

超声振动辅助孔挤压强化装置研制及试验

凡志磊¹,刘飞²,梁勇楠²,苏宏华²,徐九华²,葛恩德¹

(1. 中国商飞上海飞机制造有限公司,上海 200436;

2. 南京航空航天大学 机电学院,江苏 南京 210016)

摘要:为探究超声振动辅助孔挤压强化工艺,设计超声振动辅助孔挤压强化装置。利用 ANSYS 软件对设计的装置进行模态分析,测量装置的谐振频率及位移,开展孔结构件挤压强化试验。研究表明:模态分析中装置的谐振频率为 25 542.5 Hz,测试装置的谐振频率为 26 918 Hz,相对误差为 5.39%;测量装置中挤压芯棒工作环部位的位移,其最大值为 3.38 μm ;与无超声挤压强化相比,超声挤压强化后孔壁表面粗糙度降低程度大,装配孔直径增加范围为 6~17 μm 。

关键词:超声振动;孔挤压强化装置;挤压芯棒;复合强化工艺

中图分类号:TG376.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2023)05-0055-05

Development and Test of Ultrasonic Vibration Auxiliary Cold Extrusion Strengthening Device

FAN Zhilei¹, LIU Fei², LIANG Yongnan², SU Honghua², XU Jiuhua², GE Ende¹

(1. COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 200436, China; 2. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to explore the ultrasonic vibration assisted cold extrusion strengthening process, an ultrasonic vibration auxiliary cold extrusion strengthening device is designed. ANSYS software is applied to perform modal analysis on the designed device, the resonant frequency and displacement of the device are measured, and cold extrusion strengthening test is carried out. The research results show that resonant frequency of the device in the modal analysis is 25 542.5 Hz, resonant frequency of the test device is 26 918 Hz, and the relative error is 5.39%. For the displacement of the working ring of the extruded mandrel in the measuring device, the maximum value is 3.38 μm . Compared with no ultrasonic extrusion strengthening, the surface roughness of the hole wall is greatly reduced after the ultrasonic extrusion strengthening, with an increase of 6—17 μm in assembly hole diameter.

Keywords: ultrasonic vibration; cold extrusion strengthening device; extrusion mandrel; composite strengthening process

0 引言

飞机上多数结构是通过连接孔进行装配的,连接孔的结构件受到外加交变载荷作用时易产生应力集中,引起疲劳裂纹的产生,增大疲劳裂纹的扩展速率,降低孔结构件疲劳寿命,严重影响航空飞机的服役寿命^[1-2]。因此,提高孔结构件的疲劳强度、延缓疲劳裂纹产生、减小疲劳裂纹扩展速率具有非常重要的意义。

目前,通过运用孔挤压强化工艺对孔结构件进行挤压强化,使结构件装配孔孔壁形成有益的残余压应力场^[3-4]及孔壁金属材料微观组织细化^[5],从而提高孔结构件的疲劳性能。刘莹莹等^[6]对 7050、2A97 铝合金斜耳片进行芯棒直接孔挤压强化,通过疲劳试验,对比分析孔挤压强化前后及不同铝合金材料的疲劳性能,得到两种铝合金孔挤压强化后疲劳性能均提高的结论,而 2A97 铝合金孔挤压强化效果更佳。马世成等^[7]探究实心挤压芯棒前后锥角对孔结构件疲劳性能的影响,得知后锥角为 8°时芯棒

挤压强化效果最佳,孔结构件疲劳寿命提高 1.74 倍。YAO S L 等^[8]提出了多球凸点旋转孔挤压强化工艺,进行不同挤压量的孔挤压强化试验、疲劳性能试验,得到该工艺能够改善孔壁表面质量,相对挤压量为 2.6%时,试样的平均疲劳寿命提高 8.05 倍。葛恩德等^[9]对 TC21 钛合金进行了不同相对挤压量的开缝衬套孔挤压强化试验与疲劳性能试验,得到相对挤压量与疲劳寿命呈正相关,试样挤压强化后疲劳寿命提高 50%。

综上所述,国内外的学者们针对孔挤压强化工艺主要进行了挤压材料、挤压强化工艺等方面的研究,然而关于孔挤压强化工艺与超声振动相结合的超声振动辅助孔挤压复合强化工艺方面的研究较少,尤其针对芯棒超声振动辅助孔挤压强化方面的研究鲜少报道。为此,本文探究超声振动辅助孔挤压强化工艺,设计超声振动辅助孔挤压强化装置,进行挤压强化装置模态仿真,优化挤压芯棒结构,制作超声振动辅助孔挤压强化装置,测量装置的谐振频率及位移,开展孔结构件挤压强化试验,探究孔结构件挤压强化过程中有无超声对挤压强化效果的影响。

基金项目:国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金项目(COMAC-SFGS-607);江苏省科研与实践创新计划项目(KYCX21_0196)

第一作者简介:凡志磊(1984—),男,高级工程师,硕士,研究方向为飞机连接结构抗疲劳制造技术,fanzhilei@comac.cc。

1 超声振动辅助孔挤压强化工艺

超声振动辅助孔挤压强化工艺是将超声振动与孔挤压强化工艺相结合,形成超声振动辅助孔挤压复合强化工艺。超声振动辅助孔挤压强化过程中,超声换能器产生轴向方向的超声振动,通过变幅杆传递到挤压芯棒工作环。反向拉出挤压芯棒,在超声振动作用下,挤压芯棒在装配孔中的运动轨迹由直线运动转变为正弦运动,增加了挤压芯棒工作环对结构件装配孔孔壁的挤压强化次数,显著改善表面质量,提高孔结构件疲劳强度。超声振动辅助孔挤压强化工艺如图 1 所示;实心芯棒孔挤压强化工艺如图 2 所示。

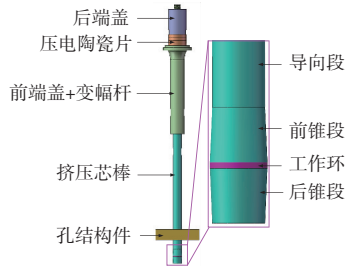


图 1 超声振动辅助孔挤压强化工艺

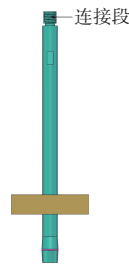


图 2 实心芯棒孔挤压强化工艺

2 超声振动辅助孔挤压强化装置设计

超声振动辅助孔挤压强化装置主要由换能器、变幅杆、挤压芯棒等组成。超声振动辅助孔挤压强化装置设计中,保持超声换能器法兰处的相对位移最小,螺纹连接处的相对位移最小。超声振动辅助孔挤压强化装置设计流程如图 3 所示。

2.1 挤压芯棒结构设计

挤压芯棒主要包括:前锥段、工作环、后锥段、导向段、连接段等部分。其中,前锥段、工作环、后锥段等部分用来实现孔结构件的挤压强化,是挤压芯棒的重要部位,该部分的加工精度和尺寸要求与孔结构件的挤压强化效果密切相关^[10]。

以名义孔径 $\phi 12.7 \text{ mm}$ (16/32 in),即孔结构件终孔直径为 12.7 mm 。相对挤压量 5%为设计要求,计算挤压芯

棒尺寸。基于相对挤压量 5%,计算挤压芯棒尺寸,能够实现挤压量 1%~5%的孔挤压强化。挤压芯棒尺寸计算流程如图 4 所示。

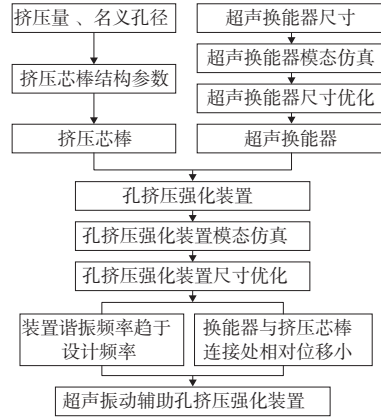


图 3 超声振动辅助孔挤压强化装置设计流程

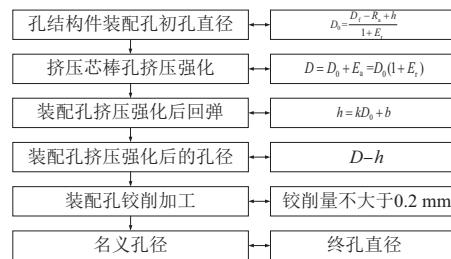


图 4 挤压芯棒尺寸计算流程

图 4 中, D_0 为孔结构件初孔直径; D_f 为孔结构件终孔直径; R_a 为绝对铰削量; h 为回弹量; E_r 为相对挤压量; D 为挤压芯棒工作环直径; E_a 为绝对挤压量; k 取 0.0175 为初孔直径 D_0 关于回弹量 h 的系数; b 取 0.015, 为初孔直径 D_0 关于回弹量 h 的常量。由此得到, 相对挤压量为 5%, 孔结构件装配孔初孔直径为 $\phi 12.12 \text{ mm}$, 挤压芯棒工作环直径为 $\phi 12.73 \text{ mm}$ 。挤压芯棒结构参数如表 1 所示。

表 1 挤压芯棒结构参数

参数名称	部位	数值
锥角/(°)	挤压芯棒前锥角、后锥角	3
锥段长度/mm	前锥段、后锥段长度	9.5
工作环/mm	工作环长度	1
表面粗糙度/ μm	前锥段、后锥段、工作环的粗糙度	0.1
硬度	前锥段、工作环、后锥段硬度 连接段和导向段硬度为	HRC62~66 HRC35~45

挤压芯棒材料为 W6Mo5Cr4V2 高速钢, 材料力学性能如表 2 所示。

表 2 W6Mo5Cr4V2 力学性能

名称	材料	弹性模量 E/GPa	泊松比 μ	屈服极限 σ_y/MPa	强度极限 σ_b/MPa	密度/(g/cm^3)
挤压芯棒	W6Mo5Cr4V2	218	0.13	—	3 500	7.75

设置超声振动辅助孔挤压强化装置的设计频率,运用式(1)计算 W6Mo5Cr4V2 材料的声速。

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (1)$$

式中: c 为材料声速; E 为材料的弹性模量; ρ 为材料的密度。

由式(1)与表 2 得到 W6Mo5Cr4V2 材料的声速,运用式(2)计算纵波波长的波长:

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (2)$$

式中: λ 为纵波波长的波长; f 为孔挤压强化装置的设计频率。

由波长定理可知,超声振动辅助孔挤压强化装置设计频率对应的 W6Mo5Cr4V2 材料的纵波波长即挤压芯棒的长度,选择超声振动辅助孔挤压强化装置的设计频率为 26 000 Hz,由式(1)、式(2)得到超声振动辅助孔挤压强化装置中的挤压芯棒长度为 203.9 mm。

2.2 超声换能器设计

超声换能器主要由前端盖、后端盖、压电陶瓷片组成。基于半波长超声换能器理论、1/4 波长变幅杆理论,计算超声换能器、变幅杆尺寸^[11]。超声换能器材料及参数如表 3 所示。

表 3 超声换能器材料及参数

参数名称	前端盖	后端盖	压电陶瓷片(4片)
材料	4Cr13	4Cr13	PZT-8
尺寸规格	长度或厚度/mm	50.9	39.8
	直径/mm	19	25
	内径/mm	—	9
材料性能	密度/(g/m ³)	7.75	7.75
	弹性模量/GPa	206~220	206~220
	泊松比	0.24	0.24
			0.36

2.3 挤压强化装置模态

挤压强化装置模态仿真主要包括超声换能器模态仿真。超声振动辅助孔挤压强化装置模态仿真,模态仿真过程中,通过适当调整超声换能器、挤压芯棒的尺寸,使超声换能器、超声振动辅助孔挤压强化装置的谐振频率趋近于设计频率;超声换能器与挤压芯棒连接处的相对位移小,能够减小超声能量损失。

1) 超声换能器模态仿真

由表 3 超声换能器材料及参数,运用 ANSYS 有限元仿真分析软件建立超声换能器的三维有限元仿真分析模型,超声换能器模态仿真结果如图 5 所示。

超声换能器的谐振频率为 20 855.1 Hz,小于设计频率,优化超声换能器中前端盖、后端盖尺寸,使超声换能器的谐振频率趋近于设计频率。超声换能器优化后的模态如图 6 所示。超声换能器尺寸优化后,谐振频率趋近于设计频率。

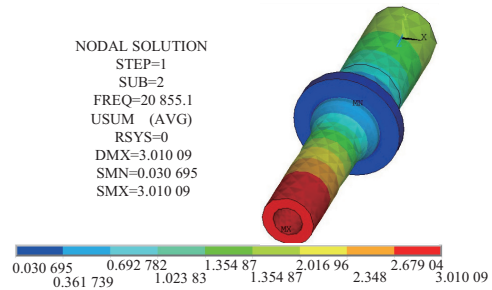


图 5 超声换能器模态

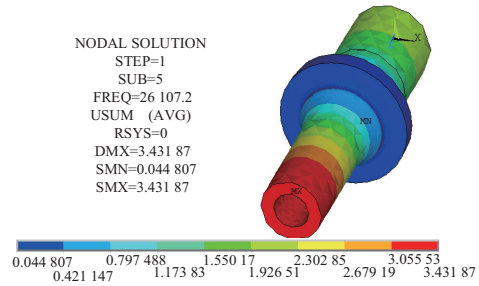


图 6 超声换能器优化后的模态

2) 超声振动辅助孔挤压强化装置模态仿真

挤压芯棒与超声换能器前端盖通过螺纹进行连接,将二者进行装配,形成超声振动辅助孔挤压强化装置。超声振动辅助孔挤压强化装置的模态如图 7 所示。

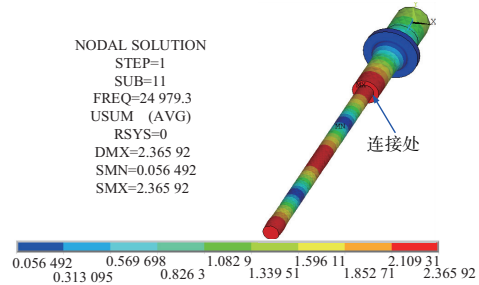


图 7 超声孔挤压强化装置模态

超声振动辅助孔挤压强化装置的谐振频率为 24 979.3 Hz,装置的谐振频率偏离设计频率,且挤压芯棒与超声换能器连接处的相对位移大,超声能量损失大,严重影响超声挤压强化装置的孔挤压强化效果。优化挤压芯棒尺寸,使装置的谐振频率趋近于设计频率,降低挤压芯棒与超声换能器连接处的相对位移。挤压芯棒优化后的超声振动辅助孔挤压强化装置模态如图 8 所示。

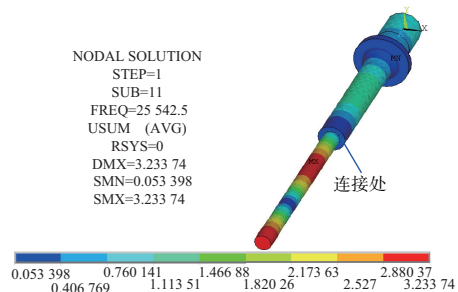


图 8 优化后的超声孔挤压强化装置模态

挤压芯棒尺寸优化后,超声振动辅助孔挤压强化装置的谐振频率为 25 542.5 Hz,趋近于设计频率;挤压芯棒与超声换能器连接处的相对位移较小,减少了超声能量在传递过程中的损失;孔挤压强化装置的挤压芯棒工作环部位的相对位移最大,设计的超声振动辅助孔挤压强化装置能够满足试验需求,实现孔结构件的挤压强化,提高疲劳性能。

3 超声振动辅助孔挤压强化装置测试

超声振动辅助孔挤压强化装置如图 9 所示。基于研制的超声振动辅助孔挤压强化装置,采用超声元件分析仪测量装置的阻抗,得到装置的谐振频率如图 10 所示。采用激光测振仪测量装置的位移如图 11 所示。



图 9 超声振动辅助孔挤压强化装置

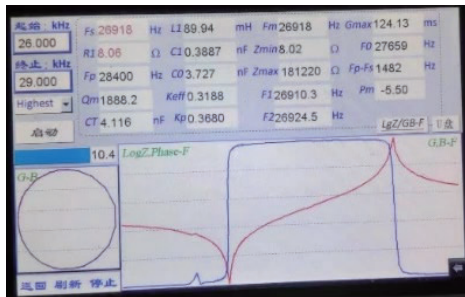


图 10 超声振动辅助孔挤压强化装置阻抗测试

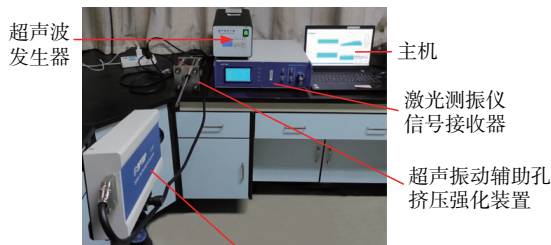


图 11 激光测振仪测量位移

由超声振动辅助孔挤压强化装置的阻抗分析可知,导纳曲线为一个较完整的圆,说明装置装配良好,通过阻抗测试得到装置的谐振频率为 26918 Hz,模态仿真中装置的谐振频率为 25 542.5 Hz,相对误差为 5.39%;超声振动辅助孔挤压强化装置实物与模态分析的谐振频率吻合性较好,表明建立的孔挤压强化装置模态分析模型精度较高;当装置的谐振频率为 26918 Hz 时,利用激光测振仪测得孔挤压强化装置中挤压芯棒工作环部位的位移为 3.38 μm ,如图 12 所示。研制的超声振动辅助孔挤压强化装置能够满足试验需求,达到预期结果。

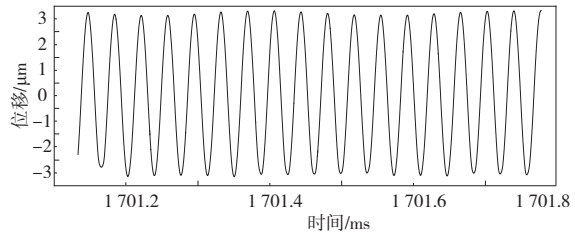


图 12 时间与位移变化关系

4 孔结构件挤压强化试验

4.1 试验材料

超声振动辅助孔挤压强化试验材料为 7050 铝合金,试样尺寸为 40 mm×40 mm×5 mm,装配孔的初孔直径为 $\phi 12.48_{0}^{+0.03}$ mm。7050 铝合金力学性能如表 4 所示。

表 4 7050 铝合金力学性能

材料型号	弹性模量 E/GPa	泊松比 μ	屈服极限 σ_y /MPa	强度极限 σ_b /MPa	延伸率 δ /%
7050-T7451	70.3	0.33	455	510	10

4.2 试验方法

采用 CMT7504 计算机控制电子万能试验机进行孔结构件挤压强化试验,超声挤压强化试验,挤压芯棒为实心芯棒,挤压芯棒工作环直径为 $\phi 12.73_{-0.027}^0$ mm,挤压速度为 10 mm/min,相对挤压量为 2%,超声振幅为 2 μm 。孔挤压强化过程中,挤压芯棒与装配孔孔壁直接接触,孔挤压强化前在结构件孔壁、芯棒工作环部位涂抹 MoS₂ 干膜润滑剂,减小孔挤压强化过程中的摩擦力。采用 MarSurf PS10 型粗糙度仪测量装配孔孔壁挤压强化前后的表面粗糙度,测量 8 个有效数据,取平均值;采用 DIATEST 孔径测量仪测量结构件装配孔挤压强化前后的直径,装配孔挤入端、中间层、挤出端等位置分别测量 8 个有效数据,取平均值。孔结构件挤压强化试验平台如图 13 所示。

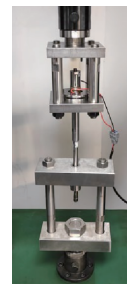


图 13 孔结构件挤压强化试验平台

4.3 试验结果

1) 表面粗糙度

结构件装配孔挤压强化前后、超声挤压强化前后,孔壁的表面粗糙度如图 14 所示。

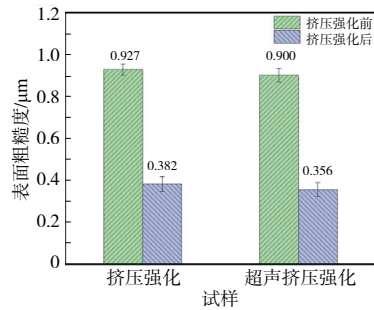


图 14 孔挤压强化前后孔壁的表面粗糙度

结构件装配孔挤压强化后,孔壁表面粗糙度降低了 58.8%;结构件装配孔超声挤压强化后,孔壁表面粗糙度降低了 60.4%。与无超声挤压强化相比,超声挤压强化后孔壁的表面粗糙度降低程度大。两种孔挤压强化工艺挤压强化后,孔壁表面粗糙度均显著降低,表面粗糙度与装配孔孔壁应力集中密切相关,表面粗糙度大,孔壁的局部应力集中现象严重,易于产生疲劳裂纹,导致孔结构件失效。超声振动辅助孔挤压强化工艺表面粗糙度降低程度大,能够减小孔壁局部应力集中,从而能够提高孔结构件的疲劳强度。

2) 装配孔直径

结构件装配孔挤压强化前后、超声挤压强化前后,装配孔直径,如图 15 所示。

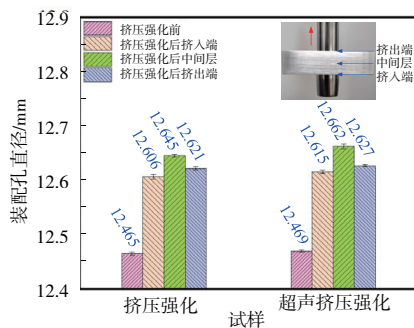


图 15 孔挤压强化前后结构件装配孔的直径

结构件装配孔挤压强化后,装配孔挤入端直径增加了 1.13%,装配孔中间层直径增加了 1.44%,装配孔挤出端直径增加了 1.25%;结构件装配孔超声挤压强化后,装配孔挤入端直径增加了 1.17%,装配孔中间层直径增加了 1.55%,装配孔挤出端直径增加了 1.28%。与无超声挤压强化相比,结构件装配孔超声挤压强化后直径增加范围为 6~17 μm。

5 结语

1) 模态分析中超声振动辅助孔挤压强化装置的谐振

频率为 25542.5 Hz,阻抗测试装置的谐振频率为 26918 Hz,相对误差为 5.39%,装置实物与模态仿真结果吻合性较好,建立的超声振动辅助孔挤压强化模态仿真模型精度较高。

2) 激光测振仪测得挤压芯棒工作环部位的最大位移为 3.38 μm,研制的超声振动辅助孔挤压强化装置能够满足试验需求。

3) 孔结构件超声挤压强化后,孔壁表面粗糙度显著降低,减小了孔壁局部应力集中,避免了应力集中对疲劳性能的影响。

4) 孔结构件挤压强化过程中引入超声振动,增加了孔壁挤压强化次数,减小了孔壁金属材料回弹,装配孔直径增加显著。

参考文献:

- [1] 陈清良,葛恩德,陈雪梅,等. 冷挤压抗疲劳制造技术在钛合金构件中的应用[J]. 机械制造与自动化,2017,46(6): 57-60.
- [2] FU Y C, GE E D, SU H H, et al. Cold expansion technology of connection holes in aircraft structures: a review and prospect[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4): 961-973.
- [3] PUCILLO G P, CARRABS A, CUOMO S, et al. Cold expansion of rail-end-bolt holes: finite element predictions and experimental validation by DIC and strain gauges[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 149: 106275.
- [4] ZHAO C M, HU H Y, ZHOU Y F, et al. Experimental and numerical investigation of residual stresses around cold extrusion hole of ultrahigh strength steel[J]. Materials & Design, 2013, 50: 78-84.
- [5] WANG Y L, ZHU Y L, HOU S, et al. Investigation on fatigue performance of cold expansion holes of 6061-T6 aluminum alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 95: 216-228.
- [6] 刘莹莹,任凯鑫,李洁洁,等. 孔挤压对不同铝合金斜耳片疲劳性能的影响[J]. 中国有色金属学报, 2022, 32(4): 986-993.
- [7] 马世成,王欣,宋颖刚,等. 孔挤压芯棒导端角对 TC17 钛合金孔结构表面完整性及疲劳性能的影响[J]. 航空材料学报, 2021, 41(4): 75-82.
- [8] YAO S L, LEI X L, WANG R Z, et al. A novel cold expansion process for improving the surface integrity and fatigue life of small-deep holes in Inconel 718 superalloys[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 154: 106544.
- [9] 葛恩德,傅玉灿,苏宏华,等. TC21 钛合金板孔冷挤压残余应力与疲劳性能研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2016, 45(5): 1189-1195.
- [10] 彦士肖. TC4 钛合金孔开缝衬套冷挤压强化技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [11] 曹洋. 聚焦超声汽雾冷却系统在磨削加工中的应用研究[D]. 郑州: 河南工业大学, 2017.

收稿日期: 2022-03-29