

面向 Ti-6Al-4V 合金的开缝芯棒孔挤压强化次数研究

刘 飞¹, 苏宏华¹, 徐九华¹, 梁勇楠¹, 葛恩德², 凡志磊²

(1. 南京航空航天大学机电学院, 江苏 南京 210016)

(2. 中国商飞上海飞机制造有限公司, 上海 200436)

摘要: 为了探究挤压强化次数对开缝芯棒性能的影响, 实现孔挤压强化工具的可重复使用, 分析了开缝芯棒孔挤压强化工艺, 开展了开缝芯棒 20 次孔挤压强化 Ti-6Al-4V 合金试验, 研究了挤压强化次数对开缝芯棒孔挤压强化效果的影响。结果表明, 开缝芯棒 20 次孔挤压强化过程中, 挤压力、工作环直径和孔结构孔径波动平缓, 未发生显著变化; 开缝芯棒的挤压部位存在划痕, 工作环直径与孔结构孔径的变化在加工误差范围内; 开缝芯棒的划痕对 Ti-6Al-4V 合金孔结构挤压强化效果影响不大, 开缝芯棒孔挤压强化能够实现孔挤压强化工具的重复使用。

关键词: Ti-6Al-4V 合金; 孔挤压强化; 开缝芯棒; 使用寿命

中图分类号: TG146.23

文献标识码: A

文章编号: 1009-9964(2023)03-014-05

DOI:10.13567/j.cnki.issn1009-9964.2023.03.009

Research on Hole Expansion Strengthening Times of Split Mandrel for Ti-6Al-4V Alloy

Liu Fei¹, Su Honghua¹, Xu Jiuhua¹, Liang Yongnan¹, Ge Ende², Fan Zhilei²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 200436, China)

Abstract: In order to investigate the effect of expansion strengthening times on the performance of split mandrel and achieve the reusability of hole expansion strengthening tools, the hole expansion strengthening process of split mandrel was analyzed. Twenty times hole expansion strengthening experiments of split mandrel were conducted on Ti-6Al-4V alloy, and the effect of expansion strengthening times on the hole expansion strengthening effect of split mandrel was studied. The results indicate that the fluctuation of expansion pressure, working ring diameter, and hole structure aperture during twenty times hole expansion strengthening of the split mandrel are gentle, without significant changes. There are scratches on the expansion part of the split mandrel, and the changes in the diameter of the working ring and the hole structure aperture are within the machining error range. The scratches on the split mandrel have little effect on the Ti-6Al-4V alloy hole structure expansion strengthening effect, and the hole expansion strengthening of the split mandrel can achieve the reuse of the hole expansion strengthening tool.

Key words: Ti-6Al-4V alloy; hole expansion strengthening; split mandrel; service life

飞机上多数结构是通过螺接或铆接进行固定的。由于螺钉孔与铆钉孔的存在, 导致飞机结构材料不连续, 在受到外加交变载荷时孔结构易产生应力集中, 引起疲劳裂纹萌生、增大疲劳裂纹扩展速率、

降低疲劳裂纹萌生门槛值, 使孔结构发生疲劳失效, 严重影响飞机的服役寿命^[1-2]。孔挤压是一种简单高效的抗疲劳强化技术, 通过对孔结构孔壁进行挤压强化, 使孔壁发生弹塑性变形, 形成有益的残余压应力场且微观组织发生细化, 可在不改变孔结构形状、尺寸的同时提高孔结构的疲劳性能, 目前已在航空航天领域得到推广应用^[3-4]。

孔挤压强化主要包括开缝衬套孔挤压^[5-6]、实心芯棒孔挤压^[7-8]、压合衬套孔挤压^[9-10]、无缝衬

收稿日期: 2023-05-08

基金项目: 国家自然科学基金创新研究群体科学基金项目(51921003); 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)

通信作者: 苏宏华(1969—), 男, 教授。

套孔挤压^[11]、开缝套筒孔挤压^[12]和球挤压强化^[13]等。其中,开缝衬套孔挤压安装方便,能够实现单边挤压强化;实心芯棒孔挤压不易磨损;压合衬套孔挤压强化后压合衬套需要放置于孔结构中;无缝衬套孔挤压与压合衬套孔挤压相似,强化后无缝衬套也需要放置于孔结构中;开缝套筒孔挤压适用于小挤压量;球挤压强化过程中钢球与孔结构孔壁的接触面积小,能够减小孔挤压强化过程中孔壁材料轴向方向的金属流动,但钢球使用不当会引入拉应力。开缝衬套孔挤压与实心芯棒孔挤压因具有显著的特点,在实际工程中均有广泛应用。然而,孔挤压强化过程中,开缝衬套易于发生严重的塑性变形,导致开缝衬套不能重复使用;实心芯棒难以实现大挤压量的孔挤压强化,孔结构安装存在局限性。基于开缝衬套孔挤压强化与实心芯棒孔挤压强化存在的问题,结合开缝衬套与实心芯棒孔挤压强化工具各自的特点,南京航空航天大学^[14]提出了一种开缝芯棒孔挤压强化工艺。在开缝芯棒孔挤压强化过程中,孔挤压强化工具的挤压强化次数决定了其使用寿命,因此有必要了解开缝芯棒孔挤压强化次数对其磨损程度的影响。

以 Ti-6Al-4V 合金为研究对象,通过开展开缝芯棒孔挤压强化试验,探究挤压强化次数对开缝芯棒孔挤压强化效果的影响,旨在实现开缝芯棒孔挤压强化工具的重复使用,降低开缝芯棒孔挤压强化工具的成本,以期为开缝芯棒孔挤压强化工艺的实际工程应用提供一定的指导。

1 开缝芯棒孔挤压强化工艺

开缝芯棒孔挤压强化过程示意图见图 1,主要包括:①开缝芯棒的挤压部位(前锥段、工作环和后锥段)存在开缝,对开缝芯棒挤压部位施加压力,使该部位发生收缩,并使开缝芯棒工作环直径小于 Ti-6Al-4V 合金孔结构的初孔直径,沿着开缝芯棒的运动方向安装孔结构(图 1a);②孔结构放置于开缝芯棒导向段(图 1b);③沿着支撑棒的运动方向,将支撑棒放置于开缝芯棒中(图 1c);④以预先设定的挤压速度,沿着开缝芯棒的运动方向从孔结构中拉出插入支撑棒的开缝芯棒(图 1d);⑤开缝芯棒的前锥段与工作环挤压强化孔结构孔壁(图 1e);⑥插入支撑棒的开缝芯棒完全拉出孔结构,完成孔结构的开缝芯棒孔挤压强化;⑦从开缝芯棒中取出支撑棒

(图 1f)。孔结构孔壁受到开缝芯棒的挤压,孔壁发生弹性变形,实现 Ti-6Al-4V 合金孔结构的挤压强化。

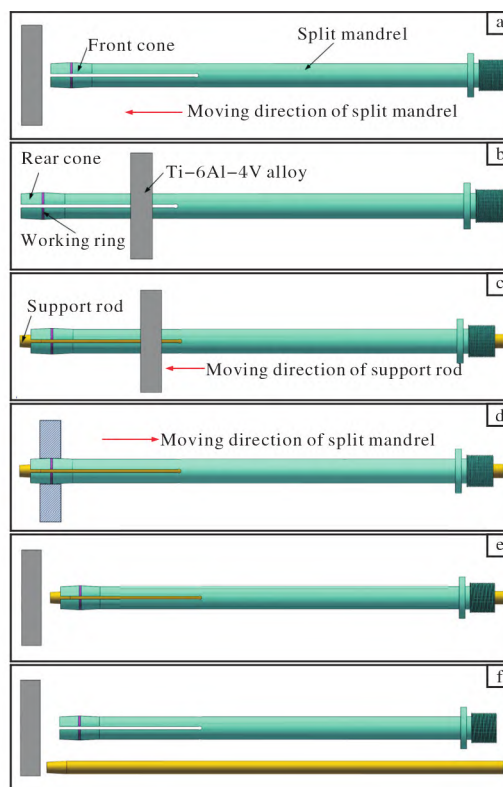


图 1 开缝芯棒孔挤压强化过程示意图

Fig. 1 Schematic diagrams of hole expansion strengthening process of split mandrel: (a) installation hole structure; (b) place hole structure in guide section of split mandrel; (c) installation support rod; (d) expansion strengthening hole structure of split mandrel; (e) complete hole expansion strengthening of hole structure; (f) remove support rod

2 实验

实验材料为 Ti-6Al-4V 合金,其化学成分见表 1,弹性模量(E)、泊松比(μ)等力学性能见表 2。

表 1 Ti-6Al-4V 合金化学成分($w/\%$)

Table 1 Chemical composition of Ti-6Al-4V alloy

Al	V	Fe	O	C	N	H	Ti
6.2	3.8	0.3	0.2	0.1	0.05	0.015	Bal.

表 2 Ti-6Al-4V 合金力学性能

Table 2 Mechanical properties of Ti-6Al-4V alloy

E/GPa	μ	R_m/MPa	$R_{p0.2}/\text{MPa}$	$A/\%$
110	0.3	925	880	10

采用 CMT7504 微机控制电子万能试验机开展 Ti-6Al-4V 合金的开缝芯棒孔挤压强化试验, 装置示意图见图 2。Ti-6Al-4V 合金孔结构挤压强化前, 采用浓度为 95% 的乙醇清洗 Ti-6Al-4V 合金孔结构、开缝芯棒和支撑棒, 清洗后放置于干燥箱中烘干。在孔结构孔壁与开缝芯棒挤压部位涂抹 MoS₂ 干膜润滑剂, 静置 10 s 待干膜润滑剂完全干涸。采用同一根开缝芯棒对 Ti-6Al-4V 合金孔结构进行挤压强化, 设置挤压速度为 10 mm/min, 开缝芯棒的工作环直径为 12.73_{-0.027}⁰ mm, 开缝数量为 4, 开缝宽度为 1.6 mm, 孔结构的尺寸为 40 mm × 40 mm × 10 mm, 初孔直径为 12.36₀^{+0.018} mm。

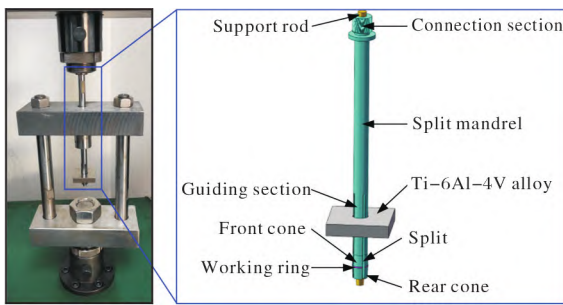


图 2 开缝芯棒孔挤压强化试验装置

Fig. 2 Experimental device for hole expansion strengthening of split mandrel

采用 LCD-4.5tXS 试验机测力传感器测量开缝芯棒孔挤压强化过程中的挤压力; 采用 HIROX KH-7700 数字式三维视频显微镜观察开缝芯棒挤压部位的表面形貌; 采用 19JC 数字式万能工具显微镜测量工作环的直径; 采用 DIATEST 孔径测量仪测量 Ti-6Al-4V 合金孔结构的孔径, 在图 3 所示孔结构孔壁挤入端、中间层和挤出端的相同位置分别重复测量 6 组有效数据, 去掉最大值与最小值, 将其余数据取平均值作为测量结果。

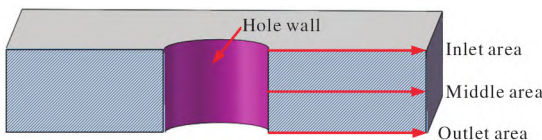


图 3 孔结构孔径测量位置示意图

Fig. 3 Schematic diagram of measurement area of hole structure aperture

3 结果与讨论

3.1 挤压力

开缝芯棒孔挤压强化过程中的受力示意图见图

4。孔壁轴向方向的挤压力与前锥角、前锥段承受的载荷和前锥段与工作环对孔壁的摩擦力密切相关, 计算公式如式(1)所示^[1]:

$$F_x = F_{f_2} + F_{f_1} \cdot \cos\theta + \int q_1(s) \sin\theta \cdot ds \quad (1)$$

式中: F_x 为孔结构孔壁轴向方向承受的挤压力; F_{f_1} 为开缝芯棒前锥段对孔壁的摩擦力; F_{f_2} 为开缝芯棒工作环对孔壁的摩擦力; q_1 为开缝芯棒前锥段上分布的载荷; θ 为开缝芯棒前锥角; s 为关于 q_1 的变量。

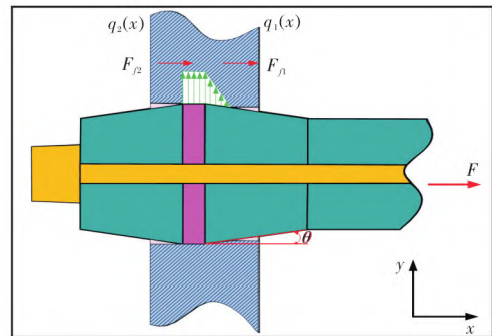


图 4 开缝芯棒孔挤压强化受力示意图

Fig. 4 Schematic diagram of force on extrusion strengthening of split mandrel

测力传感器测量的是开缝芯棒孔挤压强化过程中开缝芯棒沿孔结构孔壁轴向方向的挤压力。使用同一根开缝芯棒对 20 件 Ti-6Al-4V 合金孔结构进行挤压强化, 孔挤压强化过程中的挤压力随挤压强化次数的变化如图 5 所示。从图 5 可以看出, 利用开缝芯棒进行多次孔挤压强化过程中, 挤压力波动平缓, 平均挤压力为 18.5 kN, 挤压力最大差值为 1.3 kN。

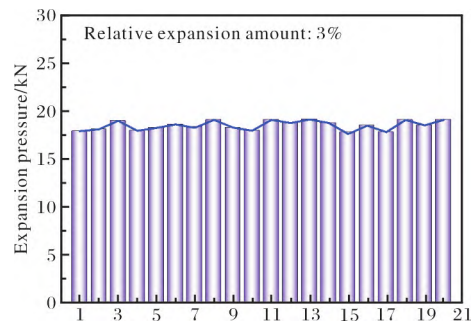


图 5 开缝芯棒挤压力随挤压次数的变化

Fig. 5 Variation of extrusion pressure of split mandrel with extrusion times

在对 20 件 Ti-6Al-4V 合金孔结构进行孔挤压强化过程中, 使用的是同一根开缝芯棒, 润滑条件也相同, 但涂抹润滑剂的均匀程度会影响摩擦力, 从而影响轴向的挤压力; Ti-6Al-4V 合金孔结构加工过

程中存在加工误差，会引起孔轴向挤压力产生波动。利用开缝芯棒进行 20 次孔挤压强化过程中，挤压力未出现显著变化，这是由于开缝芯棒多次使用过程中的磨损程度较小，其对孔壁轴向方向的挤压力影响小，因而可以忽略开缝芯棒磨损对孔挤压强化效果的影响。这进一步说明开缝芯棒孔挤压强化工具能够重复使用。

3.2 开缝芯棒挤压部位的表面形貌

开缝芯棒孔挤压强化过程中，开缝芯棒挤压部位与孔结构孔壁直接接触，因而会在挤压部位产生摩擦磨损。图 6 为用同一开缝芯棒进行不同次数孔挤压强化后，挤压部位的表面形貌。

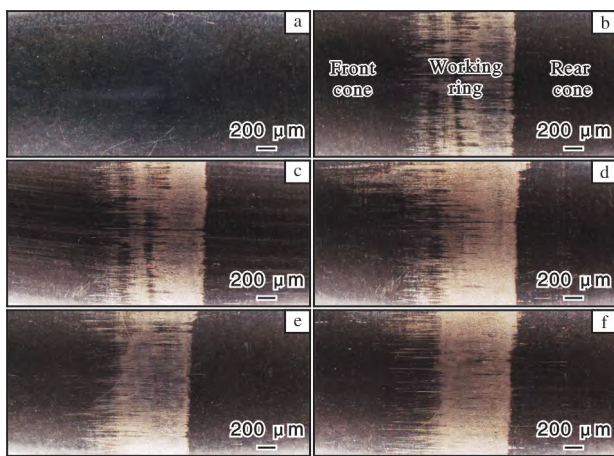


图 6 孔挤压不同次数后开缝芯棒挤压部位的表面形貌

Fig. 6 Surface morphologies of expansion part of split mandrel after different hole expansion strengthening times: (a) without expansion; (b) 1 time; (c) 5 times; (d) 10 times; (e) 15 times; (f) 20 times

开缝芯棒未进行挤压强化时，其表面无划痕(图 6a)；完成 1 次孔挤压强化时，前锥段与工作环部位均存在划痕(图 6b)；完成 5 次孔挤压强化时，前锥段与工作环部位的划痕区域相比 1 次孔挤压强化增大(图 6c)；完成 10 次孔挤压强化时，前锥段存在的划痕与 5 次孔挤压强化相当，工作环部位全部存在划痕(图 6d)；完成 15 次和 20 次孔挤压强化时，前锥段和工作环部位存在的划痕与开缝芯棒完成 10 次孔挤压强化时相当(图 6e、6f)。

通过以上分析可知，在对 Ti-6Al-4V 合金孔结构进行挤压强化时，开缝芯棒前锥段首先进入孔结构中，前锥段与孔结构孔壁的斜楔作用对孔壁产生挤压力，使开缝芯棒前锥段存在划痕；在开缝芯棒中插入支撑棒，支撑棒的支撑作用使开缝芯棒工作环

直径大于孔结构的初孔直径；在开缝芯棒轴向运动过程中，工作环对孔壁施加挤压力使工作环部位产生划痕；开缝芯棒后锥段对挤压强化后的孔结构孔壁材料回弹起到缓冲作用，未参与孔结构孔壁的挤压强化，开缝芯棒后锥段无划痕。当开缝芯棒完成一定次数的挤压强化时，工作环部位的划痕几乎不再增加。

3.3 工作环直径

工作环直径的变化可以反映孔挤压强化过程中开缝芯棒的磨损程度。为了探究开缝芯棒挤压部位的划痕对孔挤压强化效果的影响，测量了孔挤压强化后开缝芯棒的工作环直径。利用开缝芯棒进行 20 次孔挤压强化时，工作环直径随挤压强化次数的变化如图 7 所示。孔挤压强化前，开缝芯棒工作环的直径为 12.722 mm；使用该开缝芯棒进行 20 次孔挤压强化，工作环直径的最大差值为 11 μm，平均值为 12.717 mm，与使用前相比减小了 0.086%。随着挤压强化次数的增加，开缝芯棒工作环直径变化平缓。

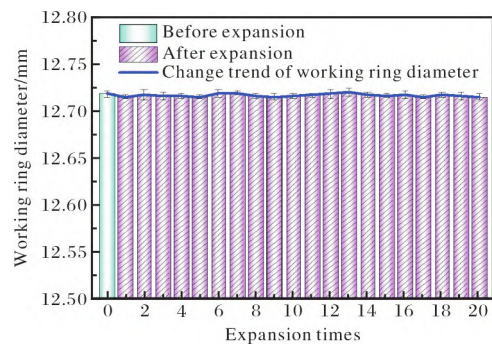


图 7 工作环直径随开缝芯棒孔挤压强化次数的变化

Fig. 7 Working ring diameter vs. hole expansion strengthening times of split mandrel

开缝芯棒孔挤压强化过程中，开缝芯棒与 Ti-6Al-4V 合金孔结构孔壁发生滑擦，开缝芯棒的前锥段与工作环部位产生划痕，引起工作环直径减小。虽然挤压强化次数逐渐增加，但开缝芯棒工作环直径未发生显著变化，工作环直径的减小程度在开缝芯棒加工误差范围内，说明 20 次孔挤压强化过程中开缝芯棒的磨损程度对孔挤压强化的效果影响很小，开缝芯棒能够重复使用。

3.4 孔结构孔径

Ti-6Al-4V 合金孔结构的孔径变化能够体现开缝芯棒孔挤压强化的稳定性，间接地反映开缝芯棒是否发生磨损。开缝芯棒孔挤压强化 Ti-6Al-4V 合金孔结构的孔径随挤压强化次数的变化如图 8 所示。

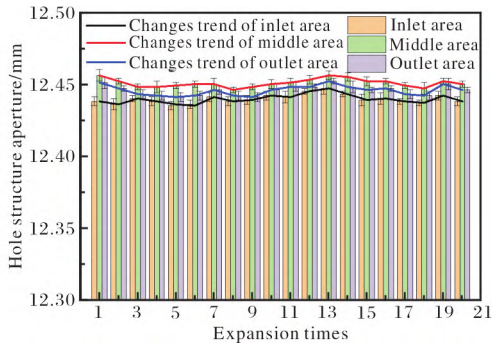


图8 孔结构孔径随开缝芯棒孔挤压强化次数的变化

Fig. 8 Hole structure aperture vs. with extrusion strengthening times of split mandrel

20件 Ti-6Al-4V 合金孔结构的初孔直径均为 $12.363_0^{+0.018}$ mm, 经过同一开缝芯棒孔挤压强化后, 孔壁挤入端孔径的最大值为 12.449 mm, 最小值为 12.438 mm, 最大差值为 11 μm , 平均值为 12.440 mm; 孔壁中间层孔径的最大值为 12.456 mm, 最小值为 12.446 mm, 最大差值为 10 μm , 平均值为 12.451 mm; 孔壁挤出端孔径的最大值为 12.452 mm, 最小值为 12.440 mm, 最大差值为 12 μm , 平均值为 12.446 mm。随着开缝芯棒孔挤压强化次数的增加, 孔结构孔壁挤入端、中间层和挤出端孔径波动平缓。

利用同一开缝芯棒对 20 件 Ti-6Al-4V 合金孔结构进行挤压强化, 孔结构孔壁挤入端、中间层和挤出端的孔径最大差值小于孔结构的加工误差; 孔结构孔径未发生显著的变化, 表明 20 次孔挤压强化过程中开缝芯棒的磨损程度小, 挤压部位的划痕对孔结构孔径的影响较小, 因而对孔挤压强化效果几乎没有影响, 进一步说明开缝芯棒孔挤压强化工具可实现重复使用。

4 结论

(1) 利用同一开缝芯棒对 20 件 Ti-6Al-4V 合金孔结构进行挤压强化, 挤压力最大差值为 1.3 kN, 工作环直径的最大差值为 11 μm , 孔结构孔径的最大差值为 18 μm , 挤压力、工作环直径和孔结构孔径波动平缓, 工作环直径和孔结构孔径变化均在加工误差范围内。

(2) 开缝芯棒挤压部位(前锥段与工作环)存在划痕, 其对孔挤压强化效果影响很小。

(3) 随着挤压强化次数的增加, 挤压力、工作环直径和孔结构孔径变化不显著, 孔挤压强化过程中开缝芯棒的磨损程度很小, 对孔挤压强化效果几

乎无影响, 说明开缝芯棒孔挤压强化工具可以重复使用。

参考文献 References

- [1] 王珉. 抗疲劳制造原理与技术[M]. 南京: 江苏科学技术出版社, 1999.
- [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] 王燕礼, 朱有利, 曹强, 等. 孔挤压强化技术研究进展与展望[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 6-22.
- [4] 林忠亮, 白清顺, 王洪飞, 等. 孔用衬套冷挤压的强化机理与疲劳寿命研究进展[J]. 表面技术, 2023, 52(4): 1-14+99.
- [5] 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.
- [6] 葛恩德, 苏宏华, 程远庆, 等. TC4 板孔冷挤压强化残余应力分布与疲劳寿命[J]. 中国机械工程, 2015, 26(7): 971-976.
- [7] Liu H, Hu D Y, Wang R Q, et al. Experimental and numerical investigations on the influence of cold expansion on low cycle fatigue life of bolt holes in aeroengine superalloy disk at elevated temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 132: 105390.
- [8] 肖值兴, 毛建兴, 胡殿印, 等. 孔挤压强化工艺参数对 GH4169 高温合金疲劳寿命影响分析[J]. 推进技术, 2022, 43(2): 67-73.
- [9] 唐伟, 林忠亮, 吴保全, 等. 孔结构压合衬套冷挤压强化的疲劳寿命试验研究[J]. 航空精密制造技术, 2022, 58(4): 11-15+41.
- [10] 唐伟, 林忠亮, 吴保全, 等. 双孔耳片衬套冷挤压强化的残余应力和疲劳寿命[J]. 塑性工程学报, 2023, 30(2): 55-63.
- [11] 葛恩德. 碳纤维复合材料及其叠层连接结构孔挤压强化技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [12] Maximov J T, Duncheva G V, Amudjev I M. A novel method and tool which enhance the fatigue life of structural components with fastener holes[J]. Engineering Failure Analysis, 2013, 31: 132-143.
- [13] Baltach A, Abdalkader D, Mostefa B, et al. Numerical analysis and optimization of the residual stresses distribution induced by cold expansion technique[J]. Frattura ed Integrità Strutturale, 2018, 46(12): 252-265.
- [14] 南京航空航天大学. 一种采用开缝芯棒冷挤压强化装配孔的工艺: CN202011447830.0[P]. 2021-04-20.