

DOI: 10.11973/jxgccl202010009

# 7B04 与 B95 超硬铝合金的裂纹扩展性能

宋雨键, 崔荣洪, 张 腾, 樊祥洪, 张 胜

(空军工程大学航空工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 采用根据国内某型飞机飞行特性编制的随机载荷谱, 对 B95 和 7B04 硬质铝合金进行疲劳试验, 获得疲劳裂纹扩展数据和疲劳总寿命, 确定裂纹形成寿命, 对 2 种铝合金的疲劳寿命、分散性系数等重要疲劳性能指标进行对比分析。结果表明: 7B04 铝合金的中值裂纹形成寿命为 5 301.9 飞行小时, 约为 B95 铝合金的 1.55 倍, 裂纹形成寿命分散系数为 1.436 2, 远低于 B95 铝合金的 (2.443 9); 7B04 铝合金的安全寿命为 4 373.82 飞行小时, 约为 B95 铝合金的 2.2 倍, 总寿命分散系数为 1.502 3, 亦远低于 B95 铝合金的 (2.168 9); 7B04 铝合金的疲劳裂纹扩展性能明显优于 B95 铝合金的, 可替代 B95 铝合金制造结构件。

**关键词:** 飞机延寿; 超硬铝合金; 疲劳裂纹扩展性能; 分散系数

中图分类号: V252.2

文献标志码: A

文章编号: 1000-3738(2020)10-0043-05

## Crack Growth Properties of 7B04 and B95 Superhard Aluminum Alloys

SONG Yujian, CUI Ronghong, ZHANG Teng, FAN Xianghong, ZHANG Sheng

(College of Aeronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Fatigue tests were carried out on B95 and 7B04 superhard aluminum alloys under the random load spectrum compiled by the flight characteristics of a domestic aircraft, and the fatigue crack growth data and total fatigue life were obtained. The crack formation life was determined, and the fatigue life, dispersion coefficient and other important fatigue property indexes of the two aluminum alloys were compared and analyzed. The results show that the median crack formation life of 7B04 aluminum alloy was 5 301.9 flight hours, which was about 1.55 times that of B95 aluminum alloy, and the dispersion coefficient of crack formation life was 1.436 2, which was far lower than that of B95 aluminum alloy (2.443 9). The safe life of 7B04 aluminum alloy was 4 373.82 flight hours, which was about 2.2 times that of B95 aluminum alloy, and the total life dispersion coefficient was 1.502 3, which was far lower than that of B95 aluminum alloy (2.168 9). The fatigue crack growth properties of 7B04 aluminum alloy were obviously better than those of B95 aluminum alloy, so it could be used to replace B95 aluminum alloy to manufacture structural members.

**Key words:** aircraft life extension; superhard aluminum alloy; fatigue crack growth property; dispersion coefficient

## 0 引言

现代飞机造价非常高, 如何在保证飞机安全性的基础上追求最大的经济效益, 即充分挖掘飞机的寿命潜力, 延长其使用寿命, 一直是航空领域重点关

注的一个问题<sup>[1]</sup>。目前, 国内外学者对延长飞机使用寿命的相关理论和方法进行了很多深入的研究。延长飞机结构使用寿命的方法很多, 如耐久性修理、结构加强、更换结构、加强检查、损伤容限分析、单机寿命管理、全机疲劳试验与传统耐久性分析等<sup>[2-5]</sup>。其中, 更换结构对延长飞机使用寿命, 实现显著的经济效益而言是一项必不可少的工作, 因此有必要针对这方面开展大量的研究工作。

飞机的寿命主要是由飞机结构的寿命决定的, 飞机结构安全、稳定、可靠的工作是保证飞行安全的

收稿日期: 2019-10-27; 修订日期: 2020-08-26

基金项目: 典型工业设备和产品检测监测云服务技术研究基金资助项目 (2018YFF0214700)

作者简介: 宋雨键 (1996—), 男, 山东青岛人, 硕士研究生

导师: 崔荣洪副教授

前提。近些年,世界范围内飞机老龄化现象都十分严重,不少飞机都已超过了设计寿命;这些飞机上损伤的构件需要更换,而用新改进的高强度铝合金有可能提高构件的性能及寿命<sup>[6]</sup>。超硬铝合金是飞机制造业中广泛使用的一种结构材料,其用量约占飞机结构质量的 60%~80%<sup>[7]</sup>。B95 铝合金是从俄罗斯进口的一种超硬铝合金,广泛用于我国现阶段服役的军民飞机中。在循环载荷的长期作用下,许多结构件表面出现了裂纹,严重威胁飞行安全,因此需要及时更换这些损伤的结构件。使用国产 7B04 超硬铝合金结构件替换 B95 铝合金结构件具有更高的经济效益。但是,飞机结构件的更换及飞机的延寿工作事关飞行安全,其间需要大量的试验数据进行支撑。目前国内对 7B04 超硬铝合金的组织与性能已进行了相关研究<sup>[8-10]</sup>,但这些研究主要集中在微观组织方面,有关疲劳裂纹扩展性能的研究相对较少。在飞机结构疲劳寿命的相关研究中,无论是确定关键承力结构件的疲劳寿命,还是利用结构细节改进设计来提高疲劳寿命,都必须以疲劳试验结果为依据<sup>[11]</sup>;疲劳试验在飞机结构设计、定寿、检修与延寿中具有不可替代的作用。因此,在采用 7B04 超硬铝合金结构件替换 B95 铝合金结构件时,开展二者的裂纹扩展性能对比研究显得尤为重要。

作者在随机谱载荷下对 7B04 和 B95 超硬铝合金进行疲劳试验,获得相应疲劳裂纹扩展数据和疲劳总寿命,并对 2 种铝合金的疲劳寿命、分散性系数等重要疲劳性能指标进行对比分析,研究了这 2 种超硬铝合金结构件的疲劳裂纹扩展性能,为国内服役军民飞机结构件的更换和延寿工作提供可靠的数据支撑。

## 1 试样制备与试验方法

试验材料为 B95 超硬铝合金与 7B04 超硬铝合金,2 种材料的化学成分如表 1 所示。选用犬骨型单孔平板试样模拟飞机疲劳危险部位典型结构件,试样的形状与尺寸见图 1,每种材料的试样数量为 10 个。

表 1 B95 和 7B04 铝合金的化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical composition of B95 and 7B04 aluminum alloy (mass)						%
牌号	Zn	Mg	Cu	Mn	Cr	Al
B95	6.0	2.2	1.50	0.31	0.12	余
7B04	5.7	2.3	1.43	0.20	0.20	余

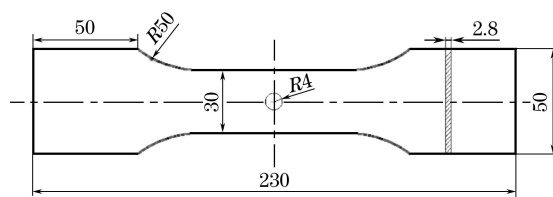


图 1 试样的形状及尺寸

Fig. 1 Shape and dimension of the sample

为保证分析结果的真实有效,同时提高计算效率,参照文献<sup>[12]</sup>,将试样在厚度方向划分为 4 层网格,网格厚度约为 0.7 mm,网格边长约为 1.5 mm。将一侧所有节点在  $x, y, z$  方向上的位移约束设置为 0,对另一侧施加 50 MPa 拉应力,采用 Abaqus 有限元软件对试样的应力分布进行模拟,结果如图 2 所示,可以发现试样中垂直于拉力方向孔边处的应力最大,是疲劳裂纹最易萌生的位置。

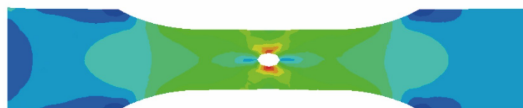


图 2 模拟得到试样的应力分布云图

Fig. 2 Stress distribution contour of the sample by simulation

依据国内某型飞机的飞行特性,采用混合乘同余法产生伪随机数序列,并依此编制飞机重心过载谱,然后根据该型飞机危险孔细节应力分析结果,确定疲劳试验载荷水平,再依据重心过载谱,编制疲劳试验载荷谱。部分随机载荷谱如图 3 所示。为形成便于断口判读的疲劳条纹,将编制的载荷谱中的高载循环(所有循环中最大载荷从大到小排序后前 1.5% 的循环)移动到载荷谱末尾定为标识载荷,试验时对此类高载进行集中施加。根据载荷谱损伤分析结果<sup>[13]</sup>,用随机载荷谱的一个谱块代表 400 次飞行,相当于 500 飞行小时。

将上述随机载荷谱按照等速度加载的方式,编写成用于试验机施加随机谱的数据文件。在 MTS810-500kN 型材料试验系统上进行疲劳试验,由 MTS810-

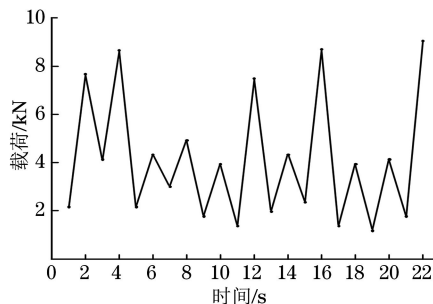


图 3 疲劳试验部分随机载荷谱

Fig. 3 Partial random load spectrum of the fatigue test

100.TAC 型多功能软件系统自动控制载荷谱的施加,试验条件为室温,加载频率为 10 Hz,补偿类型选择 PVC 补偿。由图 4 可见,在 10 Hz 加载频率下,载荷跟随性良好。用精度为 0.01 mm 的 PXS-5T 型体视显微镜配合组合式读数摄像平台对试样孔边裂纹进行观察与测量,由此可获得不同载荷循环数对应的裂纹长度。

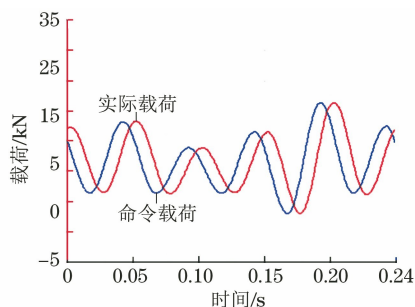


图 4 试验加载精度示意

Fig. 4 Schematic of test loading accuracy

飞机结构疲劳试验的主要目的之一是获得疲劳裂纹形成寿命及其总寿命,这是判定材料优劣及后期工程使用中制定检查周期、首翻期和修理间隔最重要的依据。但是结构及受载情况的复杂性导致裂纹的形成寿命无法由疲劳试验直接确定,因此作者参考文献[11],根据裂纹扩展长度采用一种工程方法来确定裂纹形成寿命,其基本思路:将试样断裂时的时间记录为总寿命  $N$ ,同时记录不同试验时间  $N_i$  对应的裂纹长度  $a_i$ ,对试验后的试样断口进行

判读,精确得到试样裂纹扩展长度,然后对试验数据进行拟合,推断出裂纹长度达到 0.5 mm 时所对应的飞行时间<sup>[14]</sup>,即为裂纹形成寿命  $N_f$ 。总寿命与裂纹形成寿命之差即为裂纹扩展寿命  $N_g$ 。

## 2 试验结果与讨论

### 2.1 疲劳断口形貌

观察发现,所有试样的疲劳破坏形貌均相似。由图 5 可以看出,7B04 和 B95 铝合金试样的疲劳裂纹均在垂直于拉力方向孔边处萌生并扩展,与有限元分析结果吻合。由图 6 可以看出:7B04 和 B95 铝合金试样疲劳断口中的疲劳条纹十分明显,这说明通过集中施加高载来确定裂纹长度和载荷循环数之间的关系是可行的。

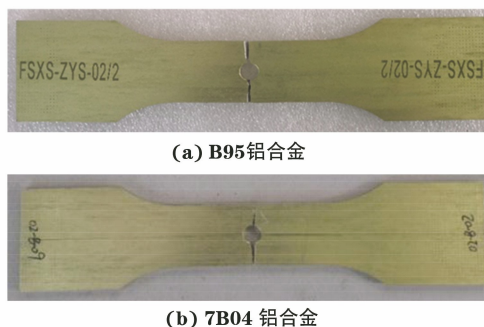


图 5 B95 和 7B04 铝合金试样的疲劳破坏形貌

Fig.5 Fatigue failure morphology of B95 (a) and 7B04 (b) aluminum alloy samples

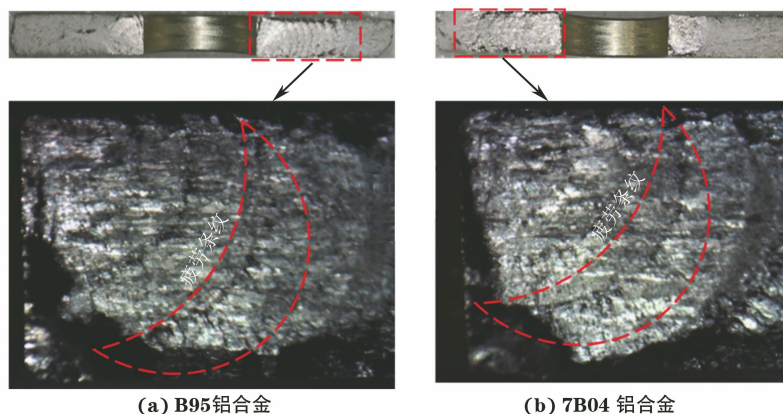


图 6 B95 和 7B04 铝合金试样的疲劳断口形貌

Fig.6 Fatigue fracture morphology of B95 (a) and 7B04 (b) aluminum alloy samples

### 2.2 疲劳裂纹扩展曲线拟合

除去因试验操作失误导致破坏的一个 7B04 铝合金试样,将记录到其余所有试样的裂纹扩展数据( $a_i, N_i$ )绘于直角坐标系中并进行拟合,拟合结果见表 2。由表 2 可以看出:试样主裂纹长度  $a$  与循环次数  $N$  近似呈二次函数关系,裂纹扩展拟合曲

线的相关性系数  $R^2$  均满足相关性要求。

### 2.3 疲劳寿命

根据试验结果和疲劳裂纹扩展曲线,参考文献[11]求得试样在载荷谱作用下的裂纹形成寿命、裂纹扩展寿命和总寿命,结果如图 7 所示。由图 7 可知,7B04 铝合金的裂纹形成寿命、裂纹扩展寿命和



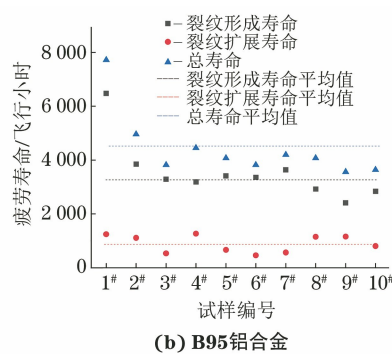
表 2 7B04 和 B95 铝合金试样疲劳裂纹扩展曲线拟合结果及相关性系数

Table 2 Fitting results and correlation coefficients of fatigue crack growth curves of 7B04 and B95 aluminum alloy samples

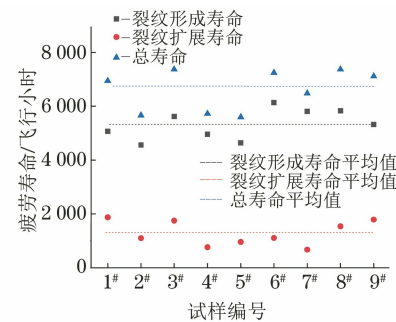
材料	拟合曲线方程	$R^2$
7B04 铝合金	$a=0.026\ 4N^2-1.558\ 4N+21.84$	0.987 9
	$a=0.028\ 9N^2-1.630\ 9N+22.78$	0.987 9
	$a=0.016\ 2N^2-1.305\ 7N+26.721$	0.976 7
	$a=0.083\ 8N^2-5.874\ 5N+103.26$	0.996 3
	$a=0.052\ 8N^2-3.422\ 4N+55.824$	0.987 8
	$a=0.031\ 9N^2-2.664\ 3N+55.598$	0.995 5
	$a=0.113\ 6N^2-9.204\ 4N+186.07$	0.991 9
	$a=0.027\ 1N^2-2.220\ 3N+45.81$	0.996 1
B95 铝合金	$a=0.019\ 4N^2-1.408\ 8N+25.885$	0.991 9
	$a=0.016\ 4N^2-1.301\ 9N+25.053$	0.996 6
	$a=0.075\ 2N^2-4.181\ 7N+58.694$	0.987 1
	$a=0.265\ 7N^2-12.006N+135.96$	0.986 3
	$a=0.056\ 3N^2-2.359\ 8N+25.077$	0.992 4
	$a=0.263\ 6N^2-12.535N+149.43$	0.999 8
	$a=0.22N^2-9.52N+102.32$	0.999 8
	$a=0.087\ 5N^2-3.303\ 5N+27.088$	0.999 0
	$a=0.045\ 8N^2-1.638\ 1N+14.831$	0.974 7
	$a=0.048\ 3N^2-1.282\ 5N+8.522\ 4$	0.998 6
	$a=0.082\ 5N^2-2.930\ 5N+26.17$	0.995 7

总寿命平均值均高于 B95 铝合金的。

用  $\mu$  表示对数寿命的样本均值,则试样的中值



(b) B95 铝合金



(a) 7B04 铝合金

图 7 B95 和 7B04 铝合金试样的疲劳寿命

Fig. 7 Fatigue life of B95 (a) and 7B04 (b) aluminum alloy samples

表 3 B95 和 7B04 铝合金试样疲劳寿命分析结果

Table 3 Fatigue life analysis results of B95 and 7B04 aluminum alloy samples

材料	总寿命样本的对数值	总寿命对数标准差	中值总寿命/飞行小时	安全寿命/飞行小时	总寿命分散系数	裂纹形成寿命样本的对数值	裂纹形成寿命对数标准差	中值裂纹形成寿命/飞行小时	裂纹形成寿命分散系数
B95 铝合金	3.635 2	0.093 3	4 317	1 990.36	2.168 9	3.533 7	0.107 7	3 417.1	2.443 9
7B04 铝合金	3.817 6	0.048 6	6 571	4 373.82	1.502 3	3.724 4	0.043 2	5 301.9	1.436 2

寿命  $N_{50}$  为  $10^6$ 。由统计理论可知,样本均值可以作为总体均值的点估计。此外,在进行飞机结构疲劳寿命分析时,不仅要考虑标准差  $s$  和中值寿命,还需考虑分散系数、安全寿命等指标<sup>[15]</sup>。根据疲劳理论,飞机结构疲劳寿命(包括裂纹形成寿命、扩展寿命和总寿命)服从对数正态分布,因此可用对数正态分布对数据进行处理<sup>[13]</sup>。在对数寿命母体的标准差和数学期望都未知的条件下,根据疲劳寿命的定义可计算出疲劳分散系数  $L_f$ ,计算公式为

$$\lg L_f = \left( \frac{u_\gamma}{\sqrt{n}} - u_P \right) k s \quad (1)$$

式中: $k$  为标准差修正系数; $u_P$  为标准正态分布上  $P$  分位数; $u_\gamma$  为标准正态分布上  $\gamma$  分位数,由选用的置信度  $(1-\gamma)$  确定; $n$  为试样的数量。

当飞机结构寿命服从对数正态分布时,目前常用 99.9% 可靠度和 90% 置信度对应的寿命作为安全寿命<sup>[15]</sup>,因此安全寿命  $N_p$  的计算公式为

$$N_p = N_{50} / L_f \quad (2)$$

对 7B04 和 B95 铝合金的疲劳裂纹形成寿命和总寿命数据进行处理,结果见表 3。由表 3 可知:7B04 铝合金的总寿命分散系数为 1.502 3,远低于 B95 铝合金的;7B04 和 B95 铝合金的中值疲劳裂纹形成寿命的比值为 1.55,安全寿命的比值为 2.2。7B04 铝合金的安全寿命、分散系数等主要疲劳性能指标都明显优于 B95 铝合金的。

### 3 结 论

(1) 7B04 铝合金的中值裂纹形成寿命为 5 301.9 飞行小时,约为 B95 铝合金的 1.55 倍,裂纹形成寿命分散系数为 1.436 2,远低于 B95 铝合金的 (2.443 9)。

(2) 7B04 铝合金的安全寿命为 4 373.82 飞行小时,约为 B95 铝合金的 2.2 倍,总寿命分散系数为 1.502 3,亦远低于 B95 铝合金的 (2.168 9)。

(3) 7B04 铝合金的安全寿命、分散系数等主要疲劳性能指标都明显优于 B95 铝合金的,可替代 B95 铝合金用于制造飞机结构件。

#### 参考文献:

- [1] 宁玲. 老龄飞机延寿的一些重要问题[J]. 结构强度研究, 2000(4):53-58.
- [2] 何宇廷,高潮,张腾,等. 飞机结构疲劳/耐久性安全寿命延寿方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2015,16(6):1-6.
- [3] 魏鹏,何宇廷,舒文军,等. 基于威布尔分布的综合分析法在飞机机载产品延寿中的应用[J]. 航空维修与工程,2010(1):53-55.
- [4] 黄季辉,隋福成. 引进先进战斗机延寿取得重大突破的主要技术途径——耐久性修理是重新赋予飞机生命的修理[J]. 飞机设计, 2010, 30(1):1-4.
- [5] HE Y D, LI C, ZHANG T, et al. Service fatigue life and service calendar life limits of aircraft structure: Aircraft structural life envelope[J]. Aeronautical Journal, 2016, 120 (1233):1746-1762.
- [6] 石林. 取代老龄飞机材料的高强度铝合金[J]. 航空制造工程, 1998(1):15-16.
- [7] 李秀华. 超硬铝合金板材微观组织及性能研究[D]. 沈阳:沈阳工业大学,2006.
- [8] 蹇海根,姜锋,郑秀媛,等. 航空用高强高韧铝合金疲劳断口特征的研究[J]. 航空材料学报,2010,30(4):97-102.
- [9] 李秀华,陈立佳,张凌云. 超硬铝合金的微观组织和力学性能的研究[J]. 沈阳航空工业学院学报,2005, 22(5):15-17.
- [10] 汝继刚,伊琳娜. 7B04 铝合金疲劳断裂性能研究[J]. 轻合金加工技术,2007(10):38-40.
- [11] 陈群志,韩恩厚,洪海明,等. 某型飞机关键结构模拟件疲劳寿命研究[J]. 机械强度,2004(增刊 1):222-225.
- [12] 张腾. 飞机典型结构细节耐久性分析[D]. 西安:空军工程大学, 2012.
- [13] 高镇同. 航空金属材料疲劳性能手册[M]. 北京:北京航空材料研究所,1981: 94-142.
- [14] 娄路亮,李付国,李庆华. 一种计算疲劳裂纹萌生寿命的数值方法[J]. 机械强度, 2000(3):203-205.
- [15] 何宇廷. 飞机结构寿命控制原理与技术[M]. 北京:国防工业出版社,2017:99-147.
- [16] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社, 1986:199-216.
- [6] 杜金辉,庄景云. GH4169 合金的低温冲击性能[J]. 钢铁研究学报,1998,10(1):31-33.
- [7] SONG K H, NAKATA K. Effect of precipitation on post-heat-treated Inconel 625 alloy after friction stir welding [J]. Materials & Design, 2010,31(6):2942-2947.
- [8] PLEASS C, JOTHI S. Influence of powder characteristics and additive manufacturing process parameters on the microstructure and mechanical behaviour of Inconel 625 fabricated by selective laser melting [J]. Additive Manufacturing, 2018,24:419-431.
- [9] DINDA G P, DASGUPTA A K, MAZUMDER J. Laser aided direct metal deposition of Inconel 625 superalloy: Microstructural evolution and thermal stability[J]. Materials Science and Engineering:A, 2009,509(1/2):98-104.
- [10] 徐富家,黄瑞生,雷振,等. 工艺参数对等离子弧快速成型 Inconel 625 合金组织的影响[J]. 焊接, 2016(9):43-46.
- [11] 徐富家,吕耀辉,黄瑞生,等. 沉积路径对等离子弧快速成形 Inconel625 合金组织及性能的影响[J]. 焊接学报, 2016(8): 75-78.
- [12] 梁少兵,王凯,丁东红,等. 电弧增材制造路径工艺规划的研究现状与发展[J]. 精密成形工程,2020(4):86-93.
- [13] BABY J, AMIRTHALING A M. Microstructural development during wire arc additive manufacturing of copper-based components[J]. Welding in the World, 2020, 64(2):1-11.
- [14] 杨东青. GTA 旁路 GMA 增材制造成形工艺及热过程研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
- [15] 蒋旗,张培磊,聂云鹏. 基于 RobotStudio 平台的增材制造编程方法[J]. 上海工程技术大学学报, 2018, 32(1): 39-44.
- [16] XU X F, GANGULY S, DING J L, et al. Enhancing mechanical properties of wire + arc additively manufactured INCONEL 718 superalloy through in-process thermomechanical processing[J]. Materials & Design, 2018,160:1042-1051.
- [17] 汪柏岐,李娟,钟玉,等. 焊接线能量对熔敷金属组织形成的影响[J]. 西华大学学报(自然科学版),2007,26(1):33-35.
- [18] ZHANG C, LI Y F, GAO M, et al. Wire arc additive manufacturing of Al-6Mg alloy using variable polarity cold metal transfer arc as power source[J]. Materials Science and Engineering:A, 2018,711:415-423.

(上接第 21 页)