

TC4 钛合金蜂窝板高温力学性能

商 磊¹, 薛启超², 杨大春¹, 邹广平², 李 垚¹

(1. 哈尔滨工业大学, 黑龙江 哈尔滨 150001)

(2. 哈尔滨工程大学, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用钎焊工艺制备了 TC4 钛合金蜂窝板, 对试样在室温和高温下进行异面压缩、三点弯曲性能测试和分析, 并对不同温度下的试件强度及破坏模式进行分析。研究表明, 钛合金蜂窝板的异面压缩模量与强度随着测试温度的升高而下降, 440 °C 时保有室温时的 35.2%、61.7%。但测试温度对破坏模式没有影响。而三点弯曲测试中, 随着测试温度的升高, 破坏模式发生改变, 抗弯曲强度不断下降, 最大挠度不断增加。且 L 向试件的弯曲性能明显高于 W 向试件。室温下弯曲试件面板为韧性断裂, 钎焊区为脆性断裂, 而 300 °C 下试件面/芯脱粘区的断口为解理断口。

关键词: TC4 蜂窝板; 钎焊; 高温; 力学性能

中图分类号: TG146.2⁺3; TB383

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2018)02-0567-07

金属蜂窝板有着质量轻、承载能力强、刚性大、耐疲劳性能好、导热系数小、受力均匀等优点, 是一种有着良好的隔热、承力性能的结构形式^[1-3]。蜂窝夹芯结构广泛用于热防护系统 (TPS), 目前许多飞船的热防护系统均采用烧蚀层或隔热层与蜂窝结构结合的多层壁结构, 蜂窝夹芯结构对热防护系统的安全性起到极其重要的作用^[4-7]。钛合金材料有着密度低、比强度高、耐腐蚀、耐高温等诸多方面的优点。基于钛合金的材料特性, 钛合金蜂窝夹层结构还具有比强度高、比刚度高、高温力学性能好、低周疲劳强度高, 塑性好等优点^[8-10]。钛合金蜂窝夹心结构在航空、航天应用广泛, 如返回舱、X-33 高超音速飞行器的防热系统、五马赫巡航飞机发动机等^[11-13]。

制备钛合金蜂窝板, 钎焊具有独特的优势。钎焊的最大特点在于母材不熔化、焊接温度低、焊接变形小、焊件尺寸精度高, 特别适金属蜂窝板这种具有精密薄壁、结构复杂的大面积焊接结构。同时 TC4 钛合金真空钎焊可以避免高温情况下, 氧、氮、氢各种气体元素对 TC4 合金钎缝性能的影响^[14-16], 相对于胶结蜂窝板完整性更好、强度更高、高温性能更好。由钎焊制备的 TC4 钛合金蜂窝板具有较好的工程应用前景。但各国对其研究的公开文献非常少, 其基本力学性能研究不成系统, 高温力学性能研究较少。而蜂窝夹芯结构的高温力学性能对于热防护系统的安全起到极其重要的作用。这影响到热防护系统的防护性能和

运行安全, 而且在热防护系统的设计、模拟、分析时都要涉及到蜂窝夹芯结构的高温力学性能。本实验以高温真空钎焊制备的 TC4 钛合金蜂窝板为研究对象, 对其进行高温压缩和弯曲测试, 对不同温度下的力学行为、破坏模式、断裂机制进行分析。

1 实 验

采用的 TC4 钛合金蜂窝板试件的制备: 使用齿轮状的加工机构将厚度为 0.10 mm 的条状带材轧制成半六角形的波纹板, 然后将所轧制成型的波纹板通过激光焊接, 按照顺序叠加点焊制备成蜂窝芯。按照芯子不同的排列方向, 可以区分为 L 和 W 向试件。这种工艺加工出的蜂窝芯子 L 向芯子壁具有双层厚度, 如图 1a 所示; 制备所用的真空辐射加热设备为 VAF-30 真空钎焊炉, 采用 35Ti-35Zr-15Cu-15Ni 非晶箔带钎料。对 TC4 蜂窝芯体、钎料箔和 TC4 上下面板整体装配并进行真空钎焊。真空钎焊炉真空度 $<2 \times 10^{-3}$ Pa, 钎焊温度 930 °C, 保温时间 30 min。在钎焊过程中, 钎料合金在高温下熔化, 然后通过毛吸作用和重力作用, 渗入到蜂窝壁的间隙以及蜂窝芯与面板之间的接头间隙中, 并在接头处聚集, 在蜂窝壁和面板上润湿、铺展, 凝固后与面板和蜂窝芯一起构成蜂窝夹心结构, 所加工的 TC4 钛合金蜂窝板如图 1b 所示。试件的蜂窝芯格内切圆直径为 5.6 mm、芯体高度为 10 mm; 面板的规格为 150 mm×100 mm×0.3 mm。

收稿日期: 2017-03-16

作者简介: 商 磊, 男, 1987 年生, 博士生, 哈尔滨工业大学复合材料与结构研究所, 黑龙江 哈尔滨 150001, 电话: 0451-86402345, E-mail: shanglei420@163.com

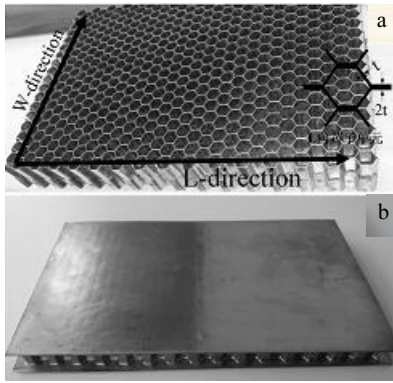


图 1 TC4 钛合金蜂窝板
Fig.1 TC4 titanium alloy honeycomb core (a) and sandwich panel (b)

利用 Helios Nanolab 600i 扫描电镜 (SEM) 观察 TC4 蜂窝板钎焊接头截面的显微组织、三点弯曲试样的断口形貌。TC4 钛合金蜂窝板高温力学性能极其重要, 分别在室温 (20 °C)、160、300、440 °C 下对 TC4 钛合金蜂窝板进行高温压缩测试和高温三点弯曲测试。试验由 Instron8801 电液伺服疲劳试验机及配套高温测试系统完成。

TC4 钛合金蜂窝板试件的异面压缩试验按照 GB/T1453-2005 执行。试样的几何尺寸为: 24 mm×24 mm×10.6 mm, 加载速度为 0.50 mm/min, 以此来得到结构压缩强度与温度等因素的相互关系。式(1)为蜂窝结构平压强度计算公式, 式(2)为芯子平压弹性模量计算公式:

$$\sigma = \frac{P}{F} \tag{1}$$

其中, P 为破坏载荷; F 为试件横截面积。

$$E_c = \frac{\Delta P(h-2t_f)}{F\Delta h} \tag{2}$$

其中, ΔP 为载荷-变形曲线上线性的载荷增量值; h 为试件总厚度; t_f 为面板厚度; Δh 为对应于 ΔP 的压缩变形增量值。

根据国家标准 GB/T 1456-2005, 分别对 L 向和 W 向试件进行三点弯曲测试。试样的几何尺寸为: 100 mm×25 mm×10.6 mm, 跨距为 80 mm。加载速度为 0.5 mm/min。TC4 钛合金蜂窝板在高温弯曲性能测试时, 蜂窝夹芯结构易出现多种破坏模式。针对三点弯曲下面板和芯子的失效模式及特征应力等进行分析。式(3)为弯曲试验时结构内蜂窝芯的剪切应力计算公式:

$$\tau_c = \frac{PK}{2b(h-t_f)} \tag{3}$$

式中, τ_c 为蜂窝芯子剪切应力 (MPa); b 为试样宽度 (mm), K 为无量纲系数, 如果 K 取 1 则上式不计面板承受的剪切。

当 P 为破坏载荷, 发生面板与芯子脱胶破坏时, 则式(3)蜂窝芯子剪切应力 τ_c 计算的结果为胶接剪切强度; 式(4)为蜂窝结构中面板的应力计算公式:

$$\sigma_f = \frac{PL}{4bt_f(h-t_f)} \tag{4}$$

式中: σ_f 为面板中的拉应力 (MPa), L 为试验的跨距 (mm)。

当 P 为破坏载荷, 并且发生面板拉断或压缩皱折等破坏现象时, 则式(4)面板应力 σ_f 计算的结果为夹层结构弯曲时的面板强度。

式 (5) 为蜂窝板的三点弯曲强度计算公式, R 为试件的弯曲强度:

$$R = \frac{3PL}{2bh^2} \tag{5}$$

2 结果与讨论

2.1 显微组织

图 2 为面板与蜂窝芯子的钎焊连接界面的微观组织。可以看出, 蜂窝芯体与面板之间的钎焊界面包括钎料凝固区和扩散区。在高温作用下, 在靠近界面的钎料熔化和凝固过程中第二相溶解, 母材发生局部组织长大。在钎焊过程中钎料元素与基体元素之间相互扩散形成扩散区。钎料凝固区存在两种组织, 以灰白色组织为基体, 椭圆状、细条状和点状的黑色组织分布在其中, 而且在蜂窝芯板与面板相连接的区域分布很密集, 在远离母材的地方分布较为离散。

分别对扩散区的灰白色组织、黑色组织、蜂窝芯壁板、面板做 EDS 定点分析, 位置如图 2 所标出的 1, 2, 3, 4 点。所测得各元素含量如表 1 所示。

灰白色组织(点 1)与钎料成分 35Ti-35Zr-15Cu-15Ni

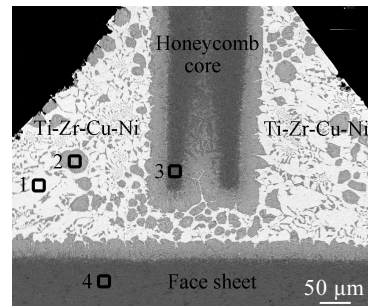


图 2 蜂窝板焊接界面微观结构
Fig.2 Micrograph of honeycomb in cross-section

表 1 图 2 中钎焊区组织能谱分析
Table 1 EDS results of microstructure in brazing zones of Fig.2 ($\omega/\%$)

Zone	Al	Zr	Ti	V	Ni	Cu
1	4.66	22.73	42	0.88	13.81	15.93
2	2.73	16.76	61.37	1.15	7.05	10.93
3	11.64	1.3	83.65	1.81	0.91	0.69
4	7.06	0	90.03	2.23	0	0.68

相比, Zr 元素下降明显, 有少量的 Al 和 V 元素出现; 黑色组织 (点 2) 与钎料成分相比含有 Ti 元素较多, Zr, Cu, Ni 元素含量下降, 有少量的 Al 和 V 元素出现。明显可见, 这种非晶钎料已不再是非晶态组织, 而且成分也不再均匀分布。而母材中蜂窝芯壁板 (点 3) 相对于面板 (点 4) Ti, V 元素含量下降, 有少量的 Zr, Ni 元素出现。这充分说明了在钎焊过程中, 母材和钎料相互扩散渗透反应, 并析出新的相, 这些相属于共晶组织或者金属间化合物。而且由于蜂窝芯壁板相对于面板较薄, 和钎料相互扩散渗透反应更加充分。

2.2 压缩性能

图 3 为试件高温下的异面压缩曲线。蜂窝夹心结构高温性能曲线中的每一条曲线均来自于 3 个试样平均值。由于性能数据集中度较好, 取最接近于平均数值的曲线作为代表。室温时蜂窝板承受压缩载荷时, 首先产生弹性屈曲, 蜂窝芯孔壁出现周期性凸胀, 随着载荷的增加, 在压缩曲线上, 弹性屈曲表现为曲线的弹性阶段, 此阶段应力和应变成线性关系。随着压缩位移的增加, 载荷快速上升至峰值, 当超过蜂窝板的屈服强度时, 应力又随着应变的增加而快速下降, 此时蜂窝边壁发生局部塑性屈曲失稳, 孔壁产生轴向屈服, 蜂窝芯开始出现褶皱, 即蜂窝夹层结构产生塑

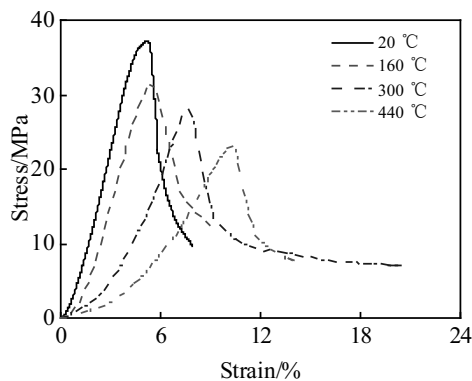


图 3 蜂窝夹心结构高温下异面压缩曲线

Fig.3 Compressive stress versus strain curves of honeycomb sandwich at high temperature

性坍塌。试件随着测试温度的增高逐渐软化, 随着测试温度的升高, 抗压缩强度和压缩模量都下降。由式 (1), 式 (2) 得到蜂窝结构压缩性能如表 2 所示。对于 TC4 钛合金蜂窝板平压性能, 当温度达到 160 °C 时相对于室温强度下降较大, 达到了 16.22%。弹性模量下降较小, 仅有 7.03%。测试温度达到 300 °C 时, 相对于室温时 TC4 钛合金蜂窝板平压性能强度下降 25%, 弹性模量下降 41.19%。当测试温度达到 440 °C 时, 相对于室温时 TC4 钛合金蜂窝板平压性能强度下降 38.30%, 弹性模量下降 64.80%。随着测试温度的升高, 强度下降比较平稳, 而弹性模量下降趋势加快。

图 4 所示为压缩试件的侧面图。压缩过程中蜂窝芯子壁间的焊缝先发生开裂, 其焊缝的破坏开裂则首先发生在蜂窝板 1/4 厚度处, 然后蜂窝壁发生塑性应变, 最终蜂窝壁板塑性屈曲。之所以在芯子壁间的焊缝先发生开裂, 这与蜂窝芯的加工方式有关。因为蜂窝芯为波纹板按照顺序叠加点焊制备而成, 所以芯子壁间的焊缝为相对薄弱的部分。在压缩试验中试样的屈服位置都是位于蜂窝芯靠上的位置, 而在蜂窝芯与上下面板结合部位即接头处没有出现明显的屈曲。这是由于在高温真空钎焊过程中接头处钎焊合金形成了局部堆积, 呈弧形包裹在蜂窝芯的端部, 使得整个蜂窝芯在承受压缩载荷时, 产生弹性屈曲的长度减少, 表现为蜂窝芯的高/厚比下降。

2.3 高温三点弯曲性能

对试件进行编号如“L160”, 字母“L”代表 L 向试件, 数字“160”代表试验温度为 160 °C, “W20”代表室温下 W 向试件。图 5 给出了不同温度下的弯曲载荷-挠度曲线对比。从中可以看出: 无论是室温还是高温, 试件由初始加载时都经历线弹性阶段, 之后在不同温度下试件呈现的变化趋势各不相同: 室温下 TC4 钛合金刚度较大, 初始为线弹性阶段, 加载过程中偶尔会伴随内部断裂的声音, 加载曲线也会随之发生变化, 之后试件再次进入弹性阶段, 当加载到一定阶段时蜂窝板直接断裂; 在 160 °C 下, W 向试件直接进入弹性阶段, 当加载到一定阶段时蜂窝板直接断裂。而 L 向试件初始为线弹性阶段, 此部分载荷与位移成正比。然后是塑性变形阶段, 因为材料在高温变软,

表 2 TC4 钛合金蜂窝夹芯试件的平压试验结果

Table 2 Flatwise compression experimental results of TC4 titanium alloy honeycomb sandwich specimens

Temperature/°C	20	160	300	440
σ/MPa	37.6	31.5	28.2	23.2
E_c/MPa	899.4	837	528.9	316.6

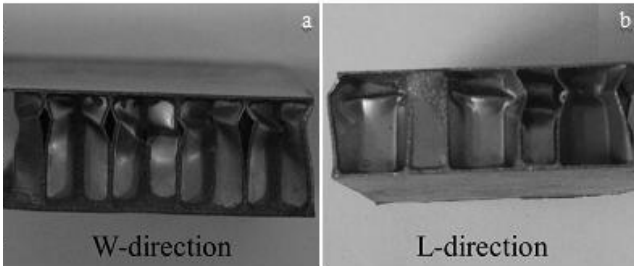


图 4 蜂窝夹芯板试件侧面图

Fig.4 Side view of honeycomb sandwich panel

材料在该阶段相比室温下有较强的变形能力，在该阶段的末端达到试件的最大承载力，之后试件上面板大面积脱粘；在 300 °C 下，试件开始为线弹性阶段，之后进入弹塑性变形阶段，由于试验温度更高，材料变得更软，所以试件有着更强的变形能力。最后进入局部失效阶段。该阶段 W 向试件由于载荷作用区芯子压溃，而导致材料变形较大而失效。L 向试件芯子发生轻微屈曲，而最终面板大面积脱粘；在 440 °C 下，试件开始为线弹性阶段。之后进入塑性变形阶段，相对于试验温度 300 °C，材料变得更软，延展性更好。之后进入屈服阶段，该阶段 W 向与 L 向试件均是与压头接触处面板与芯子发生屈服压溃，最终试件大变形失效。

对比图 5 中曲线可以看出，试验开始时载荷较小，曲线在刚开始的直线区域内蜂窝夹芯板在弹性范围内。而试验过程中随着载荷的增大，能看到曲线几处锯齿状的抖动，因为在三点弯曲试验过程中，上下面板和蜂窝芯子之间的焊点开裂，引起曲线抖动。室温和高温下的线弹性阶段斜率近似相等，说明整体结构在初始加载阶段，即短时试验时，其等效弹性模量没有受到温度的影响。

图 6 所示为蜂窝夹层板在高温三点弯曲测试中面板和芯子出现的破坏模式。图 6a 为面板皱曲，图 6b 为下面板断裂，图 6c 为下面板脱粘，图 6d 为上面板脱粘，图 6e 为上面板断裂、下面板脱粘，图 6f 为上面板与芯子局部压塌、大变形失效。表 3 列出了不同温度试件的最大挠度(d_{max})，弯曲强度(R)及破坏模式。试件随着温度的增高逐渐软化，在温度较低时最主要的失效模式为面板断裂、面/芯脱粘，随着温度升高，最主要的失效模式为芯子压溃、面板局部皱曲最终结构大变形失效。

根据试件破坏模式由式(3)、式(4)得出试件的钎焊剪切强度及夹层结构弯曲时的面板强度。所以试件 W20、L20、W160、W300 的面板强度分别为 1100、1253.9、974.3、884.1477 MPa。试件 L160、L300 的焊接剪切强度为 8.8422、7.3942 MPa。所有试件中芯子没有出现因为剪切作用而产生破坏的现象，说明蜂

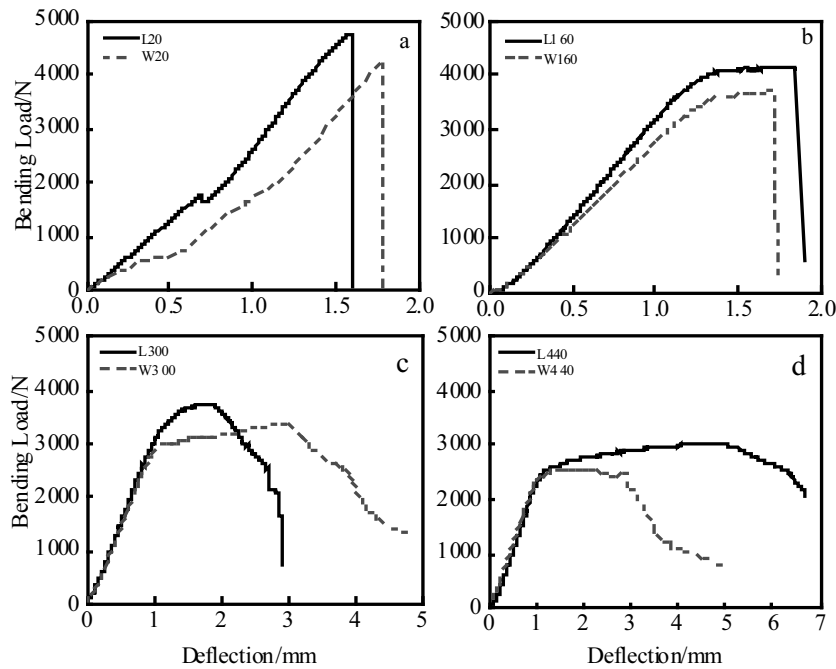


图 5 不同温度下的三点弯曲载荷挠度曲线 (L 向及 W 向)

Fig.5 Curves of three-point bending loads vs. deflection at different temperatures (L- and W-direction):

(a) 20 °C, (b) 160 °C, (c) 300 °C, and (d) 440 °C

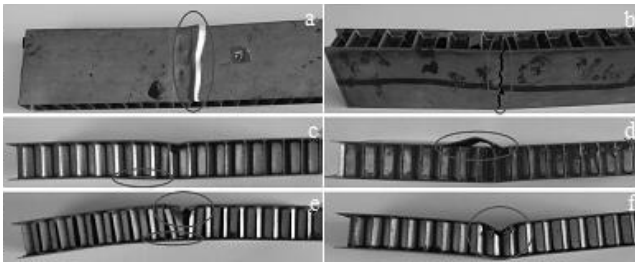


图 6 面板和芯子破坏模式

Fig.6 Failure modes of face sheets and honeycomb cores: (a) overall buckling, (b) lower face cracking, (c) lower face debonding, (d) upper face debonding, (e) upper face cracking and lower face debonding, and (f) local collapse of upper face and core as well as large deformation failure

表 3 三点弯曲强度及失效模式

Table 3 Three-point bending strength and failure modes of the specimen

Sample No.	d_{max}/mm	R/MPa	Failure modes
W20	1.79	181.76	Upper face wrinkling
L20	1.60	205.33	Lower face and core cracking
W160	1.76	159.54	Lower face cracking, upper face buckling
L160	1.71	181.38	Debonding between the core and the upper face
W300	2.96	139.96	Cell walls and the upper face buckling
L300	1.94	160.16	Debonding between the core and the lower face
W440	2.90	110.16	Overall buckling, cell walls and the upper face buckling
L440	4.68	129.98	Overall buckling, cell walls and the upper face buckling

窝芯子在高温下抗剪强度相对整个结构的承载是充分而足够的,这一点可以通过相应的理论公式进行校核验证。在所有考察的温度下, L 向试件的弯曲载荷均要明显大于 W 向的,这说明芯子排列方向对于结构的弯曲强度影响很大。W 向试件中芯子壁间的焊缝被拉开,这也是由于高温下钎焊强度低于材料本身的强度所导致的。

2.4 三点弯曲试样断口形貌分析

图 7a 为室温下 W 向断裂试件的断口。D 区为面板,有明显的韧窝,显然为韧性断裂。A 区、C 区为钎焊堆积区,断裂方式为解理断裂。B 区为裸露出的一部分蜂窝芯壁。图 7b 为蜂窝芯壁与钎焊堆积区交接

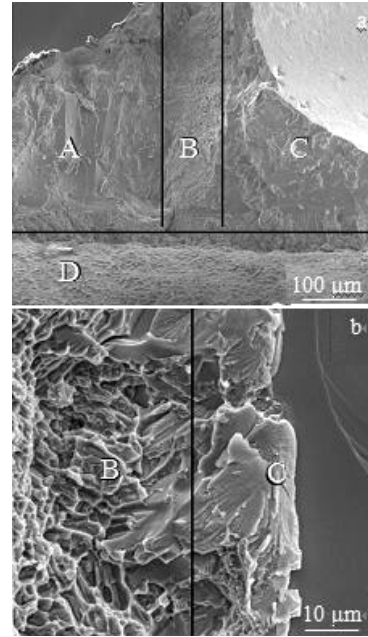


图 7 蜂窝结构三点弯曲试样断口

Fig.7 Bending fractograph of honeycomb sandwich panel: (a) W direction at 20 °C and (b) joint between honeycomb cell wall and brazed accumulation zone

处断口。图 7b 的 B 区为蜂窝芯壁板,为准解理断裂,即断口上除了有脆性断裂外,也有许多韧窝和撕裂棱的存在。而蜂窝壁板上的韧窝尺寸小于面板上的韧窝尺寸。因为蜂窝芯壁板和钎料相互扩散渗透反应更加充分,含有更多的析出相,使得塑性变差,断口形成的韧窝尺寸较小较浅。图 7b 的 C 区为钎焊堆积区,为解理断口。

图 8 为 20, 160, 300 °C 下,面/芯脱粘试件的脱粘区的断口。断裂位置均为蜂窝与面板间的钎焊接头。从断口形貌上看,300 °C 下温度对其影响不明显。断口均出现了大量解理小平面,为扇形花样解理断口。

面/芯钎焊强度对结构整体性能影响很大,因为面板主要承受拉/压应力,而芯子主要传递剪切应力,而面/芯钎焊强度决定材料性能的发挥程度,在室温下钎焊强度足够大,破坏形式为面板断裂。当温度升高后 TC4 钛合金变软,延展性增强,而钎焊合金为脆性材料,弯曲测试时,芯子的面内变形因为需要与面板的高应变相协调,面芯间的剪应力增加,当钎焊接头的剪切强度不够时,引起芯子面板与芯子之间脱焊。温度进一步增加时,材料进一步变软,模量下降。虽然芯子的面内变形因为需要与面板的高应变相协调,但由此产生的剪切应力变小,从而没有发生面/芯脱粘,而是结构大变形失效。

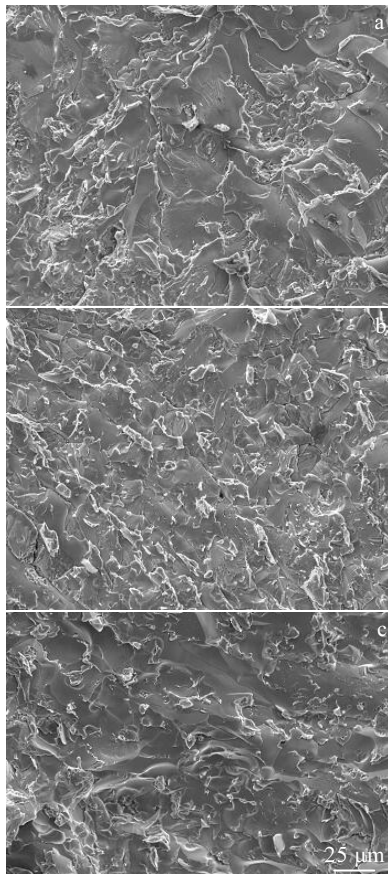


图 8 不同温度下钎焊接头的断口形貌

Fig.8 SEM fractographs of the brazed joint at different temperatures: (a) 20 °C, (b) 160 °C, and (c) 300 °C

3 结 论

1) 在钎焊过程中, 母材和钎料相互扩散渗透反应, 并析出新的相。蜂窝芯壁板相对于面板较薄, 和钎料相互扩散渗透反应更加充分。

2) 随着测试温度的增高, 钛合金蜂窝板压缩模量下降较快, 在 440 °C 时仅为室温时的 35.2%, 而压缩强度依然保有 61.7%; 三点弯曲试件随着测试温度的升高, TC4 蜂窝板的弯曲强度不断下降, 最大挠度不断增加。而且 L 向试件的弯曲性能明显优于 W 向试件。

3) 测试温度对面外压缩试件的破坏模式没有影响。而对于三点弯曲试件的失效模式影响较大, 室温下主要的失效模式为面板断裂、面/芯脱粘, 随着温度升高主要的失效模式为芯子压溃、结构大变形失效。芯子没有出现剪切破坏, 芯子强度相对机构整体是足够的。

4) 室温下面板为韧性断裂, 蜂窝壁板为准解理断裂, 相对于面板其塑性下降, 断口形成的韧窝尺寸较

小较浅。300 °C 下温度对钎焊接头断口形貌影响不明显, 均为扇形花样解理断口。

参考文献 References

- [1] Liu Yanhui(刘艳辉), Du Peng(杜 鹏). *Machine Building & Automation(机械制造与自动化)*[J], 2013, 41(1): 9
- [2] Fu Dingmei, Han Jingtao, Liu Jing *et al. Aviation Precision Manufacturing Technology*[J], 2004, 40(3): 14
- [3] Wang Qi(王 琦), Tong Guoquan(童国权), Chen Feng(陈 峰) *et al. Aeronautical Manufacturing Technology(航空制造技术)*[J], 2017, (S1): 106
- [4] Yao Caogen(姚草根), Lv Hongjun(吕宏军), Jia Xinchao(贾新朝) *et al. Aerospace Materials & Technology(宇航材料工艺)*[J], 2011(2): 1
- [5] Xie Weihua(解维华), Zhang Boming(张博明), Du Shanyi(杜善义). *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica(航空学报)*[J], 2006, 27(4): 650
- [6] Dong Yanzhi(董彦芝). *Spacecraft Engineering(航天器工程)*[J], 2002, 11(4): 34
- [7] Wang Man(王 曼), Yang Jiayong(杨家勇), He Erfeng(何二峰) *et al. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica(航空学报)*[J], 2016, 37(S1): 53
- [8] Meng Longhui(孟龙晖), Yang Yinfei(杨吟飞), He Ning(何 宁) *et al. Rare Metal Materials and Engineering(稀有金属材料与工程)*[J], 2017, 46(1): 213
- [9] Sun Jie(孙 杰), Song Xiuxiu(宋秀秀). *Rare Metal Materials and Engineering(稀有金属材料与工程)*[J], 2017, 46(2): 433
- [10] Huang Xiao, Richards N L. *Welding Journal*[J], 2004, 83(3): 73
- [11] Dennis H P, Stuart C J. *Journal of Aircraft*[J], 1992, 29(3): 385
- [12] Fatemi J, Lemmen M. *Journal of Spacecraft and Rockets*[J], 2009, 46(3): 514
- [13] Jeremy C. Vander Kam, Austin R Howard *et al. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*[C]. Orlando: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011: 422
- [14] Alhazaa A, Khan T I, Haq I. *Materials Characterization*[J], 2010(3): 312
- [15] Wang Gang(王 刚), Wu Linzhi(吴林志), Li Xin(李 鑫) *et al. Transactions of the China Welding Institution(焊接学报)*[J], 2014, 35(6): 1
- [16] Lee Ho-Sung, Yoon Jong-Hoon, Park Chan Hee *et al. Journal of Materials Processing Technology*[J], 2007, 187-188: 526

High Temperature Mechanical Properties of TC4 Titanium Alloy Honeycomb Panel

Shang Lei¹, Xue Qichao², Yang Dachun¹, Zou Guangping², Li Yao¹

(1. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

(2. Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: TC4 titanium alloy honeycomb sandwich panel was prepared by high-temperature brazing. The mechanical performance parameters and failure modes of the honeycomb sandwich panel were experimentally investigated via flatwise compression and three-point bending test at different temperatures. Results show that flatwise compression elasticity modulus and strength of the honeycomb sandwich panel at 440 °C decrease to 35.2% and 61.7% of that at room temperature, respectively, indicating that higher temperature may result in lower compression elasticity modulus and strength. The test temperature has no effect on the failure mode. The failure mode changes in the three-point bending test, the flexural strength decreases, and the maximum deflection increases with the increasing test temperature. The bending performance of specimens in the L-direction is better than that in the W-direction. In addition, the face sheet of the bending specimen is ductile fracture, and the brazing zone is brittle fracture at room temperature, while the brazing joint of surface/core debonding failure specimen is cleavage fracture at high temperature of 300 °C.

Key words: TC4 honeycomb sandwich construction; brazing; high temperature; mechanical behavior

Corresponding author: Li Yao, Ph. D., Professor, Center for Composite Material, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, P. R. China, Tel: 0086-451-86402345, E-mail: yaoli@hit.edu.cn