

引文格式: 玄明昊, 张瑞, 邢本东, 等. TC4 激光选区熔化/同轴送粉成形连接的力学性能研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(1/2): 82-88.

XUAN Minghao, ZHANG Rui, XING Bendong, et al. Research on mechanical properties of selective laser melting/coaxial powder feeding forming connection[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(1/2): 82-88.

TC4激光选区熔化/同轴送粉成形连接的力学性能研究

玄明昊, 张 瑞, 邢本东, 王向明

(航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

[摘要] 对 TC4 选区熔化/同轴送粉成形连接件的拉伸性能和疲劳性能进行研究。通过对比不同线能量密度参数下拉伸试验数据, 得到线能量密度对 TC4 成形连接件拉伸性能的影响规律。通过对比相同应力水平下成形连接件与母材的中值疲劳寿命和疲劳极限, 获得成形连接件相对母材疲劳特性的衰减程度。采用当量 K_t 法对成形连接件的疲劳性能进行表征, 得到成形连接件的当量应力集中系数 K_{te} 。通过对比 TC4 成形连接件与 TA15 4 种焊接工艺的 $(K_{te})_{50}$, 发现较焊接工艺成形连接工艺, 具有更优的疲劳特性。

关键词: TC4 钛合金; 激光成形连接; 拉伸性能; 疲劳特性; $S-N$ 曲线

Research on Mechanical Properties of Selective Laser Melting/Coaxial Powder Feeding Forming Connection

XUAN Minghao, ZHANG Rui, XING Bendong, WANG Xiangming

(AVIC Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

[ABSTRACT] The tensile and fatigue properties of TC4 selective laser melting/coaxial powder feeding forming joints were studied. By comparing the tensile test data under different linear energy density parameters, the influence of linear energy density on the tensile properties of TC4 formed joints was obtained. By comparing the median fatigue life and fatigue limit of the formed joints and the base metal at the same stress level, the attenuation degree of the fatigue characteristics of the formed joints relative to the base metal is obtained. Equivalent K_t was used to characterize the fatigue properties of formed joints, and the equivalent stress concentration factor K_{te} of formed joints was obtained. Compared with the welding process, the forming connection process has better fatigue characteristics.

Keywords: Ti-6Al-4V titanium alloy; Laser forming connection; Tensile property; Fatigue characteristics; $S-N$ curve

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.01/02.082

随着航空技术的发展, 轻质高效已成为现代飞机结构设计的重要需求之一, 传统结构多采用组合装配的结构形式, 不利于减重。纵观历代战机后机身加强框的发展历程, 从二代机的单个弧框到四代机的大型框梁整体结构, 可以看出复杂大型整体化结构是飞机结构轻量化设计的重要发展方向。飞机传统结构设计受限于传统制造技术, 一些创新结构存在“设计得出, 造不出”的问题, 而增材制造技术的发展为复杂创新结构制造的实现提供契机。激光选区熔化技术作为典型的增材制造技

术, 可以实现构件的精密成形, 在飞机关键构件的制造上体现出明显优势, 为复杂创新型结构“设计得出, 造得出”提供途径。但目前主流选区熔化设备的打印尺寸仍在 $250\text{mm} \times 250\text{mm} \times 400\text{mm}$ 高的范围以内, 只凭借激光选区熔化技术难以满足未来飞机大型整体结构的制造尺寸的需求。

伴随着未来战机的大型整体化结构需求与增材制造本身的工艺特点技术瓶颈, 以及项目工程中的实际需要, 一种新的连接技术应运而生——成形连接技术。

所谓成形连接,是将整个零件离散成若干段,分别进行高能束增材成形,并控制每一段的成形残余应力积累,最后各段在退火后进行连接。相比于焊接技术焊缝热影响区大、焊接厚度受尺寸限制、疲劳性能差、许用应力低等缺点,成形连接的连接区的材料熔化凝固过程与各段基材成形过程相同,所以连接区组织与基材组织差异小,近似于“无痕”连接。同时具有低成本及快速响应制造的优点,可实现小设备连出大构件。

国外及国内学者对同轴送粉技术的激光功率、送粉量、扫描路径、搭接率等工艺参数进行优化并对各工艺参数对成形件的内部质量、力学性能的影响规律进行研究,为本文成形连接过程所应用的同轴送粉工艺提供了合理的参数范围和优化方法^[1-4]。而成形连接技术是国内首创,在国外未见相关研究报道。北京航空航天大学与沈阳飞机设计研究所团队对送粉制件的成形连接技术进行研究,突破了主承力构件内部质量和力学性能控制关键技术,并应用于大型整体主承力钛合金构件的制造。目前,激光成形连接主要应用于送粉制件的连接,在选区熔化成形制件的连接力学性能方面的研究尚属空白,因此对 TC4 激光选区熔化/同轴送粉成形连接的力学性能进行研究,对提高成形连接的技术成熟度具有重要意义,为该技术在未来飞机结构设计制造中的应用进行了一定的基础研究工作^[5-13]。

1 拉伸性能研究

1.1 拉伸试验件制备

母材选用激光选区熔化设备 BLT-310 沿 Z 向生长打印制备,材料选用 TC4 钛合金粉末,尺寸规格按照 HB5287—1996 标准如图 1 所示。对母材进行去应力退火热处理,热处理制度为真空炉 800℃/4h,随炉冷却。采用 BLT-C600 设备,按照工艺参数优化研究工作中优化出的近优工艺参数^[14]对母材进行成形连接,连接前后如图 2 所示。对连接后试件进行 600℃真空热处理 4h,机械加工至标准拉伸试样如图 3 所示。

1.2 成形连接件与母材拉伸性能对比

近优参数下成形连接件及 TC4 钛合金母材的拉伸性能对比如表 1 所示。可以看出近优参数下成形连接件的抗拉强度、屈服强度和断后伸长率均值分别为 1003MPa、932MPa 以及 9.5%,其中强度指标已经超越了 TC4 选区熔化母材测量值,塑性也达到母材水平,并达到技术条件要求。由此可见,成形连接技术在强度塑性方面能够满足工程应用需求。

1.3 激光线能量密度对成形连接件拉伸性能影响规律

表 2 为 70°坡口、±45°扫描路径下,不同线能量密度下成形连接件拉伸性能数据,对比试验结果如图 4 所

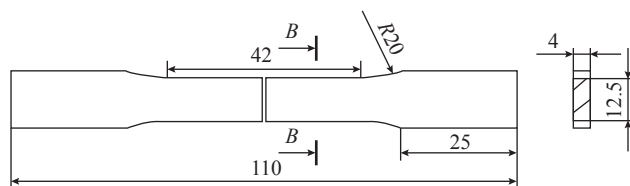


图1 成形连接拉伸试验件母材

Fig.1 Base metal of formed connection tensile test piece



(a) 成形连接前



(b) 成形连接后

图2 成形连接前(后)拉伸试验件

Fig.2 Tensile test piece before (after) forming connection

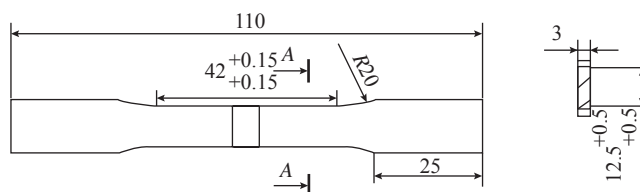
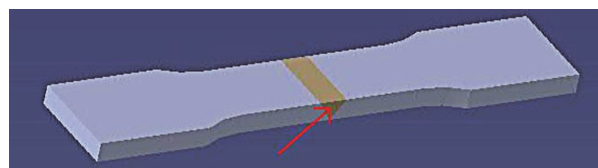


图3 拉伸试样

Fig.3 Tensile specimen

表1 TC4成形连接件与母材拉伸性能

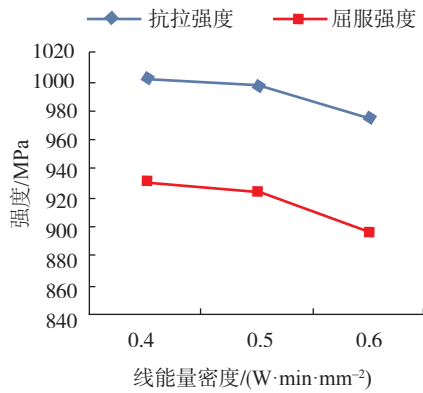
Table 1 Tensile properties of TC4 formed connection and base metal

参数	抗拉强度均值 / MPa	屈服强度均值 / MPa	断后伸长率 / %
近优参数下连接件	1003	932	9.5
选区熔化母材	995	925	9.5
技术条件	≥ 895	≥ 825	≥ 8

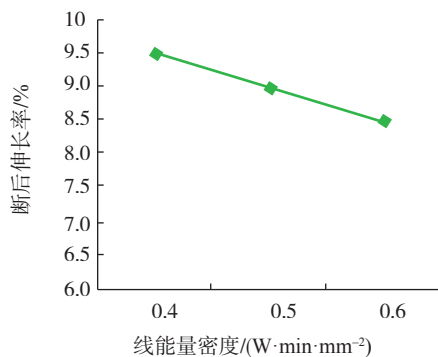
表2 不同线能量密度下成形连接件拉伸性能

Table 2 Tensile properties of formed connection under different linear energy density

线能量密度 / (W·min·mm ⁻²)	抗拉强度均值 / MPa	屈服强度均值 / MPa	断后伸长率 / %
0.4	1003	932	9.5
0.5	998	925	9.0
0.6	976	898	8.5



(a) 对强度指标影响



(b) 对塑性指标影响

图4 线能量密度对成形连接件拉伸性能影响规律

Fig.4 Influence rule of linear energy density on tensile properties

示。

从图4中数据可以看出,随着线能量密度的增加,拉伸性能总体呈现下降趋势。这是因为随着线能量密度的增加,熔合区熔化的粉末材料随之增加,当激光能量密度达到TC4钛合金粉末熔化所需的程度时,一定的熔池深度使得熔化的金属液体与基体能够达到很好的浸润效果,不再出现断续、断裂现象。熔合区呈现出如图5所示的连续无气孔的连接质量。若继续增加线能量密度,过大的能量密度将导致基体材料大量熔化,使得TC4钛合金熔合区的合金稀释率增大,从而使得熔合区元素与基体元素相互扩散严重,导致热影响区增大,降低连接区强度塑性。

2 疲劳性能研究

2.1 疲劳试验件制备

母材选用激光选区熔化设备BLT-310沿Z向生长打印制备,尺寸规格按照HB5287—1996标准如图6所示,对母材进行去应力退火热处理,热处理制度为真空炉800℃/4h,随炉冷却。按照工艺参数优化研究工作中优化出的近优工艺参数,对TC4母材进行成形连接,连

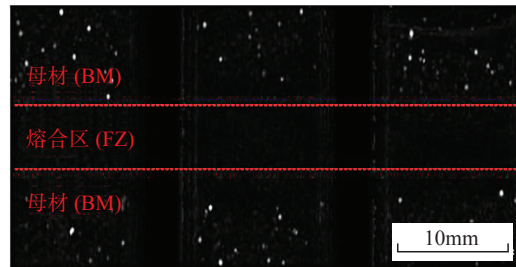


图5 近优参数下成形连接件缺陷检测结果

Fig.5 Defect detection results of formed connection near optimal parameters

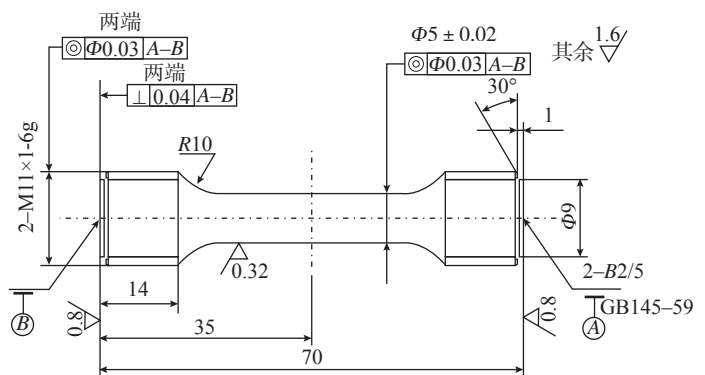


图6 成形连接疲劳试验件

Fig.6 Fatigue test piece of formed connection

接前后如图 7 所示。对连接后试件进行 600℃真空热处理 4h, 机械加工至标准疲劳试样(疲劳试样测试段直径 $\delta=5\text{mm}$) 如图 8 所示。

2.2 当量 K_t 法

由于钛合金成形连接结构中常常要求熔合区部位加工平整, 余高很小, 局部几何外形产生的应力集中比非航空连接结构小得多。因此, 几何应力集中不再是影响疲劳寿命的主导因素, 而熔合区和热影响区组织的变化、可能存在的气孔等微小缺陷对疲劳寿命的影响相对增大, 对于无明显焊接缺陷的结构, 以缺口应力评定为



(a) 连接前



(b) 连接后

图7 成形连接前(后)疲劳试验件

Fig.7 Fatigue test piece before (after) forming connection



图8 疲劳试样

Fig.8 Fatigue testing specimen

基础的应变疲劳方法便失去了应用的基本前提。为此, 王向明^[15]提出的钛合金成形连接结构疲劳特性评估的当量应力集中系数法(当量 K_t 法)是一种工程适用的新方法。

钛合金成形连接件的疲劳关键部位在熔合区及其热影响区, 由于该处材料组织状态与基体不同, 局部几何尺寸的变化以及可能存在的缺陷, 使得其疲劳特性和寿命低于基体母材。将这些因素导致疲劳特性下降的作用综合为当量应力集中的影响, 从而引入当量应力集中系数 K_{te} 的概念。如成形连接件的中值疲劳寿命与在同样疲劳载荷下应力集中系数为 K_{te} 的钛合金材料中值寿命相同, 则称 K_{te} 为该钛合金成形连接件的当量应力集中系数。

由钛合金材料指定应力比和不同 K_t 所对应的 $S-N$ 曲线试验数据进行拟合和分析, 确认在各种成形连接件 K_t 可能取值的范围是 1~3 内, $S-N$ 曲线表达式 (1) 的形状参数 α 及 A 基本上与 K_t 无关。对 $S-N$ 曲线的三参数式取对数, 有表达式 (2), 取应力集中系数相同, 应力水平不同的一组试验数据, 通过 C 值的最小二乘法拟合, 确定形状参数 α , A 值。进行成形连接试样在疲劳载荷作用下的成组寿命试验, 以试验中值寿命为目标, 由式 (3) 确定成形连接件试件 $S-N$ 曲线的参数 C^* 值, 由成形连接试样的 C^* 值和 $C-K_{te}$ 关系式 (4) 求出成形连接件的当量应力集中系数 K_{te} 。

当量 K_t 法可以用较少的试验件和试验工作量, 确定钛合金成形连接件的当量应力集中系数 K_{te} , 建立成形连接件的 $S-N$ 曲线。同时 K_{te} 可作为评价成形连接工艺和质量优劣的初步判据, 用于工艺参数选取和质量控制。从疲劳特性角度看, 若 K_{te} 高则工艺及质量就差, 反之亦然^[15-16]。

$$S = C \left(1 + \frac{A}{N^\alpha} \right) \quad (1)$$

$$\lg \left(\frac{S}{C} - 1 \right) = \lg A - \alpha \lg N \quad (2)$$

$$C_i^* = S_{\max} \left(1 + \frac{A}{N_{50}^\alpha} \right)^{-1} \quad (3)$$

$$K_{te} = \exp \left(\frac{\bar{C}_j - C_1^*}{C_3^* - C_1^*} \ln 3 \right) \quad (4)$$

2.3 成形连接件与母材疲劳性能对比

采用成组法获得在 620MPa 应力水平下, TC4 选区熔化母材和成形连接件的高周疲劳试验结果(表 3), 采用升降法获得选区熔化母材和成形连接件的疲劳极限

分别为 554MPa 和 506MPa。

表 3 中 N_{50} 由式(5)计算得到,则有在 620MPa 应力水平下,成形连接件中值疲劳寿命下降了 $(532.7-399.9)/532.7=24.9\%$, 疲劳极限下降了 $(554-506)/554=8.7\%$ 。

$$N_{50} = \left[\prod_{i=1}^n N_i \right]^{\frac{1}{n}} \quad (5)$$

为建立成形连接件的 $S-N$ 曲线,需要确认 $S-N$ 曲线三参数式(1)中的形状参数 α 和 A , 文献 [17] 提供的 TC4 钛合金材料 $K_t=1, 3$ 对应的疲劳试验数据见表 4。

根据研究结果表明,在 $K_t=1\sim 3$ 范围内,材料的 $S-N$ 曲线的形状参数 α, A 近似相同。将三参数式(1)两边取对数调整为式(2),用最小二乘法进行拟合,调整 C 值取线性相关系数 r 最接近 1 的结果,确定出对应

表3 TC4选区熔化母材与成形连接件高周疲劳试验结果
Table 3 Test results of high cycle fatigue of selected melting base metal and formed connection

620MPa, $K_t=1, R=0.06$	疲劳寿命 $N_i/10^3$	$N_{50}/10^3$
TC4 选区熔化母材	345.7, 7114, 193.9, 83.7, 4676.2, 1668.7, 2898.4, 2065.9, 110.8, 653.9, 570.1, 149.8, 93.7, 175.1, 2269	532.7
TC4 成形连接件	629.8, 2320.4, 444.3, 835.7, 282.9, 140.2, 281.0, 113.7, 98.7, 2901.2	399.9

表4 TC4钛合金材料的疲劳试验数据
Table 4 Fatigue test data of TC4 titanium alloy

K_t	S_{max}/MPa	$N_{50}/10^3$
1	912	6.52
	834	11.32
	755	20.63
	637	77.19
	588	164.36
	547	1000
	539	10000
3	588	4.82
	392	17.96
	265	1000
	258	10000

的 α, A 和 C 值。不同 K_t 的 $S-N$ 曲线参数拟合结果见表 5。

$K_t=1, 3$ 对应的 α 值相差 3.7%, A 值相差 1.6%, 取平均值作为统一的参数值, 即有 $\alpha=0.696, A=429$ 。将成形连接件疲劳极限与所得形状参数代入式(1), 得到成形连接件的 $S-N$ 曲线为:

$$S = 506 \left(1 + \frac{429}{N^{0.696}} \right) \quad (K_t=1)$$

对比 TC4 成形连接件与选区熔化母材的 $S-N$ 曲线如图 9 所示。

2.4 当量 K_t 法评估疲劳特性

为计算成形连接件的当量应力集中系数 K_{te} , 首先需要确认选区熔化母材 $K_t=1$ 和 $K_t=3$ 对应的理论疲劳极限 C_1^* 与 C_3^* , 因此对 3 个应力水平下 TC4 选区熔化母材的高周疲劳试验数据进行处理, 如表 6 所示。

其中 C_i^* 由式(3)求得。 C_1^* 可取表 6 中的几何平均值 618.3MPa, 按比例修正得到 $K_t=3$ 对应的 $C_3^*=256.2 \times 618.3/536.5=295.3MPa$ 。

对表 6 中成形连接件的高周疲劳试验结果进行数

表5 TC4材料S-N曲线参数拟合结果
Table 5 Fitting results of S-N curve parameters of TC4 material

K_t	C	α	A	R
1	536.5	0.709	432	0.99630
3	256.2	0.683	425	0.99999

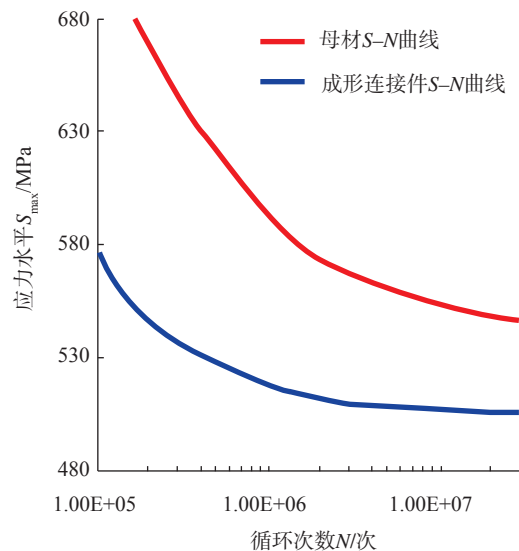


图9 TC4成形连接件/母材S-N曲线对比图
Fig.9 S-N curve comparison of TC4 formed connection and base metal

据处理如表7所示。表7中的 C_j 为每个成形连接件的理论疲劳极限,由式(3)计算。 $(K_{te})_i$ 值由式(4)求得,由式(7)可以计算出均值 $(K_{te})_{50}$ 为1.132。

$$(K_{te})_{50} = \left[\prod_{i=1}^n (K_{te})_i \right]^{\frac{1}{n}} \quad (7)$$

因此,TC4钛合金成形连接工艺的当量应力集中系数为1.132,即TC4成形连接件的中值寿命与在同样疲劳载荷下应力集中系数 K_t 为1.132的TC4母材中值寿命相同。将此值与文献[15]中得到的TA15电子束焊、氩弧焊、激光焊以及等离子焊4种焊接工艺的 $(K_{te})_{50}$ 值(分别为1.188、1.659、1.333、1.325)对比,对比结果表明:相比TA15 4种焊接工艺,TC4成形连接件当量 K_t 最小,

表6 TC4钛合金激光选区熔化母材疲劳试验数据 ($R=0.06$)
Table 6 Fatigue test data of TC4 titanium alloy base metal for selective melting ($R=0.06$)

组号	S_{max}/MPa	疲劳寿命 $N_f/10^3$	$N_{50}/10^3$	C'_f/MPa
1	780	54.4, 131.1, 235.1, 35.9, 56.7, 55.6, 59.6, 41.1	68.1	657.9
2	650	202.7, 133.2, 502.7, 259.1, 217.5	238.1	603.2
3	620	345.7, 711.4, 193.9, 83.7, 4676.2, 1668.7, 2898.4, 2065.9, 110.8, 653.9, 570.1, 149.8, 93.7, 175.1, 2269	532.7	593.7

表7 TC4成形连接件的疲劳试验数据处理
Table 7 Data processing of fatigue test for TC4 formed connections

序号	$N_f/10^3$	C_f/MPa	$(K_{te})_i$
1	629.8	596.5	1.077
2	2320.4	610.3	1.028
3	444.3	590.3	1.100
4	835.7	600.5	1.062
5	282.9	580.0	1.139
6	140.2	557.4	1.230
7	281.0	579.9	1.140
8	113.7	548.7	1.267
9	98.7	542.3	1.295
10	2901.2	611.7	1.023

与焊接工艺中 $(K_{te})_{50}$ 最小的电子束焊接相比 $(K_{te})_{50}$ 下降了 $(1.188-1.132)/1.188=4.7\%$,因而有优于焊接工艺的疲劳特性。

3 结论

本文对TC4选区熔化/同轴送粉成形连接件的拉伸性能和疲劳性能进行研究,得到如下结论。

(1)在线能量密度 $0.4\text{W}\cdot\text{min}/\text{mm}^2$ 、扫描路径 $\pm 45^\circ$ 、坡口角度 70° 的近优工艺参数下成形连接件的强度指标超越了TC4选区熔化母材,塑性指标也达到母材水平,在强度塑性方面基本可以达到工程应用需求。随着线能量密度增加,连接件的拉伸性能呈现下降趋势。

(2)与激光选区熔化制备TC4母材相比,成形连接件在620MPa应力水平下的中值寿命降低了24.9%,疲劳极限降低了8.7%。TC4成形连接工艺的当量应力集中系数为1.132,相比TA15 4种焊接工艺,TC4成形连接件当量最小,与焊接工艺中 $(K_{te})_{50}$ 最小的电子束焊接相比 $(K_{te})_{50}$ 下降了4.7%,因而有优于焊接工艺的疲劳特性。

参考文献

- [1] GRAVATTE S. Optimization of process parameters for direct metal deposition of nickel[D]. Kentucky: University of Louisville, 2005. DOI:10.18297/etd/525.
- [2] TABERNEIRO I, LAMIKIZ A, MARTINEZ S, et al. Evaluation of the mechanical properties of Inconel 718 components built by laser cladding[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2011, 51(6): 465-470.
- [3] 管林. 激光快速成形TC21钛合金的组织 and 力学性能研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- ZAN Lin. Microstructure and mechanical properties of laser rapid forming TC titanium alloy[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [4] 章敏. 送粉式和送丝式的钛合金激光增材制造特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2013.
- ZHANG Min. Study on the manufacturing characteristics of powder feeding and wire feeding titanium alloy laser additive[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.
- [5] 董鹏, 陈济轮. 国外选区激光熔化成形技术在航空航天领域应用现状[J]. 航天制造技术, 2014(1): 1-5.
- DONG Peng, CHEN Jilun. Current status of selective laser melting for aerospace applications abroad[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2014(1): 1-5.
- [6] 赵志国, 柏林, 李黎, 等. 激光选区熔化成形技术的发展现状及研究进展[J]. 航空制造技术, 2014, 57(19): 46-49.
- ZHAO Zhiguo, BAI Lin, LI Li, et al. Status and progress of selective laser melting forming technology[J]. Aeronautical Manufacturing

Technology, 2014, 57(19): 46–49.

[7] 吴斌, 崔灿, 胡宗浩, 等. 未来战斗机对结构创新设计/制造一体化技术的发展需求[J]. 飞机设计, 2019, 39(2): 1–4, 9.

WU Bin, CUI Can, HU Zonghao, et al. Future fighters' development needs for structural innovation design/manufacturing integration technology[J]. Aircraft Design, 2019, 39(2): 1–4, 9.

[8] 苏亚东, 吴斌, 王向明. 增材制造技术在航空装备深化应用中的研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(12): 42–48.

SU Yadong, WU Bin, WANG Xiangming. Research on further application of additive manufacturing technology on aviation equipment[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(12): 42–48.

[9] 王向明, 苏亚东, 吴斌. 增材技术在飞机结构研制中的应用[J]. 航空制造技术, 2014, 57(22): 16–20.

WANG Xiangming, SU Yadong, WU Bin. Application of additive manufacturing technology on aircraft structure development[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(22): 16–20.

[10] 巩水利, 锁红波, 李怀学. 金属增材制造技术在航空领域的发展与应用[J]. 航空制造技术, 2013, 56(13): 66–71.

GONG Shuili, SUO Hongbo, LI Huaixue. Development and application of metal additive manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(13): 66–71.

[11] 邓贤辉, 杨治军. 钛合金增材制造技术研究现状及展望[J]. 材料开发与应用, 2014, 29(5): 113–120.

DENG Xianhui, YANG Zhijun. Current situation and prospect of titanium alloy additive manufacturing technology[J]. Development and Application of Materials, 2014, 29(5): 113–120.

[12] 王华明. 高性能大型金属构件激光增材制造: 若干材料基础问题[J]. 航空学报, 2014, 35(10): 2690–2698.

WANG Huaming. Materials' fundamental issues of laser additive manufacturing for high-performance large metallic components[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(10): 2690–2698.

[13] 王向明, 崔灿, 苏亚东, 等. 飞机高能束增材制造结构研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(10): 16–21.

WANG Xiangming, CUI Can, SU Yadong, et al. Aircraft structures technology based on power beam additive manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(10): 16–21.

[14] 玄明昊, 邢本东, 苏亚东, 等. 基于正交试验的TC4钛合金成型连接工艺参数优化[J]. 航空制造技术, 2019, 62(8): 64–69.

XUAN Minghao, XING Bendong, SU Yadong, et al. Optimization of technological parameters of TC4 titanium alloy forming connection based on orthogonal test[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 64–69.

[15] 王向明. 钛合金焊接结构疲劳特性评定技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.

WANG Xiangming. Study on fatigue property evaluation technology of titanium alloy welding structure[D]. Beijing: Beihang University, 2004.

[16] 赵清华, 王明春, 吴德锋, 等. 钛合金焊接结构疲劳寿命预测方法研究[J]. 飞机设计, 2016(2): 34–37.

ZHAO Qinghua, WANG Mingchun, WU Defeng, et al. Study on fatigue life prediction method of titanium alloy welded structure[J]. Aircraft Design, 2016(2): 34–37.

[17] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册[M]. 北京: 航空

工业出版社, 1996.

WU Xueren. Manual of mechanical properties of metallic materials for aircraft structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996.

通讯作者: 玄明昊, 硕士、工程师, 研究方向为飞机结构与先进制造技术, E-mail: 283475372@qq.com.

(责编 逸飞)

(上接第81页)

CAI Jianming, XU Chao, HAO Mengyi, et al. Fatigue crack growth characteristics of fine structures of SP700 and Ti–6Al–4V titanium alloys[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2006, 26(3): 71–74.

[8] GUNAWARMA NA, NIINOMI M, FUKUNAGA KI, et al. Fracture characteristics and microstructural factors in single and duplex annealed Ti–4.5Al–3V–2Fe–2Mo[J]. Materials Science and Engineering, 2001, 308(1-2): 216–224.

[9] GUNAWARMA N, NIINOMI M, EYLLON D, et al. Improvement in fracture toughness of Ti–4.5Al–3V–2Fe–2Mo through microstructural optimization[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2003, 34(2): 267–275.

[10] 赵文娟, 丁桦, 曹富荣, 等. Ti6Al4V合金的低温超塑性拉伸变形行为[J]. 材料研究学报, 2008, 22(3): 269–273.

ZHAO Wenjuan, DING Hua, CAO Furong, et al. Mechanical behaviors of Ti6Al4V alloy during low-temperature superplastic deformation[J]. Chinese Journal of Materials Research, 2008, 22(3): 269–273.

[11] 席兵, 巨建辉, 王静, 等. TA15钛合金超塑性变形时的组织演变[J]. 稀有金属, 2014, 38(2): 328–333.

XI Bing, JU Jianhui, WANG Jing, et al. Microstructure evolution of TA15 alloy during superplastic deformation[J]. Rare Metals, 2014, 38(2): 328–333.

[12] 付明杰, 韩秀全, 吴为, 等. Ti–23Al–17Nb合金板材超塑性研究[J]. 金属学报, 2014, 50(8): 955–961.

FU Mingjie, HAN Xiuquan, WU Wei, et al. Superplasticity research of Ti–23Al–17Nb alloy sheet[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2014, 50(8): 955–961.

[13] CAMPENNI V D, CACERES C H. Strain enhanced grain growth at large strains in a superplastic Zn–Al alloy[J]. Scripta Metallurgica, 1987, 22(3): 359–364.

[14] 赵文娟, 丁桦, 曹富荣, 等. Ti–6Al–4V合金超塑性变形中的组织演变及变形机制[J]. 中国有色金属学报, 2007, 17(12): 1973–1980.

ZHAO Wenjuan, DING Hua, CAO Furong, et al. Microstructural evolution during superplastic deformation of Ti–6Al–4V alloy[J]. Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2007, 17(12): 1973–1980.

[15] SATO E, KURIBAYASHI K. Superplasticity and deformation induced grain growth[J]. ISIJ International, 1993, 33(8): 825–832.

通讯作者: 王富鑫, 工程师、博士, 研究方向为高温钛合金、金属间化合物等超塑成形工艺及理论, E-mail: wangfx1216@126.com.

(责编 逸飞)