

复合材料结构装配中的干涉衬套 强化工艺研究

魏誉豪, 曹增强

(西北工业大学机电学院, 西安 710072)

[摘要] 干涉衬套孔强化技术可以显著提高复合材料结构连接接头的机械性能以及疲劳性能,干涉量是干涉衬套强化的关键工艺参数。对干涉衬套安装过程中的安装阻力进行了理论分析,以TA2纯钛干涉衬套的干涉量为研究对象,通过试验对不同干涉量下的安装阻力、孔径变化以及复合材料内部损伤进行研究。结果表明:干涉量对安装阻力影响显著,安装阻力随着干涉量增加而明显增大;沿安装方向,复合材料复材孔的干涉不均匀,出口处干涉量高于入口处干涉量;相对挤压量为3%时,复合材料复材孔出口处的实际干涉量已高达1.5%,并且出现材料受损的情况,相对挤压量选取不宜超过3%。

关键词: 复合材料;干涉衬套;安装阻力;干涉量;损伤

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.15.063



魏誉豪

硕士研究生,主要研究方向为复合材料结构装配的孔强化工艺研究。

先进复合材料具有比强度高、比刚度高和抗疲劳性能好等优异特性,广泛用于大型飞机承力结构,其结构连接以机械连接为主^[1-2]。为了充分

发挥复合材料的优越特性,对复合材料机械连接结构强化技术的研究至关重要^[3-4]。其中,干涉配合衬套强化技术能够显著提高复合材料连接接头机械性能和延长疲劳寿命^[5],具有导电性好、抗雷击、便于螺栓的安装和拆卸等优点^[6-7]。

复合材料结构干涉配合衬套强化技术是通过在接头加装干涉衬套,采用专用工具,使挤压和干涉安装一步完成,在不损伤复材的情况下实现干涉配合强化^[8-9]。刘一兵等^[10]通过试验研究,得出干涉配合衬套强化技术能够有效改善复合材料连接孔的原始疲劳品质以及提高其疲劳寿命的结论。Reid等^[11]研究发现干涉配合衬套强化技术显著提高了连接结构的机械性能。刘华东等^[12]总结了干涉配合衬套强化技术的允许重复干涉配合紧固件安装和拆卸等独特优势。然而,

由于缺乏完善的理论支持和系统的工艺研究,致使国内在复合材料干涉配合技术相关领域的研究成果十分有限。在国内飞机制造业中,复合材料结构仍然不得不大量采用间隙配合,大大限制了复合材料的连接强度、降低了材料的使用效率^[13]。

目前,国内复合材料干涉配合衬套强化技术应用的深度和广度与国外先进飞机制造业相比具有较大差距。国外飞机制造的实践已充分证明干涉配合衬套强化技术在我国军民机制造中有广阔的应用空间,对提高飞机的寿命和性能有重要意义^[14]。然而,国内干涉衬套相关的研究较少,在强化工艺参数选择方面的研究工作几乎处于空白,并且美国FTI等对其技术细节严格保密。因此,本文对干涉衬套安装阻力进行了理论分析,以厚度为1mm的TA2纯钛干涉

衬套干涉量为研究对象,通过试验对不同干涉量下的安装阻力、干涉量变化和复合材料内部损伤进行对比,可为复合材料干涉配合衬套强化工艺的应用提供技术指导。

安装阻力分析

干涉配合衬套强化是通过芯棒给干涉衬套施加安装力,将其装入复材孔,如图1所示。由于芯棒直径大于衬套孔径,安装过程中需要胀大复材孔,因此需要克服较大的安装阻力。安装阻力直接影响安装质量,过大的安装阻力将导致安装困难,甚至造成干涉衬套无法安装。对于干涉衬套的安装,安装阻力满足计算式:

$$F = F_Z + F_R \quad (1)$$

式中, F_R 为干涉衬套孔壁与芯棒的摩擦力; F_Z 为芯棒克服孔口弹塑性变形的剪切阻力。根据摩擦学原理, F_R 满足公式:

$$F_R = \mu \sigma_r \pi d' v t \quad (2)$$

式中, μ 为干涉衬套孔壁与芯棒接触面摩擦系数; σ_r 为干涉衬套孔处的径向应力; d' 为干涉衬套孔的直径; v 为安装速度; t 为安装时间。根据试验统计,干涉衬套安装过程中的摩擦因数满足等式^[16]:

$$\mu = (a + bv)e^{-cv} + d \quad (3)$$

式中,常数 a 、 b 、 c 和 d 由材料属性和载荷决定的。将式(3)和式(2)代入式(1)可得安装阻力公式:

$$F = F_Z + [(a + bv)ve^{-cv} + dv] \sigma_r \pi D t \quad (4)$$

安装试验研究

1 试件设计

针对新机研制中大量应用的T800碳纤维树脂基复合材料^[17],设计干涉配合衬套安装试验。安装试样几何模型如图2所示,其中: $D=8\text{mm}$ 为复材孔直径亦为衬

套外直径; $d'=6\text{mm}$ 为衬套孔径; $l=60\text{mm}$ 为试件长度; $w=30\text{mm}$ 为试件宽度; $t=3.384\text{mm}$ 为试件厚度; $e=15\text{mm}$ 为孔边距。试件边径比选用 $e/d'=2.5$, 宽径比选用 $w/d'=5$ ^[18]。试件材料为 T800 碳纤维环氧树脂基复合材料(CFRP),铺层顺序为 $[+45/-45/0/+45/90/-45/+45/90/-45]_s$, 材料属性如表1所示。为了保证干涉量准确度,试样采用两次钻孔,一次铰孔进行孔加工。参考 FTI 公司针对复合材料干涉衬套强化所设计制造的干涉衬套材料为纯钛,因此试验所用干涉衬套选 TA2 纯钛无缝衬套,其材料属性见表2。干涉衬套内孔径为 6mm,厚度为 1mm,高为 3.384mm,如图3所示。挤压强化过程中,芯棒是干涉配合衬套强化的关

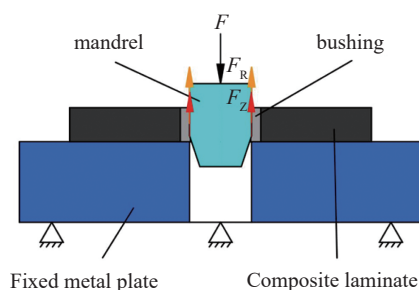


图1 衬套安装模型几何结构示意图
Fig.1 Geometric sketch of the bushing installation model

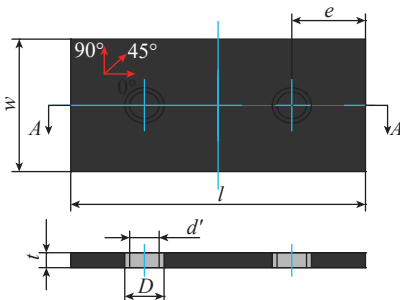


图2 干涉衬套安装试件几何模型

Fig.2 Geometric model of interference bushing installation specimen

表1 T800碳纤维环氧树脂基复合材料板力学性能

Table 1 Mechanical properties of T800 carbon/epoxy composites laminate

E_1/MPa	E_2/MPa	G_{12}/MPa	G_{21}/MPa	ν_{12}	ν_{21}
60	30	8	6	3.384	15

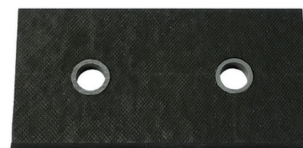
键工具,试验所用芯棒由天津三益精密公司生产,其表面镀铬。在衬套安装试验以及工程应用中,通常选取芯棒对干涉配合衬套的挤压力 I 来衡量强化程度,因此试验设计了5组相对挤压力(表3),以研究干涉量对安装损伤的影响。每组做5次试验,以减小偶然误差。相对挤压力指的是衬套安装造成的绝对挤压力与衬套孔径之比乘以100%所得的数值,其定义可表示为:

$$I = \frac{d_m - d'}{d'} \times 100\% \quad (5)$$

式中, d' 为衬套孔径; d_m 为芯棒直径。

2 安装试验

安装试验中,设计专用的夹具对试件进行夹持,如图4所示,在衬套不被挤出复材孔的前提下,完成干涉衬套的安装以及安装阻力的测量。安装过程:将衬套孔与固定板上同直径的通孔对中,并用夹器将试件与固定板夹紧固定;从下向上按照垫板、压力传感器、固定板、试件的顺序放置于压铆机工作台上;在安装前,调节压铆机工作台高度,以保证在压头不会撞击复材层复合的条件下使芯棒穿过衬套孔。开启 DataLab 数据处理软件后,启动压铆机进行干涉配合衬套安装。当芯棒受到安装载荷前移时,安装阻力通过固定板传递到压力传感器,压力传感器通过电荷放大器将数据放大并输出,输出数据为电压值,通过电压值



与安装阻力值关系式,计算得到安装阻力值。试验采用的安装设备为气动压铆机,压力传感器为高频石英压力传感器,响应频率大于40kHz,测试范围0~100kN。

安装完成后,沿轴线方向衬套与复材孔之间的干涉不均匀。通过测量安装入口与出口处的复材孔直径以及衬套孔直径,可以推测出沿轴线方向干涉量的变化趋势。采用光学显微镜对孔径进行多次测量取平均值。

为了深入研究干涉量对干涉衬套安装工艺的影响,将安装后的试件切割,观察其内部损伤情况。由于碳纤维环氧树脂基复合材料的独特性质,普通切割方法容易造成复合材料切口周围分层、撕裂以及灼伤等损伤,对后续试验结果的准确性产生不利影响。高压水切割的切割质量稳

定,切割效率高,而且对切口材料微观组织影响微弱,故水切割技术是复合材料较理想的切割方法^[19]。本试验采用FLOW公司生产的超高压水切割设备进行切割操作。切割完成后,使用扫描电子显微镜对切割面进行扫描,检测其内部损伤情况。

结果与讨论

1 安装阻力

安装阻力是干涉衬套安装工艺的重要考虑因素,过大的安装阻力将产生衬套凸瘤过高、结构局部变形甚至安装失败等严重后果^[20]。如式(4)所示,干涉衬套安装阻力影响因素复杂,本文针对干涉配合强化工艺中的干涉量来对安装阻力进行分析研究。

图5为不同干涉量下随芯棒位移与安装阻力关系图。可知,干涉衬套安装过程出现2个波峰和1个波谷,整个过程可以划分为3个阶段。阶段1:芯棒与衬套接触面积增加,这一阶段主要克服式(1)所述摩擦阻力 F_R ,随着芯棒下移,芯棒与衬套之间接触面积逐渐增大,安装阻力随之快速增加。阶段2:芯棒与衬套之间接触面积不发生变化,安装阻力上升至第一个波峰后快速下降,这很可能是受凸瘤的影响。在阶段2开始时,芯棒前端从衬套孔中挤出,与此同时产生凸瘤,因此需克服摩擦阻力 F_R 和凸瘤引起的剪切阻力 F_Z ,当凸瘤被完全挤出后,只需克服摩擦阻力 F_R ,因此在阶段2安装阻力呈现先上升后下降的趋势。相对挤压量为1%

时,峰值为2697N;相对挤压量为5%时,峰值为7697N。阶段3:芯棒与衬套接触面积减小,这一阶段主要克服式(1)所述摩擦阻力 F_R 。摩擦阻力 F_R 满足公式:

$$F_R = F_{Rb} + F_{Rc} \quad (6)$$

式中, F_{Rb} 为芯棒与衬套之间的摩擦阻力; F_{Rc} 为芯棒与凸瘤之间的摩擦阻力。

芯棒下移,芯棒与衬套之间接触面积减小,从而 F_{Rb} 减小;衬套孔内材料向下流动,导致凸瘤厚度和高度增加,凸瘤外侧与固定板孔之间接触面积和摩擦阻力增大,从而 F_{Rc} 增大。值得注意的是,当前阶段初始时, F_{Rc} 极小可以忽略, F_R 随 F_{Rb} 减小而下降;接着 F_{Rc} 快速增加,并且增加速度大于 F_{Rb} 减小速度,此时 F_R 呈上升趋势,直至到达第2次波峰,相对挤压量为1%时,峰值为1532N;相对挤压量为5%时,峰值为8986N;最后材料流动性明显降低, F_{Rc} 趋于稳定, F_R 随 F_{Rb} 减小而下降。

对不同相对挤压量下安装阻力进行对比可知:

阶段1,相对挤压量越大,安装阻力增长率越高,安装阻力越大。

阶段2,低相对挤压量下,安装阻力无明显增大;高相对挤压量下,安装阻力增势明显,由此说明了相对挤压量越大,所需克服的凸瘤剪切阻力越大。

阶段3,随着相对挤压量的增大,波谷呈现左移趋势。低相对挤压量下,第2个波峰峰值小于第1个波

表2 TA2材料力学性能

Table 2 Mechanical properties of pure titanium TA2

E/MPa	ν	σ_s	σ_b	Elongation/%
107	0.38	373	441	25

表3 相对挤压量

Table 3 Interference sizes

Number	d'/mm	d_m/mm	$l/\%$				
1	6	6.06	1				
2	6	6.12	2				
3	6	6.18	3				
4	6	6.24	4 </tr <tr> <td>5</td> <td>6</td> <td>6.30</td> <td>5</td> </tr>	5	6	6.30	5
5	6	6.30	5				

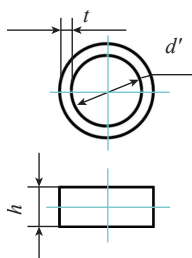


图3 衬套几何模型

Fig.3 Geometric model of bushing specimen

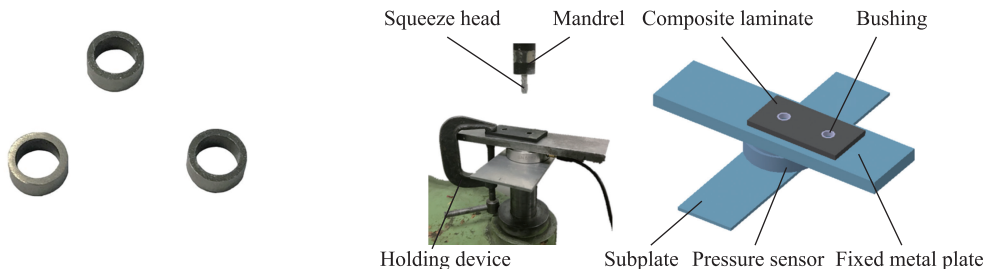


图4 安装设备和安装模型

Fig.4 Installation equipment and installation model

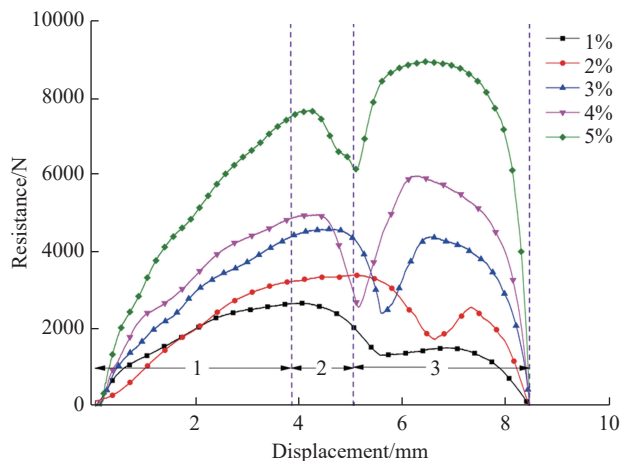


图5 不同干涉量下安装阻力值

Fig.5 Resistance-displacement curves of bushing installation

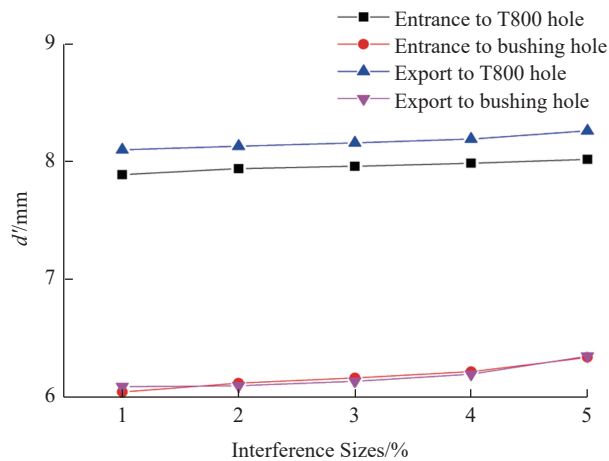


图6 不同相对挤压力下孔径值

Fig.6 Aperture of difference interference sizes

峰峰值,相对挤压力量的增大导致两个峰值均呈增大趋势,并且第2个波峰峰值的增长速度更快,在高相对挤压力下,第2个波峰峰值大于第1个波峰峰值。造成这一结果的原因是相对挤压力量增大使得衬套孔内材料流动性变强,从而使凸瘤高度和厚度均增大,进而 F_{Re} 增长率变大,同理波谷左移现象也是由此引起的。

2 孔径变化

沿安装方向衬套与复材孔之间的干涉不均匀,通过测量可以推测出安装线方向实际干涉情况。图6为不同相对挤压力下复材孔入口与出口处的复材孔直径以及衬套孔直径的测量尺寸。可知,衬套孔直径随着相对挤压力量的增大而不断增加,出口处与入口处衬套孔直径基本一致。由此可知,强化完成后衬套孔仍为直孔。复材孔直径随着相对挤压力量的增大呈上升趋势,出口处直径明显大于入口处直径,即出口处实际相对挤压力量大于入口处实际相对挤压力量,由此可推测出实际相对挤压力量沿安装方向逐渐增大。造成这一现象的主要原因是衬套材料的流动性:入口处受到芯棒挤压时材料的流动性较强,从而衬套对复材的挤压程度较小;出口处由于固定板的顶持作用,材料的流动受到限制,从而衬套对复

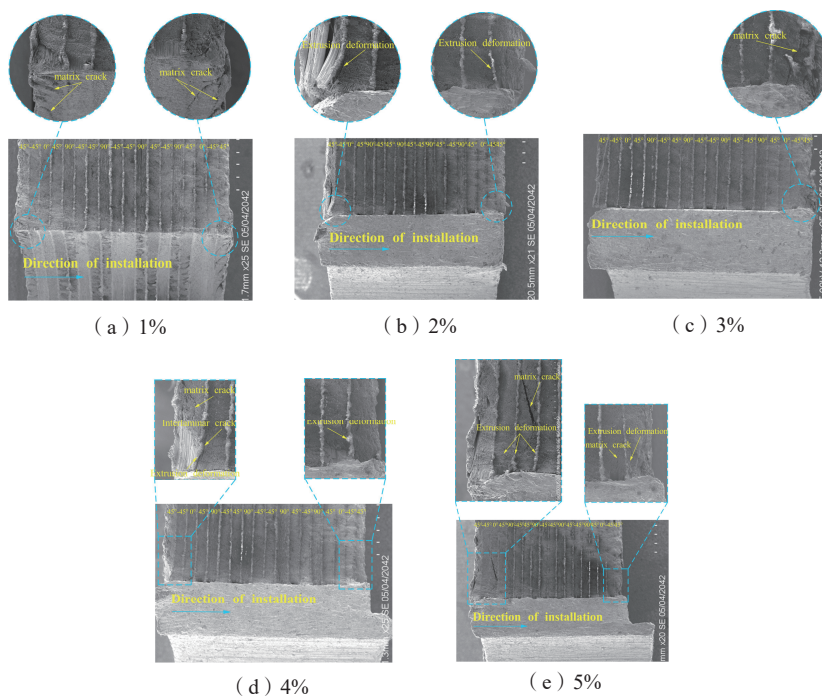


图7 不同干涉量下内部微观损伤

Fig.7 Internal damage of T800 under different interference

材的挤压程度较大。当相对挤压力量为3%时,复材孔出口处实际相对挤压力量已高达1.5%。因此,应将衬套孔设计为锥形孔,使出口处厚度较小,以改善干涉不均匀的情况。

3 内部损伤

图7为不同相对挤压力下复合材料层合板内部微观损伤情况。

相对挤压力量为1%时,衬套与复

合材料层板紧密贴合,复合材料复材孔入口和出口的表层萌生少量基体裂纹;此外,虽然复合材料连接孔出口处极易发生安装分层损伤,但由于固定板的支撑效应,复合材料连接孔出口处未发生安装分层。

相对挤压力量为2%时,复合材料连接孔径向挤压程度加深,孔壁形成明显的挤压塑性变形,复合材料复材孔

入口和出口处孔周均发生挤压变形。

相对挤压量为3%时,由于相对挤压量的增加,复合材料连接孔出口处基体破坏情况严重,被挤压成碎块状。

相对挤压量为4%时,孔壁挤压变形愈加显著;表层基体裂纹由孔壁附近向层板内部更深处扩展;凸瘤高度约为0.45mm。

相对挤压量为5%时,孔壁挤压变形区域扩大,由表层向内部铺层扩展;更多的层板内部铺层开始萌生基体裂纹,同时基体裂纹亦由孔壁附近向层板内部更深处扩展;衬套凸瘤高度约为0.54mm。

结合对孔径变化的分析,由于出口处的实际相对挤压量最大,所以复材孔出口附近损伤最为严重。安装损伤形式以基体裂纹、挤压变形为主,随着相对挤压量增加,安装损伤呈现出由首层铺层向内部铺层、由孔壁向层板内部扩展的特征。衬套在出口处形成凸瘤,随着相对挤压量增加,芯棒对衬套的剪切力不断增大,从而材料的流动更为明显,最终造成凸瘤不断增大。在衬套安装工艺中,允许凸瘤的出现,但其高度不得高于0.3mm。

结论

本文通过试验对不同相对挤压量下的安装阻力、孔径变化以及复合材料内部损伤进行对比,得到以下几个结论:

(1) 在干涉衬套安装过程中,相对挤压量对安装阻力的影响显著;相对挤压量1%、2%、3%、4%和5%下安装阻力的值分别为2.69kN、3.42kN、4.61kN、6kN、8.98kN,安装阻力随着相对挤压量的增大明显增加。

(2) 在干涉衬套安装完成后,沿安装方向对复合材料复材孔的干涉不均匀,出口处相对挤压量明显高于入口处相对挤压量,由此,在工程应用中,将衬套设计为锥形孔,使衬套出口处厚度小于入口处厚度,将在一定程度上改善干涉不均匀的现象。

(3) 相对挤压量为3%时,复合材料复材孔出口处的实际相对挤压量已经高达1.5%,并且出现材料受损的情况,故工程应用中,相对挤压量选取不宜超过3%。

参考文献

[1] 李原,宋丹龙,张开富,等.层合板干涉螺栓分层损伤及其临界相对挤压量[J].航空学报,2016,37(5):1677-1688.

LI Yuan, SONG Danlong, ZHANG Kaifu, et al. Delamination damage and critical interference percentage for interference fit bolt joint of laminates[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(5): 1677-1688.

[2] 范玉青,梅中义,陶剑.大型飞机数字化制造工程[M].北京:航空工业出版社,2011.

FAN Yuqing, MEI Zhongyi, TAO Jian. Large aircraft digital manufacturing engineering[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011.

[3] 刘萍,张开达.干涉对复合材料叠层板螺栓连接疲劳强度的影响[J].航空学报,1991,12:545-549.

LIU Ping, ZHANG Kaida. Experimental study on fatigue life interference-fit composite joint[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12: 545-549.

[4] 曹增强,王武,杨军.干涉对复合材料机械连接强度的影响[J].航空制造技术,2012,55(12):62-64.

CAO Zengqiang, WANG Wu, YANG Jun. Effect of interference-fit on fatigue of composites bolted joint[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(12): 62-64.

[5] KIM S Y, HENNIGAN D J, KIM D. Influence of fabrication and interference-fit techniques on tensile and fatigue properties of pin-loaded glass fiber reinforced plastics composites[J]. Journal of Engineering Materials & Technology, 2012, 134(4): 041012(1-8).

[6] FTI. Gromex brochure[EB/OL]. (2009-09-11) [2018-08-25]. <http://www.fatiguetechnology.com/products-gromex.asp>.

[7] Lisi Aerospace. Sleeve Taper- HI-LITE[EB/OL]. (2007-02-01) [2018-08-11]. <http://www.lisi-aerospace.com/products/fasteners/sleeved-pin/sleeve-taper-hi-lite>.

[8] 张全纯,汪裕炳,瞿履和.先进飞机机械连接技术[M].北京:兵器工业出版社,2000.

ZHANG Quanchun, WANG Yubing, QU Lühe. Advanced aircraft mechanical joint technology[M]. Beijing: Weapon Industry Press, 2000.

Beijing: Weapon Industry Press, 2000.

[9] 曹增强,胡朝阳,甘学东,等.小边距孔的压合衬套强化工艺研究[J].机械强度,2016,38(5):1093-1098.

CAO Zengqiang, HU Chaoyang, GAN Xuedong, et al. The research of bushing strengthening process on short edge-margin hole[J]. Journal of Mechanical Strength. 2016, 38(5): 1093-1098.

[10] 刘一兵,孟仲伟.复合材料层板衬套强化孔的疲劳寿命增益分析[J].航空学报,1998,19(5):74-76.

LIU Yibing, MENG Zhongwei. Analysis of increment for the fatigue life of bushing intensified hole on composite laminate plate[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(5): 74-76.

[11] REID L, RANSOM J, WEHRMEISTER M. Grommet hole reinforcement and lightning strike protection in composite structural assembly[J]. SAE International Journal of Aerospace, 2011, 4(2): 988-997.

[12] 刘华东,赵庆云.长寿命机械连接技术研究应用进展[J].航空制造技术,2016,59(19):64-69.

LIU Huadong, ZHAO Qingyun. Progress in the application of long-life mechanical connection technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(19): 64-69.

[13] 魏景超,贾普荣,矫桂琼.干涉对复合材料层板连接系统的极限挤压强度影响[J].材料开发与应用,2011,26(3):66-69.

WEI Jingchao, JIA Purong, JIAO Guiqiong. An experimental study on ultimate bearing strength of composite bolt joint with interference-fit[J]. Development and Application of Materials, 2011, 26(3): 66-69.

[14] BEAL B H. Fastening on the F-14A for cost effective fatigue resistance[C]//NASA Langley Research Center Proceedings of the Symposium on Welding, Bonding, and Fastening, 1972.

[15] 温诗铸.摩擦学原理[M].北京:清华大学出版社,1991.

WEN Shizhu. Principles of tribology[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1991.

[16] 程远庆. CFRP孔冷挤压仿真与试验研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.

CHENG Quanchun. Simulation and Experiment Researches on Cold Expansion Process of CFRP[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.

[17] 魏景超.复合材料结构新型紧固件连接强度与失效机理[D].西安:西北工业

(下转第74页)

Study on Optimization for Automatic Drilling and Riveting Off-line Programming Process of Aircraft Panel

LI Ming, QIU Nan, WANG Jing

(AVIC Jiangxi Hongdu Aviation Industry Group Co., Ltd., Nanchang 330096, China)

[ABSTRACT] As one of the critical steps of application of Automatic drilling and riveting technology, automatic drilling and riveting off-line programming will directly impact the manufacturing period of aircraft panel. This paper analyzed the process of automatic drilling and riveting off-line programming for aircraft panel. Aiming at improving the current situation, a method of fast automatic drilling and riveting off-line programming for aircraft panel is proposed, which has optimized off-line programming process and realizes batch processing for data of off-line programming based on CAA program development technology. It improves the efficiency and quality of automatic drilling and riveting off-line programming of the aircraft panel greatly based on this method.

Keywords: Aircraft panel; Assembly; Automatic drilling and riveting; Off-line programming; Secondary development

(责编 长青)

(上接第67页)

大学, 2014.

WEI Jingchao. Simulation and experiment researches on cold expansion process of CFRP[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.

[18] 曹增强, 左杨杰. 电磁铆接[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.

CAO Zengqiang, ZUO Yangjie.

Electromagnetic riveting [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2018.

[19] 杨晓娜, 曹增强, 左杨杰, 等. 基于应力波加载的钛合金干涉螺栓安装工艺试验研究[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(3): 462-468.

YANG Xiaona, CAO Zengqiang, ZUO Yangjie, et al. Experimental study of titanium

hi-lock bolts installation using stress wave[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(3): 462-468.

通讯作者: 曹增强, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为飞机装配与连接技术、复合材料制造、金属塑性成形, E-mail: czq66326@nwpu.edu.cn.

Research on Reinforcement of Interference Bushing in Composite Structure Assembly

WEI Yuhao, CAO Zengqiang

(School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] The interference bushing hole reinforcement technology can significantly improve the mechanical properties and fatigue performance of the composite structural joint, and the interference size is the key process parameter of the technology. In this study, the resistance of interference bushing installation was analyzed theoretically, and the interference size of TA2 pure titanium interference bushing was taken as the research object. The strengthening resistance, the pore diameter change and the internal damage of the composite were studied by experiments. The results show that the interference size has a remarkable influence on the reinforcement resistance, and the reinforcement resistance increases obviously as the interference size increases. The interference size of the composite laminar hole is uneven along the mounting direction, as well as the amount of interference at the exit of the holes is higher than that at the entrance. When the interference size is 3%, the actual interference size at the exit of the composite laminate hole is as high as 1.5%, and the material damage occurs at the same time, so the interference size should be less than 3%.

Keywords: Composite; Interference bushing; reinforcement resistance; Interference size; Damage

(责编 长青)