

引文格式: 王宏锋, 万蕾, 罗志光, 等. 飞机缝内密封组件无毛刺自动制孔及干涉配合铆接工艺研究[J]. 航空制造技术, 2025, 68(20): 124–134.

WANG Hongfeng, WAN Lei, LUO Zhiguang, et al. Research on burr free automatic drilling and interference fit riveting process for aircraft seam seal assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(20): 124–134.

# 飞机缝内密封组件无毛刺自动制孔及干涉配合铆接 工艺研究\*

王宏锋, 万蕾, 罗志光, 杨平, 周航

(中航工业沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110036)

[摘要] 基于双五轴联动自动钻铆设备, 结合飞机缝内密封组件结构特征及密封要求, 开展了无毛刺自动制孔及干涉配合铆接工艺研究。通过开发一体刀具、测试自动制孔工艺参数、设计预连接工艺, 突破了缝内密封金属叠层材料制孔无毛刺(毛刺高度小于 0.13 mm)加工, 实现孔径精度优于 H9, 加工前孔位所在曲面的法线与加工后孔轴线夹角偏差小于 0.3°, 孔表面粗糙度达到  $R_a 1.6 \mu\text{m}$ , 保证了高精度制孔质量。针对机体长寿命及疲劳性要求, 开展干涉配合铆接试验研究, 分析了干涉量与疲劳寿命的影响趋势, 得出较优疲劳寿命下干涉量控制范围及相关影响因素的控制范围, 满足了飞机在高盐、高湿、高温独特作战服役环境下整体密封性和疲劳寿命的严格要求。

关键词: 飞机装配; 无毛刺自动制孔; 干涉配合铆接; 缝内密封组件; 疲劳寿命

中图分类号: V262.4

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.20.124

## Research on Burr Free Automatic Drilling and Interference Fit Riveting Process for Aircraft Seam Seal Assembly

WANG Hongfeng, WAN Lei, LUO Zhiguang, YANG Ping, ZHOU Hang

(AVIC Shenyang Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Shenyang 110036, China)

[ABSTRACT] Based on the dual five axis linkage automatic drilling and riveting equipment, combined with the structural characteristics and sealing requirements of the aircraft seam sealing components, research on burr free automatic hole making and interference fit riveting technology was carried out. Through the development of drilling countersinking integrated tool, the test of automatic drilling technology parameters and the design of pre-connection technology, we have achieved breakthroughs in the processing of sealed metal laminated materials with burr-free drilling (burr height less than 0.13 mm) within the seam, achieving hole diameter accuracy better than H9. The deviation angle between the normal line of the curved surface where the hole is located before processing and the axis of the hole after processing is less than 0.3°, hole surface roughness reached  $R_a 1.6 \mu\text{m}$ , ensuring high-precision hole making quality. In response to the requirements for long life and fatigue of the aircraft, experimental research was conducted on the influencing factors of riveting interference, and the influence trend of interference magnitude on fatigue life was analyzed. The optimal control range of interference and influencing factors under fatigue life was obtained, which meets the strict requirements for the overall sealing and fatigue life of the aircraft in the unique combat service environment of high salinity, high humidity and high temperature.

**Keywords:** Aircraft assembly; Burr free automatic drilling; Interference fit riveting; Seal assembly in seam; Fatigue life

\* 基金项目: 国防基础科研计划重点项目 (JCKY2019205A003)。

飞机装配过程中,制孔铆接工序大多在组合件、部件状态下完成的。飞机机体表面组件及油箱区多采用缝内密封工艺,该工艺是指在铆接前将密封材料涂覆在连接件贴合面之间,以消除使零件连接后的间隙,是一种既能防止零件间隙泄漏,又能消除铆钉孔泄漏的密封方式。该工艺特性下,制孔和铆接质量直接影响飞机的密封性能、强度及疲劳寿命<sup>[1]</sup>。随着自动钻铆技术成熟度的不断提升及应用范围的逐步拓展,开展飞机缝内密封组件无毛刺自动制孔及干涉配合自动铆接工艺研究,可以为抑制毛刺产生及提升疲劳寿命提供了解决方法和数据支撑,从而有效保证飞机的技术要求和质量控制指标。

## 1 缝内密封金属叠层材料高精度无毛刺自动制孔技术研究

金属叠层材料手工制孔过程中极易产生毛刺,这些毛刺主要分布在入口、层间及出口端,其中出口端毛刺高度最为明显,层间毛刺次之,入口端较小。毛刺是影响连接件精度和疲劳寿命的主要因素之一,为了消除毛刺影响,在手工制孔后需要将零件分解,并使用去毛刺工具进行毛刺去除。

缝内密封组件自动钻铆工艺有别于传统手工工艺,装配零件在刮涂层间密封胶后进行人工预连接,连接完成的组件采用自动钻铆设备进行自动化加工。该工艺过程中,制孔与铆接为设备内外压脚夹紧后的连续动作,无法通过分解去除层间毛刺及出口端毛刺。因此,需要进行缝内密封金属叠层的高精度无毛刺制孔。

### 1.1 毛刺形成机理及主要影响因素分析

制孔毛刺的形成是涉及材料弹塑性变形、切屑断裂分离的复杂过程,随着刀具切削进给,材料剩余厚度逐渐变薄,出口材料发生塑性变形,在钻孔轴向力的作用下被挤出,达到极限时发生断裂,剩余材料被挤压至孔周围形成出口毛刺<sup>[2]</sup>。该过程具体可以分为3个阶段:(1)刀具进给至孔底剩余厚度发生塑性变形的位; (2)刀尖钻出时,当变形量大于切削厚度,材料被挤出并发生拉伸断裂;(3)刀尖横刃及切削刃露出出口后,变形材料不再参与切削,剩余材料残留在孔底周围形成毛刺,如图1所示。

材料塑性变形能力不同,形成的毛刺类型也会有区别,当材料塑性变形能力较强时,塑性变形区域由钻尖向周围延展,随着进给量增加,在出口端发生断裂,形成圆形钻帽薄片,孔边受挤压产生均匀毛刺;当材料塑性变形能力较差时,塑性变形及出口中心材料断裂会提前发生,塑性应变量随之增加,最终形成较大冠状毛刺<sup>[3]</sup>。飞机机体采用自动钻铆的组件,其叠层形式以铝-铝叠层及铝-钛叠层为主,图2为常用铝合金7B04-T74材料

出口毛刺形成过程记录。该试验采用卧式双五轴联动自动钻铆设备,主轴转速为4000 r/min,主轴进给速度为600 mm/min;通过每次增加0.01 mm的进给深度,直观清晰地观察毛刺动态变化过程,进而验证了毛刺形成机理的正确性。

通过对毛刺形成机理的分析及试验验证,初步得出毛刺产生的主要影响因素,包括加工材料的物理属性、热处理状态、表面处理状态、刀具结构、制孔工艺参数、钻铆预连接及夹紧方式等。针对这些影响因素,从刀具结构设计优化、工艺参数试验研究及产品预连接工艺改进等方面开展高精度无毛刺(毛刺高度<0.13 mm)制孔。

### 1.2 钻铤一体刀具设计研发

采用钻铤一体刀具加工自动钻铆组件,该刀具不但可以提高加工效率,还可以更好地保证孔与窝垂直度的一致性。刀具的几何结构(钻尖顶角、切削刃、排屑槽等)、刀具材料、刀具涂层、刀具冷却等都会影响毛刺的形成<sup>[4]</sup>。目前,控制毛刺的刀具类型较多,如双锥角刀具、阶梯刀具、多尖刃刀具、烛杆刀具等,针对飞机铝-铝叠层及铝-钛叠层工况,需结合钻铆工艺参数,设计研发高性能专用刀具。

以加工 $\Phi 5.1$  mm、H9精度、 $90^\circ$  铤窝的铆钉孔为例,试验所采用的刀具材料为涂层硬质合金,其几何结构分为钻孔、铤窝及刀柄3部分。钻尖采用平头尖嘴形式,作为主切削刃的关键部位,钻尖刃型和尺寸直接影响毛

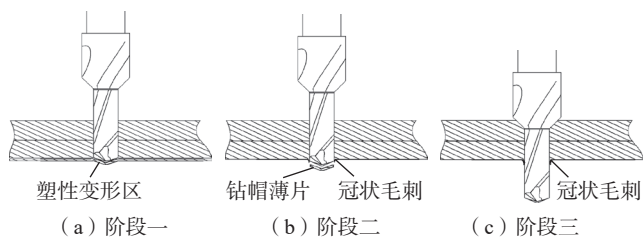


图1 出口毛刺形成过程

Fig.1 Formation process of outlet burr

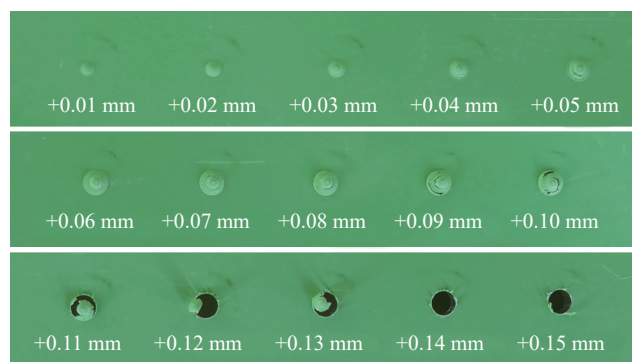


图2 铝合金7B04-T74材料出口毛刺形成过程

Fig.2 Formation process of aluminum alloy 7B04-T74 material exit burr

刺的形成。其中, 钻心尖嘴直径为 2 mm, 顶角为 140°, 平头刃角为 170°。尖嘴设计可以适当降低轴向切削阻力, 大角度顶角及平头刃角有效保证了钻帽的形成。排屑槽的设计可以更好地实现断屑, 使排屑更顺畅, 避免因金属屑缠绕堆积而划伤产品表面。铤窝刀采用 90° 设计, 在制孔刃带和铤窝主切削刃连接处, 设计 R0.2 mm 的倒圆角, 该倒圆角可与铆钉钉头根部的圆角更好地配合, 避免出现配合干涉的问题。此外, 铤窝排屑槽尺寸增大, 使切屑顺畅快速排出。钻铤一体刀具具体结构尺寸如图 3 所示。

在主轴转速 4000 r/min、主轴进给速度 600 mm/min 下, 针对设计刀具开展试验分析, 对比自动钻铆专用刀具、普通双刃 120° 顶角刀具的制孔效果 (图 4), 两种类型刀具试验均为单侧压紧制孔, 且无内压脚顶紧。通过三维光学条纹相位投影测量设备实测, 自动钻铆专用刀具最大毛刺高度为 0.11 mm, 平均毛刺高度 0.08 mm; 120° 顶角普通刀具最大毛刺高度为 2.4 mm, 平均毛刺高度 1.1 mm。试验表明, 自动钻铆专用刀具可以有效抑制毛刺高度, 并减少毛刺产生。

### 1.3 自动制孔工艺参数试验研究

缝内密封组件自动制孔工艺参数主要包括外压脚压紧力、主轴转速、主轴进给量及进给方式<sup>[5]</sup>。飞机缝内密封组件制孔质量控制较为严格, 其中, 毛刺高度、孔

壁窝壁表面粗糙度及蒙皮表面铝屑划痕 3 项要素的主要影响因素为自动制孔工艺参数及加工刀具, 自动制孔工艺参数试验采用相同的加工刀具, 通过工艺参数试验重点分析制孔工艺参数对毛刺高度、孔壁窝壁表面粗糙度及蒙皮表面铝屑划痕的影响趋势, 并总结可选用工艺参数范围及较优工艺参数样例。

针对自动制孔工艺参数类型及质量控制要求, 采用全因素试验分析方法进行参数摸索研究, 试验材料为铝合金 7B04-T74、钛合金 TA15, 铝合金表面处理为硫酸阳极化、重铬酸盐填充、涂 QH-15 底漆, 孔径选取  $\Phi 4$  mm,  $\Phi 5$  mm 两种常用孔径, 刀具统一选用自动钻铆专用刀具, 确定不同优化指标, 开展试验研究及数据分析。图 5 为不同工艺参数对质量控制要素的影响分析。图 6 为钛合金 TA15 切削参数优化全因素试验结果。缝内密封组件自动制孔工艺参数试验结果如表 1 所示。

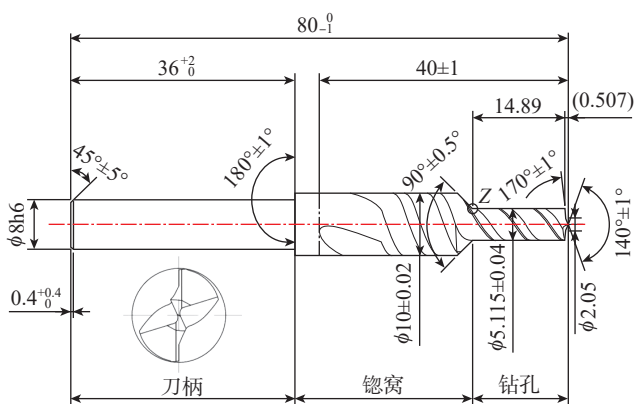
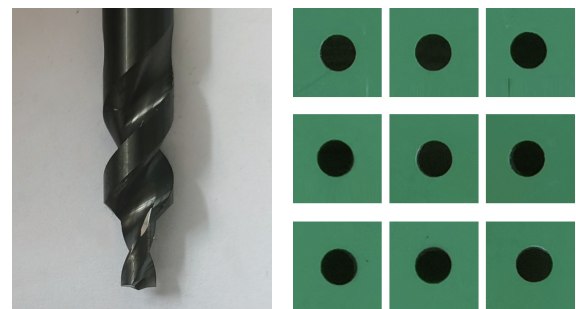
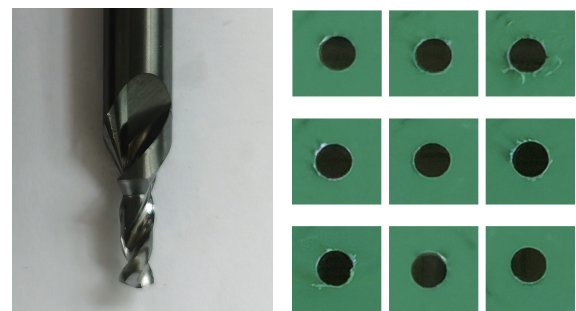


图 3 Al-Al 叠层  $\Phi 5.1$  mm H9 钻铤一体刀具  
Fig.3 Al-Al laminated  $\Phi 5.1$  mm H9 drilling tool



(a) 自动钻铆专用刀具及其制孔



(b) 120°顶角普通刀具及其制孔

图 4 不同刀具自动制孔结果对比  
Fig.4 Comparison of automatic drilling with different cutting tools

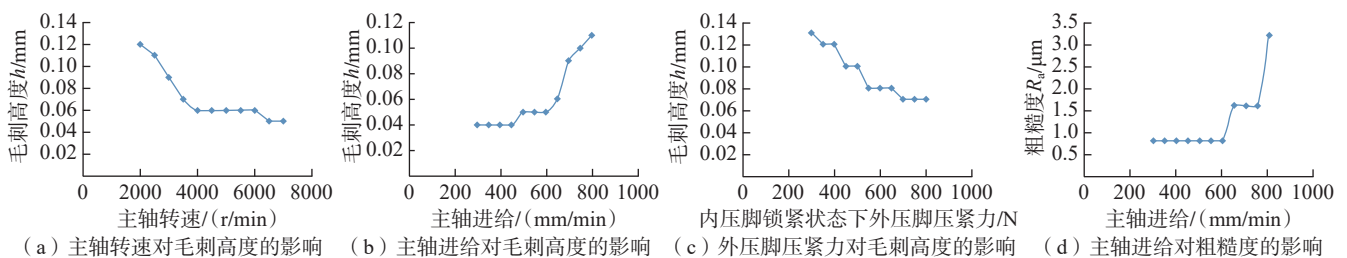


图 5 不同工艺参数对质量控制要素的影响趋势

Fig.5 Trend of the influence of different process parameters on quality control elements

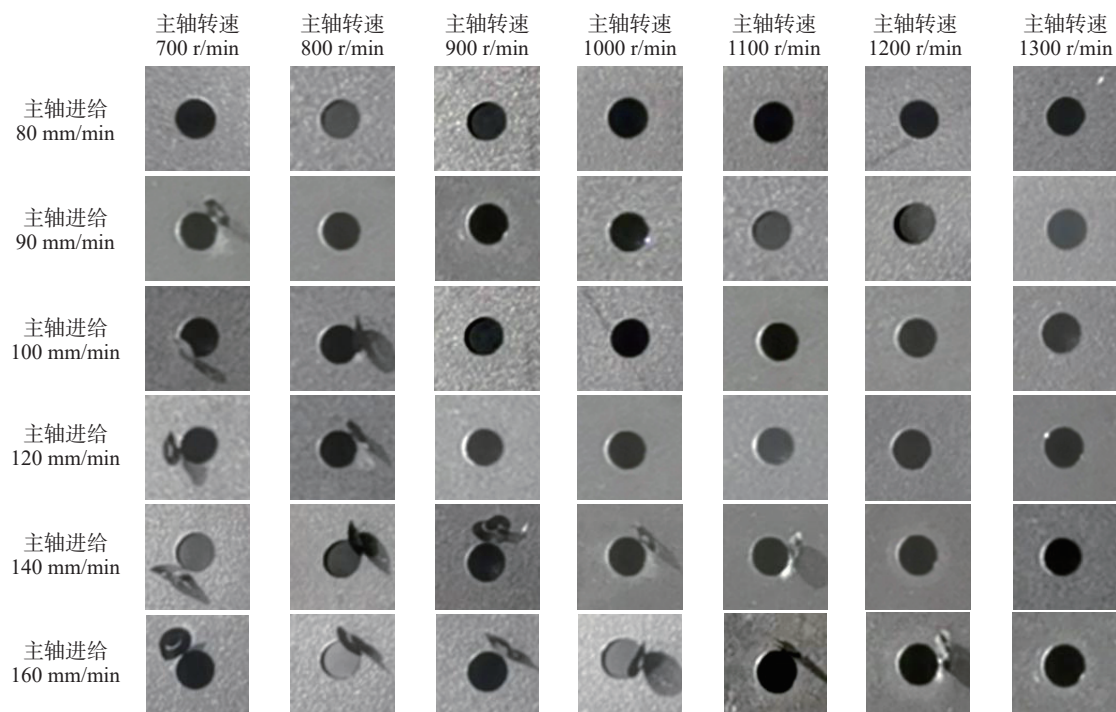


图6 钛合金 TA15 切削参数优化全因素试验结果

Fig.6 All-factor test results of cutting parameters optimization for titanium alloy TA15

表1 缝内密封组件自动制孔工艺参数试验结果

Table 1 Test results of automatic drilling process parameters for sealing components inside the seam

加工材料	叠层类型及厚度	参数类型	可选加工参数范围	较优参数样例
铝合金 (7B04-T74)	铝、铝叠层 ( $\delta \leq 6.0$ mm)	压脚压力	400~700 N	500 N
		主轴转速	4000~6000 r/min	4000 r/min
		主轴进给	300~600 mm/min	600 mm/min
	铝、铝叠层 ( $\delta \geq 6.0$ mm)	压脚压力	400~700 N	500 N
		主轴转速	4000~6000 r/min	4000 r/min
		主轴进给	300~600 mm/min	400 mm/min
钛合金 (TA15)	钛、钛叠层 ( $\delta \leq 6.0$ mm)	压脚压力	600~800 N	800 N
		主轴转速	800~1000 r/min	1000 r/min
		主轴进给	80~100 mm/min	100 mm/min
	钛、钛叠层 ( $\delta \geq 6.0$ mm)	压脚压力	800~1000 N	1000 N
		主轴转速	1000~1500 r/min	1000 r/min
		主轴进给	啄钻, 100 mm/min 进 1 mm 退 0.4 mm	啄钻, 100 mm/min 进 1 mm 退 0.4 mm
铝合金 (7B04-T74) 钛合金 (TA15)	铝、钛叠层钛为出口端 (钛 $\delta \leq 6.0$ mm)	压脚压力	600~800 N	800 N
		主轴转速	800~1000 r/min	1000 r/min
		主轴进给	80~100 mm/min	100 mm/min
	钛、铝叠层铝为出口端 (钛 $\delta \leq 6.0$ mm)	压脚压力	600~800 N	800 N
		主轴转速	1000~1500 r/min	1500 r/min
		主轴进给	100~150 mm/min	150 mm/min

通过对全因素试验数据进行分析,将毛刺高度和断屑状态作为优化指标,对主轴转速、进给速度及外压脚压紧力进行分析。结果表明,随着主轴转速升高,毛刺高度下降,主轴转速达到 4000 r/min 后,毛刺高度变化趋势变缓;随着主轴进给递增,毛刺高度增加,进给达到 600 mm/min 时,毛刺高度变化趋势明显,主轴进给变大,孔壁及窝壁的粗糙度也变大,见图 5。

采用直径为 5.115 mm 的自动钻铆专用刀具,选用试验得出的较优参数进行自动制孔加工验证。制孔方式为双向夹紧,孔径及法向测量采用美国 Crown Royal 公司的孔径量具和垂直度量具,毛刺高度及表面划痕采用德国 GFM 公司的三维光学表面划痕缺陷测量仪。在主轴转速 4000 r/min,主轴进给 600 mm/min 这组较优参数下,相关质量控制要素均符合技术要求,具体测量结果如表 2 所示。其中,  $\alpha$  为加工前孔位所在曲面的法线与加工后孔轴线夹角偏差。

对产生轻微缠屑孔位进行划痕检测,结果显示孔壁及窝壁表面无划痕;个别孔位由于刀具缠屑,使蒙皮

漆层表面产生黑色环状痕迹,经检测该痕迹无划痕深度,通过专用清洗剂可擦除。产生轻微缠屑孔的表面状态及擦除前后对比,如图 7 所示。

#### 1.4 基于自动钻铆的预连接工艺的层间毛刺控制试验研究

基于自动钻铆的预连接的方式较多,以人工预连接为主,常用的预连接方法包括抽芯铆钉预连接工艺铆钉预连接、可拆卸工艺螺栓预连接及拉码紧固预连接等<sup>[6]</sup>。该类预连接存在拉紧力较小、预连接后需要二次扩孔及二次拆解安装等不足。层间夹胶缝内密封铆接采用装机铆钉预连方法,该方法无需对预连接孔进行二次扩孔,也无需拆除预连接紧固件,同时能更好地减小层间间隙,大幅提升钻铆效率。

采用装机铆钉预连接方法时,预连接孔位先通过人工钻制终孔,然后分解去毛刺后,对贴合面缝内刮涂密封胶,最后安装装机铆钉进行人工铆接。该方法通过刀具与工艺参数综合控制实现出口无毛刺,通过内外压脚双向夹紧方式结合适当的夹紧力抑制层间毛刺的产生<sup>[7]</sup>。

表 2 铝、铝叠层 ( $\delta \leq 6.0$  mm) 自动制孔及孔位抽测数据

Table 2 Automatic hole drilling and hole position sampling data of aluminum-aluminum laminates ( $\delta \leq 6.0$  mm)

孔编号	孔径实测值/mm	$\alpha/(\circ)$	毛刺高度/mm	表面粗糙度 $R_a/\mu\text{m}$	刀具断屑	表面划痕
1	5.124	0.1	0.03	1.6	无缠屑	无
2	5.121	0.1	0.04	1.6	轻微缠屑	无
3	5.121	0.1	0.04	1.6	轻微缠屑	无
4	5.119	0.1	0.05	1.6	轻微缠屑	无
5	5.126	0.1	0.02	1.6	轻微缠屑	无
6	5.122	0.1	0.03	1.6	无缠屑	无
7	5.124	0.1	0.03	1.6	无缠屑	无
8	5.124	0.1	0.04	1.6	无缠屑	无
9	5.125	0.1	0.04	1.6	轻微缠屑	无
10	5.124	0.1	0.05	1.6	无缠屑	无
11	5.122	0.1	0.04	1.6	轻微缠屑	无
12	5.122	0.1	0.04	1.6	无缠屑	无
13	5.126	0.1	0.03	1.6	轻微缠屑	无
14	5.124	0.1	0.03	1.6	轻微缠屑	无
15	5.126	0.1	0.04	1.6	无缠屑	无
16	5.124	0.1	0.05	1.6	轻微缠屑	无
17	5.121	0.1	0.05	1.6	无缠屑	无
18	5.124	0.1	0.04	1.6	轻微缠屑	无
19	5.123	0.1	0.05	1.6	无缠屑	无
20	5.123	0.1	0.04	1.6	无缠屑	无

试验研究表明,6 mm 厚度铝合金壁板不发生塑性挠度变形的极限夹紧力为 1550 N;在产品不发生塑性挠曲变形的前提下,夹紧力越大,层间毛刺越小。夹紧方式如图 8 所示。

采用装机铆钉预连接方法开展缝内密封层间毛刺验证试验,试验连接件中长桁两端的每个孔位均采用人工预连接,紧固件为终孔用铆钉,密封胶刮涂厚度为 0.5~0.8 mm,待密封胶硫化期后,对连接件进行拆解检测,试验结果如图 9 所示,检测数据如表 3 所示。

## 2 缝内密封组件干涉密封铆接试验研究

飞机结构所承受的载荷主要通过连接部传递,而连

接部作为应力的集中区域,直接影响结构疲劳寿命。干涉配合铆接无需增加结构重量,只需控制相关工艺参数,通过干涉配合产生的残余径向拉应力与外载荷产生的应力叠加,即可降低交变载荷下铆接孔周围应力幅,进而达到提高结构疲劳寿命的目的<sup>[8]</sup>。

基于自动钻铆设备稳定的位移控制精度及参数化可调变量特性,通过工艺参数试片试验,分析孔径精度、镦头高度对铆接干涉量的影响规律;通过无载传递试样的疲劳试验,分析不同干涉量与疲劳寿命的关系,从而总结出科学合理的干涉量控制范围。

### 2.1 孔径精度对铆接干涉量的影响规律试验

试片采用铝合金 7B04-T74 材料,叠层厚度 6 mm、

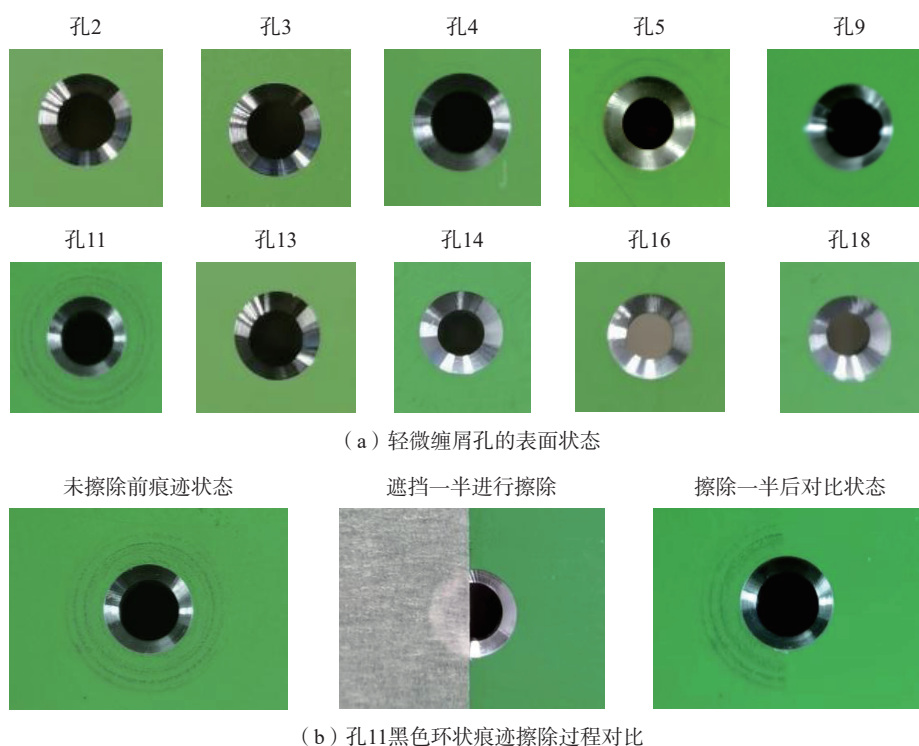


图 7 轻微缠屑孔的表面状态及擦除前后对比

Fig.7 Surface condition of slightly chip-tangled holes and comparison before and after erasing

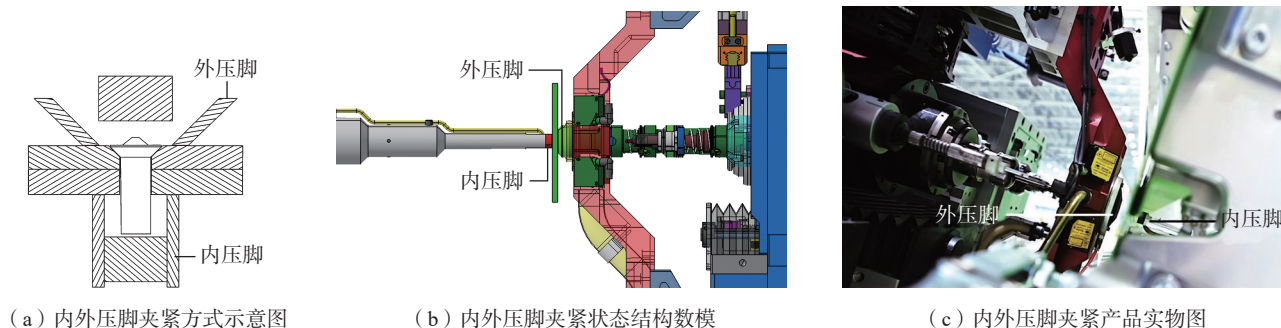


图 8 内外压脚双向夹紧方式示意及实物图

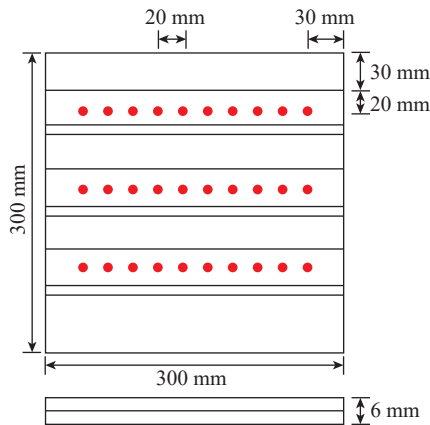
Fig.8 Schematic and physical diagram of bidirectional clamping method for inner and outer pressure feet

孔径直径 5.1 mm, 铆钉采用沉头半冠状铆钉。对铆钉进行视觉检测筛选, 铆钉钉杆直径公差控制在 0.01 mm 范围内, 对铆钉孔 1、4、5、8 进行钻铤加工, 对铆钉孔 2、3、6、7 进行钻铆加工, 如图 10 所示。试验共分 5 组, 分别用同一类型、不同直径的 5 把刀具进行加工。

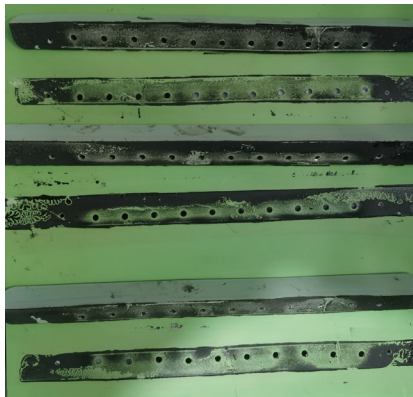
铆接干涉量采用绝对干涉量计算, 即  $\Delta = d - D$  ( $\Delta$  为绝对干涉量,  $d$  为铆接后的钉杆直径,  $D$  为钻铤孔直

径), 孔直径为孔 1、4、5、8 的平均直径, 每个孔测量两次, 第二次测量应将仪表旋转 90° 后进行测量, 取两次测量数据中较小的一个。铆钉干涉量测量位置示意图如图 11 所示, 标示的 3 处计算剖切铆钉的平均干涉量, 按  $\Delta_1 = d_1 - D$ ,  $\Delta_2 = d_2 - D$ ,  $\Delta_3 = d_3 - D$  方式计算, 具体试验方案如表 4 所示。

所有试片试验由同一台自动钻铆设备连续加工完成, 试验过程中主轴转速、主轴进给、铤窝深度、镦头



(a) 层间毛刺试验件示意图



(b) 层间毛刺试验件分解图



(c) 层间毛刺试验件局部图

图 9 缝内密封层间毛刺验证试验

Fig.9 Verification test for burrs between sealing layers inside the seam

表 3 缝内密封层间毛刺试验检测结果

Table 3 Test results of burrs between sealing layers inside the seam

孔编号	层间毛刺高度 $h/\text{mm}$	密封胶致密、连续、均匀符合性	密封性	胶上是否有切屑
1	0.02	合格	合格	无
2	0.02	合格	合格	无
3	0.01	合格	合格	无
4	0.02	合格	合格	无
5	0.02	合格	合格	无
6	0.01	合格	合格	无
7	0.02	合格	合格	无
8	0.02	合格	合格	无
9	0.02	合格	合格	无
10	0.03	合格	合格	无

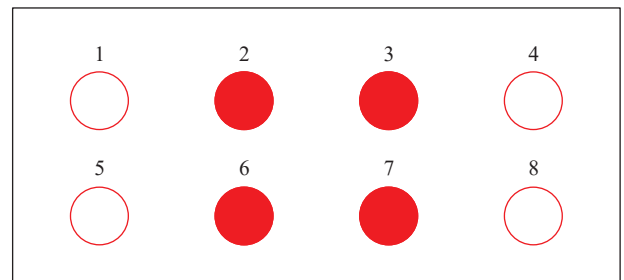


图 10 孔径精度对铆接干涉量影响规律试片示意图

Fig.10 Experimental schematic diagram of the influence of aperture accuracy on riveting interference

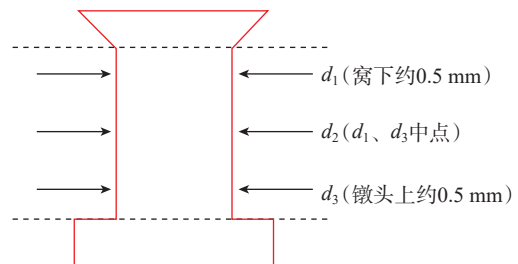


图 11 铆钉干涉量测量位置示意图

Fig.11 Schematic diagram of rivet interference measurement positions

高度、钉头凹凸量等参数保持一致<sup>[9]</sup>。刀具均使用全新未磨损刀具,试件加工完成后使用手锯进行剖切,剖切后的测量结果如表5所示。分析可知,随着孔径的增大,铆接试验件的干涉量逐渐减小,对于直径5 mm的沉头半冠状铆钉,H8~H12精度孔干涉量范围在0.123~0.032 mm之间。

表4 孔径精度与铆接干涉量影响规律试验参数

Table 4 Experimental parameters for the influence of aperture accuracy and riveting interference

组别编号	孔H极限偏差	刀具直径d/mm	主轴转速n/(r/min)	主轴进给f/(mm/min)
1	H8	5.103	4000	400
2	H9	5.115	4000	400
3	H10	5.133	4000	400
4	H11	5.150	4000	400
5	H12	5.205	4000	400

表5 孔径精度与铆接干涉量影响规律试验结果

Table 5 Experimental results on the influence of aperture accuracy and riveting interference

组别编号	试片实物图	孔径平均值D/mm	铆钉编号	钉杆直径d <sub>2</sub> /mm	干涉量Δ <sub>2</sub> /mm
1		5.111	2	5.232	0.121
			3	5.234	0.123
			6	5.230	0.119
			7	5.232	0.121
2		5.124	2	5.232	0.108
			3	5.231	0.107
			6	5.235	0.111
			7	5.236	0.112
3		5.141	2	5.242	0.101
			3	5.238	0.097
			6	5.234	0.093
			7	5.241	0.100
4		5.166	2	5.239	0.073
			3	5.25	0.084
			6	5.238	0.072
			7	5.232	0.066
5		5.215	2	5.253	0.038
			3	5.26	0.045
			6	5.247	0.032
			7	5.256	0.041

## 2.2 镢头高度对铆接干涉量的影响规律试验

试片同样采用铝合金7B04-T74材料,叠层厚度为6 mm;刀具采用同一规格(直径5.115 mm);铆钉选用同一规格的沉头半冠状铆钉,并通过视觉检测筛选,将铆钉钉杆直径公差控制在0.01 mm范围内;镢头高度通过内铆杆施铆进给量进行控制,分别为2.2 mm、2.4 mm、2.6 mm、2.8 mm、3.0 mm。试验中加工工艺参数保持不变,所有组别检测方法均一致。试验结果如表6所示。分析可知,随着镢头高度的增大,铆接试验件的干涉量逐渐减小。对于直径5 mm的沉头半冠状铆钉,镢头高度2.2~3.0 mm的干涉量范围在0.132~0.039 mm之间。

## 2.3 干涉量与疲劳寿命的影响规律试验

为了进一步验证铆接干涉量对结构疲劳的强化效果,明确疲劳寿命增益显著时的科学合理干涉量范围,开展铆接试样的疲劳试验。结合镢头高度对铆接干涉量影响规律试验得出的不同镢头高度下的铆接干涉量,依据该工艺参数及试验结果制作无载传递试样。试样

表 6 不同镢头高度条件下产生的铆接干涉量  
Table 6 Riveting interference under different heading heights

组别编号	试片实物图	拆解铆钉	镢头高度 H/mm	孔径平均值 D/mm	铆钉编号	钉杆直径 $d_2$ /mm	干涉量 $A_2$ /mm
1			2.2	5.122	2	5.254	0.132
					3	5.251	0.129
					6	5.249	0.127
					7	5.251	0.129
2			2.4	5.124	2	5.232	0.108
					3	5.231	0.107
					6	5.237	0.113
					7	5.235	0.111
3			2.6	5.12	2	5.2	0.08
					3	5.212	0.092
					6	5.199	0.079
					7	5.204	0.084
4			2.8	5.119	2	5.173	0.054
					3	5.181	0.062
					6	5.177	0.058
					7	5.179	0.06
5			3.0	5.122	2	5.164	0.042
					3	5.161	0.039
					6	5.166	0.044
					7	5.17	0.048

采用两块试片完全重合组装,通过双钉同向自动钻铆加工,加工参数中仅镢头高度为单一变量,其余参数保持一致<sup>[10]</sup>,刀具及铆钉规格尺寸均一致,试验件结构尺寸如图 12 所示。采用自动钻铆设备铆接 5 组样件,镢头高度分别为 2.2 mm、2.4 mm、2.6 mm、2.8 mm、3.0 mm,每组疲劳试验件数量为 5 个。样件装夹采用摩擦夹紧装置,装夹应保证载荷通过样件中心。加载过程中,观测样件产生裂纹情况,记录裂纹萌生部位和萌生寿命。

试验结果表明,所有铆接样件断裂形式均为孔边先产生裂纹,进而向外延伸直至断裂,孔周围依然是应力集中区域<sup>[11]</sup>,如图 13 所示。通过干涉配合铆接可以降低孔边应力幅,样件不同干涉量下的疲劳寿命试验结果见表 7。

依据表 7 中不同干涉量状态下的疲劳寿命试验结果,分析可知,随着铆接干涉量的增大及镢头高度的降低,疲劳寿命逐渐升高,干涉量为 0.129 mm 的疲劳寿命是干涉量 0.043 mm 的 2.84 倍;干涉量位于 0.058~0.110

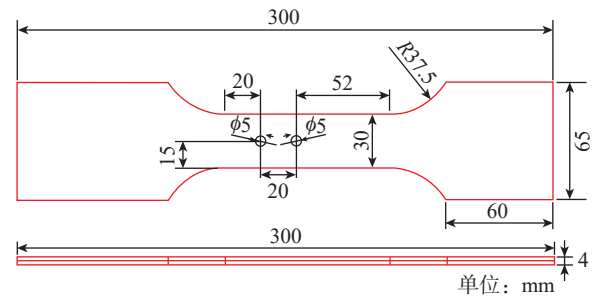


图 12 疲劳试验件结构尺寸

Fig.12 Structural dimensions of fatigue test specimens



图 13 疲劳样件断裂形式

Fig.13 Fracture mode of fatigue sample

表 7 不同干涉量下的疲劳寿命试验结果

Table 7 Fatigue life test results under different interference states

镢头高度/mm	样件编号	试验频率/Hz	最大载荷/kN	最小载荷/kN	循环次数	断裂形式	疲劳寿命均值/次	平均干涉量/mm
2.2	A1	128.9	42.9	2.14	453580	断裂, 铆钉处	320977	0.129
	A2	127.9	42.9	2.14	290596	断裂, 铆钉处		
	A3	128.1	42.9	2.14	267768	断裂, 铆钉处		
	A4	128.2	42.9	2.14	289767	断裂, 铆钉处		
	A5	127.8	42.9	2.14	303174	断裂, 铆钉处		
2.4	B1	128.7	42.9	2.14	272695	断裂, 铆钉处	317130	0.110
	B2	128.5	42.9	2.14	293480	断裂, 铆钉处		
	B3	128.3	42.9	2.14	280704	断裂, 铆钉处		
	B4	128.0	42.9	2.14	403768	断裂, 铆钉处		
	B5	128.4	42.9	2.14	335004	断裂, 铆钉处		
2.6	C1	128.1	42.9	2.14	284516	断裂, 铆钉处	248893	0.084
	C2	127.7	42.9	2.14	236547	断裂, 铆钉处		
	C3	127.9	42.9	2.14	215621	断裂, 铆钉处		
	C4	128.2	42.9	2.14	231642	断裂, 铆钉处		
	C5	128.2	42.9	2.14	276141	断裂, 铆钉处		
2.8	D1	128.3	42.9	2.14	154478	断裂, 铆钉处	155118	0.058
	D2	128.6	42.9	2.14	184598	断裂, 铆钉处		
	D3	128.3	42.9	2.14	125473	断裂, 铆钉处		
	D4	127.8	42.9	2.14	132571	断裂, 铆钉处		
	D5	127.9	42.9	2.14	178473	断裂, 铆钉处		
3.0	E1	128.2	42.9	2.14	92695	断裂, 铆钉处	113130	0.043
	E2	128.5	42.9	2.14	163480	断裂, 铆钉处		
	E3	128.4	42.9	2.14	100704	断裂, 铆钉处		
	E4	127.8	42.9	2.14	93768	断裂, 铆钉处		
	E5	127.8	42.9	2.14	115004	断裂, 铆钉处		

mm 区间时,疲劳寿命变化显著;干涉量位于 0.110~0.129 mm 区间时,疲劳寿命变化平缓。综合考虑镢头高度对组件变形的影响,建议 5 mm 补偿头铆钉的优选干涉量区间为 0.084~0.110 mm,对应的镢头高度为 2.4~2.6 mm,该区间干涉量增幅明显,可以有效强化孔周围应力集中区域,使疲劳寿命均值在 248893~317130 次,与镢头高度大于 2.6 mm 的样件对比,疲劳强化效果较优。

### 3 结论

(1) 针对飞机缝内密封组件的工艺特性和技术要求,

开展自动钻铆加工孔出口端及叠层间无毛刺加工技术研究及工艺试验。分析了毛刺形成机理及影响因素,设计并研制了钻铤一体刀具;通过全因素试验分析,明确自动钻铆工艺参数选用范围及较优推荐值,结合内外压脚夹紧方式,有效控制层间毛刺的产生,提高了制孔质量。

(2) 开展了缝内密封组件干涉密封铆接试验研究,重点研究了制孔精度和镢头高度对铆接干涉量的影响规律,以及铆接干涉量对疲劳寿命的影响。随着孔径的增大,铆接试验件的干涉量逐渐减小,对于直径 5 mm 的沉头半冠状铆钉, H8~H12 精度孔干涉量范围在

0.123~0.032 mm 之间,2.2~3.0 mm 镢头高度的干涉量范围在 0.132~0.039 mm 之间;随着铆接干涉量的增大,疲劳寿命逐渐升高,干涉量为 0.129 mm 的疲劳寿命是干涉量 0.043 mm 的 2.84 倍,建议 5 mm 补偿头铆钉的优选干涉量区间为 0.084~0.110 mm。

## 参考文献

[1] 韩志仁. 大飞机数字化制造关键技术[J]. 航空制造技术, 2016, 56(1/2): 53-57.

HAN Zhiren. Key technology for digital manufacturing of large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 56(1/2): 53-57.

[2] 刘平, 张开富, 李原. 壁板自动钻铆夹持点布局优化方法[J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(7): 1625-1630.

LIU Ping, ZHANG Kaifu, LI Yuan. Optimization method of dynamic location layout for sheet metal ADR assembly[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2014, 20(7): 1625-1630.

[3] 陈雪梅, 刘顺涛. 飞机数字化装配技术发展与应用[J]. 航空制造技术, 2014, 57(1/2): 60-65.

CHEN Xuemei, LIU Shuntao. Development and application of digital assembly technology for aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(1/2): 60-65.

[4] 赵平. 飞机壁板自动钻铆系统应用研究[J]. 机械制造与自动化, 2017, 46(2): 191-194.

ZHAO Ping. Application research on automatic drilling and riveting system for aircraft panel[J]. Machine Building & Automation, 2017, 46(2): 191-194.

[5] 王巍, 王诚鑫. 大型客机机身对接技术研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(13): 38-41, 53.

WANG Wei, WANG Chengxin. Research on docking technology of large aircraft fuselage[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(13): 38-41, 53.

[6] 杨迪. 飞机壁板自动钻铆中预连接工艺和铆接变形研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.

YANG Di. Study on pre-joining process and riveting deformation in automated drilling-riveting of aircraft panel[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019.

[7] 王仲奇, 王赢, 郭飞燕, 等. 壁板组件柔性装配工装技术[J]. 航空制造技术, 2013, 56(12): 44-47.

WANG Zhongqi, WANG Ying, GUO Feiyan, et al. Tooling technology of flexible assembly for panel component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(12): 44-47.

[8] 刘连喜, 李西宁, 王仲奇, 等. 无头铆钉自动钻铆工艺试验研究[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(1): 77-82.

LIU Lianxi, LI Xining, WANG Zhongqi, et al. Semi-empirical research on automatic drilling and riveting process of headless rivet[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(1): 77-82.

[9] LIU Y, FANG Q, ZHAO A N, et al. Design of DOB-based riveting force controller for dual-machine horizontal drilling and riveting system[J]. Mechatronics, 2019, 63: 102263.

[10] AAMIR M, GIASIN K, TOLOUEI-RAD M, et al. A review: Drilling performance and hole quality of aluminium alloys for aerospace applications[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2020,

9(6): 12484-12500.

[11] NAVANEETHAKRISHNAN G, SURESHKUMAR B, PALANISAMY R, et al. Effect of cryogenic treatment on drill tool for enhancing metal cutting operation of aluminium alloy IS737.Gr19000[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2022, 18: 1488-1501.

通讯作者: 王宏锋, 高级工程师, 研究方向为飞机装配。

(责编 阳光)

(上接第 114 页)

[5] XIONG S, ZHAO Y, SONG J P. Effect of carbon fiber surface microstructure on composite interfacial property based on image quantitative characterization technique[J]. Materials, 2021, 14(21): 6367.

[6] ROMOLI L, FISCHER F, KLING R. A study on UV laser drilling of PEEK reinforced with carbon fibers[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2012, 50(3): 449-457.

[7] CRITCHLOW G W, LITCHFIELD R, CURTIS C, et al. Hot and cold cleaning methods: CO<sub>2</sub> and Nd: YAG laser ablation, sodium hydride immersion and CO<sub>2</sub> cryoblasting[J]. Transactions of the IMF, 2009, 87(6): 284-286.

[8] HUANG W, CHENG F, ZUO S, et al. The effects of combined treatments of laser engraving, plasma spraying and resin pre-coating on improving the bonding strength of titanium alloy and carbon fiber-reinforced polymer[J]. Polymers, 2024, 16(14): 2041.

[9] YE Y Y, JIA B S, CHEN J, et al. Laser cleaning of the contaminations on the surface of tire mould[J]. International Journal of Modern Physics B, 2017, 31(16-19): 1744100.

[10] GEBAUER J, BURKHARDT M, FRANKE V, et al. On the ablation behavior of carbon fiber-reinforced plastics during laser surface treatment using pulsed lasers[J]. Materials, 2020, 13(24): 5682.

[11] HERNANDEZ E, ALFANO M, PULUNGAN D, et al. Toughness amplification in copper/epoxy joints through pulsed laser micro-machined interface heterogeneities[J]. Scientific Reports, 2017, 7: 16344.

[12] ROMOLI L, FISCHER F, KLING R. A study on UV laser drilling of PEEK reinforced with carbon fibers[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2012, 50(3): 449-457.

[13] OLIVEIRA V, SHARMA S P, DE MOURA M F S F, et al. Surface treatment of CFRP composites using femtosecond laser radiation[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2017, 94: 37-43.

[14] AKMAN E, ERDOĞAN Y, BORA M Ö, et al. Investigation of the differences between photochemical and photothermal laser ablation on the shear strength of CFRP/CFRP adhesive joints[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2020, 99: 102548.

[15] RAUH B, KRELING S, KOLB M, et al. UV-laser cleaning and surface characterization of an aerospace carbon fibre reinforced polymer[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2018, 82: 50-59.

通信作者: 王犇, 工程师, 研究方向为复合材料胶接增强。

赵朕, 助理研究员, 博士, 研究方向为飞秒激光微纳结构加工。

(责编 阳光)