-31.

[6] 张绪虎,单群,陈永来,等.钛合金在航天飞行器上的应用和发展[J].中国材料进展,2011,30(6):28-32.

ZHANG Xuhu, SHAN Qun, CHEN Yonglai, et al. Application and development of titanium alloys for aircrafts[J]. Materials China,

- 2011, 30(6): 28–32.
- [7] 王涛, 赵宇新, 付书红. 连续纤维增强金属基复合材料的研制进展及关键问题[J]. 航空材料学报, 2013, 32(2): 87–96.
- WANG Tao, ZHAO Yuxin, FU Shuhong. Progress and key problems in research and fabrication of fiber reinforced metal matrix composite[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2013, 32(2): 87–96.
- [8] 许久海, 徐志峰, 王振军, 等. 连续纤维增强铝基复合材料制备技术研究进展[J]. 铸造技术, 2010, 31(12): 1667–1673.
- XU Jiuhai, XU Zhifeng, WANG Zhenjun, et al. Progress in research on fabrication of continuous fiber reinforced aluminum matrix composites[J]. Foundry Technology, 2010, 31(12): 1667–1673.
- [9] 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[J]. 金属学报, 2002(S1): 461–465.
- ZHOU Yigang, YANG Yanqing. Progress in the study of titanium matrix composites reinforced by SiC fibers[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2002(S1): 461–465.
- [10] PENG H X. Manufacturing titanium metal matrix composites by consolidation matrix coated fibers[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2005, 21(5): 647–651.
- [11] VASSEL A. Continuous fiber reinforced titanium and aluminium composites: a comparison[J]. Materials Science and Engineering, 1999, 263(2): 305–313.
- [12] MA Z J, YANG Y Q, DU J, et al. The effect of magnetron sputter parameter on fiber coating character[J]. Materials Letters, 2004, 58(15): 2118–2121.
- [13] 尚文静. 热等静压(HIP)技术和设备的发展及应用[J]. 有色冶金设计与研究, 2010, 31(1): 18–21.
- SHANG Wenjing. Development and application of hot isostatic pressing (HIP) technology and equipments[J]. Nonferrous Metals Engineering & Research, 2010, 31(1): 18–21.
- [14] 张义文. 热等静压技术新进展[J]. 粉末冶金工业, 2009, 19(4): 32–36.
- ZHANG Yiwen. Development in HIP technology[J]. Powder Metallurgy Industry, 2009, 19(4): 32–36.
- [15] 谌启明, 杨靖, 单先裕, 等. 热等静压技术的发展及应用[J]. 稀有金属与硬质合金, 2003, 31(2): 33–38.
- CHEN Qiming, YANG Jing, SHAN Xianyu, et al. Development and application of HIP technology[J]. Rare Metals and Cemented Carbides, 2003, 31(2): 33–38.
- [16] NAN H, XIE C M, ZHAO J Q. Development and application of titanium alloy casting technology in China[J]. China Foundry, 2005, 2(4): 239–245.
- [17] HETMAŃCZYK M, SWADŹBA L, MENDALA B. Advanced materials and protective coatings in aero-engines application[J]. Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering, 2007, 24(1): 372–381.
- [18] HENRIQUES V A R, CAMPOS P P D. Production of titanium alloys for advanced aerospace systems by powder metallurgy[J]. Materials Research, 2005, 8(4): 443–446.
- [19] 赵冰, 廖金华. 一种钛合金空心构件的制造方法: CN201010109386.1[P]. 2010–06–30.
- ZHAO Bing, LIAO Jinhua. Manufacturing method of titanium alloy hollow component: CN201010109386[P]. 2010–06–30

通讯作者: 赵冰, E-mail: zhaob6833@163.com; 李志强, 博士, 研究方向为金属塑性成形, E-mail: zqlee98@126.com.

Manufacturing Method and Mechanical Property of Titanium Hollow Structure Based on HIP Process

ZHAO Bing^{1,2,3}, LIAO Jinhua^{1,2,3}, HAN Xiuquan^{1,2,3}, HOU Hongliang^{1,2,3}, LI Zhiqiang^{1,2,3}

(1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

2. Aeronautical Key Laboratory for Plastic Forming Technologies, Beijing 100024, China;

3. Beijing Key Laboratory of Digital Plasticity Forming Technology and Equipment, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] In order to fabricate a type of titanium hollow structure, a new process is developed based on hot isostatic pressing (HIP). The hollow ring structure is first decomposed into the skin plus ribs structure, then these substructures are combined together with adding a internal package into the hollow space. After HIP process, rectangular, cylindrical and conical hollow structures are fabricated, under 800–900 °C /100–200MPa/1–3h. The quality of this part is analyzed through profile examination, interface microstructure analysis and mechanical performance test. The results show that the interfacial diffusion bonding ratio of hollow structures almost reaches 100%, and the highest bonding strength reaches more than 980MPa, which is equal to the base metal. The fracture profile of diffusion bonding interface tensile samples shows ductile properties, and the feasibility of this new process is verified, which will provide reference for aerospace applications.

Keywords: HIP; Titanium alloy; Hollow structure; Diffusion bonding; Mechanical property

(责编 谷雨)